



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Estudo Preliminar da Adaptação da Aeronave Crossover para Voo de Longa Duração a Grande Altitude

(versão corrigida após defesa)

Luís Miguel Camacho Correia

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de Estudos Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, novembro de 2018

Agradecimentos

Cumprida mais uma etapa queria em primeiro lugar agradecer à minha família, em especial os meus pais e os meus irmãos, porque sem eles seria impossível estar aqui hoje, a importância deles na minha vida foi decisiva e espero um dia poder retribuir o esforço que fizeram na minha formação.

Quero também agradecer ao meu orientador na dissertação de mestrado Professor Pedro Gamboa pela disponibilidade e dedicação na minha formação e elogiar o seu profissionalismo.

Por último, mas não menos importante aos meus amigos, em especial o Alexandre, a Beatriz, a Cláudia, a Inês, a Mariana e o Miguel, que foram sempre o meu suporte e que me ajudaram imenso ao longo destes anos.

A todos vós desejo as maiores felicidades e um muitíssimo OBRIGADO.

Resumo

Esta dissertação para obtenção do grau de Mestre em Engenharia Aeronáutica descreve um projeto em parceria com a empresa Eurosport Aircraft para realizar um estudo de desempenho para alteração do moto-planador Crossover numa aeronave HALE UAV.

O objetivo principal é de verificar a possibilidade de atingir uma autonomia de 168 h e atingir a altitude de 12160 m (40000 ft) realizando o aumento da envergadura da asa de 18 m para 25 m, com um MTOM de 1800 kg e colocando 2 motores Rotax® 915is turbo no Crossover.

Para atingir os objetivos são utilizados vários programas de análise tal como o Xflr5, que permitiu obter a polar de arrasto do perfil e das asas utilizados nos casos de estudo; o Qblade e o Jblade, utilizados para obter o projeto e análise de desempenho das hélices utilizadas.

Este estudo é realizado ao longo de diversas fases, onde na primeira fase é feito o dimensionamento das empenagens e a análise do desempenho do motor Rotax® 915is turbo. A fase seguinte envolve o projeto das hélices, sendo estas otimizadas com recurso ao Qblade e, por fim, são realizadas análises do desempenho das hélices em Jblade para vários ângulos de incidência para obter uma função de hélice de passo variável. Durante a terceira fase é estudada e analisada a polar de arrasto da aeronave com as diversas configurações para o painel novo da asa proposto pela empresa.

Para verificar qual a melhor configuração para atingir o objetivo, são realizados diversos estudos de desempenho conceptual onde são testadas diversas hélices. Depois de uma análise detalhada é escolhida a hélice mais eficiente para as condições de voo e posteriormente é realizado o mesmo estudo para analisar/testar qual a configuração de asa mais adequada.

Por fim, é realizado um estudo de desempenho com integração no tempo onde são comparados dois tipos de perfis de missão, o primeiro realizando um voo de cruzeiro normal a 12160 m e no segundo um perfil com funcionamento dos motores intermitente, realizando voo planado até uma determinada altitude mínima seguido com voo de subida até 12160 m, repetindo este processo até alcançar o peso de combustível mínimo.

Palavras-chave

Desempenho, Rotax, HALE, UAV, Conceptual, Crossover, Hélice, Jblade, Qblade, XFLR5

Abstract

This dissertation for the master's degree in Aeronautical Engineering describes a project in partnership with the company Eurosport Aircraft with the objective of developing a performance study for a modification of the motor glider Crossover into a HALE UAV.

The main objective is to verify that if increasing the wingspan of 18 m to 25 m, inserting two Rotax® 915is turbo and having a MTOM of 1800 kg on the Crossover, if it is possible to have 168 h of endurance and reach an altitude of 12160 m (40000 ft).

To reach the objectives it is used various analysis programs, such as XFLR5, used to obtain the drag polar of the aerofoils and wings used on the case studies; Qblade and Jblade are used to design and obtain the performance of the propellers tested in this work.

This study is carried out over several phases, where in the first phase the dimensioning of the tailings and the performance analysis of the Rotax® 915is turbo engine are done. The next phase involves the design of the propellers, these being optimized using Qblade and, finally, the analyses of the performance of the propellers on Jblade performing it for various blade pitch angle to obtain a variable pitch propeller function. During the third phase, the aircraft's drag polar was studied and analysed with the various configurations of the new panel of the wing proposed by the company.

To verify the best configuration to reach the objective, several conceptual performance studies are made where several propellers designs are tested. After a detailed analysis, the most efficient propeller for the flight conditions is chosen and the same study is then carried out to analyse/test the most appropriate wing configuration.

Finally, a time-integrated performance study comparing two types of mission profiles is carried out, the first one performing a normal cruise flight at 12160 m and the second one shows a profile with an intermittent engine functioning, performing a glided flight to a certain minimum altitude followed by a climb to 12160 m, repeating this process until reaching the minimum fuel weight.

Keywords

Performance, Rotax, HALE, UAV, Conceptual, Crossover, Propeller, Jblade, Qblade, XFLR5

Índice

1.	Introdução	1
1.1.	Motivação	1
1.2.	Objetivos	2
1.3.	Estrutura da Dissertação	3
2.	Estado da Arte	5
2.1.	Conceitos de aeronaves de grande altitude e grande autonomia	5
2.1.1.	Aeronaves a energia de micro-ondas.....	5
2.1.2.	Aeronaves com motores a combustão	7
2.1.3.	Aeronaves a energia solar.....	10
2.1.4.	Conceitos gerais	15
2.2.	Hélice.....	17
2.3.	Operações.....	19
3.	Metodologia	23
3.1.	Cálculo da Polar de arrasto da aeronave	23
3.1.1.	Análise da asa no XFLR5	23
3.1.2.	Cálculo da polar de arrasto total	24
3.2.	Análise de desempenho do motor	28
3.3.	Projeto e análise da hélice	29
3.4.	Cálculo do desempenho	33
4.	Casos de Estudo	41
4.1.	Crossover.....	41
4.2.	Dimensionamento das empenagens horizontal/vertical	43
4.3.	Análise da polar de arrasto da asa inicial	43
4.4.	Desempenho do Motor Rotax® 915is turbo	45
4.5.	Avaliação do Desempenho das Hélices.....	47
4.5.1.	Hélice $p/d= 1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás.....	48
4.5.2.	Hélice $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás.....	51
4.5.3.	Hélice $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás.....	54
4.5.4.	Hélice $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás.....	57
4.5.5.	Hélice $p/d= 1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás.....	60
4.5.6.	Discussão de resultados	63
4.6.	Estudo da configuração de asa	65
4.6.1.	Configuração de asa 2, acrescento afilado	65
4.6.2.	Configuração de asa 3, acrescento afilado	67
4.6.3.	Configuração de asa 4, acrescento afilado	68
4.6.4.	Discussão de resultados	70

4.7.	Análise de voo intermitente vs voo nivelado	71
4.7.1.	Voo nivelado.....	71
4.7.2.	Voo intermitente	72
4.7.3.	Discussão de resultados	73
4.8.	Análise de desempenho para o peso máximo de combustível	73
4.8.1.	Voo nivelado.....	74
4.8.2.	Voo intermitente	75
4.8.3.	Discussão de resultados	75
5.	Conclusão.....	77
5.1.	Trabalhos futuros.....	78
6.	Referências.....	79

Lista de Figuras

Figura 1 - Demonstração em voo do helicóptero com retena em outubro de 1964 [4]	5
Figura 2 - Representação do sistema SHARP adaptado de [5]	6
Figura 3 - Proteus (Créditos: NASA Photo) (a) e A160 Hummingbird [23] (b)	10
Figura 4 - Boeing Phantom Eye [29]	10
Figura 5 - Evolução das aeronaves do programa ERAST [34].	13
Figura 6 - Solitair [35] (a) e Alan Cocconi com o SoLong [38] (b)	14
Figura 7 - Zephyr S (a), Zephyr T (b) [39]	14
Figura 8 - Solara 50 [44] (a) e Aquila [47] (b).....	15
Figura 9 - Avião Solar da Boeing [49].....	15
Figura 10 - Objetivos de projeto para um perfil de alta altitude e de grande autonomia, adaptado de [50].....	16
Figura 11 - Eficiência de uma hélice a diversos ângulos de incidência, adaptado de [54]	18
Figura 12 - Contribuição de arrasto de uma hélice [54]	18
Figura 13 - Perfil de missão usual HALE UAV, adaptado de [56]	19
Figura 14 - Perfis de missão do Strato 2C: (a) Perfil de missão focada na altitude; e (b) perfil de missão focada na autonomia, adaptado de [52].....	19
Figura 15 - Representação do perfil de missão do RQ-4 Global Hawk, adaptado de [57].....	20
Figura 16 - HeliPlat® vigilância da fronteira sobre o mar mediterrâneo [37]	20
Figura 17 - Análise do perfil de missão, adaptado de [58]	21
Figura 18 - Perfil de missão do UAV-SOLVENDUS, adaptado de [51].....	22
Figura 19 - Propriedades da análise batch multi-threaded.....	24
Figura 20 - Esquema das força e momentos [61].....	25
Figura 21 - Ferramenta de otimização do Qblade (v0.963 2016).....	30
Figura 22 - Especificações da hélice no Jblade (v5.17 2013)	31
Figura 23 - Parâmetros da simulação no Jblade (v5.17 2013)	32
Figura 24 - Gráfico Ilustrativo de potência requerida e disponível em função da velocidade .	33
Figura 25 - Ilustração do perfil de voo utilizado para o estudo de desempenho com integração no tempo: (a) - Voo nivelado; (b) - Voo com funcionamento do motor intermitente.	35
Figura 26 - Fluxograma para o cálculo iterativo da potência e cálculo de desempenho conceptual	37
Figura 27 - Fluxograma para o cálculo iterativo da potência e cálculo de desempenho com integração no tempo para a subida (a) e descida (b)	38
Figura 28 - Fluxograma para o cálculo iterativo da potência e cálculo de desempenho com integração no tempo para o cruzeiro	39
Figura 29 - Desenho do crossover atual em SolidWorks [67]	41
Figura 30 - Dimensões e geometria da asa atual do crossover [67].....	42

Figura 31 - Perfil HQ 17/14.38 (retirado do XFLR5)	42
Figura 32 - Figura em planta da asa com acrescento retangular, denominada de asa 1 (retirado do XFLR5)	44
Figura 33 - Polar de arrasto da aeronave com a asa 1	44
Figura 34 - Gráfico de potência [W] com $\rho=1,225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$, $\delta=100\%$	45
Figura 35 - Gráfico de potência em relação à altitude	46
Figura 36 - Gráfico de consumo de combustível em relação à potência.....	47
Figura 37 - Perfil NACA 6412.....	47
Figura 38 - Hélice com um $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás (retirado do Jblade)	48
Figura 39 - Gráficos de η/η_{\max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás	48
Figura 40 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás	49
Figura 41 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás com 755 kg de combustível	50
Figura 42 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás com 755 kg de combustível	50
Figura 43 - Hélice com um $p/d=1,2$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás (retirado do Jblade)	51
Figura 44 - Gráficos de η/η_{\max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,2$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás	52
Figura 45 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,2$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás	52
Figura 46 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,2$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás com 755 kg de combustível	53
Figura 47 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,2$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás com 755 kg de combustível	54
Figura 48 - Hélice com um $p/d=2,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás (retirado do Jblade)	54
Figura 49 - Gráficos de η/η_{\max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=2,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás	55
Figura 50 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=2,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás	55
Figura 51 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=2,0$, $c_{\max}=0,11$ e 3 pás com 755 kg de combustível	56

Figura 52 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	57
Figura 53 - Hélice com um $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11$ e 4 pás (retirado do Jblade).....	57
Figura 54 - Gráficos de η/η_{max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás	58
Figura 55 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás	58
Figura 56 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível	59
Figura 57 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível	60
Figura 58 - Hélice com um $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18$ e 3 pás (retirado do Jblade).....	60
Figura 59 - Gráficos de η/η_{max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás	61
Figura 60 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás	61
Figura 61 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	62
Figura 62 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	63
Figura 63 - Figura em planta da asa 2 (retirado do XFLR5).....	65
Figura 64 - Polar de arrasto da aeronave completa com a asa 2 ao nível do mar e a 12160 m	66
Figura 65 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para a asa 2 com 755 kg de combustível	66
Figura 66 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) aos 12160 m para a asa 2 com 755 kg de combustível	66
Figura 67 - Figura em planta da asa 3 (retirado do XFLR5).....	67
Figura 68 - Polar de arrasto da aeronave completa com a asa 3 ao nível do mar e a 12160 m	67
Figura 69 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para a asa 3 com 755 kg de combustível	68
Figura 70 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) aos 12160 m para a asa 3 com 755 kg de combustível	68
Figura 71 - Figura em planta da asa 4 (retirado do XFLR5).....	69
Figura 72 - Polar de arrasto da aeronave completa com a asa 4 ao nível do mar e 12160 m ..	69

Figura 73 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para a asa 4 com 755 kg de combustível 69

Figura 74 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) aos 12160 m para a asa 4 com 755 kg de combustível 70

Figura 75 - Gráfico de Potência propulsiva e requerida a 12160 m de altitude com 1750 kg de combustível..... 74

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Características dos HALE UAV adaptado de [8]	7
Tabela 2 - Características dos HALE UAVs da General Atomics.....	8
Tabela 3 - Dados de hélice de alta altitude [55]	18
Tabela 4 - Tempo total e energia total consumida na subida, adaptado de [58]	21
Tabela 5 - Fator de interferência para cada componente.....	28
Tabela 6 - Tabela de velocidades de ponta máxima [61].....	29
Tabela 7 - Distribuição de corda da pá baseado na teoria de Larrabee adaptada de [63]	30
Tabela 8 - Características atuais do Crossover [67]	41
Tabela 9 - Dimensões da asa do atuais Crossover [67]	42
Tabela 10 - Dimensões da fuselagem segundo o fabricante [67]	42
Tabela 11 - Dimensões da empenagem horizontal e vertical atual do Crossover [67]	42
Tabela 12 - Tabela de dimensionamento das empenagens	43
Tabela 13 - Dimensões da asa nova.....	44
Tabela 14 - Propriedades de análise retiradas do XFLR5	44
Tabela 15 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás.....	48
Tabela 16 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	50
Tabela 17 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	51
Tabela 18 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás.....	51
Tabela 19 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	53
Tabela 20 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	54
Tabela 21 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás.....	55
Tabela 22 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	56
Tabela 23 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível	57
Tabela 24 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás.....	58
Tabela 25 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível	59

Tabela 26 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível	60
Tabela 27 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás.....	60
Tabela 28 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível	62
Tabela 29 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível	63
Tabela 30 - Autonomia máxima para as hélices avaliadas	63
Tabela 31 - Tabela de alcance máximo para as hélices utilizadas.....	64
Tabela 32 - Tabela de razão de subida máximo para as hélices utilizadas.....	64
Tabela 33 - Dimensões da asa 2	65
Tabela 34 - Dimensões da asa 3	67
Tabela 35 - Dimensões da asa 3	68
Tabela 36 - Tabela de autonomias para 1,1 e 1,2 vezes V_s	70
Tabela 37 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado com carga útil	71
Tabela 38 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado sem carga útil	72
Tabela 39 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente com carga útil.....	72
Tabela 40 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente sem carga útil	72
Tabela 41 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado com carga útil	74
Tabela 42 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado sem carga útil	75
Tabela 43 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente com carga útil.....	75
Tabela 44 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente sem carga útil	75

Lista de Acrónimos

BEM	Blade Element Momentum
BMDO	Ballistic Missile Defense Office
DARPA	Defence Advancement Research Projects Agency
ERAST	Environmental Research Aircraft and Sensor Technology
EUA	Estados Unidos da América
HAA	High Altitude Airship
HALE	High Altitude, Long Endurance
HTA	Heavier-than-Air
IAI	Israel Aerospace Industries
LTA	Lighter-than-air
LSI	Leading Systems Incorporated
MILAX	Microwave Lifted Airplane Experiment
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MTOW	Maximum Take-off Weight
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
SHARP	Stationary High-Altitude Relay Platform
UAV	Unmanned Air Vehicle
UBI	Universidade da Beira Interior
USAF	United States Air Force

Nomenclatura

Termos em Latim

A	Área, m ²
AR	Razão de aspeto
b	Envergadura, m
b_a	Envergadura da asa, m
b_H	Envergadura da empenagem horizontal, m
b_V	Envergadura da empenagem vertical, m
c	Corda, m
\bar{c}_a	Corda média da asa, m
\bar{c}_H	Corda média da empenagem horizontal, m
\bar{c}_V	Corda média da empenagem vertical, m
C_d	Coefficiente de arrasto do perfil
C_D	Coefficiente de arrasto
C_{Dmin}	Coefficiente de arrasto mínimo
C_{D0}	Coefficiente de arrasto parasita
C_{Di}	Coefficiente de arrasto induzido
C_f	Comprimento da fuselagem, m
C_F	Coefficiente de fricção
C_l	Coefficiente de sustentação do perfil
C_L	Coefficiente de sustentação
C_{LDmin}	Coefficiente de sustentação para arrasto mínimo
C_M	Coefficiente de momento de arfagem
C_P	Coefficiente de potência
C_T	Coefficiente de tração
d	Diâmetro, m
D	Arrasto, N
E	Autonomia, h
FF	Fator de forma
h	Altitude, m
J	Razão de avanço da hélice
h_a	Posição relativa do centro aerodinâmica da asa (x_a/c_a)
h_{cg}	Posição relativa do centro de gravidade (x_{cg}/c_a)
h_H	Posição relativa do centro aerodinâmico da empenagem horizontal (x_H/c_a)
h_V	Posição relativa do centro aerodinâmico da empenagem vertical (x_V/c_a)
L	Sustentação, N
M	Momento, Nm

n	Velocidade da hélice, rpm
N	Velocidade do motor, rpm
P	Potência, W
p	Passo, m
P_A	Potência disponível, W
P_e	Potência no eixo, W
P_{prop}	Potência propulsiva, W
P_R	Potência requerida, W
Q	Fator de interferência
q	Pressão dinâmica
R	Alcance, m
RC	Razão de subida, m/s
RD	Razão de descida, m/s
Re	Número de Reynolds
S	Área alar, m ²
S_H	Área da empenagem horizontal, m ²
S_V	Área da empenagem vertical, m ²
S_{wet}	Área Molhada, m ²
T	Tração, N
(t/c)	Espessura relativa máxima
u	Ângulo de fuga da fuselagem, rad
V	Velocidade, m/s
V_c	Velocidade de cruzeiro, m/s
\overline{V}_H	Coefficiente de volume da empenagem horizontal
V_{ne}	Velocidade a não exceder, m/s
V_s	Velocidade de perda
\overline{V}_V	Coefficiente de volume da empenagem vertical
W	Peso, N
W_{empty}	Peso Vazio, N
W_{MTOW}	Peso Máximo à descolagem, N
$(x/c)_m$	Posição relativa da espessura máxima
x_{cg}	Posição do cg, m

Termos Gregos

β	Ângulo de incidência da hélice, °
δ	Posição do acelerador
η_p	Eficiência propulsiva
Λ	Enflechamento, °
ν	Viscosidade, m ² /s
ρ	Densidade, kg/m ³

1. Introdução

Uma aeronave de *High Altitude, Long Endurance* (HALE), como o próprio nome indica, tem como objetivo voar a altitudes elevadas, geralmente acima dos 12000 m, e com autonomia consideravelmente longa.

Dependendo do objetivo da missão, existem dois princípios que se podem considerar para uma aeronave HALE: as *lighter-than-air* (LTA) e as *heavier-than-air* (HTA). Estes dois tipos de aeronaves podem ainda ser subdivididas e classificadas dependendo do seu sistema propulsivo. Este pode ser proveniente de um motor elétrico com regeneração solar utilizando células fotovoltaicas e contendo um sistema de armazenamento de energia; de um motor híbrido combustão/elétrico e, por último, aeronaves com motor de combustão, sendo que estas necessitarão de elevadas quantidades de combustível [1].

Na grande maioria dos casos estas aeronaves são ligeiras e não tripuladas (UAV). Por serem veículos em que não irá estar presente um piloto, estas aeronaves não necessitam de colocar reforços na fuselagem e/ou sistemas de suporte, tais como, sistema de pressurização de cabine e sistemas de climatização. Desta forma, o peso da aeronave é diminuído significativamente e o peso da carga útil poderá ser aumentado.

Estas aeronaves surgem da necessidade de substituir os satélites, tendo em conta que estes apresentam custos acrescidos, necessitam de um valor elevado para o seu lançamento e também um elevado custo energético para serem posicionados na órbita pretendida. Com as aeronaves HALE é possível diminuir estes mesmos custos e realizar diferentes géneros de missões desde vigilância e observação, tanto militares como civis, sem perda de resolução de imagem [2].

Ao longo dos últimos anos, o desenvolvimento deste tipo de aeronave tem vindo a evoluir gradualmente e acredita-se que deverá continuar nesta direção, considerando a evolução paralela de outras tecnologias (propulsão, baterias, células fotovoltaicas, etc.) que têm obtido valores de desempenho mais promissores e eficientes.

1.1. Motivação

Este trabalho consiste num projeto conceptual que envolve um género de aeronave HALE, abordando diversas áreas para a elaboração do mesmo. Sendo que a possibilidade de integrar diferentes áreas de conhecimento se traduz num projeto mais complexo e interessante.

O projeto conceptual de uma aeronave é uma das fases mais importantes de qualquer projeto aeronáutico, tendo em conta que nesta fase é possível determinar a exequibilidade dos objetivos pretendidos. Durante esta fase do trabalho que envolve conceitos gerais de todas as áreas de projeto, foi assim possível aprofundar o meu conhecimento nessas mesmas áreas.

Atualmente, as aeronaves HALE assumem-se como o meio preferencial para a substituição de satélites, uma ferramenta essencial ao mundo moderno como o conhecemos hoje, e consequentemente são uma área de extrema importância para realizar investigação.

A oportunidade de realizar um projeto em parceria com a indústria revela-se muito vantajosa pois permite um melhor enquadramento do projeto no seu todo. Por outro lado, é também uma mais valia para o futuro.

Assim, estes foram os principais motivos pelos quais achei muito interessante realizar e desenvolver este projeto.

1.2. Objetivos

A empresa Eurosport Aircraft propôs a realização de um estudo, cujo objetivo principal é analisar as modificações do Crossover, atual moto-planador, com o intuito de verificar a possibilidade de este atingir uma autonomia de 168 horas com uma altitude operacional de 12160 m (40000 ft).

As modificações sugeridas para atingir este objetivo incluem o aumento da envergadura atual da asa de 18 metros para 25 metros, através de um aumento na secção central da asa, a implementação de dois motores Rotax® 915is turbo com 1000 litros de combustível, uma massa máxima à descolagem (MTOM) de 1800 kg e capacidade de 250 kg de carga útil.

Para determinar a possibilidade de atingir uma autonomia de 168 horas é necessário:

- Realizar o estudo de desempenho do motor, obtendo as equações que regem o seu funcionamento;
- Determinar as novas dimensões das empenagens horizontal e vertical;
- Executar o estudo, com o auxílio do XFLR5(v2.48 2018), da polar de arrasto da aeronave para várias configurações para o acréscimo da asa;
- Efetuar o estudo de desempenho para várias hélices e estimar a autonomia e alcance da aeronave;
- Elaborar um estudo para um voo com funcionamento do motor intermitente, ou seja, voo planado seguido de voo de subida, para aumentar a autonomia da aeronave.

1.3. Estrutura da Dissertação

Esta dissertação encontra-se dividida em quatro outras partes, iniciando com o estado de arte, onde são descritos vários conceitos de aeronaves HALE, tal como, características que estas devem apresentar, são descritas hélices utilizadas para alta altitude e diversos perfis de missão utilizados. Metodologia, neste capítulo é descrito a metodologia completa para obter o desempenho da aeronave e cumprir com os objetivos propostos. Casos de Estudo, são apresentados os casos estudados e os respetivos resultados juntamente com a discussão de resultado para cada estudo realizado. Por fim, são apresentadas as conclusões obtidas e são propostos trabalhos futuros.

2. Estado da Arte

2.1. Conceitos de aeronaves de grande altitude e grande autonomia

Desde o final da década de 1950, a ideia de um veículo HALE UAV é mencionado como uma forma económica de substituir os satélites de investigação, de comunicações e de observação terrestre e meteorológica. Nesta secção irão ser sintetizados diversos estudos realizados de aeronaves fabricadas sob estes conceitos. Para tal, esta secção será dividida em quatro subsecções, nomeadamente, aeronaves a energia de micro-ondas, aeronaves com motores a combustão, aeronaves a energia solar e são referidos conceitos gerais.

2.1.1. Aeronaves a energia de micro-ondas

Um dos primeiros conceitos teóricos foi descrito pela Raytheon Company em 1959 e consistia num helicóptero com antena retificadora (retena). Este poderia voar a 15240 m, através de antenas colocadas na superfície terrestre que transmitem energia por micro-ondas, sendo estas ondas posteriormente recebidas pela retena no helicóptero [3]. Este conceito foi testado em 1964 com um pequeno helicóptero com 2,27 kg que voou durante 10 horas continuamente a uma altitude de 50 m [4].

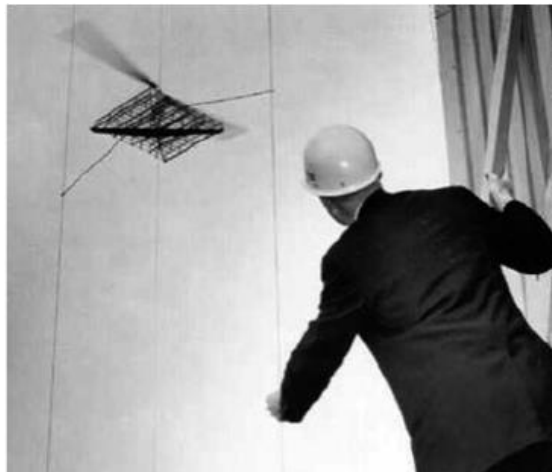


Figura 1 - Demonstração em voo do helicóptero com retena em outubro de 1964 [4]

Na década de 1970, a NASA desenvolveu e melhorou esta tecnologia de forma a torná-la mais leve e eficiente, publicando os resultados em 1982. Tal avanço permitiu ao departamento de comunicações canadiano desenvolver a ideia SHARP (*Stationary High Altitude Relay Platform*), que retratava um avião a executar um círculo devagar e continuamente durante vários meses a uma altitude fixa de 21000 m, retransmitindo sinais num raio de 600 km (Figura 2). O protótipo

deste conceito foi criado numa escala 1/8, com uma envergadura de 4,5 m e este teve o seu voo inaugural a 17 de setembro de 1987, sendo apresentado ao público a 5 de outubro do mesmo ano [5].

Este projeto não foi continuado pelo Canadá após a experiência de 1987, contudo uma equipa japonesa, liderada pelo professor Hiroshi Matsumoto, voou um modelo de teste em agosto 1992 que demorou 3 anos para ser desenvolvido [5]. Esta aeronave denominada de MILAX (Microwave Lifted Airplane Experiment) tinha duas características que a diferenciavam dos estudos feitos até ao momento, sendo a primeira o facto da retina deixar de estar num corpo “separado” para estar inserida na asa e nas empenagens; e a segunda consiste na antena de transmissão baseada num *phased array* ativo, permitindo que esta se guiasse sem requerer movimento físico. O teste experimental foi realizado através da montagem de uma antena num camião, que fazia um percurso “às voltas” e era seguido pela MILAX [6].

No Japão, em outubro de 1995, foi efetuado um outro projeto, denominado ETHER. Este consistia num dirigível de hélio regenerado através de uma antena que transmitia 5,8 kW [7].

Presumidamente, devido aos avanços efetuados na área da energia solar e das baterias, a tecnologia desenvolvida até ao momento tornou-se desnecessária/supérflua aos olhos de muitos e, assim, não existem muitos avanços ou estudos realizados em aeronaves que incluam fornecimento de energia através de micro-ondas atualmente.

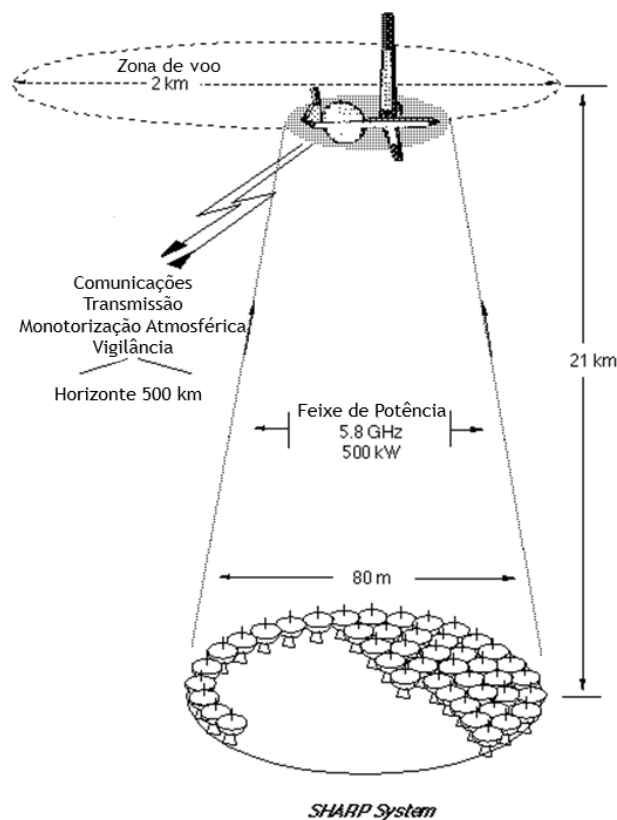


Figura 2 - Representação do sistema SHARP adaptado de [5]

2.1.2. Aeronaves com motores a combustão

Posterior ao estudo das aeronaves a micro-ondas, surgiu o interesse no estudo de aeronaves HALE UAV militares que operavam a combustão para substituir as atuais aeronaves tripuladas, como, por exemplo, o veículo U-2. O primeiro programa datado foi AQM-91A Compass Arrow, iniciado em 1966 nos Estados Unidos da América (EUA) (Tabela 1). Entretanto em 1970, o departamento de defesa dos EUA começou o programa Compass Dwell com o intuito de demonstrar e realizar testes experimentais que garantissem uma maior autonomia. Foram assim consideradas duas propostas, ambas baseadas em planadores: o E-Systems XQM-93A (Tabela 1) com motor turbopropulsor (motor de turbina a gás com hélice), que poderia ser tanto tripulada ou não-tripulada e a Martin Marietta 845A (Tabela 1) com um motor *turbocharged* (motor de combustão interna equipada com turbocompressor) [8].

Simultaneamente ao programa Compass Dwell, que ainda se encontrava em fase de testes, foi criado pela força aérea dos EUA (USAF) um novo programa denominado Compass Cope. Este novo projeto americano teria como objetivo principal atingir a altitude de 18300 m com uma carga útil de 317,5 kg e com uma autonomia de cerca de 24 horas. Neste novo programa foram apresentadas duas propostas, ambas com motores turbofan: Teledyne YQM-98A e o Boeing YQM-94A (Tabela 1). Na conclusão do projeto a aeronave que apresentou os melhores resultados foi a proposta pela Boeing, porém devido às reformas determinadas pela força aérea dos EUA o desempenho da aeronave diminuiu, o qual tornou o projeto inviável considerando o objetivo principal da missão. Estas ações determinaram o término deste programa em julho de 1977 [8].

Após 10 anos do projeto Compass Cope ter terminado, em meados dos anos da década de 1980, a Boeing apresenta o Condor (Tabela 1). E realizou o seu primeiro voo em 1988, batendo o recorde de altitude para uma aeronave com motor a hélice atingindo quase 20400 m e conseguiu realizar um voo com 58 horas de autonomia [8].

Tabela 1 - Características dos HALE UAV adaptado de [8]

Aeronave	Fabricante	Massa Bruta [kg]	Área Alar [m ²]	Altitude de <i>Loiter</i> [m]	Autonomia [h]
AQM-91A Compass Arrow	Teledyne Ryan	2381	23,22	25900	2+
XQM-93A Compass Dwell	E-Systems	2404	16,72	13700	21
Model 845A Compass Dwell	Martin Marietta	1588	15,51	13700	24
YQM-94A Compass Cope	Boeing	5897	45,06	16800	17
YQM-98A Compass Cope	Teledyne Ryan	6486	32,23	16800	24
Condor	Boeing	7257	101,26	19800	58

Em 1984, a Leading Systems Incorporated, LSI, submeteu um contrato para criar e desenvolver a Amber, uma aeronave UAV que foi concebida para vigilância tática de médio alcance. A aeronave realizou o seu primeiro voo em 1986, contudo só foi exibida ao público em 1988. Nesse mesmo ano bateu o seu recorde de autonomia realizando um voo de 38 horas a uma altitude de 1500 m. A Amber tinha uma envergadura de 8,99 m, um motor de 48,5 kW e uma capacidade para carga útil de 63 kg [9].

Em 1988, a LSI iniciou o desenvolvimento do sucessor da Amber, denominado de Gnat-750, que realizou o seu primeiro voo em 1989. No entanto, devido a graves dificuldades financeiras, a empresa LSI foi comprada pela General Atomics que prosseguiu com o desenvolvimento da aeronave. Sendo que a General Atomics nos anos posteriores à fusão das duas empresas, criou e elaborou várias gamas de HALE UAVs militares e civis até aos dias de hoje, como está apresentado na Tabela 2.

Tabela 2 - Características dos HALE UAVs da General Atomics

Aeronave	Voo Inaugural	Autonomia [h]	Teto [m]	Envergadura [m]	Massa [kg]	Potência [kW]
Gnat-750 [10]	1990	48	7620	10,76	510	48,5
Predator [11]	1994	24	7620	14,84	686	78,3
Altus [12]	1996	24	18288	16,86	966	74,6
I-Gnat [10]	1998	48	9296	12,86	700	78,3
Predator B [11]	2001	30+	15240	20,11	4536	700
Altair [11]	2003	30+	15850	26,21	3175	700
Gray Eagle [13]	2004	25	8839	17	1633	123
Mariner [11]	2006	49+	15850	26,21	4763	700
MQ-9 Reaper [13]		27/35	13716	20	5307	700
SkyGuardian [13]		40	>12192	24	5870	700
Gray Eagle Extended Range [13]	2013	42	8839	17	1905	134
Predator C [13]	2016	18	15240	20	8255	17579 N ¹

Em Israel, no ano de 1994, realizou-se o voo inaugural da aeronave IAI Heron, aeronave desenvolvida pela *Israel Aerospace Industries* (IAI). Conseguindo nos vários testes experimentais atingir mais de 45 horas de autonomia e 10700 m de altitude. Adicionalmente, é interessante/útil referir que a IAI Heron possui 16,6 m de envergadura, uma massa máxima de 1270 kg e um motor com 84 kW. Em 2014, a mesma empresa exibiu um novo modelo a IAI Heron TP, também conhecido com IAI Eitan, que se resume numa versão melhorada da IAI Heron. Esta nova versão apresenta uma autonomia inferior (30 horas) porém consegue atingir altitudes superiores, sendo capaz de atingir os 13700 m ao realizar missões com um motor de 900kW, uma envergadura de 26 m e uma massa à descolagem de 5400 kg [14, 15].

A USAF depois do Gnat-750 e do Predator, considerados de escalão 1 e 2 respetivamente, previa que a série progredisse naturalmente para um UAV maior e mais potente classificado de *tier 3*.

¹Motor turbofan

Contudo, a USAF tomou a decisão de adotar uma nova estratégia que inclui o projeto de novos escalões de UAV: escalão 3- designado de Darkstar; e um escalão 2+ designado de Global [16].

A RQ-3 Darkstar, desenvolvida pelo trabalho conjunto da Lockheed Martin e da Boeing, possuía uma envergadura de 21 m, uma massa à descolagem de 3900 kg e um motor turbofan com 8,46 kN de tração, sendo capaz de voar a 15200 m com autonomia de 12 horas. Esta aeronave realizou o seu primeiro voo em março de 1996 e, lamentavelmente, no seu segundo voo em abril desse ano despenhou-se. Foi então desenvolvida uma versão mais estável, a RQ-3A. No entanto, devido aos custos deste desenvolvimento, o projeto foi cancelado em 1999 [17, 18].

Por sua vez, o RQ-4 Global Hawk desenvolvido pela empresa Ryan, empresa posteriormente comprada pela empresa Northrop Grumman, foi mais bem-sucedido. Efetuou o seu voo inaugural em fevereiro de 1998 e atualmente esta aeronave ainda é muito usada por diversas entidades mundiais, maioritariamente pela USAF [19]. O RQ-4 Global Hawk já sofreu diversas modificações desde a sua versão original, devido aos diversos avanços tecnológicos que ocorreram até aos dias de hoje. Em 2014, segundo [20], pode-se afirmar que a aeronave apresenta 39,8 m de envergadura e 14628 kg de massa à descolagem, conseguindo uma autonomia de 34 horas a uma altitude de 18300 m.

Também em 1998 a Scaled Composites realizou o primeiro voo do Proteus, que consiste numa aeronave que pode ser ou não tripulada (capacidade máxima de 2 pessoas), uma envergadura de 23,8 m ou 28 m com as pontas removíveis instaladas; uma envergadura do *canard* de 16,7 m ou 19,7 com as pontas removíveis instaladas; 2 motores turbofan com 10,2 kN de tração cada; e 5670 kg de massa à descolagem. Esta aeronave consegue atingir os 16800 m de altitude e autonomia de 14 h [21, 22].

Um projeto diferente do que tem vindo a ser apresentado anteriormente, ao longo desta subsecção, é o A160 Hummingbird. Esta aeronave foi financiada pela DARPA e construída pela Boeing, consistindo num género de helicóptero em que o rotor principal mede 11,9 m, 2948 kg de massa e tem um motor de 426,7 kW. Adicionalmente, podemos salientar que é capaz de pairar por mais de 20 horas e atingir uma altitude de 9100 m. Esta aeronave começou a ser desenvolvida em 1998 e em 2002 executou o seu primeiro voo, permanecendo até 2012 em desenvolvimento, ano este em que o projeto foi abandonado [23, 24].

A aeronave Mantis, fabricada pela BAE Systems no Reino Unido, realizou o seu primeiro voo em 2009. Esta aeronave tem dois motores turboprop com 280 kW de potência cada, massa máxima de 9000 kg e envergadura de 20 m. A Mantis conseguiu atingir uma autonomia máxima de 30 horas e uma altitude de 16800 m [25].



Figura 3 - Proteus (Créditos: NASA Photo) (a) e A160 Hummingbird [23] (b)

Em 2011 foi apresentada a Guizhou Soar Dragon, uma aeronave produzida na China para fins militares, porém só executou o seu primeiro voo em 2014. Apresenta uma envergadura de 24,86 m e um motor capaz de 43,7 kN de tração permitindo uma autonomia de 10 horas a uma altitude de 18000 m [26].

De forma inovadora neste ramo de HALE UAVs com motores a combustão têm surgido aeronaves cujo combustível é o hidrogénio líquido, tendo como exemplo a Aerovironment Global Observer que em agosto de 2010 realizou o seu voo inaugural. Esta aeronave consegue ter uma autonomia de 5 a 7 dias, atingir altitudes de 19800 m, possui uma envergadura de 53 m e 4 motores elétricos com gerador de energia a hidrogénio líquido [27, 28].

Em junho 2012 a Boeing, com uma aeronave precedente ao Condor, realizou o primeiro voo do seu Phantom Eye, um HALE UAV concorrente direto do Global Observer. Este possui 46 m de envergadura, tem uma massa à descolagem de 4445kg e dois motores a hidrogénio com 111,85 kW. Em comparação, esta aeronave é capaz de alcançar uma altitude de 19800 m e uma autonomia de 4 dias [29].



Figura 4 - Boeing Phantom Eye [29]

2.1.3. Aeronaves a energia solar

Com a evolução dos motores elétricos e dos painéis fotovoltaicos nas últimas décadas, foi lógico o interesse para a possível implementação desta tecnologia na aviação. Num projeto criado pela DARPA (Defense Advancement Reserch Projects Agency) e projetado por R.J. Boucher,

permitiu o desenvolvimento da aeronave Sunrise I. Esta apresentava uma envergadura de 9,76 m, uma massa de 12,35 kg e com uma potência de 450 W proveniente de 4096 células fotovoltaicas. Este novo conceito de aeronave voou pela primeira vez em novembro de 1974. Após a Sunrise I ter sofrido graves danos durante um voo, foi construída uma nova versão em setembro de 1975 denominada de Sunrise II. A aeronave possuía a mesma envergadura, porém a sua massa foi reduzida para 10,21 kg e a sua potência de 450 W para 600 W com 4480 células fotovoltaicas [30].

Entretanto em 1975 na Alemanha, a Helmut Bruss tentou, sem sucesso, conquistar o título do primeiro aeromodelo solar da Europa. No entanto, devido a sobreaquecimento das células fotovoltaicas não foi possível atingir o voo nivelado. Um ano depois, em 1976, Fred Militiky conseguiu esse mesmo título com uma aeronave denominada Solaris, completando 3 voos distintos a uma altitude de 50 m [31].

Outro aeromodelo a distinguir e a evidenciar é o Solar Excel de Wolfgang Schaeper que entre 1990 a 1999 conseguiu atingir vários recordes, desde uma autonomia de 11 h 34 min, 48,31 km de voo em linha reta, alcançou os 2065 m de altitude, velocidade máxima de 80,63 km/h, e 190 km percorridos em circuito fechado a 62,15 km/h [32].

Com o sucesso destes aeromodelos mencionados anteriormente, foi visível nos projetos experimentais que a implementação da energia solar na aviação era uma situação viável e foi possível garantir o início dos estudos para aeronaves HALE em escala real tanto para voos tripulados, como para voos não tripulados. No caso das aeronaves tripuladas é importante mencionar alguns destes veículos solares, em ordem cronológica, que ficaram na história como é o caso: do Solar One (1978), do Solar Riser (1979), do Gossamer Penguin (1980), do Solar Challenger (1981), do Solair I (1981), do Sunseeker (1989), do Icaré 2 (1996), do Solair II (1998) e do Solar Impulse II (2014) que completou a primeira circum-navegação da Terra numa aeronave a energia solar, realizando 17 paragens ao longo de mais de um ano somando um total de 23 dias a voar.

Após o sucesso do Solar Challenger, o governo dos EUA financiou um projeto classificado com a AeroVironment com o objetivo de projetar uma aeronave capaz de voar acima de 19800 m com uma maior autonomia, tendo sido assim desenvolvida a HALSOL em 1983. Contudo, as células fotovoltaicas com as baterias da altura não eram eficientes o suficiente e o projeto teve que ser cancelado/adiado por um período de 10 anos. Em 1993 a *Ballistic Missile Defense Office* (BMDO) resumiu os testes de voo com a mais recente versão do HALSOL denominada Pathfinder. Eventualmente a BMDO retirou o financiamento em 1994 e entregou o Pathfinder à NASA onde este ficou implementado no programa ERAST, *Environmental Research Aircraft and Sensor Technology*. Em 1997, e com novas modificações o Pathfinder possuía uma envergadura de 30 m, uma MTOM de 249,5 kg e um teto máximo de 21800 m [33, 34].

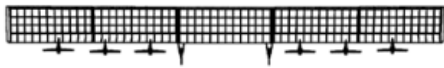
No mesmo ano (1997), o Pathfinder foi substituído pelo Pathfinder Plus com uma envergadura maior de aproximadamente 36,57 m sendo esta nova aeronave desenhada para atingir uma altitude máxima de 30500 m. No entanto, no seu último voo em agosto de 1998, bateu o recorde de altitude conseguindo chegar aos 24400 m. Ainda em 1998 foi construída a Centurion que tinha como objetivo voar a uma altitude de 30500 m. Para tal esta aeronave apresentava características como, por exemplo: uma envergadura de 62,8 m dividida em 5 painéis, 14 motores elétricos e 4 cápsulas debaixo da asa para o transporte das baterias, sistemas eletrônicos, lastro e o trem de aterragem [34].

As últimas aeronaves desenvolvidas no programa ERAST foram dois protótipos denominados como Helios, intitulados de HP99/HP01 e HP03. Estes protótipos surgiram da necessidade de conseguir comprovar o objetivo proposto do programa ERAST, que consistia na realização de um voo sustentável a uma altitude de 30500 m. Para tal, adicionaram um 5º trem de aterragem e modificaram a asa do Centurion de 5 painéis para 6 painéis, sendo que os 2 painéis centrais eram reforçados, originando uma nova aeronave com uma envergadura de aproximadamente 75,3 m, nascendo o primeiro protótipo Helios, HP99. Em 2001, os sistemas individuais foram melhorados desde a aviónica até aos sistemas de controlo ambiental a alta altitude e foram colocadas novas células fotovoltaicas, designando-o de HP01. Em 13 de agosto de 2001 o HP01 conseguiu bater o recorde de altitude com uma aeronave de asa fixa chegando aos 29524 m [34].

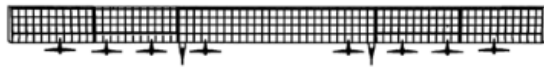
No HP99/HP01 a ideia principal estava centrada na alta altitude, enquanto que o HP03, desenvolvido entre os anos de 2002 e 2003, tinha como foco principal a maior autonomia, ou seja, tinha como objetivo fulcral conseguir um voo noturno a 15240 m usando células de combustível hidrogénio-ar. O HP03 tinha uma envergadura de 75,3 m tal como a HP01, um teto máximo de 19800 m, 10 motores elétricos pesando um total de 1052 kg. Infelizmente, esta aeronave ficou destruída a 26 de junho de 2003 e da investigação foram identificadas duas possíveis causas, sendo a primeira a falta de um método de análise estrutural e aerodinâmico adequado e, a segunda, as alterações na aeronave causaram alterações na distribuição do peso, provocando uma transformação na distribuição de peso ao longo da envergadura para uma distribuição muito localizada mantendo a mesma estrutura, reduzindo significativamente a robustez e a margem de segurança. Este incidente originou o fim do financiamento ao programa ERAST, causando o seu cancelamento em 2003 [34].

Entretanto na Europa, foram desenvolvidos projetos de aeronaves HALE, tal como, Solitair (Figura 6 (a)) que consistiu numa prova de um conceito construído pela *DLR Institute of Flight systems* em meados dos anos 1990. Para este conceito foi construído um protótipo com uma envergadura de 5,2 m com 6 painéis solares ajustáveis de forma a receber raios solares sempre perpendicularmente e obter assim uma maior e melhor eficiência [35].

Pathfinder (1981-1997)



Pathfinder Plus (1997-1998)



Centurion (1996-1998)



Helios Prototype (HP01), High-Altitude Configuration (1998-2002)



Helios Prototype (HP03), Long-Endurance Configuration (2003)

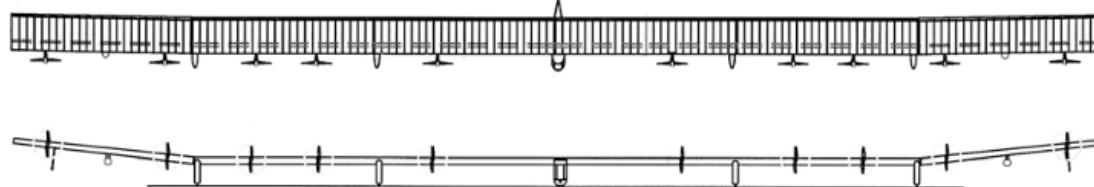


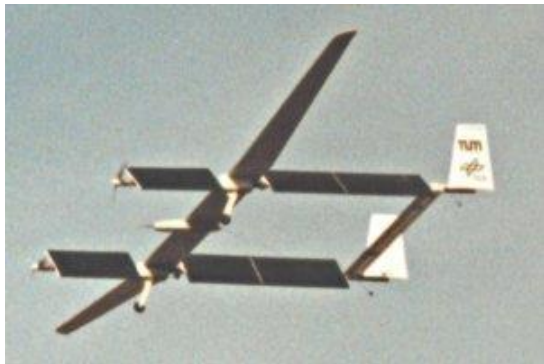
Figura 5 - Evolução das aeronaves do programa ERAST [34].

Adicionalmente, na Europa existe o projeto HELINET, coordenado por G. Romeo do politécnico de Torino, com o objetivo de demonstrar a fiabilidade de uma aeronave HALE solar com uma envergadura de 75 m, sendo a aeronave denominada de HELIPLAT. Para os primeiros testes foi construído e testado um protótipo à escala (1/3), portanto a envergadura do protótipo era da ordem dos 24 m [36]. G. Romeo também desenvolveu outro projeto paralelo para outra aeronave em conjunto com a CAPECON, denominada de SHAMPO. Este veículo poderia voar a uma altitude de 17000 m, com 73 m de envergadura e 924 kg de peso máximo [37].

A AC Propulsion, empresa fundada por Alan Cocconi, desenvolveu uma aeronave que a 1 de junho 2005 conseguiu manter um voo contínuo durante 48 horas. Esta aeronave, designada de SoLong (Figura 6 (b)), apresentava uma envergadura de 4,75 m, massa de 12,8 kg, 196 células fotovoltaicas e uma potência máxima de 800 W [38].

Em 2003 a empresa Qinetiq começou o desenvolvimento do Zephyr, hoje pertencente à Airbus, e esta aeronave teve o seu primeiro voo em 2005 com uma duração de 6 horas atingindo uma altitude de 8000 m. Desde então, esta aeronave já voou mais de 900 horas e tem 3 recordes mundiais dos quais o recorde autonomia com 14 dias em 2010, este recorde foi ultrapassado pela sua mais recente iteração num voo realizado a 11 de julho de 2018, com duração de 25 dias 23 horas e 57 minutos. Atualmente encontra-se na sua oitava iteração em fase de produção, denominado como Zephyr S e apresenta uma envergadura de 25 m e uma massa total abaixo de

75 kg e teto máximo de 21300 m. Por sua vez, com o Zephyr T em desenvolvimento sabemos que irá apresentar uma envergadura superior a 32 m e pesando 140 kg [39, 40].



(a)



(b)

Figura 6 - Solitair [35] (a) e Alan Cocconi com o SoLong [38] (b)



(a)



(b)

Figura 7 - Zephyr S (a), Zephyr T (b) [39]

Em 2011 a Lockheed Martin apresentou a sua primeira aeronave mais leve que o ar (LTA), de alta altitude e de longa autonomia, denominada de HALE-D. Este veículo destinava-se a demonstrar a fiabilidade de um precursor denominado HAA (*High Altitude Airship*). Esta aeronave é capaz de pairar a 18300 m, com uma autonomia superior a 15 dias, sendo equipada com dois motores elétricos de 2 kW e painéis fotovoltaicos, tinha inicialmente um volume de cerca 14158 m³ e a versão final deveria ter cerca de 104772 m³. Durante o voo de demonstração esta aeronave teve problemas técnicos só conseguindo atingir os 9700 m. Desde então nunca mais foi testada ou apresentada, existindo a possibilidade de este projeto ter sido cancelado [41, 42].

Em 2014 a empresa Google comprou a Titan Aerospace, que na altura estava a desenvolver uma aeronave a energia solar com uma envergadura de 50 m, um motor puxa no nariz da aeronave, 3000 células fotovoltaicas, pesando apenas 159 kg e prometendo uma autonomia de 5 anos. Contudo esta, aeronave voou apenas uma vez em maio de 2015 e devido a um problema na asa despenhou-se. Em 2016, a Google decidiu abandonar este projeto [43, 44].

A empresa Facebook em 2015 começou a desenvolver a Aquila, com o objetivo de criar uma rede UAV a voar a 18300 m e, distribuindo sinal de internet a utilizadores na superfície. A 28

de junho do ano seguinte completou o seu primeiro voo com sucesso. Este HALE UAV tinha uma envergadura de 43 m, uma massa de 399 kg e quatro motores montados na asa [45]. Nos dias de hoje a empresa Facebook desistiu de tentar desenvolver o projeto sozinha e entregou o mesmo aos seus associados [46].



Figura 8 - Solaris 50 [44] (a) e Aquila [47] (b)

Futuramente podemos esperar muitos avanços na área de HALE UAV solares, devido ao avanço *non-stop* das tecnologias em questão e essenciais para o sistema como um todo como é o caso dos HALE UAVs, por exemplo: no caso da eficiência dos motores; das células fotovoltaicas e das baterias; do desenvolvimento de materiais mais resistentes e leves que permitem obter aeronaves mais leves e autônias mais elevadas, por consequência. Tal como, uma patente registada pela Boeing de uma aeronave a energia solar com 10 motores distribuídos numa asa com *winglets* quase verticais somando quase 70% da asa inteira, afirmando conseguir manter um voo durante vários anos [48].

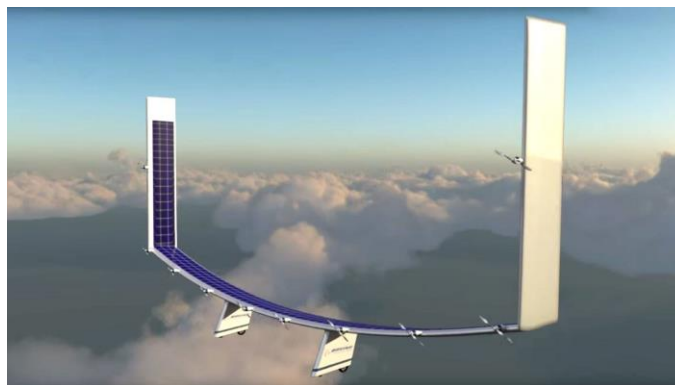


Figura 9 - Avião Solar da Boeing [49]

2.1.4. Conceitos gerais

Das aeronaves referidas anteriormente retira-se que é necessário ter em conta que a alta altitude onde se encontra uma menor densidade e temperaturas menores, ao contrário da viscosidade que apresenta um valor superior. Isto leva a que a aeronave voe a valores de Mach relativamente elevados e números de Reynolds relativamente baixos. É por isso necessário que se obtenha uma eficiência aerodinâmica alta, de forma a atingir os objetivos propostos.

Quanto às configurações aerodinâmicas utilizadas nas aeronaves para voar a altitudes elevadas, estas são desenvolvidas a pensar na diminuição do arrasto e no aumento da sustentação. Para tal os fabricantes optam uma abordagem semelhante à de um planador, apostando numa razão de aspeto (AR) alta para diminuir o arrasto induzido pela asa e o aumento da superfície alar, otimizando o fator $E = \frac{W}{b}$, resultando em asas com envergaduras grandes e cordas relativamente pequenas. Estas considerações são aplicadas na grande maioria das aeronaves HALE, como pode ser observado nas aeronaves apresentadas anteriormente e referidas em diversas fontes [16, 27, 37, 50, 51, 52].

O perfil deverá ser um perfil espesso adaptado às condições de voo de forma a obtermos a melhor autonomia maximizando o parâmetro de

$$\frac{C_{l,max}}{C_d \alpha C_{l,operacional}} \quad (2.1)$$

onde o $C_{l,operacional}$ é o coeficiente de sustentação no ponto mais crítico ou significativo, como representado na Figura 10, onde na referência [50] é utilizado com $C_{l,operacional} = 1,5$.

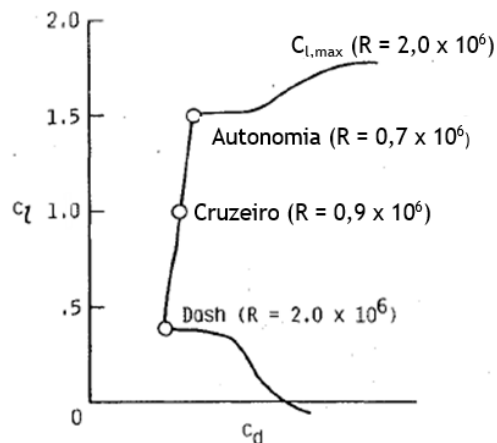


Figura 10 - Objetivos de projeto para um perfil de alta altitude e de grande autonomia, adaptado de [50]

Outros fatores a ter em conta para obter uma boa eficiência aerodinâmica são:

- O peso - que influencia a velocidade de perda da aeronave e que se for minimizado a aeronave terá de produzir menor sustentação, diminuindo assim a velocidade de perda da aeronave;
- Os flapes - O peso adicional provocado pelo flape por longos períodos provoca uma diminuição substancial no seu desempenho [50];
- O revestimento - Um revestimento com um acabamento liso e cuidado diminui a fricção, que por sua vez diminui o arrasto parasita produzido;

- Irregularidades na superfície da aeronave (rebites, sensores, soldaduras, etc.) - estas deverão ser pouco salientes, diminuindo assim as protuberâncias e, conseqüentemente, o seu arrasto parasita.

2.2. Hélice

Os motores de potência no eixo maioritariamente utilizam uma hélice, ou mais, produzindo a força propulsiva. Tecnicamente, a hélice é uma asa que roda em torno de um eixo para que o seu vento induzido tenha uma componente perpendicular a esse plano de rotação. Assim, a hélice produz sustentação, onde a componente na direção do eixo de rotação é a tração. A outra componente que se encontra no plano de rotação produz um momento oposto à rotação que terá de ser equilibrado pelo binário do motor [53].

Devido à velocidade de rotação, a velocidade do vento relativo varia ao longo do raio da hélice, deste modo para manter um ângulo de ataque ótimo ao longo da pá, é necessário aplicar uma torção ao longo da desta [53].

Uma hélice é caracterizada através do seu diâmetro e pelo seu passo, sendo estes dados descritos geralmente em centímetros ou polegadas. O passo é a distância que a hélice avançaria através do ar, caso se movesse como um parafuso, sendo este valor adaptado às condições de voo [53]. É habitual utilizar uma hélice de passo variável para assim ser possível modificar o ângulo de incidência, β , da hélice e obter o melhor desempenho em todas as condições de voo.

Como é possível ver na Figura 11, a eficiência propulsiva de uma hélice, em função da razão de avanço, J , a cada ângulo de incidência chega a um máximo e depois volta a descer. Este máximo, que dependendo do ângulo de incidência, varia a sua posição obtendo um envelope de máxima eficiência, alcançando um máximo a cerca de $\beta=45^\circ$. Portanto, para ser possível adaptar o ângulo de incidência para este corresponder ao mais adequado para as condições de voo é utilizado um mecanismo governador de velocidade constante, que altera o ângulo de incidência mantendo a velocidade do motor constante. Outra vantagem de utilizar um governador é a possibilidade de colocar a hélice com $\beta=90^\circ$ e aplicar um sistema de bloqueio da hélice, designado *feathering*. Assim, caso o motor falhe ou pare durante o voo, o arrasto provocado pela hélice é mínimo relativamente ao arrasto total da aeronave [54].

Na Figura 12 é possível visualizar a contribuição do arrasto da hélice, dependendo do ângulo de incidência caso a hélice se encontra estacionária ou em *windmilling*. Num motor parado é de notar que se a hélice não for bloqueada causa o efeito de *windmilling*. Este efeito a baixos ângulos de incidência causa imenso arrasto [54].

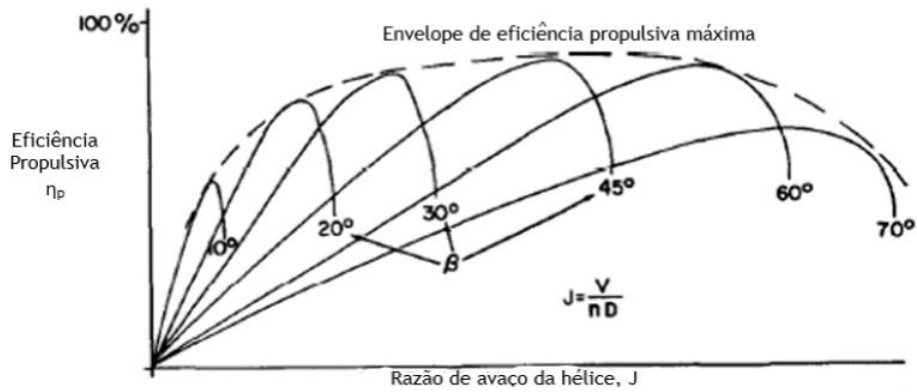


Figura 11 - Eficiência de uma hélice a diversos ângulos de incidência, adaptado de [54]

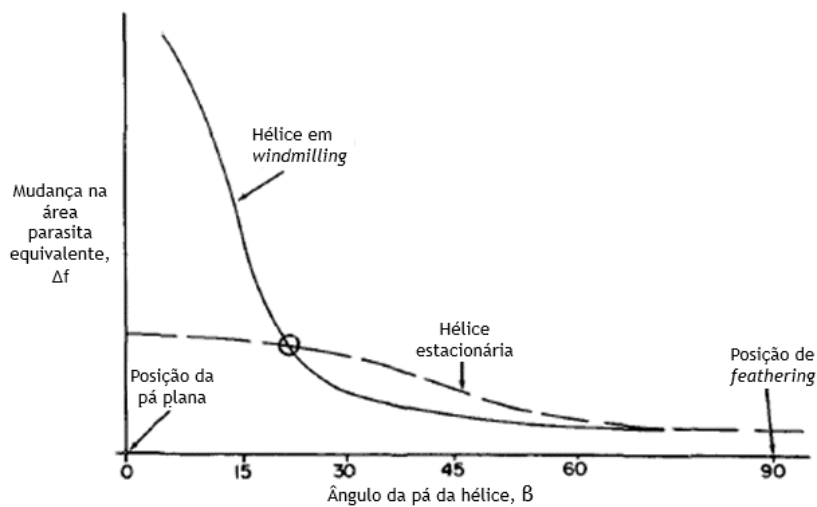


Figura 12 - Contribuição de arrasto de uma hélice [54]

O uso da hélice é escolha habitual para aeronaves de alta altitude, necessitando estas de serem adaptadas para densidades e temperaturas do ar baixas. A operação da hélice é feita em baixos Reynolds e em valores de Mach altos, sendo necessário escolher um perfil e, uma geometria e um diâmetro que permita obter uma boa eficiência a altas altitudes, não excedendo o Mach de ponta limite da hélice.

Estas hélices necessitam de ter um diâmetro superior ao habitual para assim obter tração suficiente para manter um voo nivelado à altitude de cruzeiro como se pode visualizar nalguns exemplos apresentados na Tabela 3.

Tabela 3 - Dados de hélice de alta altitude [55]

Ano	Nome da Aeronave	Tração da Hélice, N	Diâmetro da Hélice, m	T/A, N/m ²	Altitude, m	Passo variável
1987	Egrett	2773	3,04	305,42	16329	N/D
1988	Condor	1129	4,90	59,87	20500	Sim
1993	Pathfinder	23	2,01	7,25	21802	Não
1994	Perseus	388	4,40	102,07	18373	Sim
1995	Stratos 2C	2500	6,00	88,42	24000	Sim
1996	Theseus	409	2,74	69,36	18288	N/D

2.3. Operações

Como já foi referido anteriormente as aeronaves HALE são plataformas aéreas para fornecer suporte à vigilância, comunicações ou outras missões científicas sendo denominados muitas vezes por “satélites atmosféricos”. Portanto, o perfil da missão consiste na subida até uma altitude de cruzeiro/*loiter* estratosférico, onde a aeronave começa a operação da missão e entra num modo de voo de cruzeiro ou *loiter* extenso, ilustrado na Figura 13 [56].

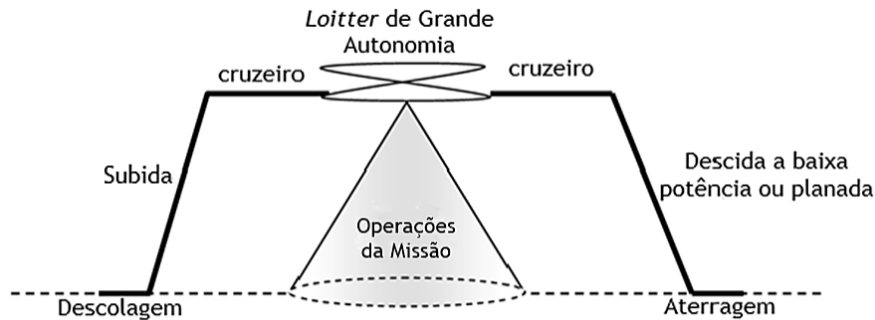


Figura 13 - Perfil de missão usual HALE UAV, adaptado de [56]

O Strato 2C tem 2 perfis de missão principais (Figura 14). Uma missão com foco na altitude para realizar estudos estratosféricos com autonomia de 8 horas a uma altitude de 24 km com uma carga útil de 800kg e uma missão com foco na autonomia com um tempo total de 48 horas com teto de 18 km [52].

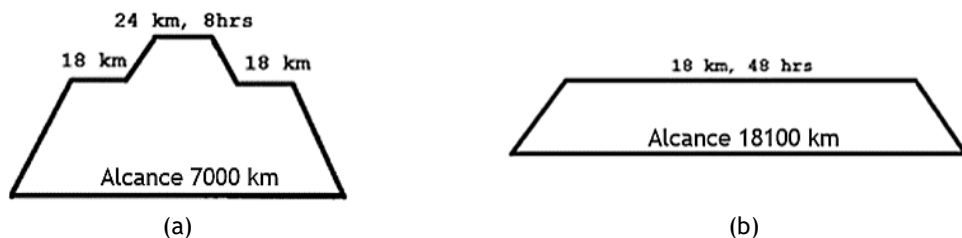


Figura 14 - Perfis de missão do Strato 2C: (a) Perfil de missão focada na altitude; e (b) perfil de missão focada na autonomia, adaptado de [52]

A RQ4-A Global Hawk, sendo que esta aeronave aplicada na vigilância, o perfil da missão desta envolve o voo de subida até 15200 m, voo de *ingress* até 19800 m, efetua *loiter* durante 24 horas realizando o *egress* até aos 15200 m e por fim a descida final, estando representado na Figura 15.

Outro exemplo de operação, advém de um projeto denominado por Heliplat[®], este projeto envolvia uma rede de aeronaves HALE de energia solar voando a 18 km de altitude, entre Espanha e Turquia para vigiar a fronteira do mediterrâneo, de forma a travar a imigração ilegal, representado na Figura 16 [37].

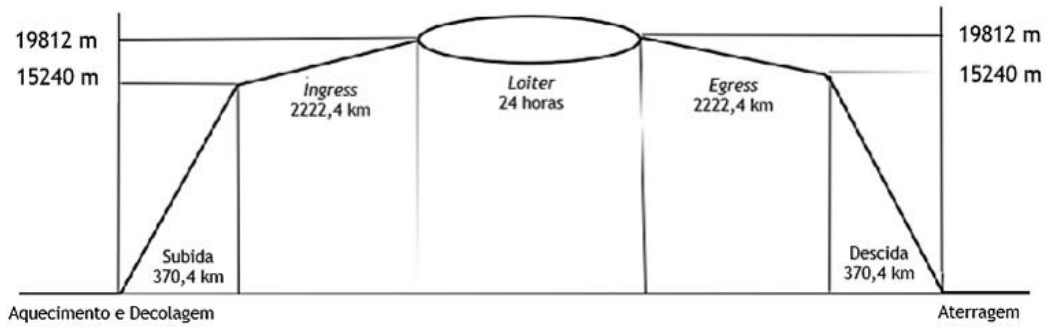


Figura 15 - Representação do perfil de missão do RQ-4 Global Hawk, adaptado de [57]

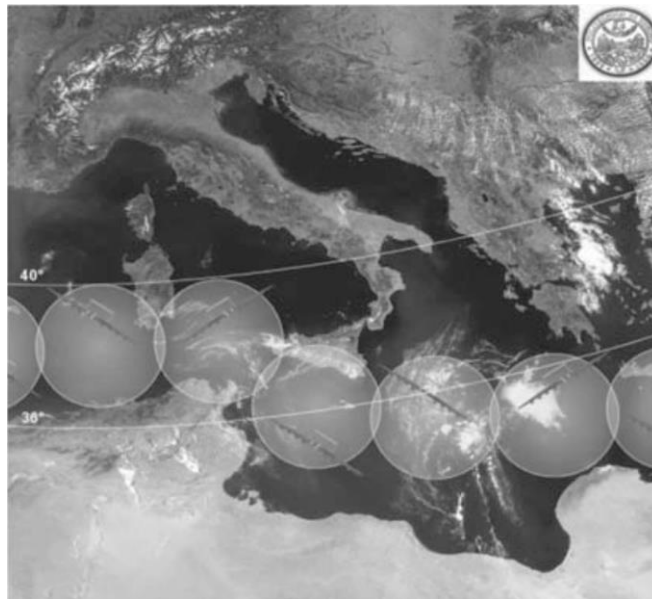


Figura 16 - HeliPlat® vigilância da fronteira sobre o mar mediterrâneo [37]

Para as aeronaves HALE solares é necessário gerir adequadamente o tempo de subida e a hora do dia em que cada fase de voo é efetuada de modo a obter-se uma alta eficiência no carregamento das baterias da aeronave, aproveitando a maior exposição solar possível.

A Figura 17 mostra um exemplo de um perfil de missão para uma aeronave HALE solar, com uma envergadura de 29,98 m e uma massa de 160 kg, começando às 5 da manhã demonstrando a altitude da aeronave, a energia solar recebida, a velocidade, a potência das baterias e a potência do carregamento de baterias durante as 24 h do dia. A Tabela 4 mostra o tempo total e energia total consumida no voo de subida para a aeronave analisada em [58]. Obtendo o melhor desempenho efetuando a decolagem às 10:11 com tempo total e energia total consumida inferior às restantes.

Tabela 4 - Tempo total e energia total consumida na subida, adaptado de [58]

Hora da decolagem	Hora de chegada	Tempo total	Energia total consumida (Wh)
06:46	12:51	6 h 5 min	15,559
07:11	12:53	5 h 42 min	15,373
08:11	13:09	4 h 58 min	14,989
09:11	13:43	4 h 32 min	14,730
10:11	14:31	4 h 20 min	14,633
11:11	15:43	4 h 32 min	15,006
11:50	17:23	5 h 33 min	16,572

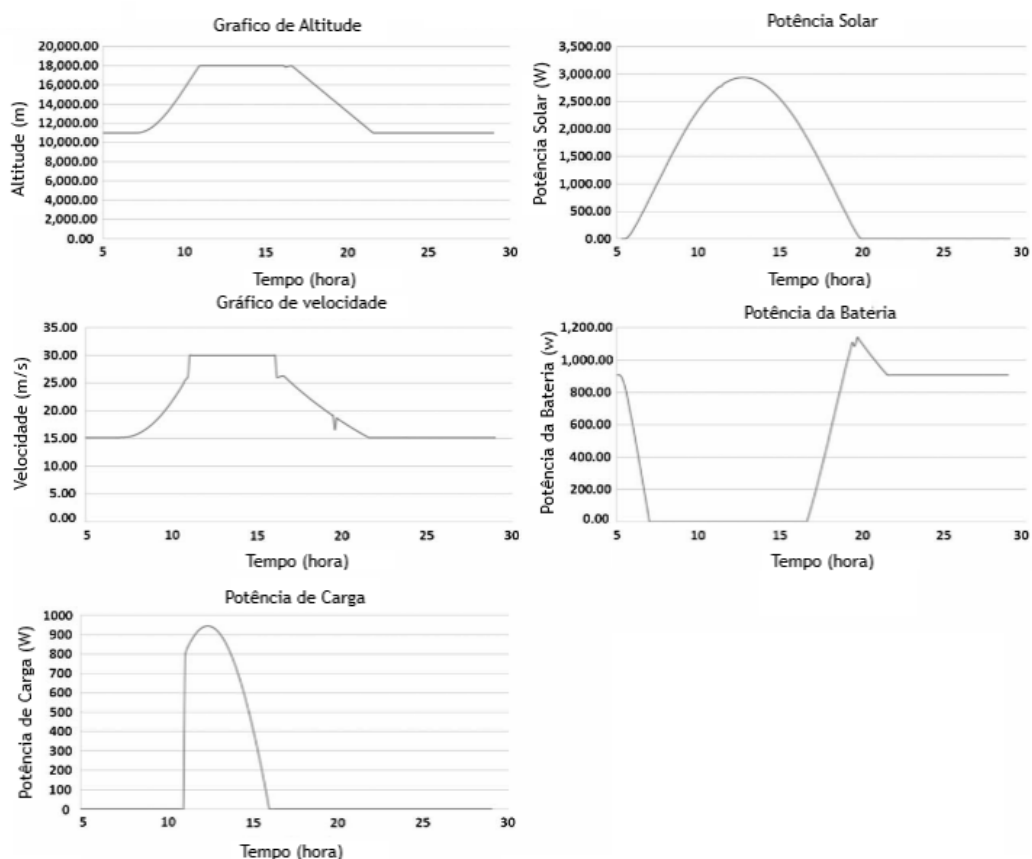


Figura 17 - Análise do perfil de missão, adaptado de [58]

Na Figura 18 encontra-se um exemplo de perfil de missão para o UAV-SOLVENDUS [51], desenvolvido para demonstrar a fiabilidade de aeronaves solares. Na figura os pontos de transição equivalem a: 1 - Ignição do motor; 2 - Decolagem; 3 - Ponto de altitude operacional; 4 - Ponto de descida para vigilância; 5 - Início da vigilância; 6 - Fim da vigilância; 7 - Início da descida; 8 - Aterragem; 9 - Desligar motor. As fases de voo são: A - Decolagem; B - Subida; C - Cruzeiro I; D - Primeira descida; E - Vigilância; F - Cruzeiro II; G - Aproximação à pista de aterragem; H - Aterragem.

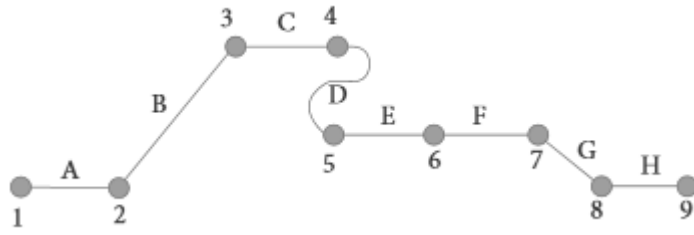


Figura 18 - Perfil de missão do UAV-SOLVENDUS, adaptado de [51]

3. Metodologia

Neste capítulo é apresentada a metodologia utilizada para realizar o estudo de desempenho para os diversos casos de estudo. Este capítulo encontra-se dividido em 4 secções, onde são apresentados os métodos utilizados para obter a polar de arrasto da aeronave, a análise do motor, o projeto e análise das hélices e o método para o cálculo do desempenho.

3.1. Cálculo da Polar de arrasto da aeronave

Para obter a polar de arrasto da aeronave é necessário inicialmente realizar a análise do perfil e da asa, para tal é utilizado o programa XFLR5(v6.42 2018). Posteriormente, é efetuado o cálculo do arrasto das restantes componentes da aeronave.

O XFLR5 é uma ferramenta de análise de perfis alares, asas e aeronaves operando a baixos números de Reynolds. Este programa permite projetar ou modificar um perfil e efetuar a respetiva análise utilizando capacidade de análise direta e inversa do Xfoil, permite também projetar a asa e realizar a análise desta utilizando a teoria da linha sustentadora (LLT), o método de Vortex-Lattice (VLM) ou método dos painéis 3D [59].

Nesta secção é apresentado o procedimento efetuado para a análise da asa em XFLR5, e posteriormente é descrito o método de cálculo das restantes contribuições de arrasto das restantes componentes da aeronave.

3.1.1. Análise da asa no XFLR5

Previamente à análise da asa é necessário realizar a análise do perfil. Para tal, é escolhido um perfil e este deve ser refinado com cerca de 250-300 painéis para ser executada uma análise mais precisa.

Definido o perfil é realizada uma análise *batch multi-threaded* do tipo 1, onde na Figura 19 estão demonstradas as propriedades da análise onde o Ncrit igual a 11 é escolhido consoante os valores sugeridos pela referência [60]. Este valor é utilizado para modelar a turbulência do fluido ou a rugosidade do perfil.

Realizada a análise ao perfil para vários números de Reynolds é realizado a análise para várias configurações de asa, neste caso é realizado a análise para 4 asas diferentes com diferentes afilamentos na secção central acrescentada. Tendo em conta que apenas é analisada a asa, aplica-se uma análise do tipo 2 com a sustentação fixa com variação do ângulo de ataque, α , pelo método da teoria da linha sustentadora, LLT, e utilizando a planta da asa projetada no plano horizontal. Desta análise são obtidos os coeficientes de arrasto, sustentação e de

momentos (C_{Da} , C_{La} e C_{Ma} respectivamente), os respectivos números de Reynolds e velocidade para cada ângulo de ataque analisado. A partir destes dados é possível calcular as restantes contribuições do arrasto e sustentação dos restantes componentes da aeronave.

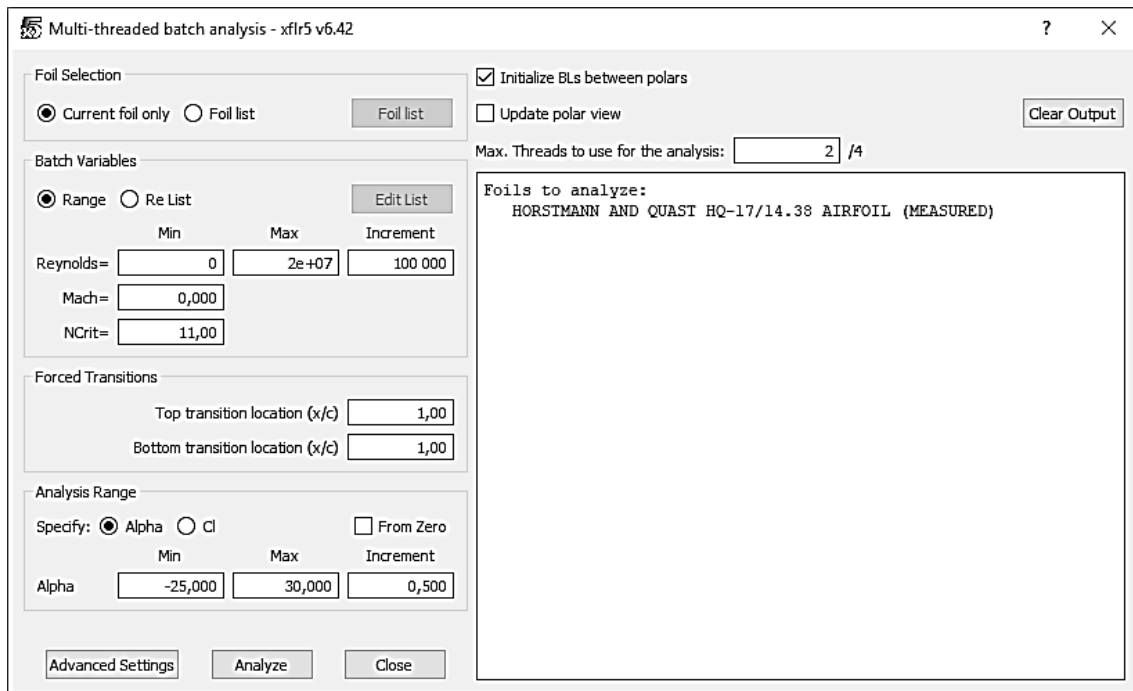


Figura 19 - Propriedades da análise batch multi-threaded

3.1.2. Cálculo da polar de arrasto total

Com a polar de arrasto das asas obtida através da análise do XFLR5, é necessário calcular o coeficiente de arrasto provocado pelos restantes componentes da aeronave, segundo a referência [61]. Assim sendo, são necessários os seguintes dados:

- W , peso da aeronave [N];
- c_a , corda média geométrica da asa [m];
- b_a , envergadura da asa [m];
- V , velocidade de voo [m/s];
- ρ , densidade do ar [kg/m^3];
- μ , viscosidade do ar [$\text{kg}/\text{m}\cdot\text{s}$];
- h_{cg} , posição relativa do centro de gravidade (x_{cg}/c_a);
- h_a , posição relativa do centro aerodinâmico da asa (x_a/c_a);
- h_h , posição relativa do centro aerodinâmico da empenagem horizontal (x_h/c_a);
- S_h , área da empenagem horizontal [m^2];
- S_v , área da empenagem vertical [m^2];

Com estes dados são calculados, inicialmente, os seguintes coeficientes:

- Número de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (3.1)$$

- Número de Mach:

$$M = \frac{V}{a} \quad (3.2)$$

onde, a , é a velocidade do som [m/s]

De seguida, é calculada a sustentação total da aeronave através de um equilíbrio de forças e de momentos representados na Figura 20. Sabendo que a sustentação é dada por:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = q S C_L \text{ [N]} \quad (3.3)$$

onde a pressão dinâmica, q é dada por:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3.4)$$

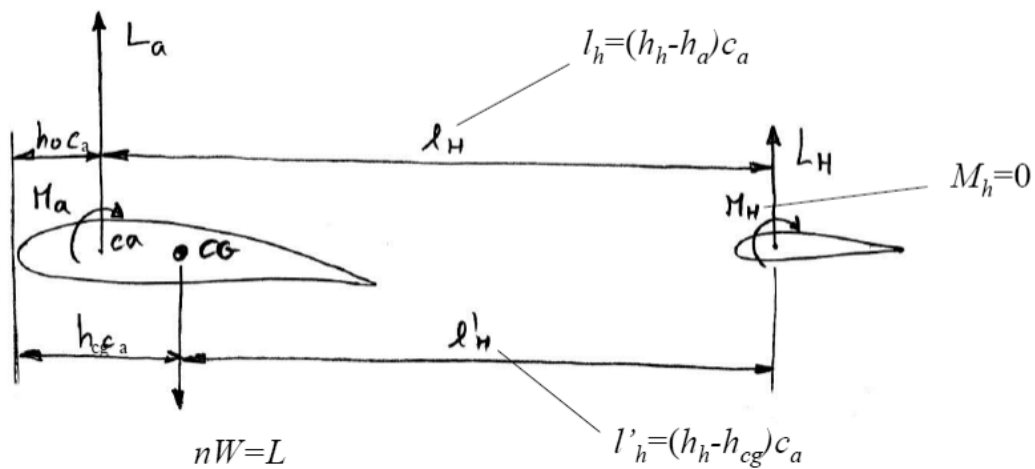


Figura 20 - Esquema das força e momentos [61]

O equilíbrio de força e momentos é dado por:

$$\begin{cases} L_a + L_h - L = 0 \\ M_a + L(h_{c_g} - h_a)c_a - L_h(h_h - h_a)c_a = 0 \end{cases} \quad (3.5)$$

$$\begin{cases} L_h = (M_a + \frac{L(h_{c_g} - h_a)c_a}{(h_h - h_a)c_a}) \\ L = L_a + L_h \end{cases} \quad (3.6)$$

Em forma de coeficiente, dividindo as forças por qS_a e os momentos por qS_{ac_a} , e com dados obtidos da análise em XFLR5, é possível obter o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal, C_{Lh} e coeficiente de sustentação da aeronave, C_L , com o seguinte sistema de equações:

$$\begin{cases} C_{Lh} = \frac{S_a}{S_h(h_h - h_{cg})} [C_{Ma} + C_{La}(h_{cg} - h_a)] \\ C_L = C_{La} + \frac{S_h}{S_a} C_{Lh} \end{cases} \quad (3.7)$$

Com a sustentação calculada é iniciado o cálculo do arrasto tendo como base o coeficiente de arrasto:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = q S C_D \quad [N] \quad (3.8)$$

Para um voo subsônico, o arrasto da aeronave é dividido em apenas duas componentes, o arrasto parasita, D_0 , e arrasto induzido, D_i :

$$D = D_0 + D_i = q S (C_{D0} + C_{Di}) \quad [N] \quad (3.9)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (3.10)$$

Desta forma e dado já ter sido analisada a componente de arrasto da asa, o cálculo do coeficiente de arrasto das restantes superfícies exteriores da aeronave (asa, empenagens, fuselagem, nacela, etc.) é realizado com recurso à seguinte equação:

$$C_D = C_{Da} + \sum_{i=1}^n \frac{C_{Fi} F F_i Q_i S_{weti}}{S} + C_{DL\&P} \quad (3.11)$$

Para o cálculo das restantes componentes é necessário calcular os seguintes fatores:

- Coeficiente de fricção:
 - Camada limite laminar:

$$C_F = \frac{1,328}{Re^{0,5}} \quad (3.12)$$

- Camada limite turbulenta:

$$C_F = \frac{0,455}{[(\log_{10} Re)^{2,58} (1 + 0,144M)^{0,65}]} \quad (3.13)$$

- Correção do C_F para a rugosidade da superfície para voo subsônico

$$Re_{cutoff} = 38,21 \left(\frac{1}{k} \right)^{1,053} \quad (3.14)$$

onde k [m] é o tamanho médio do grão da superfície.

O fator de forma pode ser calculado com as seguintes equações:

- Para a asa, cauda:

$$FF = kf \left[1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} (t/c) + 100(t/c)^4 \right] [1.34M^{0,18} (\cos \Lambda_m)^{0,28}] \quad (3.15)$$

Onde $(x/c)_m$ é a posição da espessura máxima em fração da corda, (t/c) é a espessura relativa máxima, Λ_m é o enflechamento da linha de espessura máxima, $kf = 1,10$ para caudas com superfícies de controlo e $kf = 1,00$ para outras situações.

- Fuselagem:

$$FF = kf \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (3.16)$$

$$f = \frac{1}{d} = \frac{1}{\left[\left(\frac{4}{\pi} \right) A_{max} \right]^{0,5}} \quad (3.17)$$

- Para fuselagens com ângulo de fuga elevado à frente de uma hélice empurra $kf < 1,00$;
- Para outras fuselagens $kf = 1,00$;
- Nacela com formas suaves:

$$FF = \left(1 + \frac{0,35}{f} \right) \quad (3.18)$$

$$f = \frac{1}{d} = \frac{1}{\left[\left(\frac{4}{\pi} \right) A_{max} \right]^{0,5}} \quad (3.19)$$

Devido à interferência mútua entre os componentes, o arrasto parasita aumenta e para mostrar este aumento é utilizado o fator de interferência, Q . Os valores habituais deste fator estão ilustrados na Tabela 5

A componente de fugas e protuberâncias, $C_{DL\&P}$, é relacionada com as fugas de ar para fora da aeronave e as protuberâncias que incluem: antenas, luzes, arestas de portas e janelas, ventiladores de combustível, guinhóis de controlo exteriores, carenagens de atuadores, rebites ou parafusos salientes, uniões de painéis imperfeitas, etc. que provocam um aumento no arrasto. Este coeficiente é uma percentagem do valor total do arrasto parasita calculado anteriormente:

$$C_{DL\&P} = F_{L\&P} C_{D0} \quad (3.20)$$

Onde o $F_{L&P}$ para aeronaves a hélice encontra-se entre 1,05 a 1,10.

Tabela 5 - Fator de interferência para cada componente

Componente	Q
Nacela ou carga externa montada na fuselagem ou asa	1,50
Asa alta, asa média ou asa baixa com junção cuidada	1,00
Fuselagem	1,00
Empenagem convencional	1,04 a 1,05

3.2. Análise de desempenho do motor

Esta análise é realizada para obter uma equação de potência em função: da velocidade de rotação do motor, N [RPM]; densidade do ar, ρ [kg/m^3]; e da posição do acelerador, δ , obtendo uma única equação na forma de $P(N, \rho, \delta)$ [W], e também uma equação que demonstre o consumo de combustível. Para realização da análise é utilizado o manual do motor fornecido pelo fabricante, onde é apresentado uma tabela com o desempenho do motor, para as distintas variáveis descritas.

Para tal é utilizada a função do programa Microsoft Excel para obtenção de funções polinomiais de curvas, baseada no método dos mínimos quadrados, para assim, obter a função que se adapte aos valores fornecidos pelo fabricante. Começando por obter uma equação geral para a potência em função de N para o nível do mar, $\rho=1,225 \text{ kg}/\text{m}^3$ e acelerador a 100%, $P_0(N)$ [W].

Na primeira equação, $P_0(N)$, são acrescentadas as restantes variáveis utilizando o coeficiente de potência, na forma de P/P_0 , sendo que P_0 é a potência que o motor transmite ao nível do mar à rotação do motor dada. Assim, a equação de potência fica na seguinte forma:

$$P(N, \rho, \delta) = P_0(N) \cdot \frac{P}{P_0}(N, \rho) \cdot \frac{P}{P_0}(N, \delta) \quad [W] \quad (3.21)$$

Deste modo, utilizando novamente a função do Microsoft Excel e pela análise direta dos gráficos obtém-se as equações para os vários N com $\delta=1$ dados no manual do motor. De seguida são determinadas as várias condições necessárias para obter as equações mais adequadas à situação. E é realizada uma ou várias interpolações lineares obtendo assim a equação para $P/P_0(N, \rho)$.

Para $P/P_0(N, \delta)$, devido a certas irregularidades na utilização do acelerador a diversas altitudes e a diferentes rotações do motor, foi prudente realizar a média das equações obtidas para $P/P_0(N, \delta)$ a diferentes altitudes e realizar-se uma interpolação linear entre as equações a diferentes altitudes.

Por fim, para o consumo de combustível é utilizado novamente a função do Excel obtendo a equação de consumo de combustível em função da potência.

3.3. Projeto e análise da hélice

Para o projeto das pás das hélices é necessário primeiro calcular o diâmetro máximo, de modo a que esta hélice não atinja o Mach de ponta máximo para o material escolhido e altitude máxima de 12160 m. Deste modo, com recurso à Tabela 6 é escolhido o material para utilizar na hélice:

Tabela 6 - Tabela de velocidades de ponta máxima [61]

Tipo de hélice	Mach de ponta máximo M'_{ponta}	Velocidade de ponta máxima V'_{ponta} [m/s]
Metal/ carbono	0,85	290
Madeira (perfil espesso)	0,76	260
Baixo ruído	0,63	213

Através do seguinte método obtém-se o diâmetro máximo para a hélice:

$$V'_{ponta} = (V_{ponta}^2 + V^2)^{0,5} \text{ [m/s]} \quad (3.22)$$

$$M'_{ponta} = \frac{V'_{ponta}}{a} \quad (3.23)$$

$$V_{ponta} = \frac{N\pi DG}{60} \text{ [m/s]} \quad (3.24)$$

$$d = \frac{60}{(N\pi G)} (V'^2_{ponta} - V^2)^{0,5} \text{ [m]} \quad (3.25)$$

onde: V equivale à velocidade da aeronave [m/s], N, à velocidade do motor [rpm], G, à redução do motor ($G = 60n/N$) e n, à velocidade da hélice [rot/s].

Com o diâmetro definido é necessário obter a distribuição de corda da pá da hélice. Para tal é utilizado o modelo de Eugene Larrabee da MIT (*Massachusetts Institute of Technology*) [62]. Neste modelo é apresentado um método iterativo para obter as cordas ao longo da pá da hélice de maneira a reduzir o arrasto induzido provocado pela pá e, assim, obter maiores eficiências propulsivas.

Com recurso ao artigo publicado em 1990, por Reg Boor [63], onde é demonstrado um possível método obter a distribuição de corda da hélice pela teoria de Larrabee. Desta forma é possível obter mais facilmente a distribuição de corda, sendo apenas necessário definir: o razão passo por diâmetro (p/d), raio da hélice e corda máxima. Depois de escolhidos estes parâmetros é utilizada a Tabela 7 para obter esta geometria, sendo primeiro necessário multiplicar o raio da hélice pelos valores da primeira coluna, onde se encontram os valores de raio normalizados, e depois na coluna do p/d escolhido encontram-se os valores normalizados da corda para cada secção da pá, sendo apenas necessário multiplicar pela corda máxima.

Tabela 7 - Distribuição de corda da pá baseado na teoria de Larrabee adaptada de [63]

Planta da pá da baseada na teoria Larrabee													
Valores na tabela estão normalizados para a corda da pá													
Relação passo/diâmetro geométrico da hélice													
p/d	1,00	1,10	1,20	1,30	1,40	1,50	1,60	1,70	1,80	1,90	2,00	2,10	2,20
Eixo	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,05	0,082	0,069	0,059	0,052	0,046	0,041	0,037	0,034	0,031	0,028	0,027	0,024	0,023
0,10	0,290	0,250	0,220	0,193	0,173	0,157	0,143	0,130	0,121	0,112	0,105	0,098	0,092
0,15	0,532	0,472	0,426	0,382	0,348	0,319	0,293	0,271	0,252	0,235	0,220	0,208	0,196
0,20	0,740	0,678	0,625	0,575	0,532	0,493	0,460	0,431	0,403	0,380	0,360	0,340	0,322
0,25	0,885	0,835	0,789	0,740	0,698	0,657	0,620	0,588	0,556	0,529	0,503	0,481	0,460
0,30	0,968	0,935	0,903	0,864	0,828	0,793	0,759	0,727	0,695	0,667	0,642	0,616	0,593
0,35	1,000	0,986	0,970	0,944	0,921	0,893	0,865	0,840	0,811	0,786	0,762	0,737	0,715
0,40	0,998	1,000	1,000	0,988	0,975	0,959	0,940	0,922	0,899	0,879	0,860	0,838	0,818
0,45	0,973	0,988	0,999	1,000	1,000	0,992	0,984	0,974	0,959	0,945	0,931	0,915	0,900
0,50	0,933	0,955	0,978	0,986	0,997	1,000	1,000	0,999	0,992	0,985	0,978	0,967	0,957
0,55	0,882	0,911	0,940	0,957	0,974	0,985	0,994	1,000	1,000	1,000	1,000	0,995	0,990
0,60	0,827	0,860	0,892	0,914	0,938	0,953	0,967	0,980	0,986	0,993	0,998	1,000	1,000
0,65	0,765	0,799	0,834	0,858	0,885	0,907	0,925	0,942	0,953	0,965	0,976	0,982	0,988
0,70	0,702	0,734	0,769	0,795	0,823	0,848	0,869	0,890	0,904	0,921	0,935	0,945	0,954
0,76	0,633	0,666	0,698	0,724	0,762	0,777	0,800	0,823	0,940	0,868	0,875	0,889	0,902
0,80	0,561	0,589	0,620	0,645	0,673	0,698	0,720	0,742	0,761	0,780	0,799	0,813	0,829
0,85	0,480	0,505	0,533	0,555	0,580	0,602	0,623	0,646	0,664	0,682	0,701	0,717	0,732
0,90	0,388	0,409	0,431	0,449	0,471	0,490	0,508	0,528	0,544	0,561	0,578	0,593	0,607
0,95	0,272	0,285	0,302	0,315	0,330	0,344	0,359	0,373	0,385	0,398	0,411	0,423	0,434
0,96	0,242	0,254	0,270	0,282	0,295	0,308	0,320	0,333	0,345	0,357	0,368	0,379	0,389
0,97	0,209	0,220	0,233	0,244	0,256	0,266	0,277	0,289	0,298	0,309	0,319	0,328	0,337
0,98	0,171	0,174	0,190	0,197	0,207	0,217	0,226	0,235	0,742	0,252	0,261	0,268	0,276
0,99	0,120	0,126	0,134	0,139	0,147	0,152	0,160	0,166	0,171	0,177	0,184	0,189	0,195
TIP	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000

De seguida, é necessário determinar a torção ao longo da pá e para tal, é utilizada a ferramenta de otimização de torção do programa Qblade (v0.963 2016) [64], (ilustrado na Figura 21) para o ângulo de L/D máximo do perfil escolhido. Tendo em conta que o Qblade (v0.963 2016) é um software otimizado para turbinas e não para hélices, este poderá não ser o mais adequado. Assim, para uma realização futura do cálculo da distribuição de torção será mais indicado utilizar métodos analíticos ou recorrer a outros softwares, tais como: o JavaProp e o Qprop.

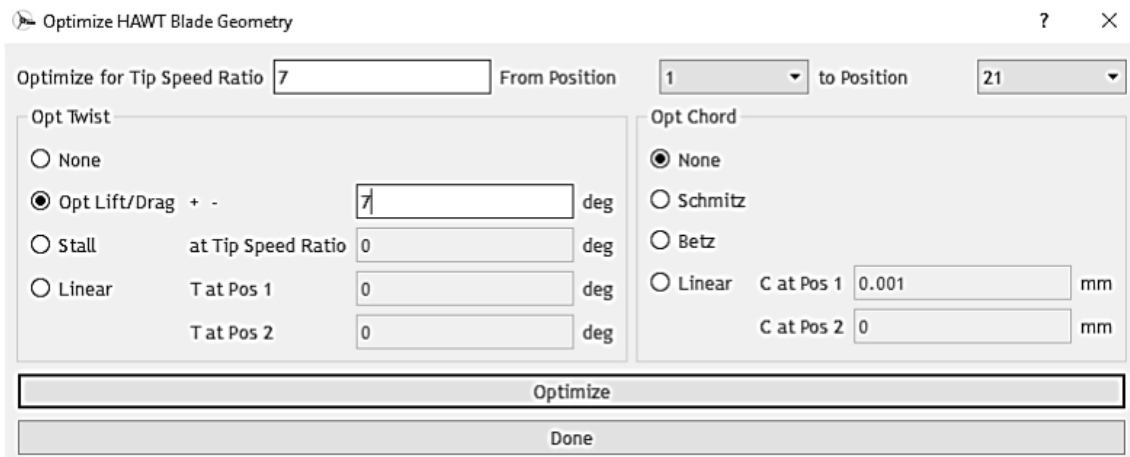


Figura 21 - Ferramenta de otimização do Qblade (v0.963 2016)

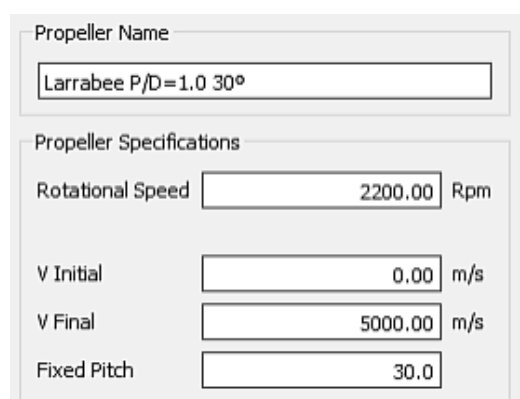
O Qblade é um programa *open source* para cálculos de desempenho de turbinas eólicas, desenvolvido por David Marten's *et al*, que surgiu da necessidade de obter uma única ferramenta para realizar a análise de uma turbina eólica. Para tal, este programa utiliza uma integração do XFLR5 para projetar e analisar um perfil aerodinâmico e são implementados módulos para extrapolação da polar de arrasto, projetar e otimizar a pá de turbina ou hélice e definição e simulação da turbina [65].

Tendo em conta a variação em altitude, o uso de uma hélice de passo fixo não será o mais adequado, devido ao facto que para voar a altitudes altas é mais adequado uma hélice de passo grosso, para o pico de eficiência se encontrar a um J mais elevado enquanto que para altitudes baixas é mais adequado um passo mais fino. Portanto é utilizada uma hélice de passo variável de forma a obter uma eficiência ótima para as diversas fases de voo.

Deste modo, é utilizado o programa Jblade (v5.17 2013) [66], desenvolvido por João Morgado, baseado no Qblade e XFLR5. Sendo assim possível projetar e analisar um perfil aerodinâmico e realizar a extrapolação 360° da polar de arrasto do mesmo perfil, tal como o Qblade. A principal vantagem do uso de Jblade neste caso prende-se com a possibilidade de obter uma análise BEM (*Blade Element Momentum*) modificado para englobar o equilíbrio do fluxo 3D; estimar curvas de desempenho para um dado desenho de uma hélice; e uma interface gráfica facilitando a construção e análise das simulações da hélice [66].

Assim, são realizadas várias simulações para vários ângulos de incidência, obtendo os gráficos de rendimento propulsivo, η_p , e coeficiente de potência, C_p em função da razão de avanço, J .

Para efetuar esta análise é preciso primeiro definir as especificações da hélice (Figura 22), onde a velocidade de rotação (*Rotacional Speed*) é mantida constante a 2200 RPM, para $V_{initial}$ e V_{final} são colocados valores arbitrários para a velocidade inicial e final, onde, a única condição é estar entre os valores de velocidade pretendidos para o voo e o *fixed pitch* define o ângulo de incidência, β , para análise, começando em $\beta=20^\circ$ e terminando em $\beta=70^\circ$ com incremento de 5° .



The image shows a software interface for defining propeller specifications. It consists of two main sections: 'Propeller Name' and 'Propeller Specifications'. The 'Propeller Name' section has a text input field containing 'Larrabee P/D=1.0 30°'. The 'Propeller Specifications' section contains five input fields: 'Rotational Speed' set to 2200.00 Rpm, 'V Initial' set to 0.00 m/s, 'V Final' set to 5000.00 m/s, and 'Fixed Pitch' set to 30.0. The 'Rotational Speed' field has 'Rpm' as a unit label to its right. The 'V Initial' and 'V Final' fields have 'm/s' as unit labels to their right. The 'Fixed Pitch' field has no unit label.

Field	Value	Unit
Propeller Name	Larrabee P/D=1.0 30°	
Rotational Speed	2200.00	Rpm
V Initial	0.00	m/s
V Final	5000.00	m/s
Fixed Pitch	30.0	

Figura 22 - Especificações da hélice no Jblade (v5.17 2013)

De seguida são definidos os parâmetros da simulação, tal como é exemplificado na Figura 23. Estes parâmetros são escolhidos de acordo com o manual do programa.

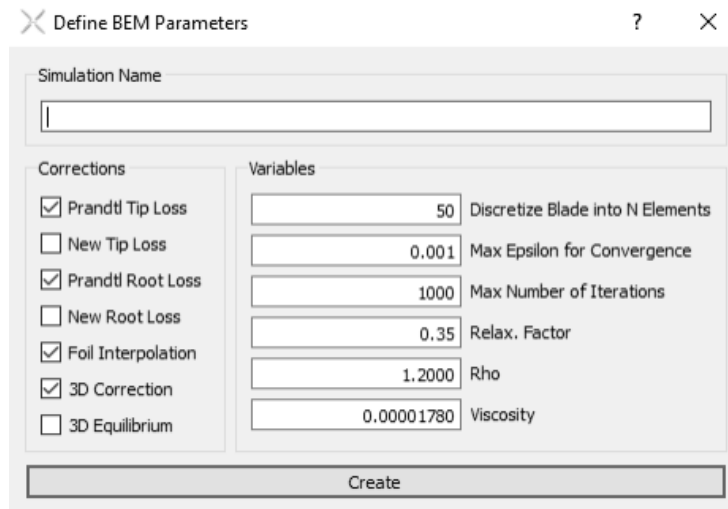


Figura 23 - Parâmetros da simulação no Jblade (v5.17 2013)

Posteriormente a todos os parâmetros estarem definidos são realizadas as diversas simulações, de onde são retirados os dados para o rendimento propulsivo e coeficiente de potência em função da razão de avanço.

Para a implementação no modelo são utilizadas as simulações para $\beta=20^\circ$ até $\beta=70^\circ$, utilizando a função do programa Microsoft Excel para a obtenção de funções polinomiais, para descobrir uma equação correspondente a cada uma destas simulações e é realizada uma interpolação entre as duas para obter os valores restantes. No entanto, previamente à interpolação é necessário efetuar a normalização dos dados, ou seja, dividir os valores de J pela respetiva razão de avanço máxima, J_{max} , os valores de C_p pelo respetivo valor inicial, C_{p0} , ou seja, para $J=0$ e por fim o rendimento propulsivo é dividido pelo seu valor máximo, η_{max} . É também necessário descobrir as equações que regem estes valores em função do ângulo de incidência ($J_{max}(\beta)$, $C_{p0}(\beta)$ e $\eta_{max}(\beta)$), obtendo uma equação final deste tipo:

$$\eta(J, \beta) = \frac{\eta}{\eta_{max}} \left(\frac{J}{J_{max}(\beta)} \right) \cdot \eta_{max}(\beta) \quad (3.26)$$

ou

$$C_p(J, \beta) = \frac{C_p}{C_{p0}} \left(\frac{J}{J_{max}(\beta)} \right) \cdot C_{p0}(\beta) \quad (3.27)$$

onde $\frac{\eta}{\eta_{max}} \left(\frac{J}{J_{max}(\beta)} \right)$ e $\frac{C_p}{C_{p0}} \left(\frac{J}{J_{max}(\beta)} \right)$ equivalem à interpolação referida anteriormente.

3.4. Cálculo do desempenho

A análise do desempenho é realizada de forma a verificar se as escolhas realizadas para o sistema propulsivo e para a aerodinâmica permitem que seja alcançado o desempenho previsto, sendo realizado um método numérico com integração ao longo do tempo para concluir se no caso deste projeto é atingir a autonomia e o teto de voo desejado. Sendo posteriormente [61].

Para uma aeronave a hélice a potência disponível pelo sistema hélice motor é dado por:

$$P_A = P_{prop} = \eta_P P_e \text{ [W]} \quad (3.28)$$

e sabendo que para um voo nivelado:

$$T = D \text{ [N]} \quad (3.29)$$

e

$$T = \frac{P_{prop}}{V} \text{ [N]} \quad (3.30)$$

A potência requerida para manter um voo nivelado:

$$P_{req} = DV \text{ [W]} \quad (3.31)$$

onde, V , é a velocidade e D , o arrasto dado pela equação (3.8). Obtendo um gráfico de potência em função da velocidade como ilustrado na Figura 24.

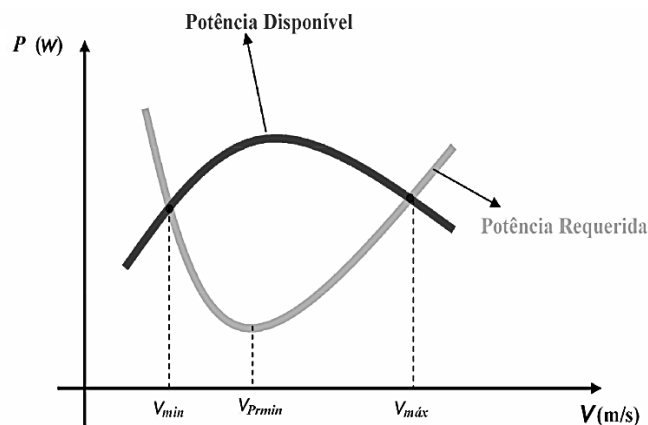


Figura 24 - Gráfico Ilustrativo de potência requerida e disponível em função da velocidade

No gráfico verifica-se que a velocidade mínima e máxima é dada pela intersecção dos gráficos de potência requerida e disponível. Sendo que a velocidade mínima é dada pela velocidade perda, V_s , caso a última ser superior. A velocidade máxima do motor deverá ser inferior à

velocidade de Mach divergente ou à velocidade a não exceder, V_{ne} , da aeronave, caso a velocidade máxima do motor seja superior esta será definida pelas velocidades referidas.

$$V_s = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_{Lmax}}} \text{ [m/s]} \quad (3.32)$$

Obtendo a potência requerida e disponível é possível obter o excesso de potência e daí obter a razão de subida para uma dada velocidade e altitude:

$$RC = \frac{P_{prop} - P_{req}}{W} \text{ [m/s]} \quad (3.33)$$

No caso, RC ser negativo significa que a aeronave se encontra a descer e que a P_{prop} é inferior à P_{req} e obtém-se a razão de descida com:

$$RD = -\frac{P_{prop} - P_r}{W} \text{ [m/s]} \quad (3.34)$$

e caso $P_{prop} = 0$, no exemplo de num planador a razão de descida é dada por:

$$RD = -\frac{V}{L/D} \text{ [m/s]} \quad (3.35)$$

Obtendo assim, o tempo de subida ou descida com:

$$dt_{subida} = \frac{dh}{RC} \text{ [s]} \quad (3.36)$$

$$dt_{descida} = \frac{dh}{RD} \text{ [s]} \quad (3.37)$$

A autonomia é o tempo de voo, que leva a aeronave, para consumir o combustível total. Assim, a autonomia é diretamente proporcional ao peso do combustível, W_{fuel} , e indiretamente proporcional ao consumo do motor. A autonomia é assim obtida a partir da seguinte equação:

$$dt = \frac{dW/g}{Consumo(P_e)} / n_{motor} \text{ [s]} \quad (3.38)$$

$$E = \frac{W_{fuel}/g}{Consumo(P_e)} / n_{motor} \text{ [s]} \quad (3.39)$$

o alcance pode ser obtido a partir da autonomia:

$$dX = V \frac{dW/g}{Consumo(P_e)} / n_{motor} \text{ [m]} \quad (3.40)$$

$$R = E \cdot V \text{ [m]} \quad (3.41)$$

Para a equação (3.39) é para o caso de P_{prop} ser constante e para a equação (3.41) é para o caso de a velocidade ser constante, onde estes casos poderão não ser verdadeiros para um voo ótimo, deste modo, apenas são usadas estas equações para análise da melhor configuração. Posteriormente, são utilizadas as equações na forma de somatórios de intervalos a partir de (3.38) e (3.40), exemplificadas nas seguintes equações:

$$E = \sum t_i = \sum \frac{\Delta W_i/g}{Consumo(P_e)} / n_{motor} [s] \quad (3.42)$$

$$R = \sum t_i V [m] \quad (3.43)$$

Deste modo, para a obtenção do desempenho são inicialmente realizados os cálculos conceptuais para verificar quais as escolhas mais adequadas (planta de asa e hélice) para a elaboração do projeto. Depois da escolha é desenvolvido o estudo com integração no tempo entre dois modelos de operação de voo, ilustrados na Figura 25:

- Voo de cruzeiro simples;
- Voo com funcionamento do motor intermitente com voo subida e planado.

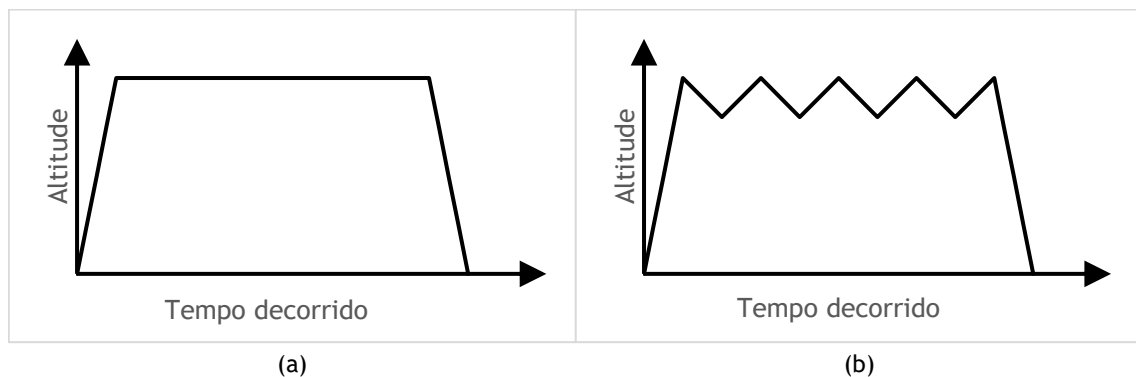


Figura 25 - Ilustração do perfil de voo utilizado para o estudo de desempenho com integração no tempo: (a) - Voo nivelado; (b) - Voo com funcionamento do motor intermitente.

Para efetuar o estudo conceptual é necessário primeiro verificar se a velocidade e binário do motor são equivalentes ao da hélice, para tal é usado um modelo iterativo para duas condições: a condição de acelerador fixo e para acelerador variável realizando a verificação se a potência propulsiva é igual à potência requerida.

Inicialmente são definidas as condições de voo velocidade e altitude, de seguida é selecionado uma posição de acelerador e calculada a potência requerida (equação (3.31)), no processo seguinte é definido a velocidade do motor e o ângulo de incidência, calculando a razão de avanço (equação (3.45)) e a potência do motor através da equação obtida na secção 3.2. De seguida é calculado o coeficiente de potência da hélice, através da equação obtida na secção 3.3 para o desempenho da hélice, e o coeficiente de potência do motor (equação (3.44)) e verificasse se estes são equivalentes, caso contrário é empregue um novo ângulo de incidência até a condição se verificar. Depois obtém-se a eficiência propulsiva da hélice através da

equação obtida na secção 3.3 e calcula-se a potência propulsiva (equação (3.31)) e caso a posição do acelerador não seja fixa é realizada a comparação entre a potência propulsiva e potência requerida, caso não se verificar é empregue uma nova posição do acelerador e o ciclo repete-se. Terminando este processo iterativo são calculadas as razões de subida e descida, o consumo do motor e é calculado a autonomia e alcance para as condições de voo iniciais (equações (3.39) e (3.41), respetivamente). Este modelo pode ser visualizado no fluxograma apresentado na Figura 26.

$$C_p = \frac{P_e}{\rho n^3 d^5} \quad (3.44)$$

$$J = \frac{V}{nd} \quad (3.45)$$

Efetuada o estudo conceptual é seleccionada a planta de asa e hélice mais adequada e é realizado o estudo de integração no tempo onde o modelo é semelhante ao anterior inserindo a variação do peso. No caso do voo de subida é utilizado o modelo para posição de acelerador fixo e é necessário definir um incremento de altitude, calculado através da equação (3.33). A razão de subida é obtida recorrendo à equação (3.36), onde para RC é utilizado uma média entre as razões de subida e entre cada incremento, sendo assim possível calcular o tempo de subida nessa fase. Multiplicando este valor pela média de consumo de combustível e subtraindo-o ao peso total da aeronave é possível calcular o respetivo peso combustível consumido. Ao atingir a altitude de cruzeiro, é realizado o somatório dos tempos de cada fase e obtém-se o tempo total de subida. Para o voo de descida, realizado em planeio com as hélices em posição de feathering, é definindo um peso mínimo de combustível e um decremento de altitude, sendo calculada a razão de descida para o voo planado (equação (3.35)). Tal como para a razão de subida, para o obter o tempo de fase é utilizada a média entre cada altitude, até atingir o nível do mar, e para obter o tempo total de descida é realizado um somatório do tempo de cada fase. Os modelos para subida e descida podem ser visualizados nos fluxogramas apresentados na Figura 27.

Para o voo de cruzeiro é utilizado o modelo inicial para o estudo de desempenho conceptual para posição de acelerador variável, acrescentando um decremento de peso de combustível onde o tempo entre fases é dado pela divisão do decremento de combustível pela média de consumo de combustível entre cada decremento, este modelo é efetuado desde o peso de combustível após o fim da subida até ao peso de combustível mínimo definido. Este modelo pode ser visualizado no fluxograma apresentado na Figura 28. A autonomia final é representada pela soma do tempo de subida, cruzeiro e descida.

Para o voo com funcionamento do motor intermitente, como para o voo de cruzeiro é realizado o cálculo para o voo de subida e descida planado para o peso de combustível mínimo. Entre a subida inicial e descida final é realizado um método de voo repetitivo de descida em planeio

até uma determinada altitude e de seguida o voo de subida até altitude de cruzeiro. O método de cálculo utilizado é uma intercalação dos fluxogramas apresentados na Figura 27.

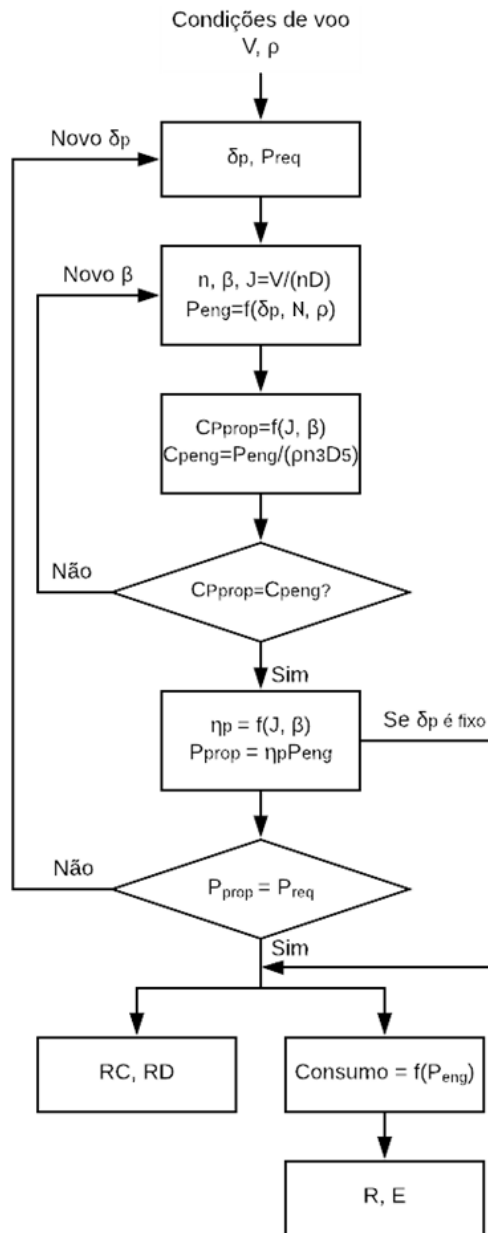
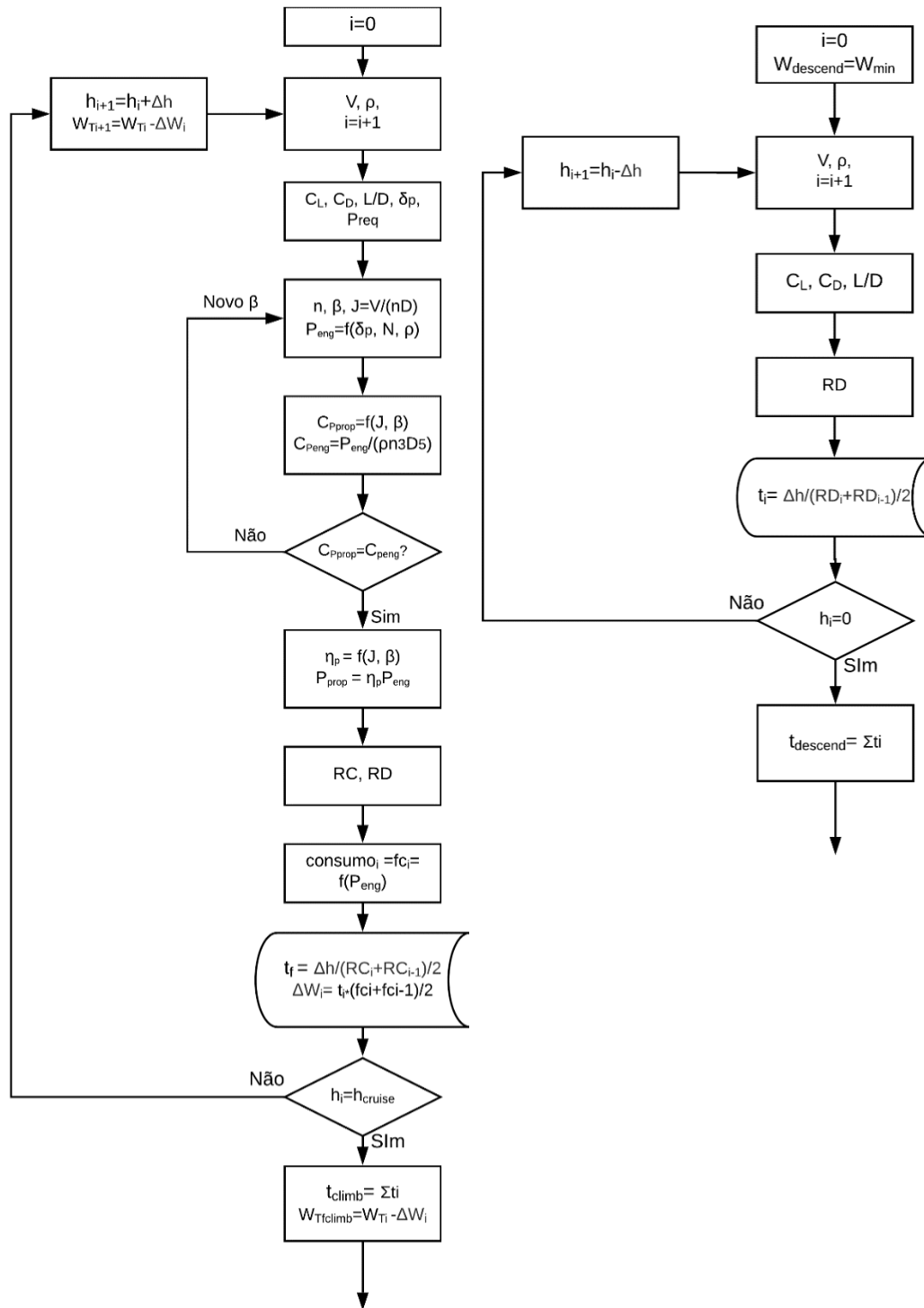


Figura 26 - Fluxograma para o cálculo iterativo da potência e cálculo de desempenho conceptual



(a)

(b)

Figura 27 - Fluxograma para o cálculo iterativo da potência e cálculo de desempenho com integração no tempo para a subida (a) e descida (b)

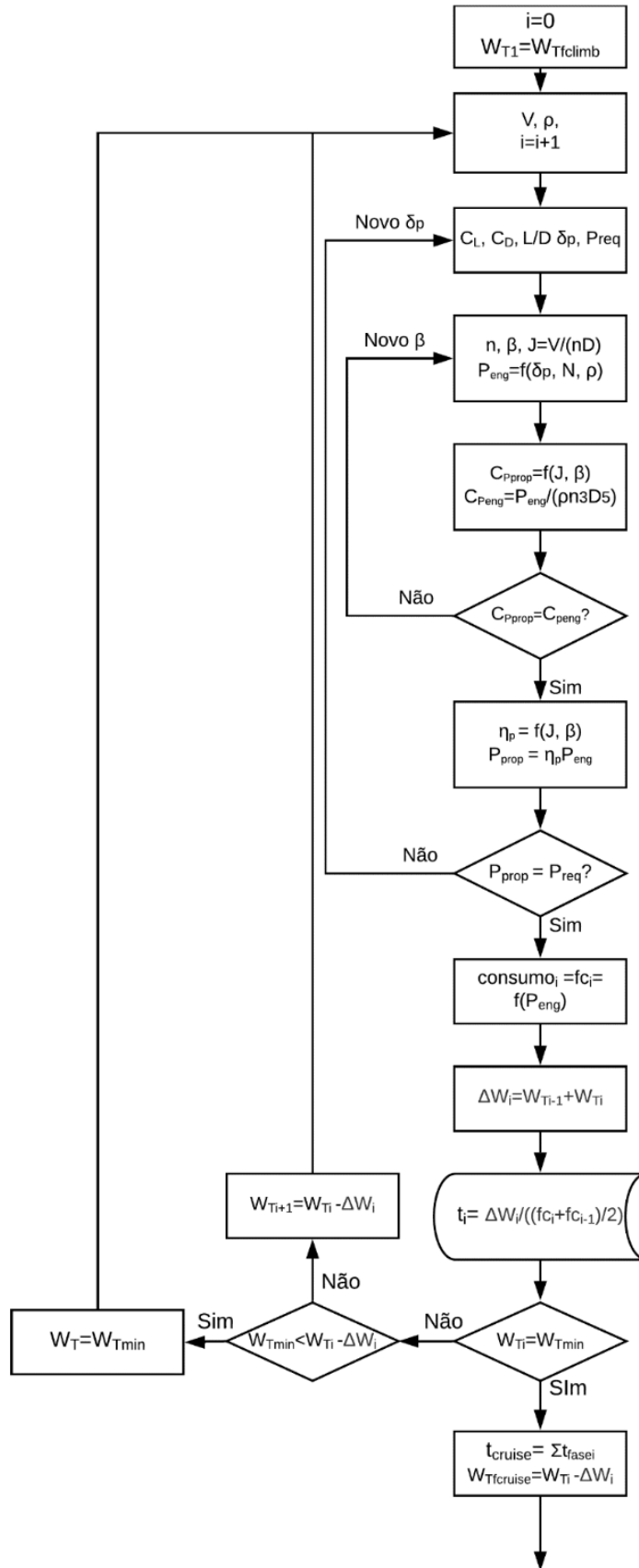


Figura 28 - Fluxograma para o cálculo iterativo da potência e cálculo de desempenho com integração no tempo para o cruzeiro

4. Casos de Estudo

Como já foi referido foram utilizados diversos casos de estudo de maneira a encontrar a configuração mais adequada para atingir o objetivo pretendido de alcançar uma autonomia de 168h.

4.1. Crossover

O Crossover combina características de um planador e ultraleve tornando-o um veículo único. Este bi-lugar pretende oferecer voos eficientes, cómodos e com custos atraentes. As características principais e atuais do moto-planador são descritas na Tabela 8.

Tabela 8 - Características atuais do Crossover [67]

Envergadura, b [m]	18
Fatores de carga [g]	-2 a 4
Velocidade a não exceder, V_{ne} [km/h]	280
Velocidade de cruzeiro, V_c [km/h]	250
Potência disponível, P_a [kW]	75
Massa Máx Descolagem, MTOM [kg]	472,5 / 600
Massa Vazio, M_{empty} [kg]	307
Nº de hélices	2
Perfil original da asa	HQ 17/14.38
Perfil E.H.	Naca 64_012
Perfil E.V.	FX 71-L-150/25

Este incorpora um motor com 75 kW e distribui a potência por 2 hélices inicialmente projetadas no bordo de fuga da asa junto à fuselagem se pode observar na Figura 29.

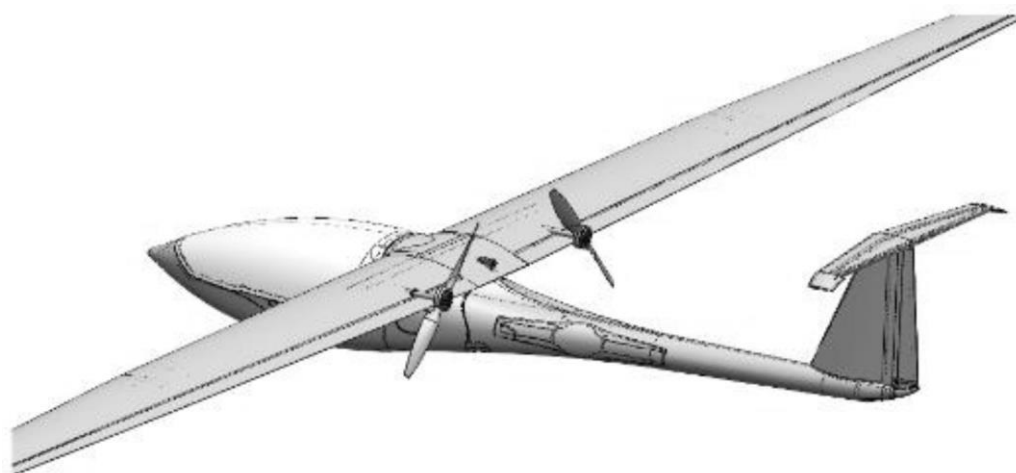


Figura 29 - Desenho do crossover atual em SolidWorks [67]

A geometria da asa atual é a mesma que o DG 800 representada na Figura 30 e as dimensões da mesma apresentadas na Tabela 9.

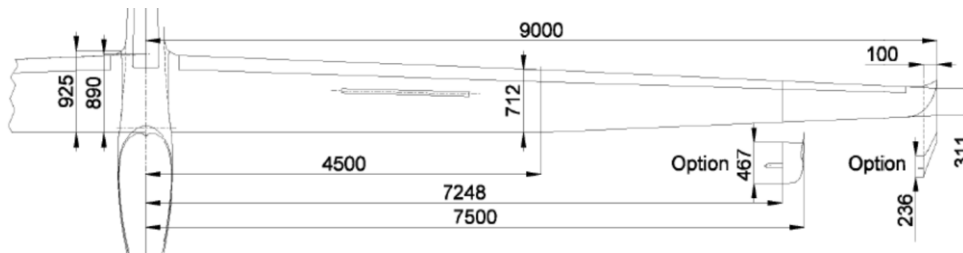


Figura 30 - Dimensões e geometria da asa atual do crossover [67]

Tabela 9 - Dimensões da asa do atuais Crossover [67]

Envergadura [m]	18
Corda aerodinâmica média [mm]	701,555
X _{CG} [mm]	347,956
Superfície alar [m ²]	11,7385
Razão de Aspeto	27,60
Washout [°]	2,45

O perfil atual utilizado é o HQ 17/14.38 que é o mesmo perfil utilizado para a análise da polar de arrasto Figura 31.

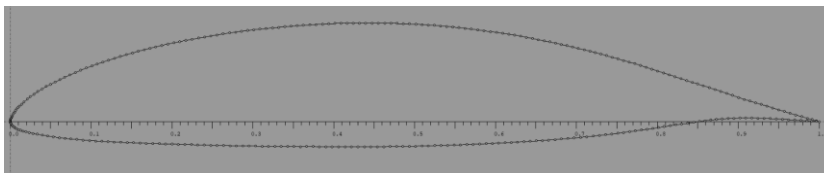


Figura 31 - Perfil HQ 17/14.38 (retirado do XFLR5)

As dimensões da fuselagem desta aeronave são apresentadas na Tabela 10.

Tabela 10 - Dimensões da fuselagem segundo o fabricante [67]

Comprimento [m]	6,9
Área frontal máxima [m ²]	0,900
Altura máxima [m]	0,85
Largura máxima [m]	1,16
Peso [m]	150

Na Tabela 11 são descritas as dimensões das empenagens horizontal e vertical.

Tabela 11 - Dimensões da empenagem horizontal e vertical atual do Crossover [67]

	Horizontal	Vertical
Envergadura [m]	2,59	1,141
Corda na raiz [m]	0,584	0,974
Corda na ponta [m]	0,227	0,377
Área de referência [m ²]	0,907	0,77
Enflechamento na raiz [°]	9	24
Incidência [°]	-1	N/D
Perfil	Naca 64-012	FX 71-L-150/25

Para a colocação dos motores Rotax® 915is turbo foi convencionado que este seriam colocados nas asas e inseridos em nacelas com 60 centímetros de diâmetro máximo e 70 centímetros de comprimento.

4.2. Dimensionamento das empenagens horizontal/vertical

Devido ao aumento da envergadura da asa é necessário realizar um novo dimensionamento das empenagens, de forma a manter aeronave em equilíbrio. Sabendo que a aeronave já se encontra em equilíbrio é trivial que se mantenha o equilíbrio, assim para um cálculo simples é possível obter este mesmo dimensionamento através da igualdade de coeficientes de volume (\bar{V}_H e \bar{V}_V), ou seja:

$$\bar{V}_{H_{actual}} = \bar{V}_{H_{novo}} \quad (4.1)$$

$$\bar{V}_{V_{actual}} = \bar{V}_{V_{novo}} \quad (4.2)$$

onde,

$$\bar{V}_H = \frac{l_H S_H}{S \bar{c}} \quad (4.3)$$

$$\bar{V}_V = \frac{l_V S_V}{S b} \quad (4.4)$$

Assim sendo, na Tabela 12 estão apresentadas as dimensões atuais e novas das empenagens do Crossover.

Tabela 12 - Tabela de dimensionamento das empenagens

	atual	novo
Área alar da asa, S [m ²]	11,738	18,000
Corda média da asa, \bar{c}_a [m]	0,702	0,720
Envergadura da asa, b_a [m]	18,000	25,000
Comprimento da fuselagem, c_f [m]	6,900	6,900
Posição do cg, x_{cg} [m]	1,118	1,140
Comprimento característico do cg, l_{cg} [m]	0,348	0,369
Coefficiente de volume horizontal, \bar{V}_H	0,627	0,627
Coefficiente de volume vertical, \bar{V}_V	0,020	0,020
Área alar da empenagem horizontal, S_H [m ²]	0,907	1,438
Envergadura da empenagem horizontal, b_H	2,590	3,262
Corda média da empenagem horizontal, \bar{c}_H	0,350	0,441
Área alar da empenagem vertical, S_V [m ²]	0,770	1,670
Envergadura da empenagem vertical, b_V	1,141	1,680
Corda média da empenagem vertical, \bar{c}_V [m]	0,675	0,994
Comprimento do cg da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal, l_H [m]	5,693	5,650
Comprimento do cg da aeronave ao centro aerodinâmico da empenagem vertical, l_V [m]	5,612	5,511

4.3. Análise da polar de arrasto da asa inicial

De forma a elaborar casos para diferentes hélices é necessário que inicialmente se efetue a análise de uma primeira asa comum para todas hélices, onde posteriormente são apresentados outros casos para as diferentes configurações da asa. Esta análise é realizada para duas situações distintas: ao nível do mar e à altitude de cruzeiro de 12160 m. Esta asa, designada de asa 1, tem uma configuração em que a secção acrescentada da asa é retangular, tendo a

corda na raiz igual à corda na raiz da asa original. Esta configuração tem a vantagem de simplificar a construção e não ser necessário alterar os apoios entre a asa e a fuselagem da aeronave. As dimensões da desta aeronave são as seguintes:

Tabela 13 - Dimensões da asa nova

Superfície alar, S [m ²]	18,00
Envergadura da asa, b_a [m]	25,00
Corda média geométrica, c_a [m]	0,72
Razão de aspeto, AR	34,72
Perfil usado	HQ-17 14.48



Figura 32 - Figura em planta da asa com acréscimo retangular, denominada de asa 1 (retirado do XFLR5)

Na Tabela 14, são apresentadas a massa inserida na análise e as propriedades aerodinâmicas para as altitudes analisadas, segundo modelo atmosférico padrão internacional, ISA.

Tabela 14 - Propriedades de análise retiradas do XFLR5

Massa da aeronave [kg]			1800
Propriedades aerodinâmicas	0 m	Densidade, ρ [kg/m ³]	1,225
		Viscosidade, ν [kg/m.s]	$1,79 \times 10^{-5}$
	12160 m	Densidade, ρ [kg/m ³]	0,303084
		Viscosidade, ν [kg/m.s]	$1,402 \times 10^{-5}$

Com estas dimensões obtém-se a polar de arrasto para a aeronave completa ilustrada na Figura 33. Com esta configuração tem-se um L/D máximo de 39 ao nível do mar e de 33 aos 12160 m.

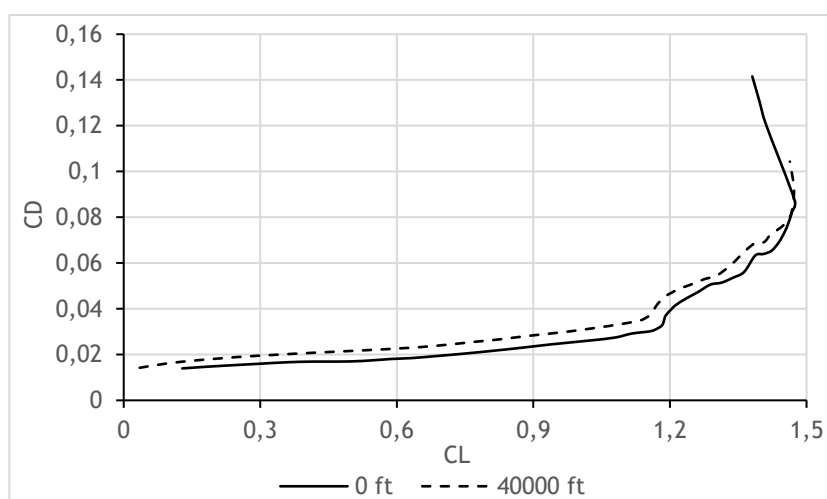


Figura 33 - Polar de arrasto da aeronave com a asa 1

4.4. Desempenho do Motor Rotax® 915is turbo

O motor sugerido para o projeto é o Rotax® 915is turbo [68], um motor de 4 tempos com 4 cilindros de 1352 cm³ com sistema de governo eletrônico do motor totalmente redundante (EMS) para o controlo de injeção de combustível, ignição, etc.; um controlador da hélice através de caixa de velocidades com amortecedor mecânico integrado e embraiagem de sobrecarga; e um governador hidráulico para hélice de velocidade constante. Este motor tem uma potência máxima à descolagem de 104 kW a 5800 RPM e uma potência máxima contínua de 99 kW a 5500 RPM.

Nesta subsecção são demonstradas as equações que permitem obter o desempenho do motor como demonstrado na secção 3.2. Inicialmente obtém-se a equação geral do motor em ordem a N [RPM] com $\rho=1,225 \text{ kg/m}^3$ e $\delta=100\%$.

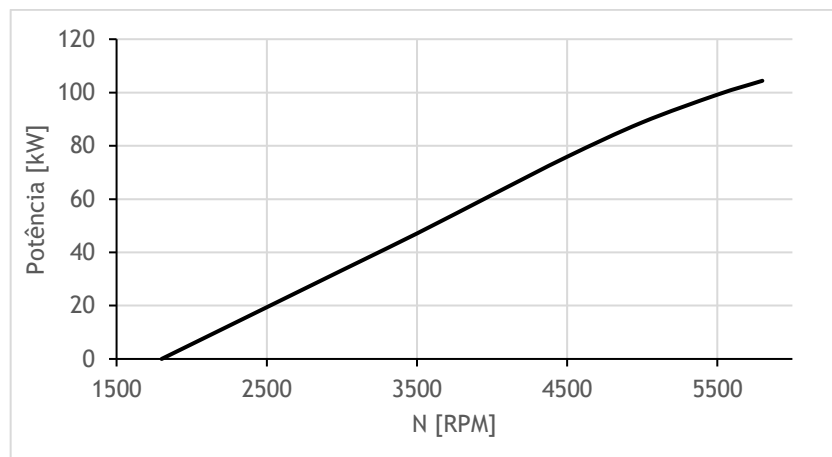


Figura 34 - Gráfico de potência [W] com $\rho=1,225 \text{ [kg/m}^3]$, $\delta=100\%$

Onde a equação da potência em função de N [RPM] para $\rho=1,225 \text{ kg/m}^3$ e $\delta=100\%$ é dada por:

$$P(N) = 4,766 \times 10^{-17} \cdot N^6 - 9,7966 \cdot 10^{-13} \cdot N^5 + 7,7060 \cdot 10^{-9} \cdot N^4 - 2,9146 \cdot 10^{-5} \cdot N^3 + 5,3787 \cdot 10^{-2} \cdot N^2 - 13,731 \cdot N - 4,3580 \cdot 10^4 \quad [\text{W}] \quad (4.5)$$

Posto isto, é analisada a variação da potência em ordem à densidade e N com $\delta=100\%$. Utilizando-se assim um coeficiente de potências (P/P_{0N}) onde P_{0N} é equivalente à respetiva potência máxima para dada rotação. Desta forma obtém-se o seguinte gráfico:

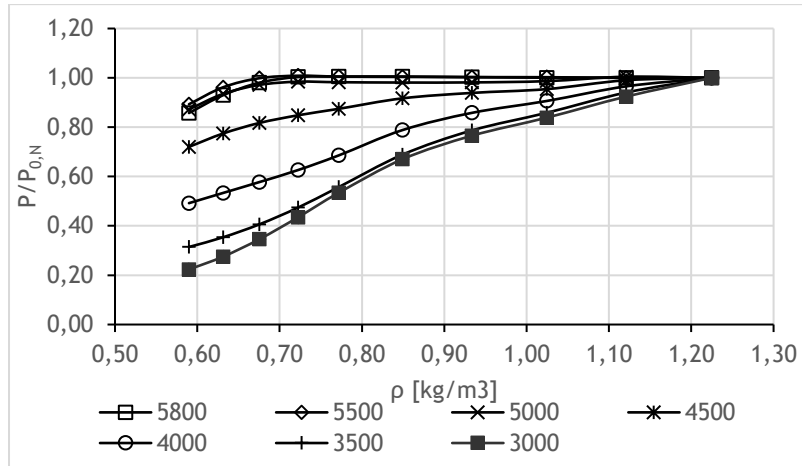


Figura 35 - Gráfico de potência em relação à altitude

Neste caso são necessárias várias condições e, assim, temos que para $N \geq 5000$ RPM:

$$\frac{P}{P_{0,N}}(N, \rho) = \begin{cases} 1, & \rho \geq 0,63 \frac{kg}{m^3} \\ \frac{\rho}{0,63}, & \rho < 0,63 \frac{kg}{m^3} \end{cases} \quad (4.6)$$

Para $N < 5000$ RPM é necessário efetuar uma interpolação entre as 5000 RPM e as 3000 RPM, em que:

$$\frac{P}{P_{0,N}}(5000, \rho) = \begin{cases} 1, & \rho \geq 0,77 \frac{kg}{m^3} \\ \frac{\rho}{0,77}, & \rho < 0,77 \frac{kg}{m^3} \end{cases} \quad (4.7)$$

$$\frac{P}{P_{0,N}}(3000, \rho) = \begin{cases} \frac{\rho}{1,22}, & \rho \geq 0,93 \frac{kg}{m^3} \\ -3,8845 \cdot \rho^2 + 8,0555 \cdot \rho - 3,3693, & 0,93 > \rho \geq 0,77 \frac{kg}{m^3} \\ 1,251115 \cdot \rho^{3,273895}, & \rho < 0,77 \frac{kg}{m^3} \end{cases} \quad (4.8)$$

Sendo que a interpolação é realizada segundo a seguinte equação:

$$P_N(\rho) = \frac{P_{5000}(\rho) - P_{3000}(\rho)}{5000 - 3000} \cdot (N - 3000) + P_{3000}(\rho) \quad (4.9)$$

Para obter a equação de potência em ordem à posição do acelerador e ao N foi prudente utilizar uma média dos valores obtidos para cada altitude, devido ao facto de não ser possível constituir uma equação que englobe todos os casos possíveis. Então temos que para $\rho = 1,22 \text{ kg/m}^3$,

$$\frac{P}{P_0}(\delta) = 0,01863259 * 54,07245156^\delta \quad (4.10)$$

E para $\rho \leq 0,59 \text{ kg/m}^3$,

$$\frac{P}{P_0}(\delta) = 0,00086266 * 1151,869999^\delta \quad (4.11)$$

Para as altitudes com $1,22 < \rho < 0,59$ é realizado uma interpolação linear.

Por fim, na Figura 36 é apresentado o gráfico do consumo de combustível, em ordem à potência, retirado do manual do motor.

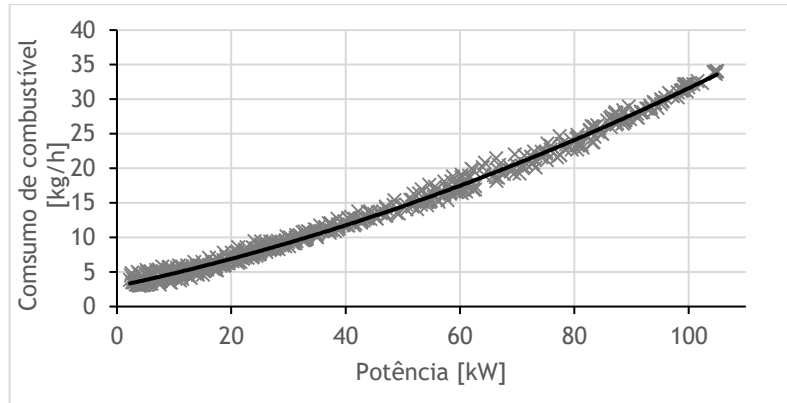


Figura 36 - Gráfico de consumo de combustível em relação à potência

Deste gráfico retira-se a seguinte equação:

$$\text{Consumo}(P_e) = 1,10289 \cdot 10^{-9} P_e^2 + 1,76239 \cdot 10^{-4} P_e + 2,93842 \quad [\text{kg/h}] \quad (4.12)$$

4.5. Avaliação do Desempenho das Hélices

Para encontrar a hélice ideal que permita obter a maior autonomia possível é utilizado o NACA 6412 [69] (Figura 37), diferentes razões de p/d com a mesma corda máxima, c_{\max} , em específico, $p/d = \{1; 1,2; 2,0\}$, e noutros casos corda máxima e o número de pás é aumentado, utilizando um $p/d = 1,0$.

Nesta secção serão apresentados os gráficos de C_p/C_{p0} e η/η_{\max} em função de J/J_{\max} e as respetivas equações, para J_{\max} , C_{p0} e η_{\max} em função de β , como também a os gráficos respetivos de desempenho² para cada hélice. No fim será realizada uma discussão de resultados de forma a avaliar qual a opção mais adequada para a hélice.

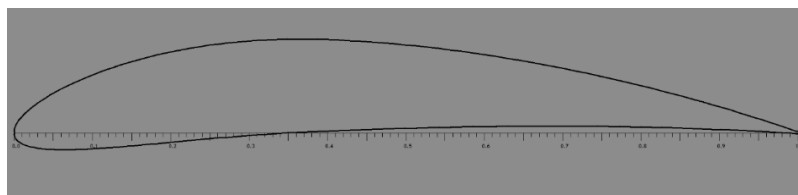


Figura 37 - Perfil NACA 6412

² Esta análise é realizada para a velocidade máxima estrutural, V_{ne} , atual da aeronave de 270 km/h (75 m/s) ou à velocidade máxima permitida pelo motor.

4.5.1. Hélice $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

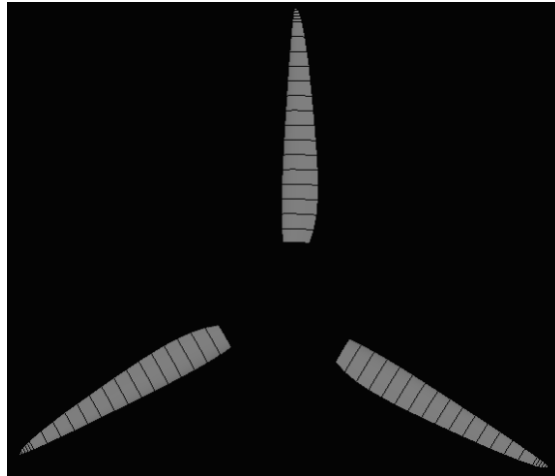


Figura 38 - Hélice com um $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11$ e 3 pás (retirado do Jblade)

Tabela 15 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]
0,180	0,081	11,963	0,495	0,097	-3,676	0,810	0,043	-7,459
0,225	0,097	7,354	0,540	0,091	-4,481	0,855	0,030	-7,775
0,270	0,106	4,113	0,585	0,084	-5,164	0,864	0,027	-7,834
0,315	0,110	1,722	0,630	0,077	-5,752	0,873	0,023	-7,892
0,360	0,110	-0,108	0,684	0,070	-6,357	0,882	0,019	-7,949
0,405	0,107	-1,550	0,720	0,062	-6,711	0,891	0,013	-8,005
0,450	0,103	-2,716	0,765	0,053	-7,107	0,900	0,000	-8,060

4.5.1.1. Curvas para obtenção do C_p e de η

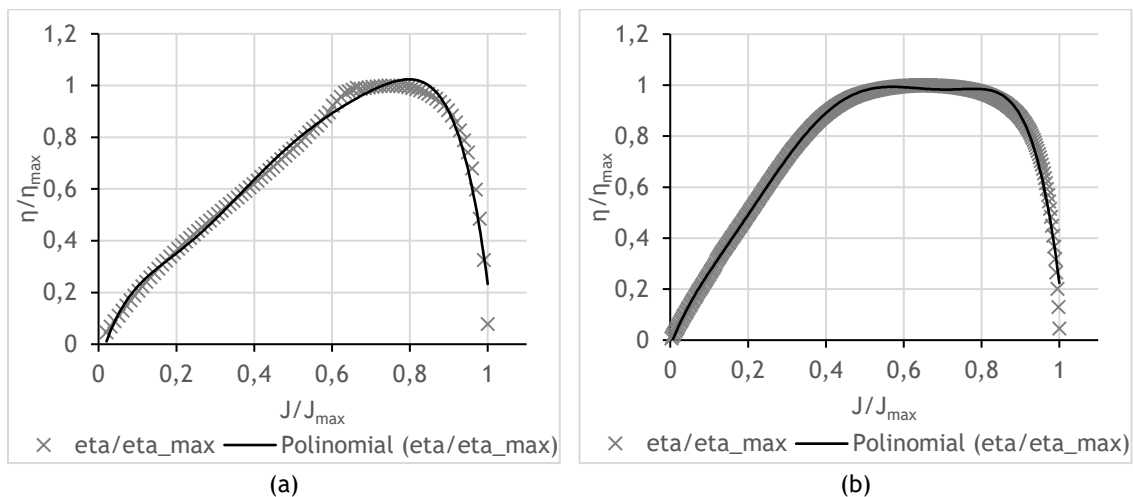


Figura 39 - Gráficos de η/η_{max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=20^\circ} = -70,232 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 198,23 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 219,59 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 118,41 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 31,753 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 5,2532 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,084 \quad (4.13)$$

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=70^\circ} = -81,638 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 213,61 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 205,35 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 87,824 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 18,242 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 4,0437 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0251 \quad (4.14)$$

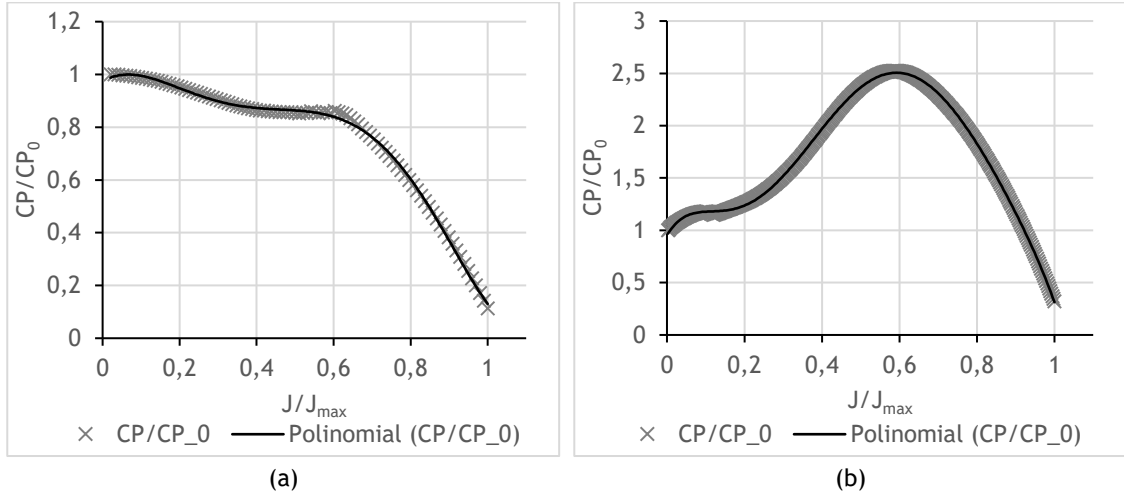


Figura 40 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=20^\circ} = 5,5183 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 - 2,3053 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 18,477 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 22,402 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 8,8863 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 0,9063 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9724 \quad (4.15)$$

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=70^\circ} = -123,59 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 416,87 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 522,16 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 285,3 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 63,269 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 6,2121 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9526 \quad (4.16)$$

Onde as equações que regem o J_{max} , η_{max} e C_{P0} , são:

$$J_{max}(\beta) = 0,2859534 \cdot 1,0440146^\beta \quad (4.17)$$

$$C_{P0}(\beta) = 4,2102109 \cdot 10^{-3} \cdot \beta - 5,0503316 \cdot 10^{-2} \quad (4.18)$$

$$\eta_{max}(\beta) = 8,1098671 \cdot 10^{-2} + 7,0811900 \cdot 10^{-2} \cdot \beta - 2,3308723 \cdot 10^{-3} \cdot \beta^2 + 3,3913040 \cdot 10^{-5} \cdot \beta^3 - 1,8012803 \cdot 10^{-7} \cdot \beta^4 \quad (4.19)$$

4.5.1.2. Desempenho ao nível do mar

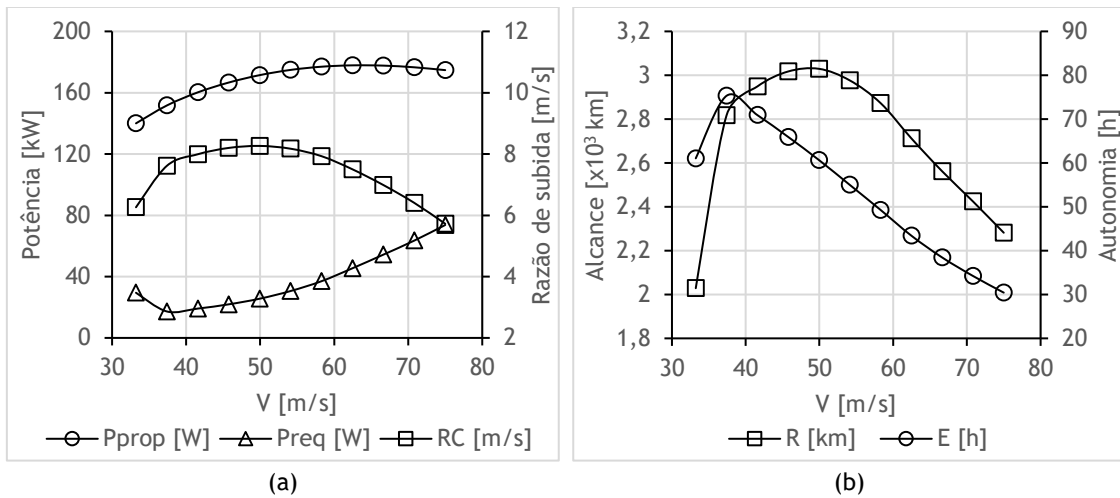


Figura 41 - Gráfico de potência propulsiva, potência requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 16 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
33,229	28,84	27,92
37,406	28,68	28,19
41,583	28,85	30,40
45,760	29,30	32,53
49,938	29,95	34,56
54,115	30,73	36,53
58,292	31,58	38,42
62,469	32,48	40,28
66,646	33,40	42,03
70,823	34,32	43,68
75,000	35,24	45,27

4.5.1.3. Desempenho aos 12160 m

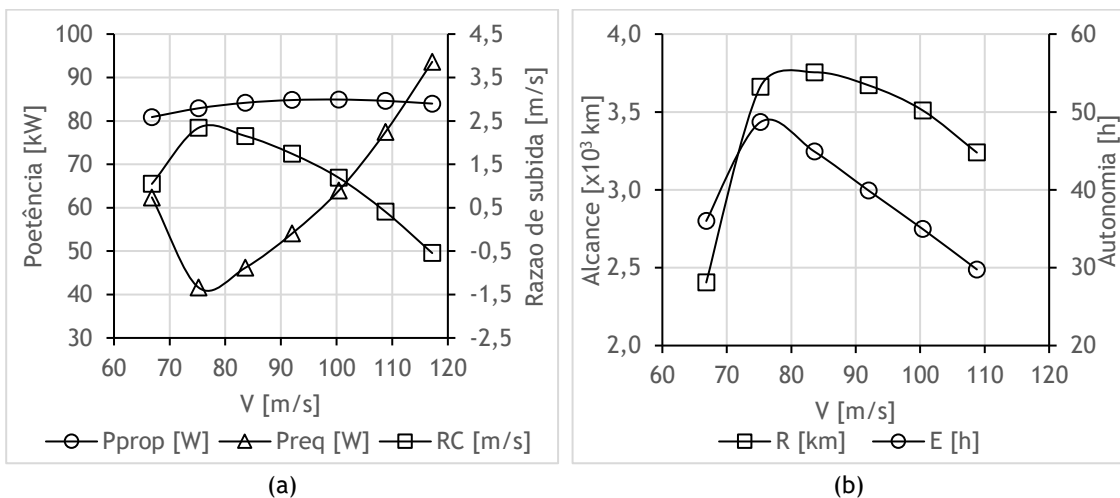


Figura 42 - Gráfico de potência propulsiva, potência requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 17 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	B para acelerador fixo [°]	B para acelerador variável [°]
66,80	38,20	35,62
75,20	39,31	35,14
83,60	40,58	37,39
92,00	41,92	39,68
100,40	43,26	41,90
108,79	44,57	44,15

4.5.2. Hélice $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

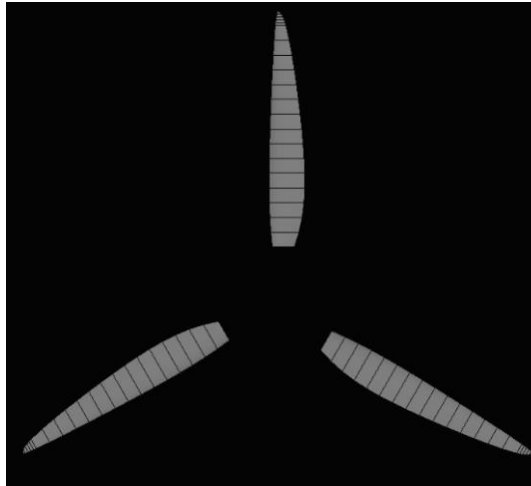


Figura 43 - Hélice com um $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11$ e 3 pás (retirado do Jblade)

Tabela 18 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]
0,180	0,069	11,963	0,495	0,103	-3,676	0,810	0,047	-7,459
0,225	0,087	7,354	0,540	0,098	-4,481	0,855	0,033	-7,775
0,270	0,099	4,113	0,585	0,092	-5,164	0,864	0,030	-7,834
0,315	0,107	1,722	0,630	0,085	-5,752	0,873	0,026	-7,892
0,360	0,110	-0,108	0,684	0,077	-6,357	0,882	0,021	-7,949
0,405	0,110	-1,550	0,720	0,068	-6,711	0,891	0,015	-8,005
0,450	0,108	-2,716	0,765	0,059	-7,107	0,900	0,000	-8,060

4.5.2.1. Curvas para obtenção do C_p e de η

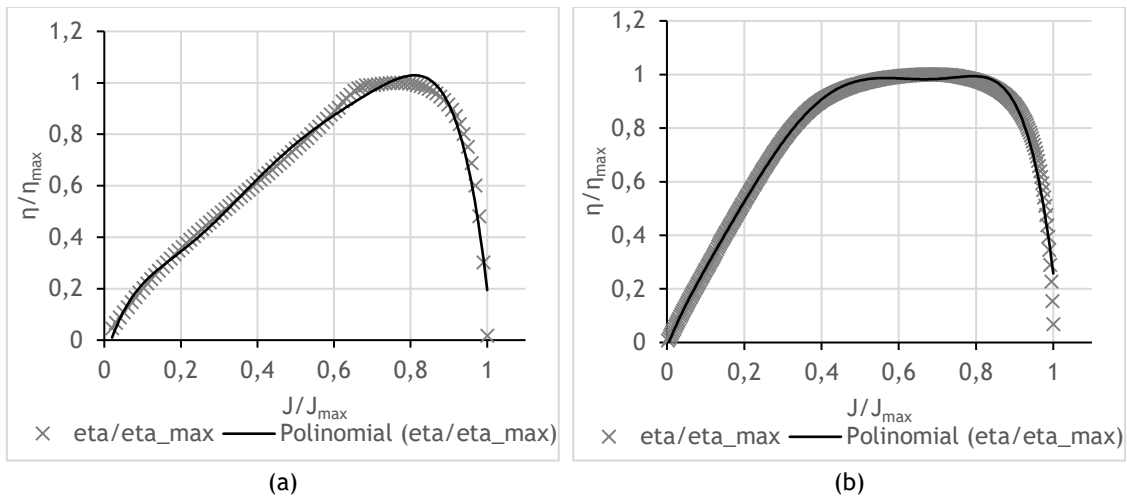


Figura 44 - Gráficos de η/η_{max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

$$\begin{aligned} \left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=20^\circ} &= -77,443 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 215,1 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 233,38 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 \\ &+ 123,09 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 32,322 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 5,2326 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0844 \end{aligned} \quad (4.20)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=70^\circ} &= -65,349 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 162,66 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 145,6 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 \\ &+ 56,104 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 11,161 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 3,6192 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0168 \end{aligned} \quad (4.21)$$

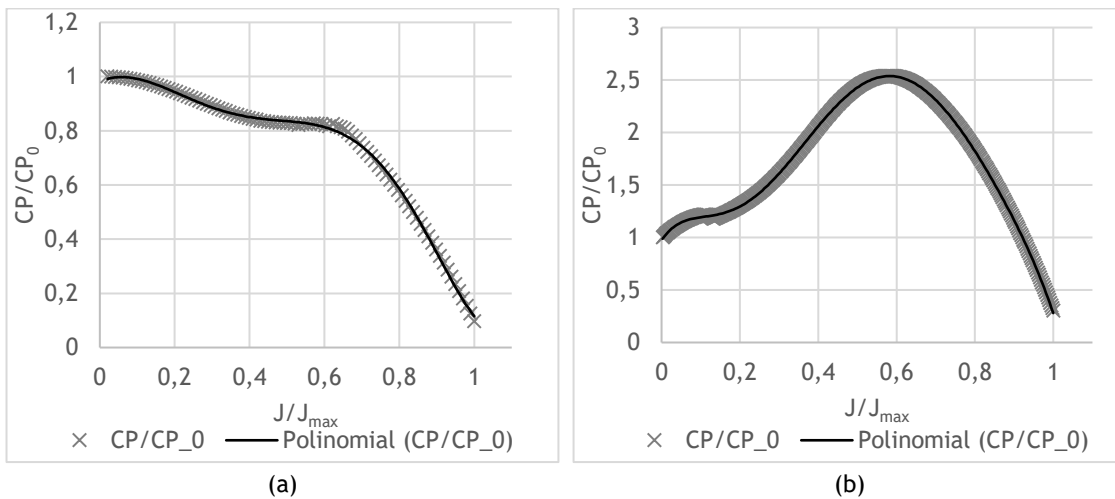


Figura 45 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

$$\begin{aligned} \left(\frac{C_p}{C_{p0}}\right)_{\beta=20^\circ} &= 13,585 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 - 26,545 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 + 8,5761 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 \\ &+ 8,7173 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 5,7802 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 0,5803 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9819 \end{aligned} \quad (4.22)$$

$$\left(\frac{C_p}{C_{p0}}\right)_{\beta=70^\circ} = -123,45 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 406,56 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 496,13 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 262,35 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 55,616 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 5,5978 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9728 \quad (4.23)$$

Onde as equações que regem o J_{max} , η_{max} e C_{p0} , são:

$$J_{max}(\beta) = 0,2826116 \cdot 1,0442770^\beta \quad (4.24)$$

$$C_{p0}(\beta) = 4,5950294 \cdot 10^{-3} \cdot \beta - 5,5474758 \cdot 10^{-2} \quad (4.25)$$

$$\eta_{max}(\beta) = 2,23515159 \cdot 10^{-1} + 5,6570709 \cdot 10^{-2} \cdot \beta - 1,85355258 \cdot 10^{-3} \cdot \beta^2 + 2,7016418 \cdot 10^{-5} \cdot \beta^3 - 1,4365720 \cdot 10^{-7} \cdot \beta^4 \quad (4.26)$$

4.5.2.2. Desempenho ao nível do mar

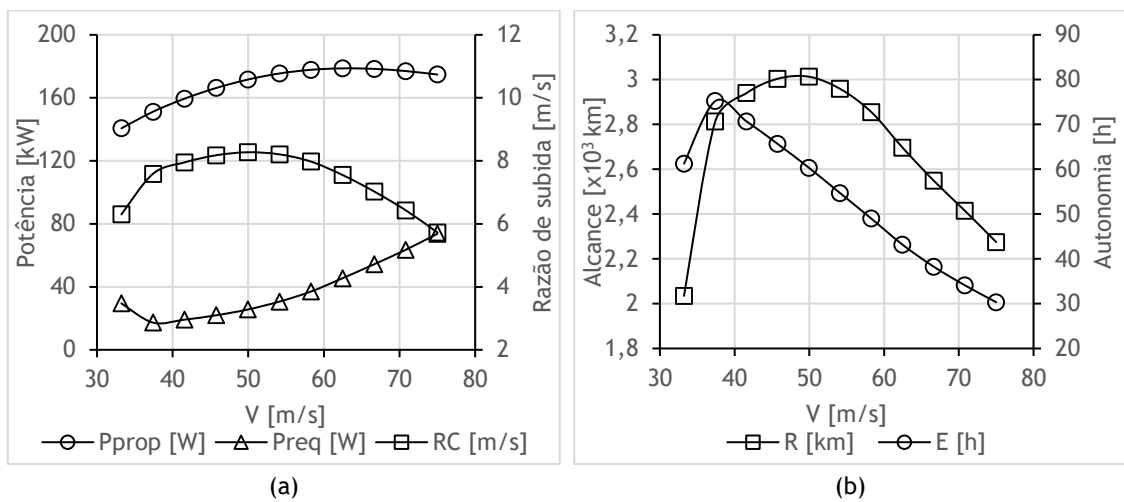


Figura 46 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com p/d=1,2, c_{max}=0,11m e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 19 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com p/d=1,2, c_{max}=0,11m e 3 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	B para acelerador fixo [°]	B para acelerador variável [°]
33,229	27,97	27,68
37,406	27,96	28,15
41,583	28,25	30,37
45,760	28,79	32,48
49,938	29,51	34,50
54,115	30,34	36,44
58,292	31,24	38,30
62,469	32,18	40,12
66,646	33,13	41,83
70,823	34,07	43,44
75,000	35,01	44,99

4.5.2.3. Desempenho aos 12160 m

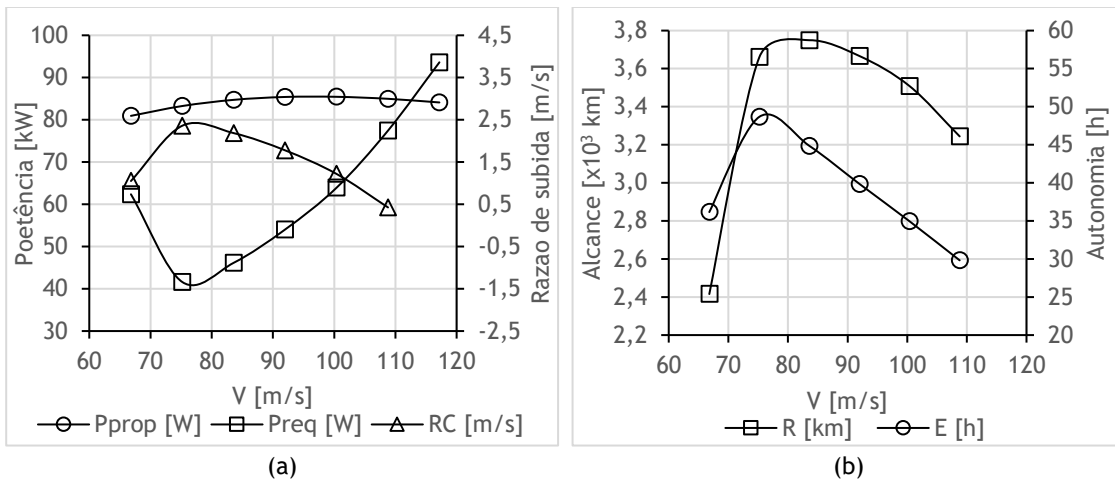


Figura 47 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11$ m e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 20 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11$ m e 3 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
66,80	37,45	35,09
75,20	38,70	34,93
83,60	40,07	37,17
92,00	41,46	39,44
100,40	42,84	41,61
108,79	44,19	43,80

4.5.3. Hélice $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11$ m e 3 pás

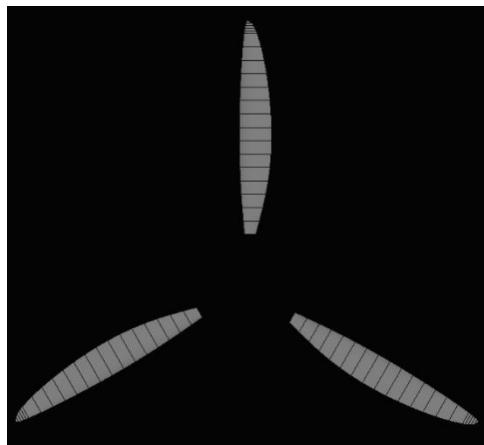


Figura 48 - Hélice com um $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11$ e 3 pás (retirado do Jblade)

Tabela 21 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]
0,180	0,040	11,963	0,495	0,110	-3,676	0,810	0,064	-7,459
0,225	0,055	7,354	0,540	0,110	-4,481	0,855	0,045	-7,775
0,270	0,071	4,113	0,585	0,107	-5,164	0,864	0,040	-7,834
0,315	0,084	1,722	0,630	0,103	-5,752	0,873	0,035	-7,892
0,360	0,095	-0,108	0,684	0,096	-6,357	0,882	0,029	-7,949
0,405	0,102	-1,550	0,720	0,088	-6,711	0,891	0,020	-8,005
0,450	0,108	-2,716	0,765	0,077	-7,107	0,900	0,000	-8,060

4.5.3.1. Curvas para obtenção do C_p e de η

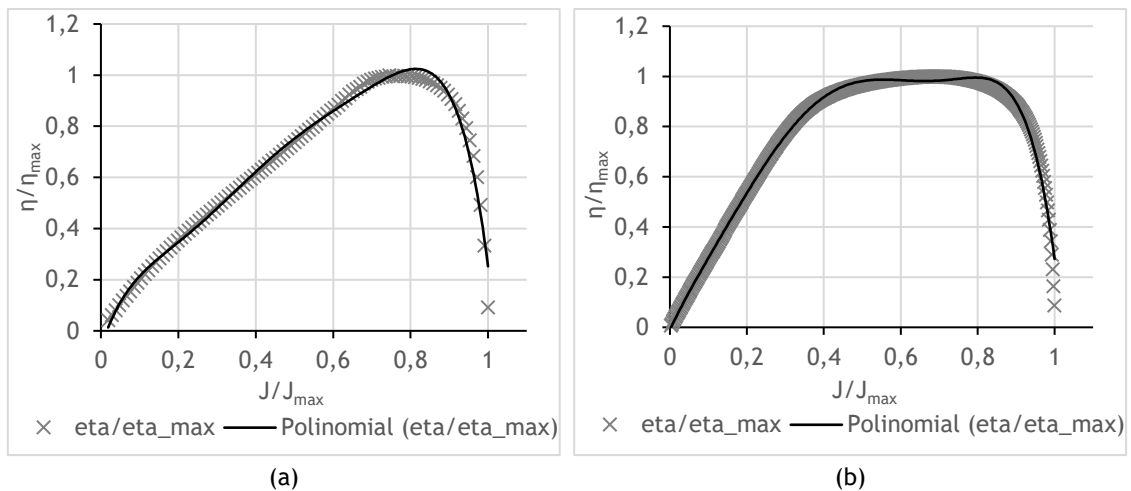


Figura 49 - Gráficos de η/η_{max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=20^\circ} = -67,289\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 183,98\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 196,52\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 102,36\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 26,831\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 4,6309\left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0654 \quad (4.27)$$

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=70^\circ} = -58,489\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 140,59\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 118,5\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 40,576\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 7,1751\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 3,2793\left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0099 \quad (4.28)$$

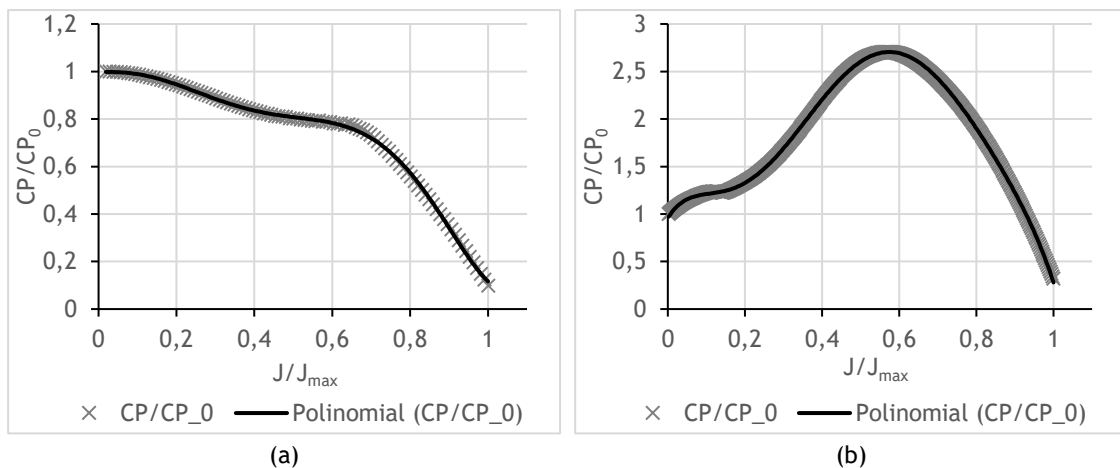


Figura 50 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=20^\circ} = 23,385 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 - 58,268 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 + 47,119 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 - 12,703 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 0,4656 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 0,0519 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9969 \quad (4.29)$$

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=70^\circ} = -158,22 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 509,91 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 608,5 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 315,59 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 65,978 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 6,5221 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9577 \quad (4.30)$$

Onde as equações que regem o J_{max} , η_{max} e C_{P0} , são:

$$J_{max}(\beta) = 0,3125989 \cdot 1,0437194^\beta \quad (4.31)$$

$$C_{P0}(\beta) = 5,4491506 \cdot 10^{-3} \cdot \beta - 6,1505442 \cdot 10^{-2} \quad (4.32)$$

$$\eta_{max}(\beta) = 2,9226797 \cdot 10^{-1} + 5,0578022 \cdot 10^{-2} \cdot \beta - 1,6498157 \cdot 10^{-3} \cdot \beta^2 + 2,4084094 \cdot 10^{-5} \cdot \beta^3 - 1,24843852 \cdot 10^{-7} \cdot \beta^4 \quad (4.33)$$

4.5.3.2. Desempenho ao nível do mar

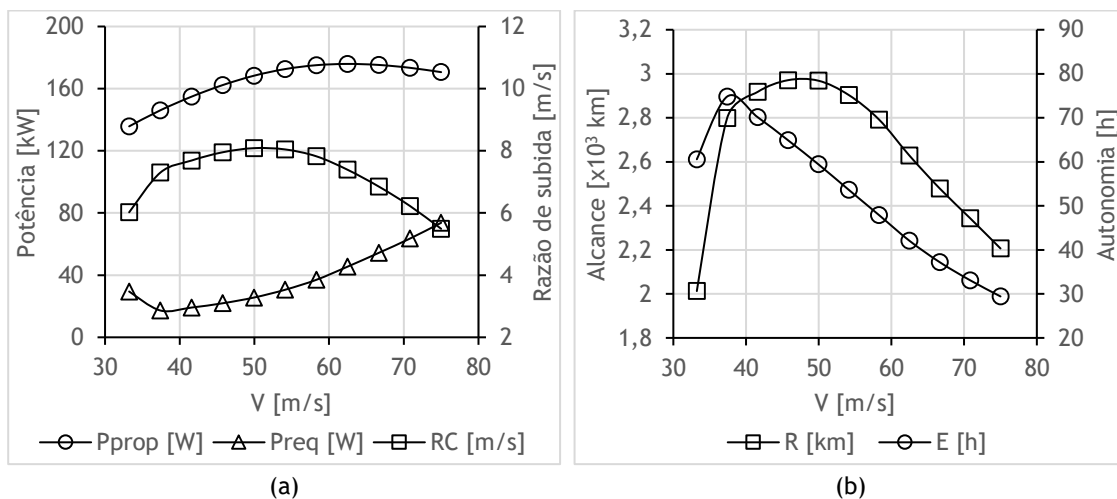


Figura 51 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 22 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,2$, $c_{max}=0,11m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
33,229	25,72	25,77
37,406	25,79	26,12
41,583	26,09	28,31
45,760	26,60	30,42
49,938	27,29	32,43
54,115	28,10	34,36
58,292	29,00	36,22
62,469	29,93	38,02
66,646	30,88	39,71
70,823	31,83	41,30
75,000	32,77	42,82

4.5.3.3. Desempenho aos 12160 m

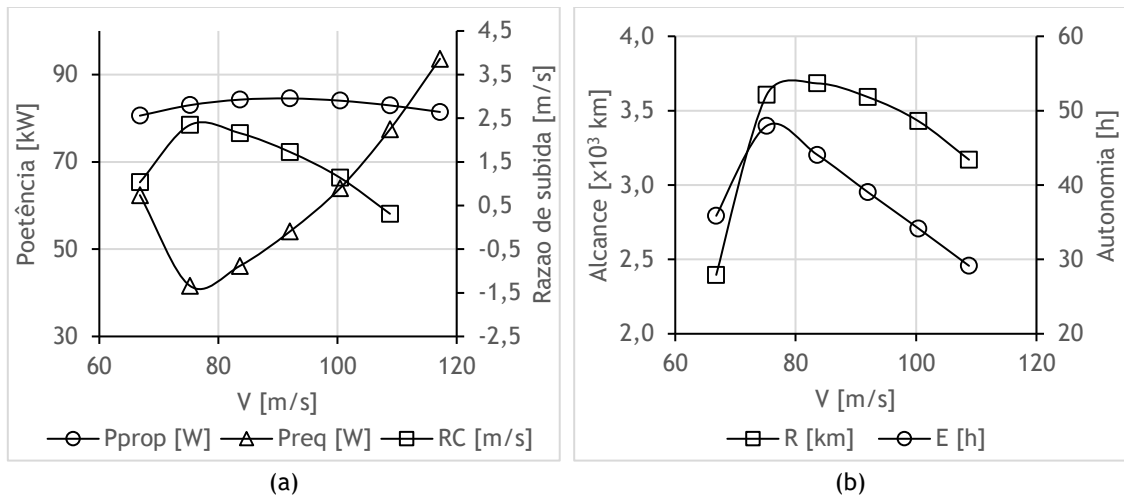


Figura 52 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11$ m e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 23 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=2,0$, $c_{max}=0,11$ m e 3 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
66,80	34,74	32,86
75,20	36,09	32,78
83,60	37,53	35,02
92,00	38,99	37,27
100,40	40,41	39,42
108,79	41,80	41,55

4.5.4. Hélice $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11$ m e 4 pás

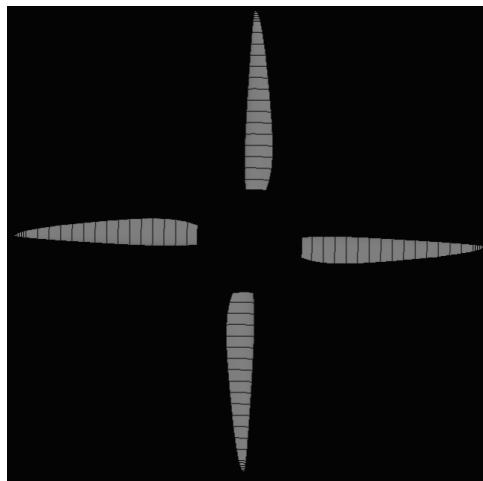


Figura 53 - Hélice com um $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11$ m e 4 pás (retirado do Jblade)

Tabela 24 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás

Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]
0,180	0,081	11,963	0,495	0,097	-3,676	0,810	0,043	-7,459
0,225	0,097	7,354	0,540	0,091	-4,481	0,855	0,030	-7,775
0,270	0,106	4,113	0,585	0,084	-5,164	0,864	0,027	-7,834
0,315	0,110	1,722	0,630	0,077	-5,752	0,873	0,023	-7,892
0,360	0,110	-0,108	0,684	0,070	-6,357	0,882	0,019	-7,949
0,405	0,107	-1,550	0,720	0,062	-6,711	0,891	0,013	-8,005
0,450	0,103	-2,716	0,765	0,053	-7,107	0,900	0,000	-8,060

4.5.4.1. Curvas para obtenção do C_p e de η

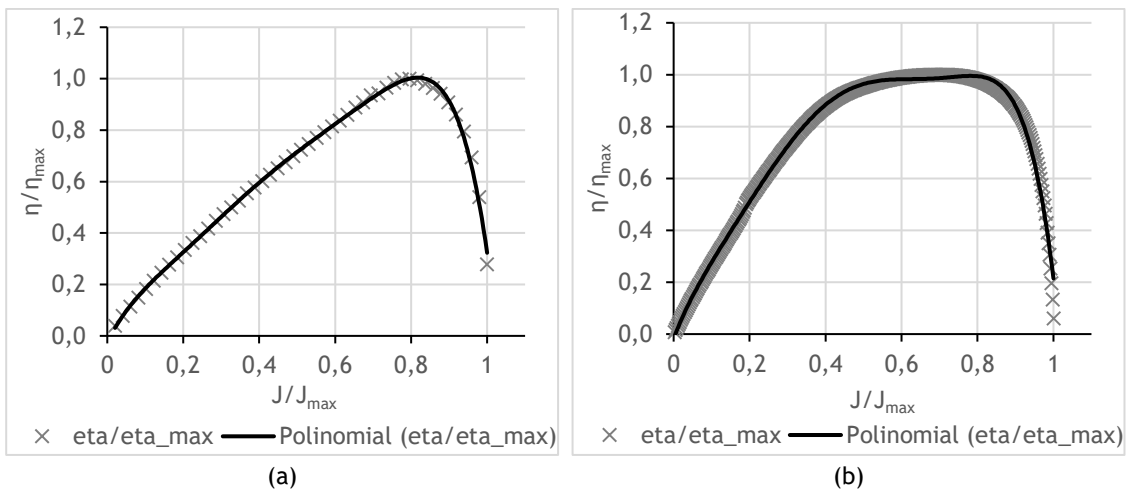


Figura 54 - Gráficos de η/η_{max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=20^\circ} = -43,558\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 110,87\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 109,55\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 52,694\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 13,069\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 2,9669\left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0245 \quad (4.34)$$

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{max}}\right)_{\beta=70^\circ} = -67,576\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 171,28\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 158,7\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 65,241\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 13,811\left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 3,8015\left(\frac{J}{J_{max}}\right) - 0,0165 \quad (4.35)$$

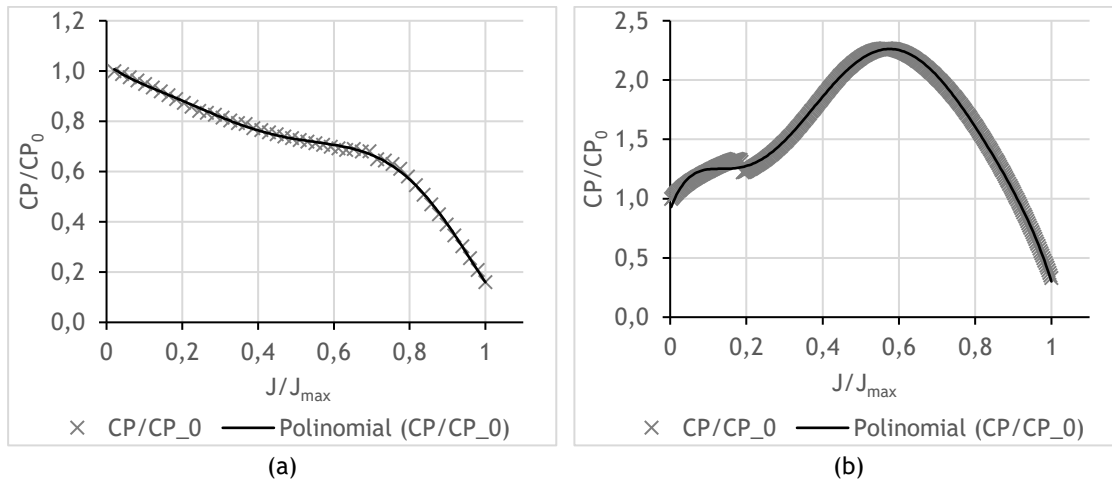


Figura 55 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=20^\circ} = 19,791 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 - 56,131 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 + 56,297 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 - 25,011 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 + 5,3589 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 - 1,1739 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 1,0291 \quad (4.36)$$

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=70^\circ} = -153,71 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 504,75 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 621,4 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 343,12 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 82,135 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 8,7586 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9066 \quad (4.37)$$

Onde as equações que regem o J_{max} , η_{max} e C_{P0} , são:

$$J_{max}(\beta) = 0,2818842 \cdot 1,0443856^\beta \quad (4.38)$$

$$C_{P0}(\beta) = 1,0281233 \cdot 10^{-2} \cdot \beta - 1,3509550 \cdot 10^{-1} \quad (4.39)$$

$$\eta_{max}(\beta) = -1,4845926 \cdot 10^{-1} + 8,6610507 \cdot 10^{-2} \cdot \beta - 2,8708029 \cdot 10^{-3} \cdot \beta^2 + 4,2090051 \cdot 10^{-5} \cdot \beta^3 - 2,2501258 \cdot 10^{-7} \cdot \beta^4 \quad (4.40)$$

4.5.4.2. Desempenho ao nível do mar

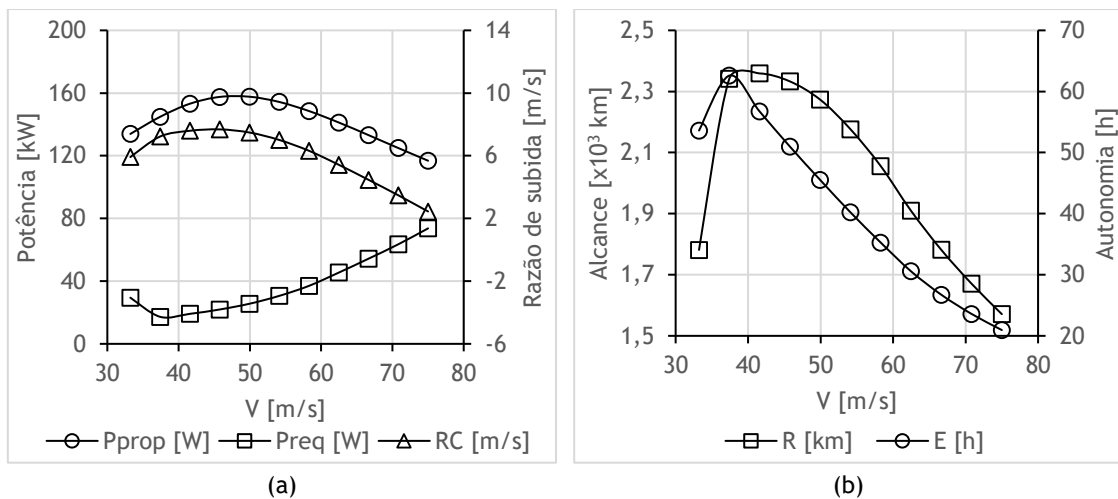


Figura 56 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível

Tabela 25 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	B para acelerador fixo [°]	B para acelerador variável [°]
33,229	23,02	30,39
37,406	23,43	28,43
41,583	24,10	28,61
45,760	24,97	29,11
49,938	25,98	30,24
54,115	27,08	32,04
58,292	28,21	33,85
62,469	29,35	35,54
66,646	30,48	37,13
70,823	31,59	38,61
75,000	32,67	40,01

4.5.4.3. Desempenho aos 12160 m

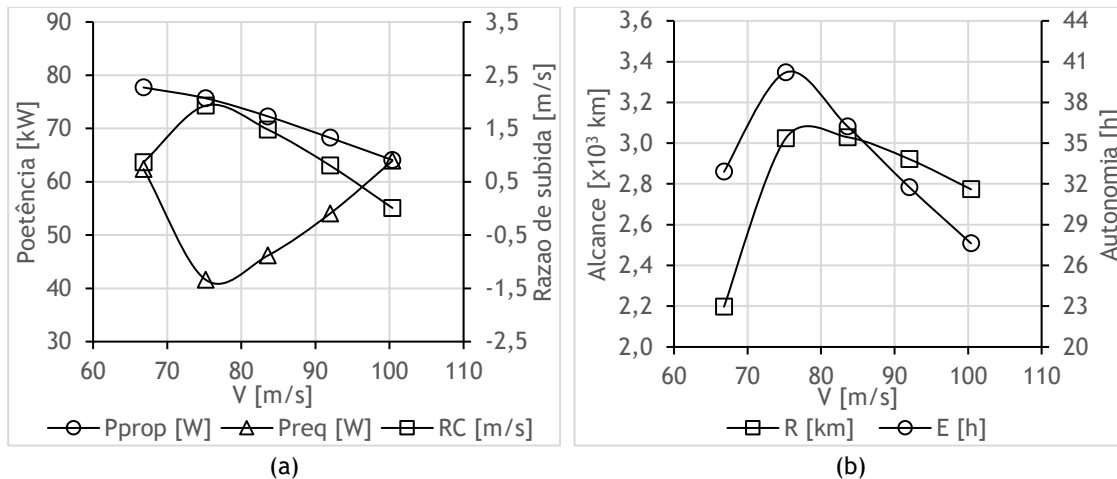


Figura 57 - Gráfico de potência propulsiva, potência requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11$ e 4 pás com 755 kg de combustível

Tabela 26 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11$ e 4 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
66,80	32,95	35,42
75,20	34,76	33,74
83,60	36,55	35,64
92,00	38,28	37,83
100,40	39,92	39,92

4.5.5. Hélice $p/d= 1,0$, $c_{max}=0,18$ e 3 pás

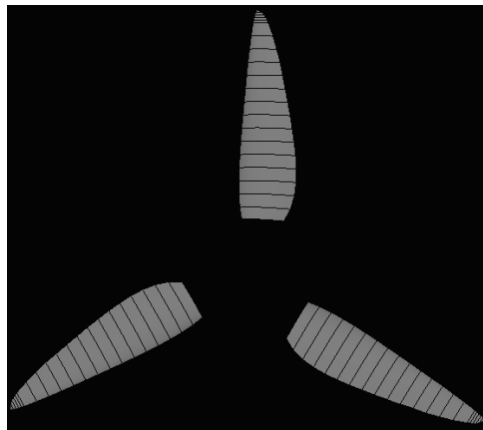


Figura 58 - Hélice com um $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18$ e 3 pás (retirado do Jblade)

Tabela 27 - Distribuição de corda e torção pela pá da para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18$ e 3 pás

Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]	Posição [m]	Corda [m]	Torção [°]
0,180	0,133	11,963	0,495	0,159	-3,676	0,810	0,070	-7,459
0,225	0,159	7,354	0,540	0,149	-4,481	0,855	0,049	-7,775
0,270	0,174	4,113	0,585	0,138	-5,164	0,864	0,044	-7,834
0,315	0,180	1,722	0,630	0,126	-5,752	0,873	0,038	-7,892
0,360	0,180	-0,108	0,684	0,114	-6,357	0,882	0,031	-7,949
0,405	0,175	-1,550	0,720	0,101	-6,711	0,891	0,022	-8,005
0,450	0,168	-2,716	0,765	0,086	-7,107	0,900	0,000	-8,060

4.5.5.1. Curvas para obtenção do CP e de η

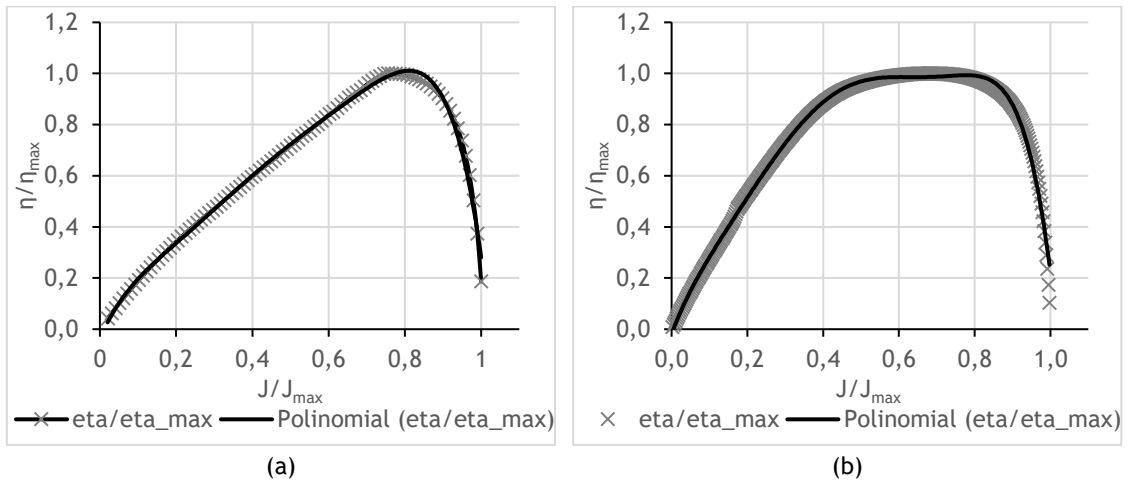


Figura 59 - Gráficos de η/η_{\max} com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,18m$ e 3 pás

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{\max}}\right)_{\beta=20^\circ} = -45,492\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^6 + 118,35\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^5 - 121,38\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^4 + 61,758\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^3 - 16,393\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^2 + 3,4775\left(\frac{J}{J_{\max}}\right) - 0,038 \quad (4.41)$$

$$\left(\frac{\eta}{\eta_{\max}}\right)_{\beta=70^\circ} = -69,265\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^6 + 177,42\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^5 - 166,95\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^4 + 70,364\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^3 - 15,316\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^2 + 3,9879\left(\frac{J}{J_{\max}}\right) - 0,019 \quad (4.42)$$

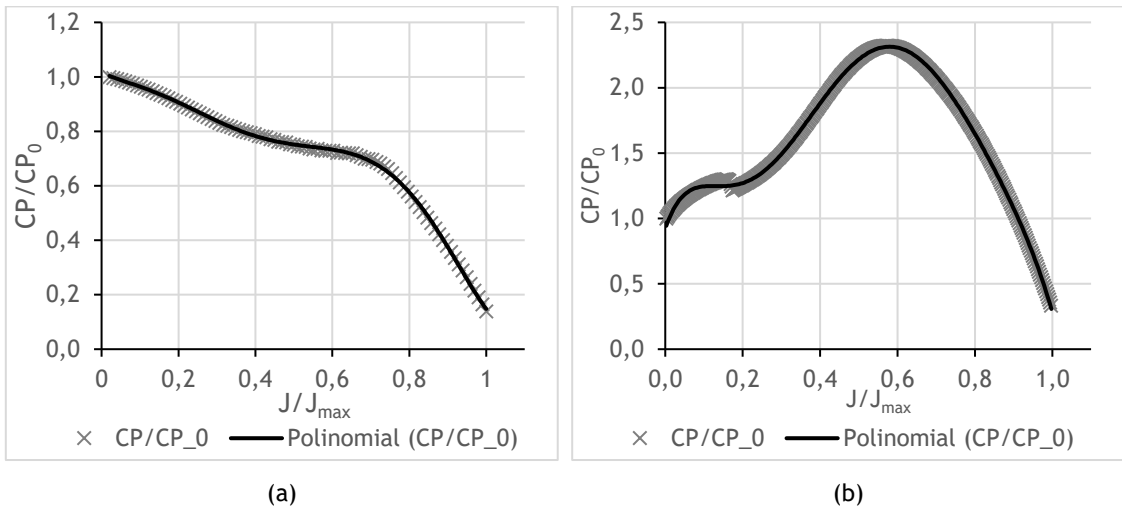


Figura 60 - Gráfico de CP/CP_0 com $\beta=20^\circ$ (a) e $\beta=70^\circ$ (b) para hélice com $p/d=1,0$, $c_{\max}=0,18m$ e 3 pás

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=20^\circ} = 23,845\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^6 - 64,14\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^5 + 59,316\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^4 - 22,399\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^3 + 3,1807\left(\frac{J}{J_{\max}}\right)^2 - 0,6706\left(\frac{J}{J_{\max}}\right) + 1,0161 \quad (4.43)$$

$$\left(\frac{C_P}{C_{P0}}\right)_{\beta=70^\circ} = -152,58 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^6 + 503,02 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^5 - 621,23 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^4 + 343,07 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^3 - 81,427 \left(\frac{J}{J_{max}}\right)^2 + 8,5215 \left(\frac{J}{J_{max}}\right) + 0,9218 \quad (4.44)$$

Onde as equações que regem o J_{max} , η_{max} e C_{P0} , são:

$$J_{max}(\beta) = 0,2857453 \cdot 1,0440759^\beta \quad (4.45)$$

$$C_{P0}(\beta) = 7,754143 \cdot 10^{-3} \cdot \beta - 9,931531 \cdot 10^{-2} \quad (4.46)$$

$$\eta_{max}(\beta) = -9,005293 \cdot 10^{-2} + 8,345691 \cdot 10^{-2} \cdot \beta - 2,780365 \cdot 10^{-3} \cdot \beta^2 + 4,087011 \cdot 10^{-5} \cdot \beta^3 - 2,186975 \cdot 10^{-7} \cdot \beta^4 \quad (4.47)$$

4.5.5.2. Desempenho ao nível do mar

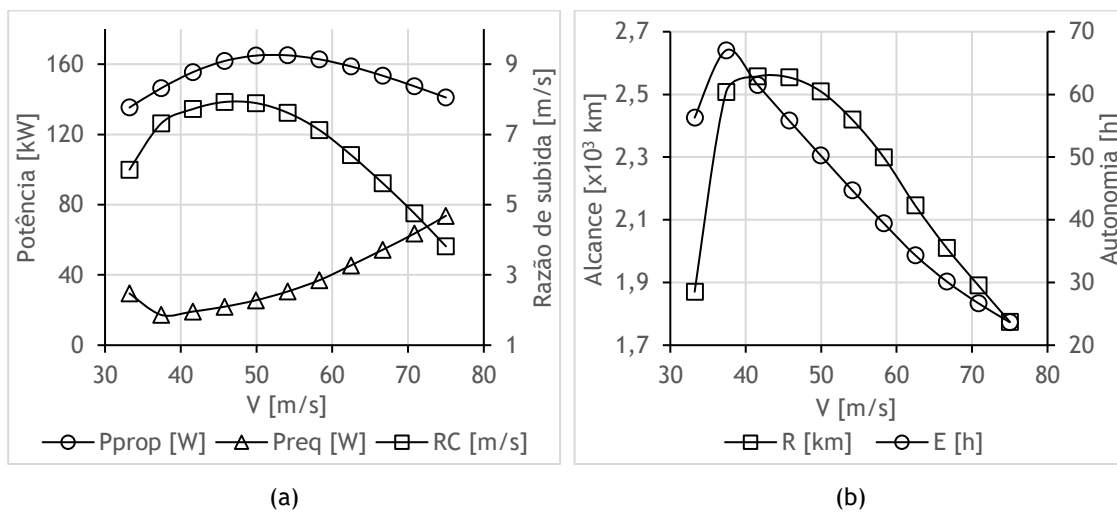


Figura 61 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 28 - Incidência das pás ao nível do mar para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
33,229	24,54	23,13
37,406	24,83	24,13
41,583	25,36	26,34
45,760	26,12	28,45
49,938	27,04	30,44
54,115	28,05	32,33
58,292	29,11	34,13
62,469	30,19	35,85
66,646	31,26	37,46
70,823	32,31	38,97
75,000	33,34	40,41

4.5.5.3. Desempenho aos 12160 m

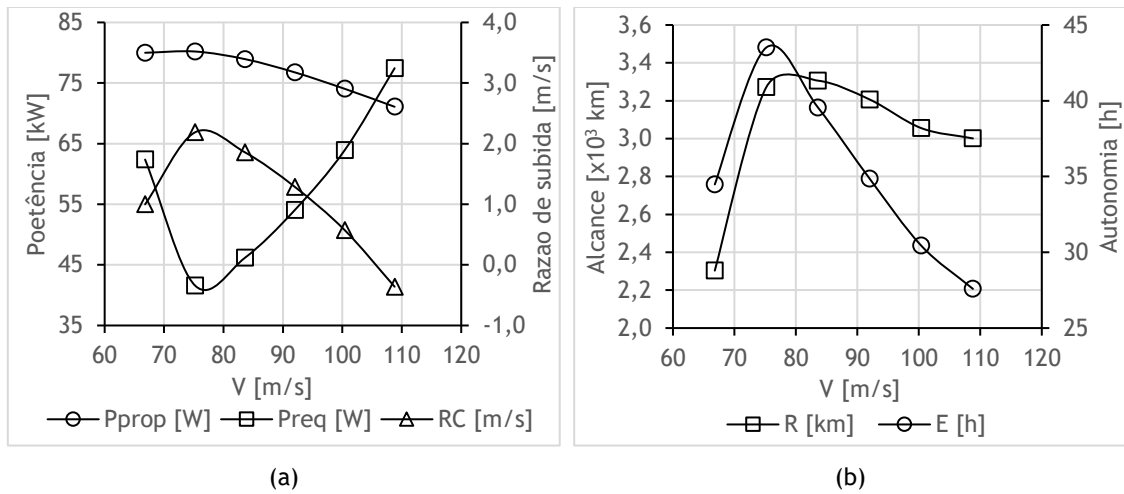


Figura 62 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,18m$ e 3 pás com 755 kg de combustível

Tabela 29 - Incidência das pás a 12160 m para hélice com $p/d=1,0$, $c_{max}=0,11m$ e 4 pás com 755 kg de combustível

V [m/s]	β para acelerador fixo [°]	β para acelerador variável [°]
66,80	34,27	32,94
75,20	35,94	33,76
83,60	37,61	36,06
92,00	39,24	38,31
100,40	40,80	40,44
108,79	42,30	42,30

4.5.6. Discussão de resultados

Para uma mais fácil análise, as Tabela 30, Tabela 31 e Tabela 32 correspondem à autonomia máxima, ao alcance máximo e à razão de subida máxima, sempre associadas com as respectivas velocidades. Para o caso da autonomia e do alcance, são mencionados dois valores de velocidade para cada altitude estudada, sendo que a primeira velocidade, que correspondente ao máximo da autonomia, é inferior à velocidade de segurança de 1,2 vezes a velocidade de perda, portanto não é uma velocidade segura para a utilização e, por sua vez, a segunda velocidade colocada é igual à que corresponde a esta margem de segurança.

Tabela 30 - Autonomia máxima para as hélices avaliadas

Altitude [m]			Autonomia [h]			
			0 m		12160 m	
Velocidade [m/s]			37,41	41,58	75,2	83,6
p/d	c_{max} [m]	Npás				
1,0	0,11	3	75,31	70,92	48,69	44,91
1,2	0,11	3	75,21	70,7	48,68	44,85
2,0	0,11	3	74,83	70,16	47,97	44,06
1,0	0,11	4	62,6	56,73	40,21	36,23
1,0	0,18	3	67,05	61,5	43,52	39,55

Tabela 31 - Tabela de alcance máximo para as hélices utilizadas

Altitude [m]			Alcance [km]			
			0 m		12160 m	
Velocidade [m/s]			37,41	41,58	75,2	83,6
p/d	c _{max} [m]	Npás				
1,0	0,11	3	2817	2949	3661	3754
1,2	0,11	3	2814	2940	3661	3749
2,0	0,11	3	2799	2917	3607	3683
1,0	0,11	4	2342	2359	3024	3029
1,0	0,18	3	2508	2557	3273	3306

Tabela 32 - Tabela de razão de subida máximo para as hélices utilizadas

Altitude [m]			Razão de subida máxima [m/s]			
			0 m		12160 m	
p/d	c _{max} [m]	Npás	RC [m/s]	V [m/s]	RC [m/s]	V [m/s]
1,0	0,11	3	8,26	49,94	2,34	75,20
1,2	0,11	3	8,27	49,94	2,36	75,20
2,0	0,11	3	8,09	49,94	2,35	75,20
1,0	0,11	4	7,68	45,76	1,93	75,20
1,0	0,18	3	7,91	45,76	2,18	75,20

Analisando os gráficos de desempenho (Figura 41, Figura 42, Figura 46, Figura 47, Figura 51, Figura 52, Figura 56, Figura 57, Figura 61 e Figura 62) apresentados nesta secção, observa-se que nos casos de uma hélice com $c_{max}=0,11m$, de 3 pás e para diferentes configurações de p/d obtém-se autonomias semelhantes ao nível do mar como também aos 12160 m, variando apenas uns ligeiros minutos. Para a altitude de 12160 m, estas configurações permitem uma eficiência propulsiva alta, de aproximadamente 86%, que permite obter uma autonomia máxima de cerca de 48 horas e uma velocidade máxima de cerca 120m/s, variando apenas minutos entre cada uma das hélices. Em contrapartida, ao nível do mar estas configurações não são tão eficientes, obtendo eficiências propulsivas entre os 80% e os 70%, que por sua vez só permite uma autonomia máxima de 75 horas.

No caso de uma hélice com 4 pás (Figura 56 e Figura 57), observa-se que esta é menos eficiente aos 12160 m, obtendo eficiências entre apenas 60% e 68%, obtendo uma autonomia máxima de 40 horas e uma velocidade máxima de 100m/s. Ao nível do mar é também ineficiente com eficiências que rondam os 50% e 60% e alcançando uma autonomia máxima de 63 horas.

Analisando o desempenho da hélice de $c_{max}=0,18$ (Figura 61 e Figura 62) nota-se que esta também é menos eficiente que as primeiras hélices apresentadas tanto para o nível do mar como para os 12160 m. Com uma eficiência entre 75% a 70% a 12160 m tem uma autonomia máxima de 43 horas e uma velocidade máxima de cerca 115m/s. Para o nível do mar, a eficiência desce encontrando-se entre os 70% e os 60% permitindo uma autonomia máxima de 67 horas.

É de salientar que estes valores de autonomias são obtidos para velocidades abaixo da velocidade de segurança e, conseqüentemente, a autonomia será inferior à máxima obtida. O

caso da hélice mais eficiente (secção 4.5.1) será entre as 45 e 46 horas. Outra nota a referir é que este valor pode aumentar devido à redução do peso da aeronave durante o voo (estudo realizado mais à frente).

Quanto ao alcance e à razão de subida, estes não são analisados com tanto pormenor tendo em conta que o principal objetivo deste estudo é a autonomia. Porém, é visível que, como foi o caso da autonomia as hélices que se obtêm valores mais altos para o alcance e para a razão de subida são as hélices com $c_{max}=0,11m$, de 3 pás.

4.6. Estudo da configuração de asa

Nesta secção é analisado o desempenho para diferentes configurações de acrescento da asa. Para tal, é utilizada a hélice de configuração de *Larrabee* $p/d=1,0$, com $c_{max}=0,11m$ e de 3 pás.

São apresentados outras três configurações, estas com afilamento na secção de asa nova, sendo que uma configuração apresenta um afilamento igual à asa atual e os outros dois casos terão afilamentos maiores. Serão numeradas de asa 1 a asa 4, tendo em conta que a asa 1 equivale à utilizada na análise das hélices.

Tal como para a análise das hélices, a análise da asa também é feita para o nível do mar e para os 12160 m, apresentando as diferentes polares de arrasto e os gráficos de desempenho para cada configuração e altitude.

4.6.1. Configuração de asa 2, acrescento afilado

Nesta configuração foi considerado um acrescento afilado com o mesmo afilamento que a asa atual. Obtendo as seguintes dimensões:

Tabela 33 - Dimensões da asa 2

Superfície alar, S [m^2]	18,50
Envergadura da asa, b_a [m]	25,00
Corda média geométrica, c_a [m]	0,74
Razão de aspeto, AR	34,784



Figura 63 - Figura em planta da asa 2 (retirado do XFLR5)

Com estas dimensões obtém-se a polar de arrasto para a aeronave completa ilustrada na Figura 64. Com esta configuração tem-se um L/D máximo de 39 ao nível do mar e de 33 aos 12160 m.

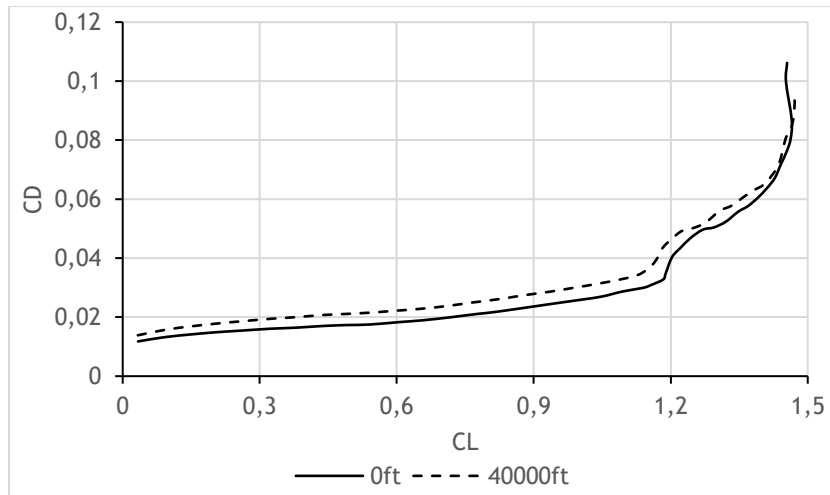


Figura 64 - Polar de arrasto da aeronave completa com a asa 2 ao nível do mar e a 12160 m

4.6.1.1. Desempenho ao nível do mar

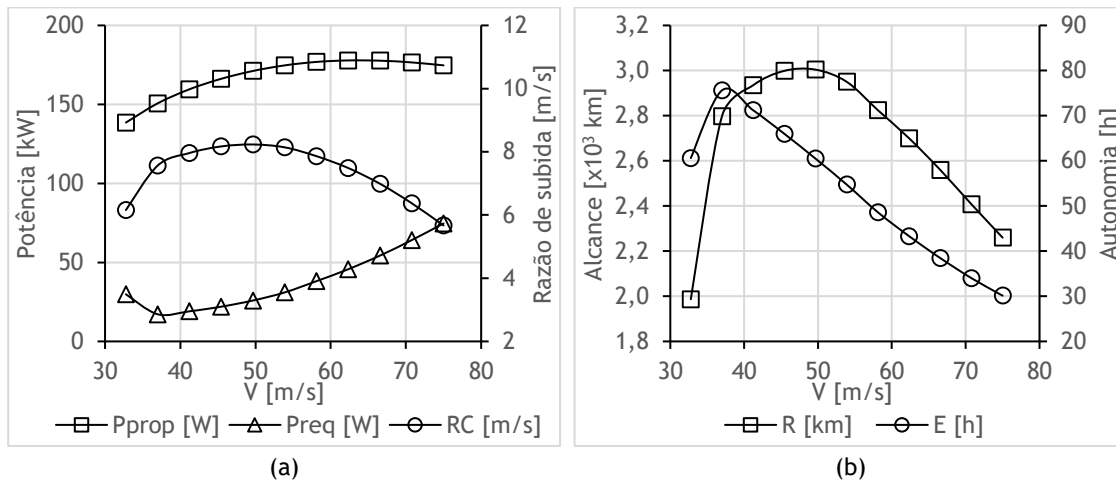


Figura 65 - Gráfico de potência propulsiva, potência requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para a asa 2 com 755 kg de combustível

4.6.1.2. Desempenho aos 12160 m

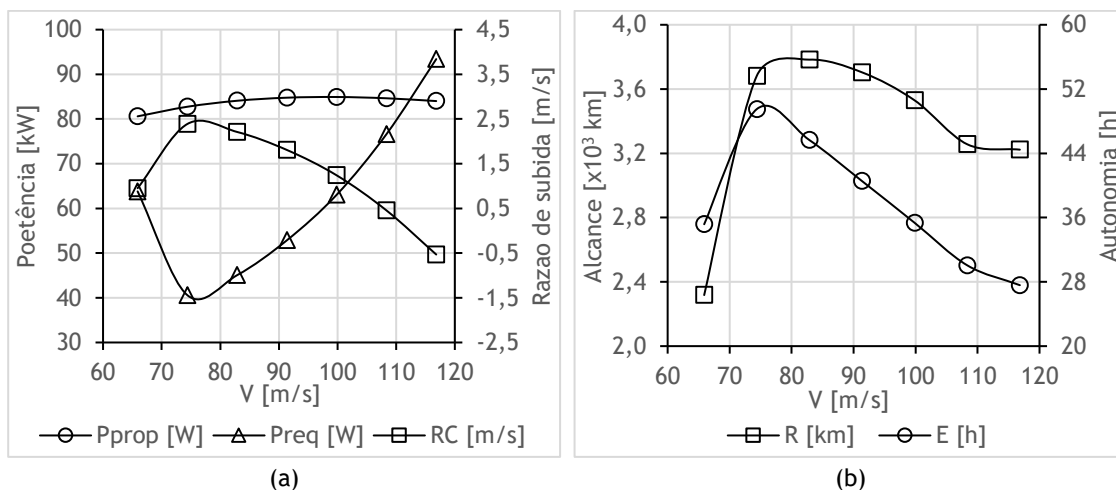


Figura 66 - Gráfico de potência propulsiva, potência requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) aos 12160 m para a asa 2 com 755 kg de combustível

4.6.2. Configuração de asa 3, acrescento afilado

Nesta configuração a corda na raiz é 1.1 vezes maior que da asa 2 aumentando o afilamento na secção acrescentada. Obtendo as seguintes dimensões:

Tabela 34 - Dimensões da asa 3

Superfície alar, S [m^2]	19,00
Envergadura da asa, b_a [m]	25,00
Corda média geométrica, c_a [m]	0,76
Razão de aspeito, AR	32,895



Figura 67 - Figura em planta da asa 3 (retirado do XFLR5)

Com estas dimensões obtém-se a polar de arrasto para a aeronave completa ilustrada na Figura 68. Com esta configuração tem-se um L/D máximo de 39 ao nível do mar e de 34 aos 12160 m.

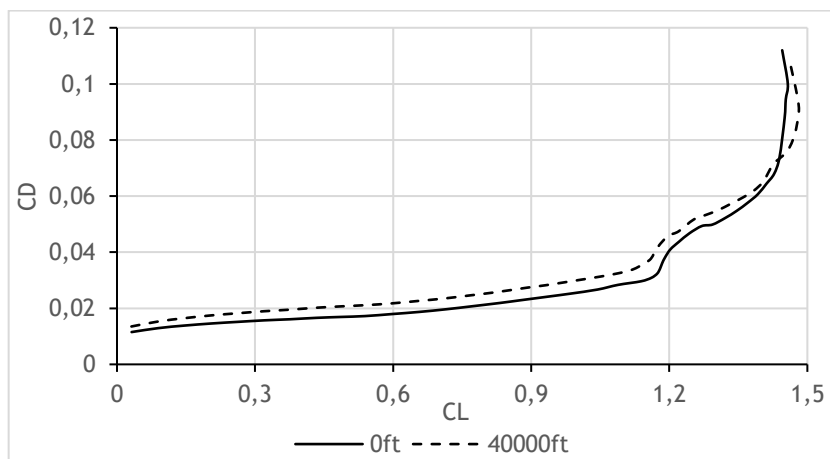


Figura 68 - Polar de arrasto da aeronave completa com a asa 3 ao nível do mar e a 12160 m

4.6.2.1. Desempenho ao nível do mar

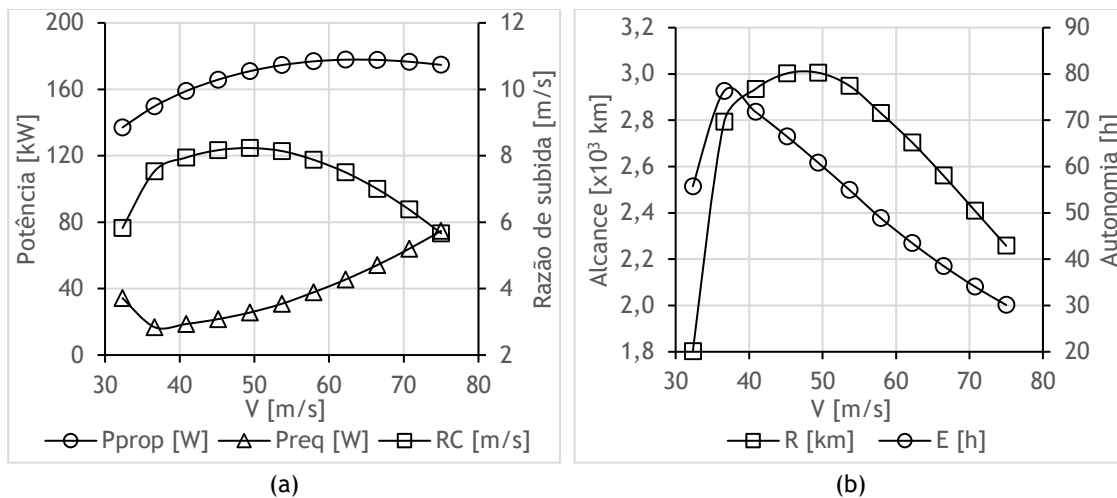


Figura 69 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para a asa 3 com 755 kg de combustível

4.6.2.2. Desempenho aos 12160 m

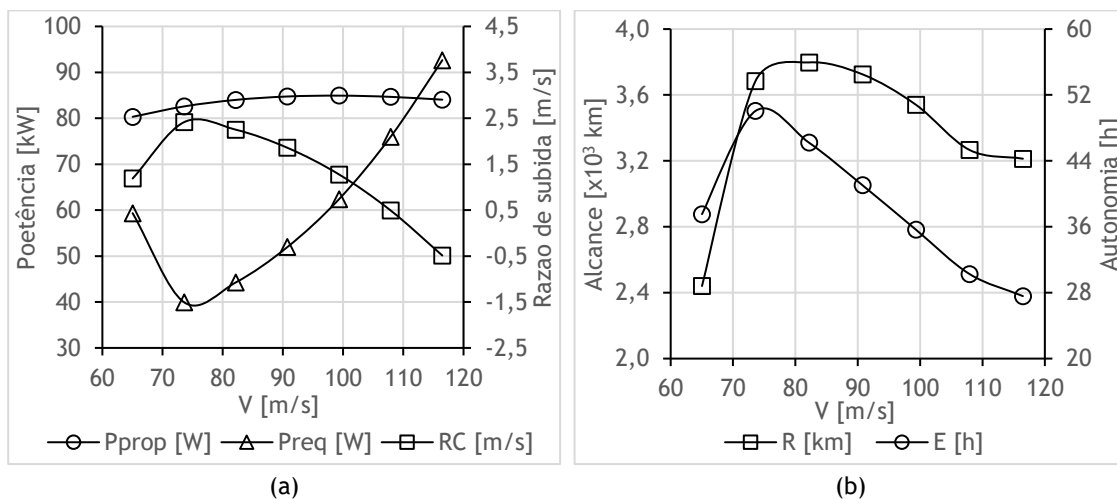


Figura 70 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) aos 12160 m para a asa 3 com 755 kg de combustível

4.6.3. Configuração de asa 4, acrescento afilado

Nesta configuração a corda na raiz é 1.2 vezes maior que do que a asa 2, aumentando o afilamento na secção acrescentada. Obtendo as seguintes dimensões:

Tabela 35 - Dimensões da asa 3

Superfície alar, S [m^2]	19,50
envergadura da asa, b_a [m]	25,00
Corda média geométrica, c_a [m]	0,78
Razão de aspeito, AR	32,051



Figura 71 - Figura em planta da asa 4 (retirado do XFLR5)

Com estas dimensões obtém-se a polar de arrasto para a aeronave completa ilustrada na Figura 72. Com esta configuração tem-se um L/D máximo de 39 ao nível do mar e de 34 aos 12160 m.

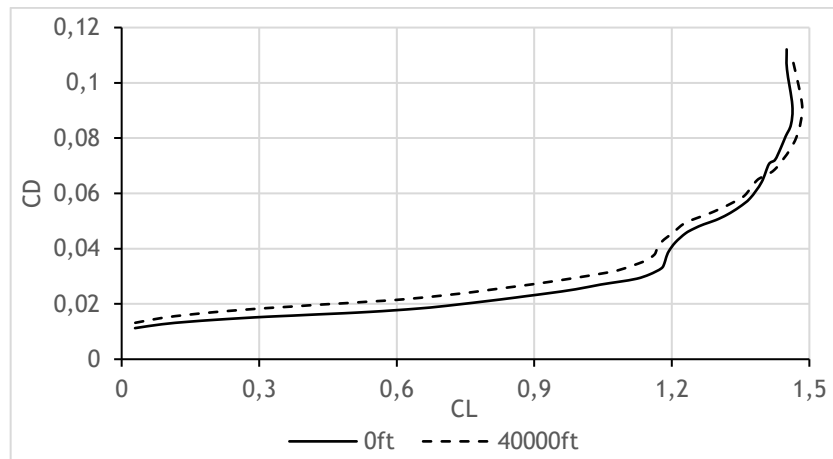


Figura 72 - Polar de arrasto da aeronave completa com a asa 4 ao nível do mar e 12160 m

4.6.3.1. Desempenho ao nível do mar

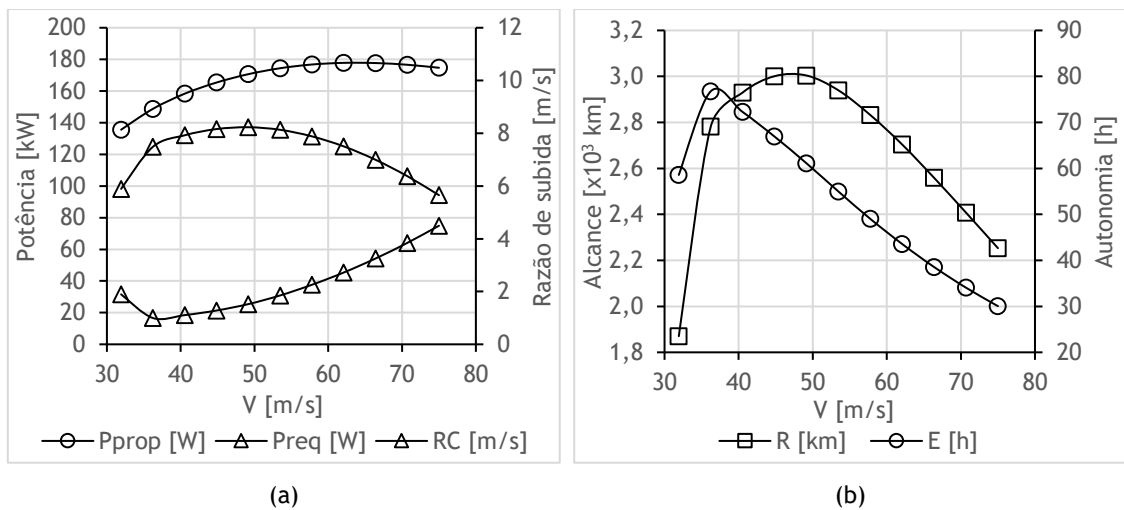


Figura 73 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) ao nível do mar para a asa 4 com 755 kg de combustível

4.6.3.2. Desempenho aos 12160 m

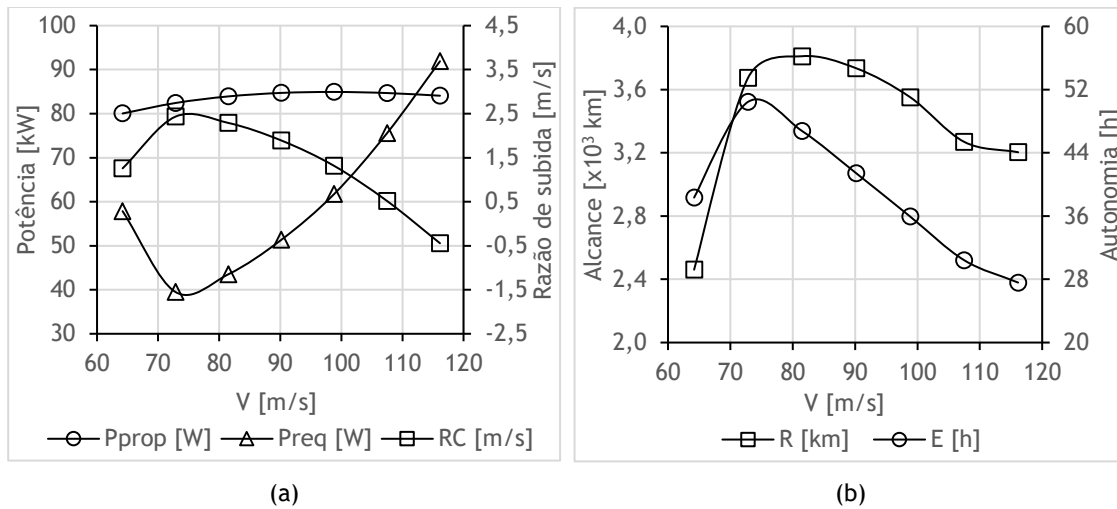


Figura 74 - Gráfico de potência propulsiva, potencia requerida e razão de subida (a) e gráfico de autonomia e alcance (b) aos 12160 m para a asa 4 com 755 kg de combustível

4.6.4. Discussão de resultados

Da análise dos gráficos de desempenho apresentados nesta secção (Figura 65, Figura 66, Figura 69, Figura 70, Figura 73 e Figura 74) obtém-se a Tabela 36, onde são apresentados os valores da autonomia para aproximadamente 1,1 vezes a velocidade de perda, V_s , e 1,2 vezes V_s devido ao facto de esta ser a velocidade mínima recomendada para um voo. Na situação de 1,1 vezes a velocidade de perda é onde a autonomia de todas as asas apresenta o valor máximo.

Como espectável temos que a configuração de asa 4 apresenta uma maior autonomia devido a possuir uma superfície alar maior e, conseqüentemente, a asa 1 possui a autonomia mais baixa por possuir uma superfície alar menor.

Tabela 36 - Tabela de autonomias para 1,1 e 1,2 vezes V_s

Configuração	Asa 1		Asa 2		Asa 3		Asa 4		
Altitude [m]	0	12160	0	12160	0	12160	0	12160	
Autonomia [h]	1.1xVs	75,32	48,69	75,62	49,50	76,30	50,06	76,77	50,46
	1.2xVs	70,92	44,91	71,50	45,65	71,80	46,21	72,26	46,76

No entanto, a asa 1 ao possuir um acrescento retangular irá facilitar o fabrico e terá uma montagem mais simples, não sendo necessário modificar os encaixes atuais da aeronave. Portanto, na asa 1 não será necessário efetuar alterações à fuselagem e visto que a diferença em termos da autonomia não é significativa, a configuração da asa 1 será então mais vantajosa relativamente às opções consideradas e estudadas.

4.7. Análise de voo intermitente vs voo nivelado

Nesta secção é comparada a autonomia de um voo nivelado a 12160 m, englobando o voo de subida e de descida, com um voo com subida até aos 12160 m, efetuando um voo com funcionamento dos motores intermitente, isto é, ao chegar aos 12160 m o motor é desligado e realiza um voo planado até uma altura definida e de seguida voo de subida novamente até aos 12160 m e este processo é repetido até ficar quase sem combustível e efetuar o voo de descida final.

Primeiramente com objetivo de obter um valor referência, é realizado o estudo para o voo nivelado ao longo do tempo com carga útil e sem carga útil. O estudo é semelhante aos anteriores, contudo este é realizado para diferentes percentagens de combustível e, assim, obter uma autonomia mais exata para os casos de estudo e é possível calcular o tempo entre cada fase e a respetiva soma no final.

Este estudo é calculado para 1,2 vezes a velocidade de perda, sendo esta a velocidade de segurança mínima, e tendo em conta que os casos anteriores os melhores resultados são obtidos para velocidades inferiores.

4.7.1. Voo nivelado

A Tabela 37 apresenta o voo para o caso em que a aeronave apresenta uma carga útil máxima, 250kg, resultando numa massa à decolagem de 1800kg. A Tabela 38 apresenta o voo sem carga útil, ou seja, com massa à decolagem de 1550 kg.

Tabela 37 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado com carga útil

Fase de voo	Velocidade [m/s]	Altitude [m]	Massa da aeronave [kg]	Massa de combustível [kg]	Tempo decorrido [h]
Voo de Subida	39,88	0	1800,00	755,00	0,000
	44,89	2400	1794,62	749,62	0,086
	50,91	4900	1789,17	744,17	0,173
	58,20	7300	1783,64	738,64	0,267
	67,14	9750	1777,99	732,99	0,386
	79,53	12160	1771,52	726,52	0,580
Voo Nivelado	78,47	12160	1724,50	679,50	4,027
	76,73	12160	1649,00	604,00	9,029
	74,95	12160	1573,50	528,50	14,246
	73,13	12160	1498,00	453,00	19,689
	71,27	12160	1422,50	377,50	25,369
	69,35	12160	1347,00	302,00	31,300
	67,38	12160	1271,50	226,50	37,496
	65,35	12160	1196,00	151,00	43,970
Voo de Descida/ Planado	63,25	12160	1120,50	75,50	50,740
	61,52	12160	1060,00	15,00	56,389
	51,84	9750	1060,00	15,00	56,778
	44,86	7300	1060,00	15,00	57,243
	39,19	4900	1060,00	15,00	57,802
	34,50	2400	1060,00	15,00	58,465
	30,60	0	1060,00	15,00	59,251

Tabela 38 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado sem carga útil

Fase de voo	Velocidade [m/s]	Altitude [m]	Massa da aeronave [kg]	Massa de combustível [kg]	Tempo decorrido [h]
Voo de Subida	37,00	0	1550,00	755,00	0,000
	41,66	2400	1545,29	750,29	0,075
	47,24	4900	1540,55	745,55	0,151
	54,00	7300	1535,79	740,79	0,232
	62,30	9750	1531,06	736,06	0,331
	73,81	12160	1526,00	731,00	0,483
Voo Nivelado	72,56	12160	1474,50	679,50	4,746
	70,67	12160	1399,00	604,00	10,503
	68,74	12160	1323,50	528,50	16,515
	66,75	12160	1248,00	453,00	22,796
	64,70	12160	1172,50	377,50	29,361
	62,58	12160	1097,00	302,00	36,225
	60,39	12160	1021,50	226,50	43,406
	58,12	12160	946,00	151,00	50,923
Voo de Descida/ Planado	55,75	12160	870,50	75,50	58,793
	53,78	12160	810,00	15,00	65,371
	45,32	9750	810,00	15,00	65,815
	39,22	7300	810,00	15,00	66,348
	34,25	4900	810,00	15,00	66,988
	30,16	2400	810,00	15,00	67,745
	26,75	0	810,00	15,00	68,645

4.7.2. Voo intermitente

Para determinar a altitude mínima ideal para a fase de planeio são efetuados diversos cálculos a diferentes altitudes mínimas. As altitudes utilizadas são: 11400 m; 10700 m; 9900 m; 9150 m; 8400 m. E tal como no caso do voo nivelado será comparada a autonomia com e sem carga útil.

Tabela 39 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente com carga útil

Altitude mínima de planeio [m]	11400	10700	9900	9150	8400
Número de iterações ³	492	253	253	171	104
tempo total voo de subida inicial [h]	0,580	0,580	0,580	0,580	0,580
tempo total em voo planado [h]	50,378	53,177	55,091	56,572	58,227
tempo total em voo de subida [h]	24,465	23,014	21,665	20,328	19,152
tempo total de descida final [h]	2,872	2,871	2,869	2,867	2,871
tempo total de voo [h]	78,294	79,642	80,205	80,346	80,831

Sem carga útil obtém-se a seguinte tabela:

Tabela 40 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente sem carga útil

Altitude mínima de planeio [m]	11400	10700	9900	9150	8400
Número de iterações	656	331	331	221	130
tempo total voo de subida inicial [h]	0,483	0,483	0,483	0,483	0,483
tempo total em voo planado [h]	74,592	77,257	79,107	80,459	80,844
tempo total em voo de subida [h]	24,562	23,118	21,816	20,553	19,272
tempo total de descida final [h]	3,284	3,282	3,282	3,285	3,285
tempo total de voo [h]	102,921	104,140	104,688	104,779	103,884

³ Número de vezes em que a aeronave realizou o voo planado seguido de voo de subida

4.7.3. Discussão de resultados

Ao realizar o estudo para o voo nivelado (Tabela 37 e Tabela 38) constata-se que ao longo do tempo a autonomia é superior à obtida nos estudos anteriores, isto deve-se ao facto de nestes cálculos ser considerada a variação do peso ao longo do tempo. Assim sendo, para um voo nivelado com carga útil máxima tem-se uma autonomia de cerca de 59 horas e 15 min com 55 horas e 49 minutos em voo de cruzeiro, contra as 48 horas e 40 minutos previstas anteriormente, e sem carga útil obtém-se uma autonomia de cerca de 68 horas e 39 min com 64 horas e 53 minutos em voo de cruzeiro obtendo um ganho de 15% em relação à autonomia com carga útil.

Para o estudo de voo com funcionamento dos motores intermitente (Tabela 39 e Tabela 40), tendo em conta os valores apresentados, verifica-se que neste caso a autonomia aumenta relativamente ao caso de voo nivelado. A aeronave com carga útil, com um voo planado até 8400 m, atingiu o valor maior de autonomia de aproximadamente 80 horas e 50 minutos com 77 horas e 23 minutos de voo útil de cruzeiro, enquanto com a aeronave sem carga útil obtém-se a 9150 m com aproximadamente 104 horas e 46 minutos com 101 horas de voo útil de cruzeiro obtendo um ganho de 23% em relação à autonomia com carga útil.

Desta análise verifica-se que o melhor caso para aumentar a autonomia é efetuar um voo com funcionamento do motor intermitente, obtendo um ganho, significativo, de 25% comparativamente a um voo nivelado com carga útil e de 50% sem carga útil, sendo que o valor obtido poderá ser maior caso sejam aplicados métodos de aumento de sustentação, como, por exemplo o uso de flapes, desde que $L^{3/2}/D$ ou L/D . Este ganho tanto com carga útil como sem a carga indica que realizar um voo com funcionamento do motor intermitente é uma boa estratégia para aumentar autonomia num voo a alta altitude.

4.8. Análise de desempenho para o peso máximo de combustível

Tendo em conta que o objetivo proposto (referente a uma autonomia de 168 horas) na secção 4.7 não foi alcançado, é realizado outro estudo, hipotético, aumentando o combustível disponível de 755 kg para 1755 kg e aumentando a massa da aeronave para 2800 kg. Sendo esta ligeiramente inferior à massa máxima que permite atingir os 12160 m de altitude com a configuração de planta da asa 1, como é possível observar através da Figura 75.

Desta figura retira-se que o envelope de voo da aeronave a esta altitude é extremamente pequeno, onde se obtém uma velocidade mínima de aproximadamente 93 m/s, 1,12 vezes a velocidade de perda de 83,3 m/s, e velocidade máxima de aproximadamente 101 m/s, apenas 1,21xVs. É obtido o maior excesso de potência, de 5 kW, aos 94,5 m/s, valor que representa cerca de 1.13xVs, apresentando uma razão de subida a 12160 m de 0,18 m/s.

Para uma altitude de 9750 m com este peso, a razão de subida é cerca a 1,93 m/s e, assim, através da média entre estas altitudes obtém-se uma razão de subida de cerca 1 m/s, o que equivale a aproximadamente um tempo de subida de 40 minutos. Este tempo de subida será maior, devido ao facto de o comportamento da razão de subida ao longo da altitude ser não linear, portanto a média de razões de subida poderá ser inferior à apresentada, no entanto esta média obtida é uma boa aproximação.

Assim sendo, são realizadas análises para voo nivelado e voo com funcionamento intermitente dos motores, tal como na secção 4.7. É apresentado na Tabela 41 e Tabela 42 a autonomia para voo nivelado com e sem carga útil, respetivamente. Na Tabela 43 e Tabela 44 são apresentadas as autonomias para voo com funcionamento do motor intermitente para várias altitudes mínimas e com e sem carga útil, respetivamente.

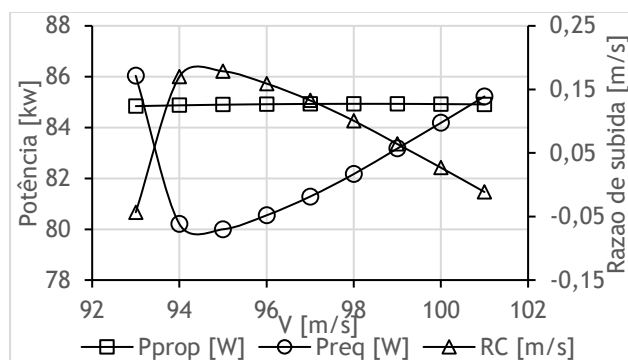


Figura 75 - Gráfico de Potência propulsiva e requerida a 12160 m de altitude com 1750 kg de combustível

4.8.1. Voo nivelado

Tabela 41 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado com carga útil

Fase de voo	Velocidade [m/s]	Altitude [m]	Massa da aeronave [kg]	Massa de combustível [kg]	Tempo decorrido [h]
Voo de Subida	49,73	0	2800,01	1755,00	0,000
	55,99	2400	2791,31	1746,31	0,139
	63,48	4900	2782,20	1737,20	0,284
	72,56	7300	2772,45	1727,45	0,450
	83,67	9750	2760,95	1715,95	0,692
Voo Nivelado	98,89	12160	2738,97	1693,97	1,349
	96,80	12160	2624,49	1579,49	5,819
	93,51	12160	2448,99	1403,99	13,210
	90,09	12160	2273,49	1228,49	21,303
	86,55	12160	2097,99	1052,99	30,176
	82,85	12160	1922,50	877,50	39,917
	78,98	12160	1747,00	702,00	50,628
	74,90	12160	1571,50	526,50	62,425
Voo de Descida/Planado	70,60	12160	1396,00	351,00	75,443
	66,01	12160	1220,50	175,50	89,842
	61,52	12160	1060,00	15,00	104,377
	51,84	9750	1060,00	15,00	104,765
	44,86	7300	1060,00	15,00	105,231
	39,19	4900	1060,00	15,00	105,790
	34,50	2400	1060,00	15,00	106,453
	30,60	0	1060,00	15,00	107,239

Tabela 42 - Tabela de estudo de autonomia ao longo do tempo para voo nivelado sem carga útil

Fase de voo	Velocidade [m/s]	Altitude [m]	Massa da aeronave [kg]	Massa de combustível [kg]	Tempo decorrido [h]
Voo de Subida	47,46	0	2549,99	1755,55	0,000
	53,43	2400	2542,24	1747,24	0,124
	60,59	4900	2534,19	1739,19	0,253
	69,25	7300	2525,69	1730,69	0,397
	79,87	9750	2516,11	1721,11	0,599
	94,50	12160	2501,08	1706,08	1,048
Voo Nivelado	92,07	12160	2374,49	1579,49	6,651
	88,61	12160	2198,99	1403,99	15,065
	85,00	12160	2023,49	1228,49	24,295
	81,23	12160	1847,99	1052,99	34,434
	77,27	12160	1672,50	877,50	45,591
	73,11	12160	1497,00	702,00	57,888
	68,69	12160	1321,50	526,50	71,472
	63,97	12160	1146,00	351,00	86,510
Voo de Descida/ Planado	58,86	12160	970,50	175,50	103,198
	53,78	12160	810,00	15,00	120,103
	45,32	9750	810,00	15,00	120,548
	39,22	7300	810,00	15,00	121,081
	34,25	4900	810,00	15,00	121,720
	30,16	2400	810,00	15,00	122,478
	26,75	0	810,00	15,00	123,377

4.8.2. Voo intermitente

Tabela 43 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente com carga útil

Altitude mínima de planeio [m]	11400	10700	9900	9150	8400
Número de iterações	722	384	384	267	169
tempo total voo de subida inicial [h]	1,349	1,349	1,349	1,349	1,349
tempo total em voo planado [h]	69,236	75,184	79,861	84,098	87,342
tempo total em voo de subida [h]	57,735	54,305	51,226	48,213	45,174
tempo total de descida final [h]	2,872	2,871	2,870	2,872	2,870
tempo total de voo [h]	131,192	133,709	135,307	136,532	136,736

Tabela 44 - Tabela de estudo de autonomia para voo intermitente sem carga útil

Altitude mínima de planeio [m]	11400	10700	9900	9150	8400
Número de iterações	988	512	512	349	213
tempo total voo de subida inicial [h]	1,048	1,048	1,048	1,048	1,048
tempo total em voo planado [h]	103,412	109,545	114,144	117,670	120,339
tempo total em voo de subida [h]	58,135	54,684	51,601	48,518	45,504
tempo total de descida final [h]	3,284	3,283	3,283	3,282	3,283
tempo total de voo [h]	165,879	168,560	170,076	170,518	170,174

4.8.3. Discussão de resultados

Ao realizar o estudo para o voo nivelado (Tabela 41 e Tabela 42) constata-se que ao longo do tempo a autonomia é superior à obtida nos estudos anteriores, isto deve-se ao facto de nestes cálculos ser considerada a variação do peso ao longo do tempo. Assim sendo, para um voo nivelado com carga útil máxima tem-se uma autonomia de cerca de 107 horas e 14 minutos com 103 horas e 2 minutos em voo de cruzeiro e sem carga útil obtém-se uma autonomia de

cerca de 123 horas e 22 minutos com 119 horas e 3 minutos em voo de cruzeiro obtendo um ganho de 13% em relação à autonomia com carga útil.

Para o estudo de voo com funcionamento dos motores intermitente (Tabela 43 e Tabela 44), tendo em conta os valores apresentados, verifica-se que neste caso a autonomia aumenta relativamente ao caso de voo nivelado. A aeronave com carga útil, com um voo planado até 8400 m, atingiu o valor maior de autonomia de aproximadamente 136 horas e 44 minutos com 132 horas e 31 minutos de voo útil de cruzeiro, enquanto com a aeronave sem carga útil obtém-se a 9150 m com aproximadamente 170 horas e 31 minutos com 166 horas e 11 minutos de voo útil de cruzeiro obtendo um ganho de 20% em relação à autonomia com carga útil.

Desta análise verifica-se que, tal como o estudo com peso de combustível proposto, o melhor caso para aumentar a autonomia é efetuar um voo com funcionamento de motor intermitente obtendo um ganho de 26% comparativamente a um voo nivelado com carga útil e de 45% sem carga útil, sendo que o valor obtido poderá ser maior caso sejam aplicados métodos de aumento de sustentação, como, por exemplo o uso de flapes.

O aumento da massa de combustível, como é expectável, aumenta a autonomia da aeronave, porém esta quantidade de combustível não é a suficiente para alcançar a autonomia de 168 h desejada com carga útil. No entanto, sem carga útil a autonomia é superior a 168 h, sendo este valor ultrapassado em 2 horas. Uma forma de obter-se uma maior autonomia seria aumentando a envergadura da asa acima dos 25 m aumentando o peso máximo da aeronave mantendo o teto superior os 12160 m.

5. Conclusão

Nesta dissertação é realizado um estudo preliminar da adaptação da aeronave crossover para um HALE UAV aumentando a envergadura de 18 para 25 m, através de uma nova secção central nas asas, a MTOM para 1800 kg e colocação de dois motores Rotax® 915is turbo, para verificar se é possível obter 168 h de autonomia aos 12160 m (40000 ft). Este estudo envolveu realizar um dimensionamento das empenagens da aeronave, análise do desempenho do motor, uma análise de desempenho conceptual para analisar a melhor configuração de hélice e da secção central da asa para as condições de voo e por fim uma análise com integração do tempo analisando dois possíveis perfis de missão, voo nivelado e voo com funcionamento dos motores intermitente.

No estudo de desempenho do motor verificaram-se algumas dificuldades, principalmente nos cálculos referentes à influência do acelerador na potência, para o qual foi necessário efetuar algumas aproximações para simplificação dos cálculos.

Desta experiência comprova-se que a hélice mais adequada a ser utilizada nesta aeronave será uma com uma corda máxima de 0,11m, com três pás e com uma configuração de Larrabee para obtermos uma maior autonomia através das modificações do Crossover.

Em relação à asa, a mais adequada será a asa 1 (com painel retangular adicionado à raiz da asa existente) por motivos de simplificação do seu fabrico e por não ser necessário modificar a fuselagem para a sua colocação. No entanto, a asa 2 (painel com afilamento igual à asa atual) apresenta ser um bom caso, mesmo que seja necessário efetuar alterações na fuselagem, pois esta possui a vantagem de ter um bordo de fuga contínuo podendo assim serem colocadas superfícies de controlo ou flapes se necessário.

Quanto ao plano de voo, é possível aumentar a autonomia ao efetuar um voo intermitente, obtendo uma autonomia de 80 horas e 50 minutos comparativamente às 59 horas e 15 minutos ao efetuar um voo nivelado. Não sendo atingível o objetivo principal deste estudo que consistia, com esta configuração da aeronave, em atingir 168 horas de autonomia. A principal razão de não ser possível atingir tal autonomia muito se deve ao consumo de combustível do motor para a potência requerida para voar aos 12160 m. Além disso este valor é apenas teórico sendo que o valor prático poderá ser maior ou menor, dependendo das condições meteorológicas e do uso de superfície de aumento de sustentação, sendo que em algumas referências o uso destas superfícies é desaconselhado devido ao peso acrescentado e arrasto provocado [50].

Em conclusão, as alterações possíveis de efetuar para garantir o aumento da autonomia da aeronave em estudo seria: aumentar a envergadura da asa e aumentar a quantidade de

combustível como analisado na secção 4.8. Porém, a autonomia atual representa aproximadamente metade do objetivo final/proposto, logo o aumento necessário seria excessivo, podendo comprometer a aeronave estruturalmente e aerodinamicamente, devido ao peso acrescentado na aeronave.

5.1. Trabalhos futuros

Caso seja do interesse da empresa Eurosport Aircraft continuar com o desenvolvimento do projeto, alguns dos trabalhos futuros necessários são:

- Uma análise estrutural da asa para verificar as deflexões na asa que podem vir a influenciar a integridade estrutural desta;
- Realizar um estudo não linear de aeroelasticidade e de dinâmica de voo;
- Realizar o desenho da aeronave em software CAD;
- Refrigeração do motor;
- Projeto Estrutural.

6. Referências

- [1] C. L. Nickol, M. D. Guynn, L. L. Kohout e T. A. Ozoroski, “High Altitude Long Endurance Air Vehicle Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development,” *NASA TP*, 2007.
- [2] D. W. Hall, C. D. Fortenbench, E. V. Dimiceli e R. W. Parks, “A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains,” *NASA CR-3699*, Dezembro 1983.
- [3] W. C. Brown, “The history of power transmission by radio waves,” *IEEE Trans. Microwave Theory Tech*, pp. 1230-1242, 1984.
- [4] W. C. Brown, “The Microwave Powered Helicopter,” *Journal of Microwave Power 1-1*, 24 março 1966.
- [5] G. Jull, “SHARP (Stationary High Altitude Platform),” julho 1997. [Online]. Available: <http://www.friendsofcrc.ca/Projects/SHARP/sharp.html>.
- [6] H. Matsumoto, K. Hashimoto, N. Shinohara e T. Mitani, “Experimental Equipments for Microwave Power Transmission in Kyoto University,” em *Proceedings of The 4th International Conference on Solar Power from Space - SPS '04, together with The 5th International Conference on Wireless Power Transmission - WPT 5 (ESA SP-567)*, Granada, Espanha, 2004.
- [7] Y. Fujino, M. Fujita, N. Kaya, S. Kunimi, M. Ishii, N. Ogihara, N. Kusaka e S. Ida, “A Dual Polarization Microwave Power Transmission System for Microwave propelled Airship Experiment,” em *Proceedings of ISAP 96*, Chiba, Japão, 1996.
- [8] B. S. Papadeles, T. A. Tibbets, S. M. Schoenung e W. R. Meier, “Remote sensing with high altitude unmanned aerial vehicles,” em *Proc. SPIE Vol. 2023, Airborne Reconnaissance XVII*, San Diego, CA, USA, 1993, pp. 266-277.
- [9] A. Parsch, “Directory of U.S. Military Rockets and Missiles - Appendix 4: Undesignated Vehicles - Amber,” Designation-systems, 31 maio 2004. [Online]. Available: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/amber.html>. [Acedido em 26 07 2018].
- [10] A. Parsch, “Directory of U.S. Military Rockets and Missiles - Appendix 4: Undesignated Vehicles - Gnat,” Designation-Systems, 1 julho 2007. [Online]. Available: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/gnat.html>. [Acedido em 26 julho 2018].
- [11] General Atomics, “General Atomics - Aeronautical Systems: Products & Services,” General Atomics aeronautical systems, 09 maio 2007. [Online]. Available: <https://web.archive.org/web/20070509041018/http://www.ga-asi.com:80/products/index.php>. [Acedido em 27 julho 2018].

- [12] Y. Gibbs, "NASA Armstrong Fact Sheet: Altus II," NASA, 28 fevereiro 2014. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-058-DFRC.html>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [13] General Atomics, "General Atomics - Aeronautical: Aircraft Platforms," General Atomics, 2018. [Online]. Available: <http://www.ga-asi.com/aircraft-platforms>. [Acedido em 27 julho 2018].
- [14] Israel Aerospace Industries, "Heron Family," Israel Aerospace Industries, [Online]. Available: http://www.iai.co.il/2013/18900-en/BusinessAreas_UnmannedAirSystems_HeronFamily.aspx. [Acedido em 30 julho 2018].
- [15] I. Sharon, "Israeli company unveils new Super Heron drone," The Times of Israel , 11 fevereiro 2014. [Online]. Available: <https://www.timesofisrael.com/israeli-company-unveils-new-super-heron-drone/>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [16] M. L. McDaniel, High Altitude Endurance UAVs., PN (1995), 1995.
- [17] United States General Accounting Office, "Unmaned Aerial Vehicles," EUA, 1999.
- [18] H. A. Berman, "DarkStar - High Altitude Endurance UAV," em *Unmanned Vehicles '97 conference & Exhibiton*, Paris, France, 1997.
- [19] S. Hoarn, "Northrop Grumman Unmanned Aircraft Systems Achieve 100,000 Flight Hours l Photos," *defensemedianetwork*, 13 Setembro 2013. [Online]. Available: <https://www.defensemedianetwork.com/stories/northrop-grumman-unmanned-aircraft-systems-achieve-100000-flight-hours-l-photos/>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [20] United States Air Force, "RQ-4 Global Hawk," Official United States Air Force Website, 27 outubro 2014. [Online]. Available: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104516/rq-4-global-hawk/>. [Acedido em 2018 julho 30].
- [21] Scaled Composites LLC , "Proteus," Scaled Composites LLC , 2018. [Online]. [Acedido em 30 julho 2018].
- [22] Y. Gibbs, "NASA Armstrong Fact Sheet: Proteus High-Altitude Aircraft," NASA, 7 agosto 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-069-DFRC.html>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [23] S. Trimble, "DARPA's Hummingbird unmanned helicopter comes of age," [Online]. Available: <http://www.flightglobal.com/news/articles/darpa39s-hummingbird-unmanned-helicopter-comes-of-225070/>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [24] Military Factory, "Boeing MQ-18 Hummingbird (A160)," Military Factory, 18 novembro 2017. [Online]. Available: https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=796. [Acedido em 30 julho 2018].
- [25] Air Force Technology, "Mantis MALE Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," Air Force Technology, [Online]. Available: <https://www.airforce-technology.com/projects/mantis-uav/>. [Acedido em 30 julho 2018].

- [26] G. Parsons, “News Headlines: Has China unveiled its Soar Dragon?,” *AirForces Monthly*, pp. 4-5, Setembro 2011.
- [27] S. Gitlin e M. Boyer, “AeroVironment’s Global Observer Stratospheric Unmanned Aircraft System Completes Initial Flight Testing,” AeroVironment, Inc., 25 outubro 2010. [Online]. Available: https://www.avinc.com/resources/view/press-releases/aerovironments_global_observer_stratospheric_unmanned_aircraft_system_compl. [Acedido em 30 julho 2018].
- [28] N. McKeegan, “AeroVironment Global Observer long endurance UAS completes wing load tests,” *New Atlas*, 12 agosto 2010. [Online]. Available: <https://newatlas.com/aerovironment-global-observer-long-endurance-uav-wing-load-tests/16022/>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [29] Boeing, “Phantom Eye,” Boeing, [Online]. Available: <https://www.boeing.com/defense/phantom-eye/>. [Acedido em 30 julho 2018].
- [30] R. J. Boucher, “History of Solar Flight,” *20th Joint Propulsion Conference*, June 1984.
- [31] H. Bruss, *Solar Modellflug. Grundlagen, Entwicklung, Praxis.*, Baden-Baden, Germany: Verlag für Technik und Handwerk, 1991.
- [32] MFG Markdorf, “Rekorde und Expeditionen von Mitgliedern der MFG-Markdorf,” [Online]. Available: <https://www.mfg-markdorf.de/rekorde/index.htm>.
- [33] K. Flittie e B. Curtin, “Pathfinder solar-powered aircraft flight performance,” em *23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference*, California, USA, 1998.
- [34] T. E. Noll, J. M. Brown, M. E. Perez-Davis, S. D. Ishmael, G. C. Tiffany e M. Gaier, “Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap. Volume I Mishap Report,” 2004.
- [35] DLR - Institute of Flight Systems, “History - Road Map of Events: 1994-1996,” [Online]. Available: https://www.dlr.de/ft/Desktopdefault.aspx/tabid-1388/1918_read-3385/. [Acedido em 1 agosto 2018].
- [36] G. Romeo, G. Frulla e E. Cestino, “HELIPLAT®: a high altitude very-long,” *Safety and Security Engineering*, pp. 459-469, 2005.
- [37] G. Romeo, G. Frulla e E. Cestino, “Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, pp. 199-216, 22 Setembro 2006.
- [38] AC Propulsion, “AC Propulsion’s Solar Electric Powered SoLong UAV,” 5 junho 2005.
- [39] Airbus, “Zephyr,” Airbus, [Online]. Available: <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html#media>. [Acedido em 26 julho 2018].
- [40] A. Dupiech, F. Taitsch e B. Greer, “Airbus Zephyr Solar High Altitude Pseudo-Satellite flies for longer than any other aircraft during its successful maiden flight,” Airbus, 8 Agosto 2018. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2018>

/08/Airbus-Zephyr-Solar-High-Altitude-Pseudo-Satellite-flies-for-longer-than-any-other-aircraft.html. [Acedido em 11 Agosto 2018].

- [41] J. Pike, "High ALtitude Airship (HAA)," Global Security, [Online]. Available: <https://www.globalsecurity.org/intell/systems/haa.htm>. [Acedido em 31 julho 2018].
- [42] D. Quick, "Lockheed Martin's HALE-D airship takes to the air," New Atlas, 28 julho 2011. [Online]. Available: <https://newatlas.com/lockheed-martin-hale-d-airship/19360/>. [Acedido em 31 julho 2018].
- [43] S. Weintraub, "Alphabet cuts former Titan drone program from X division, employees dispersing to other units," 9to5google, 11 janeiro 2017. [Online]. Available: <https://9to5google.com/2017/01/11/alphabet-titan-cut/>. [Acedido em 28 julho 2018].
- [44] Aerospace Technology, "Solara 50 Atmospheric Satellite," Verdict Media Limited, [Online]. Available: <https://www.aerospace-technology.com/projects/solara-50-atmospheric-satellite/>. [Acedido em 28 julho 2018].
- [45] M. Zuckerberg, "The technology behind Aquila," Facebook, 21 julho 2016. [Online]. [Acedido em 28 julho 2018].
- [46] N. Statt, "Facebook abandons quest to build its own internet drones," The Verge, 26 junho 2018. [Online]. Available: <https://www.theverge.com/2018/6/26/17507826/facebook-aquila-internet-drone-project-shut-down>. [Acedido em 28 julho 2018].
- [47] M. L. Gomez e A. Cox, "Flying Aquila: Early lessons from the first full-scale test flight and the path ahead," Facebook, 21 julho 2016. [Online]. Available: <https://code.fb.com/connectivity/flying-aquila-early-lessons-from-the-first-full-scale-test-flight-and-the-path-ahead/>. [Acedido em 28 julho 2018].
- [48] B. K. Rawndon e A. J. Kutzmann, "Solar Powered Airplane". Estados Unidos da America Patente US 2016/0144969 A1, 26 maio 2016.
- [49] J. Ramsey, "Boeing Reveals Patent for Solar-Powered Plane That Could Fly for Years," Time Inc, 15 junho 2016. [Online]. Available: <http://www.thedrive.com/news/4007/boeing-reveals-patent-for-solar-powered-plane-that-could-fly-for-years>. [Acedido em 26 julho 2018].
- [50] M. D. Maughmer e D. M. Somerst, "Design and experimental results for a high-altitude, long-endurance Airfoil," *J. Aircraft*, vol. 26, n° 2, pp. 148-153, 1989.
- [51] N. J. P. Betancourth, J. E. P. Villamarin, J. J. V. Rios, P. D. Bravo-Mosquera e H. D. Cerón-Muñoz, "Design and Manufacture of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Civilian Surveillance Missions," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, n° 4, pp. 385-396, 2016.
- [52] D. Schawe, C.-H. Rohardt e G. Wichmann, "Aerodynamic design assessment of Strato 2C and its potential for unmanned high altitude airborne platforms," *Aerospace Science and Technology* 6, pp. 43-51, 2002.

- [53] P. V. Gamboa e M. Â. R. Silvestre, “Introdução às disciplinas de projecto propulsão e desempenho,” Departamento de Ciências Aeroespaciais - Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2013.
- [54] H. H. J. Hurt , “Airplane Performance - Airplane Propellers,” em *Aerodynamics for Naval Aviators*, Los Angeles, California, Naval Air Systems Command, 1965, pp. 145 - 149.
- [55] J. Morgado, M. Abdollahzadeh, M. Silvestre e J. Páscoa, “High altitude Poller design and analysis,” *Aerospace science and Tecnology*, pp. 398-407, 9 junho 2015.
- [56] B. Morrissey, “Multidisciplinary Design Optimization of an Extreme Aspect Ratio HALE UAV,” em *9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference* (, Hilton Head, South Carolina , 2009.
- [57] T. Prakash e P. R. S., “ Studies in telescopic span morphing of HALE UAV,” em *8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 2017 .
- [58] K. Shin, H. Hwang e J. Ahn, “Mission Analysis of Solar UAV for High-Altitude Long-Endurance Flight,” *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 31, nº 3, p. 04018010, 2018.
- [59] XFLR5, “General description,” XFLR5, Maio 2018. [Online]. Available: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>. [Acedido em 31 Agosto 2018].
- [60] Airfoil Tools, “Lift & drag polars,” Airfoil Tools, [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/polar/index>. [Acedido em 24 Agosto 2018].
- [61] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sylmar, California: American Institute of Aeronautics and astronautics, Inc, 1992.
- [62] E. Larrabee, “Design Of Propellers For Motorsoarers,” Massachusetts Institute of Technology, Massachusetts, EUA, 1979.
- [63] R. Boor, “The Larrabee Way to a Better Propeller,” *Aero Modeller*, October 1990.
- [64] Hermann Föttinger Institute, “Qblade,” TU Berlin, [Online]. Available: <http://www.qblade.org/#welcome>.
- [65] D. Marten, J. Wendler, G. Pechlivanoglu, C. Nayeri e C. Paschereit, “QBLADE: AN OPEN SOURCE TOOL FOR DESIGN AND SIMULATION OF HORIZONTAL AND VERTICAL AXIS WIND TURBINES,” *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, vol. 3, nº 3, pp. 264-269, 2013.
- [66] J. Morgado, “JBLADE: a Propeller Design and Analysis Software,” 2014. [Online]. Available: <https://sites.google.com/site/joamorgado23/Home>. [Acedido em 15 julho 2018].
- [67] J. Vale, *Estudo do desempenho e otimização aerodinâmica do planador Crossover [Dissertação Mestrado]*, Covilhã: Universidade da Beira Interior, 2016.
- [68] BRP-Rotax GmbH & Co KG, “ROTAX 915 iS/iSC,” Fly Rotax, 2018. [Online]. Available: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-915-is-isc.html>. [Acedido em 2 Agosto 2018].

[69] UIUC Applied Aerodynamics Group, "UIUC Airfoil Coordinates Database," UIUC Applied Aerodynamics Group, [Online]. Available: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html. [Acedido em 16 novembro 2017].