



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharias

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

Ricardo Jorge Salas de Sousa

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(2º ciclo de estudos)

Orientador: Professor Doutor Pedro Gamboa

Covilhã, Outubro de 2012

*Dedico este trabalho aos meus heróis... tio **Cesário**, avô **João** e primo **Miguel**...*

Agradecimentos

Gostaria de agradecer ao Dr. Pedro Gamboa pelo seu apoio, paciência e dedicação ao projeto. Sem a sua orientação, este trabalho não teria sido possível.

Especialmente, um beijo para a Diana pela compreensão e amor, sobretudo nos momentos em que não pude estar presente e não conseguia pensar em nada a não ser no trabalho.

Um beijo enorme para minha mãe e avó pelo seu enorme carinho e apoio ao longo destes difíceis anos, sem elas a minha formação teria sido impossível.

Um grande abraço para o meu irmão Luís, desejo-te as maiores felicidades.

Um beijo enorme para a minha madrinha Lídia, por todo o apoio e amizade.

Um abraço ao Paulo Machado por todo o seu saber e amizade.

Queria agradecer a todo o pessoal da Aerotécnica pela ajuda e compreensão, especialmente ao grande amigo André Garcia.

Um grande abraço ao meu Mestre e grande amigo por tudo o que me ensinou, Mestre Germano.

Um grande abraço para o meu grande amigo Vitor, obrigado pela amizade, desejo-te as maiores felicidades.

A todos os grandes amigos, um muito obrigado.

Resumo

O presente trabalho centra-se no projeto de um sistema de propulsão elétrico adaptativo para aeronaves não tripuladas baseado na alteração automática do passo da hélice. Este sistema propulsivo adaptativo tem como objetivo reduzir o consumo elétrico das aeronaves não tripuladas, aumentando assim o alcance e autonomia destas. Foi feita uma revisão a todos os sistemas propulsivos atuais para aeronaves não tripuladas, sendo debatidas as vantagens e desvantagens de cada um dos sistemas propulsivos. O sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho está dimensionado de forma a ser integrado em qualquer tipo de aeronave não tripulada. O algoritmo de controlo foi desenvolvido em MATLAB e EXCEL com recurso a dados experimentais de hélices de baixo Reynolds da University of Illinois at Urbana-Champaign. Foi desenvolvido em MATLAB um algoritmo com base no método dos mínimos quadrados de forma a condensar os dados experimentais de desempenho de hélices de baixo Reynolds. Os dados de desempenho do sistema propulsivo foram obtidos no túnel de vento da Universidade da Beira Interior.

Palavras-chave

Aeronave Não tripulada, Hélice de Baixo Reynolds, Hélice de Passo Variável

Abstract

This paper focuses on the design of an adaptive electric propulsion system for unmanned aerial vehicles (UAVs) based on the change in propeller pitch. This adaptive propulsion system aims at reducing the electrical consumption of UAVs, thereby increasing endurance and range. All current propulsive systems for unmanned aerial systems are reviewed and the advantages and disadvantages of each propulsive system are also discussed. The propulsion system developed in this work is dimensioned in order to be integrated into any UAV. The propeller pitch control algorithm was developed in MATLAB and EXCEL using experimental data for low Reynolds number propellers from the University of Illinois at Urbana-Champaign. An algorithm based on the least squares method was also developed in MATLAB in order to condense the experimental performance data for low Reynolds propellers. The performance data of the final propulsion system was obtained in the wind tunnel at the University of Beira Interior.

Keywords

Unmanned Aerial Vehicle, Low Reynolds Propellers, Variable Pitch Propeller

Índice

Capítulo 1	1
Introdução	1
1.1 Motivação	2
1.2 Estado da Arte	3
1.2.1 Hélice de Passo Constante	3
1.2.2 Hélice de Passo Fixo	4
1.2.3 Hélice de Passo Variável	4
1.2.4 Hélice de Velocidade Constante	5
1.2.5 Hélices de Baixo Reynolds	5
1.3 Objetivos	14
1.4 Plano da Dissertação	14
Capítulo 2	16
2.1 Conceitos Teóricos	16
2.1.1 Teoria de Hélices	16
2.1.2 Teoria de Motores Elétricos	20
2.2 Modelo Matemático	23
2.2.1 Dados Experimentais UIUC	23
2.2.2 Algoritmo de Interpolação de Dados	24
2.3 Controlo	40
Capítulo 3	42
3.1 Sistema Mecânico de Variação de Passo	42
3.1.1 Requisitos	42
3.1.2 Componentes	42
3.1.3 Projeto do Sistema Mecânico	45
3.1.4 Sistema de Atuação	50
3.1.5 Sensores	51
3.1.6 Unidade de Controlo	52

Capítulo 4	54
4.1 Montagem Experimental	54
4.1.1 Túnel de Vento	54
4.1.2 Placa de Aquisição de Dados	55
4.1.3 Pressão Atmosférica, Temperatura do Ar e Humidade Relativa	55
4.1.4 Medição da Velocidade do Escoamento	56
4.1.5 Medição da Tração e do Binário	57
4.1.6 Medição do Regime	58
4.1.7 Medição da Tensão e da Corrente do Motor Elétrico	59
4.1.8 Medição da Temperatura do Variador (ESC) e do Motor	59
4.1.9 Controlador do Variador (ESC) e do Servo de Passo	59
4.1.10 Software de Aquisição de Dados	60
4.1.11 Correções no Túnel de Vento	60
4.1.12 Análise do Perfil de Velocidades do Túnel.	63
4.2 Resultados Experimentais	64
Capítulo 5	73
5.1 Conclusão	73
5.2 Trabalho Futuro	73
Bibliografia	76
Anexos	i
A - Algoritmo para determinar os coeficientes do polinómio interpolador de grau 6 para os três coeficientes (C_T , C_P e η_p) que caracterizam o desempenho da hélice em função de J e n .	i
B - Algoritmo para determinar os coeficientes do polinómio interpolador de grau 3 para os três coeficientes (P_{elec} , δ_a e $\delta'a$) que caracterizam o desempenho do sistema propulsivo hélice em função de T e V .	x
C - Desenhos Técnicos das peças do sistema mecânico de alteração do passo da hélice fabricadas na Universidade da Beira Interior.	xviii

Lista de Figuras

Figura 1.1 - Eficiência de uma hélice em função da razão de avanço para diferentes ângulos de passo [1].	3
Figura 1.2 - Desert Hawk com a hélice AeroNaut CAMCarbon. [4]	6
Figura 1.3 - Hélice de passo fixo da XOAR. [5]	6
Figura 1.4 - Hélice EVP da AXI e VPP amador. [8] [9]	7
Figura 1.5 - Variprop da Hobby Lobby. [10]	8
Figura 1.6 - Variable Pitch Propeller Prototype. [11]	8
Figura 1.7 - Mecanismo do Variable Pitch Propeller Prototype. [11]	9
Figura 1.8 - Vari-Prop da NWUAV's. [12]	9
Figura 1.9 - Sistema propulsivo da BYU para o Silver Fox. [13]	10
Figura 1.10 - Tração e binário do hélice para 0m/s e 18.28m/s @ potência constante de 67W. [14]	11
Figura 1.11 - Hélice de binário constante e ligação ao motor. [14]	12
Figura 1.12 - Hélice de passo fixo vs. binário constante a 56,6W. [14]	12
Figura 2.1 - Coeficiente de tração de um hélice 11X7 para $J=0$. [2]	18
Figura 2.2 - Coeficiente de potência de um hélice 11X7 para $J=0$. [2]	19
Figura 2.3 - Coeficiente de tração de um hélice 11X7 para $J > 0$. [2]	19
Figura 2.4 - Coeficiente de potência de um hélice 11X7 para $J > 0$. [2]	20
Figura 2.5 - Eficiência propulsiva de um hélice 11X7 para $J > 0$. [2]	20
Figura 2.6 - Circuito equivalente de um motor eléctrico DC. [15]	21
Figura 2.7 - Parâmetros de motor em função do regime e tensão de entrada. [15]	22
Figura 2.8 - Coeficientes de desempenho da hélice APC 11X7 a 3000RPM e 9000RPM.	24
Figura 2.9 - Coeficiente de tração da hélice APC11X5.5 em função de J e n .	26
Figura 2.10 - Coeficiente de potência da hélice APC11X5.5 em função de J e n .	27
Figura 2.11 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X5.5 em função de J e n .	27
Figura 2.12 - Coeficiente de tração da hélice APC11X7 em função de J e n .	28
Figura 2.13 - Coeficiente de potência da hélice APC11X7 em função de J e n .	28
Figura 2.14 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X7 em função de J e n .	29
Figura 2.15 - Coeficiente de tração da hélice APC11X8.5 em função de J e n .	29
Figura 2.15 - Coeficiente de potência da hélice APC11X8.5 em função de J e n .	30
Figura 2.17 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X8.5 em função de J e n .	30
Figura 2.18 - Coeficiente de tração da hélice APC11X10 em função de J e n .	31
Figura 2.19 - Coeficiente de potência da hélice APC11X10 em função de J e n .	31
Figura 2.20 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X10 em função de J e n .	32
Figura 2.21 - Potência eléctrica da hélice APC11X5.5 em função de T e V .	34
Figura 2.22 - Fração de acelerador da hélice APC11X5.5 em função de T e V .	34

Figura 2.23 - Fração de acelerador final da hélice APC11X5.5 em função de T e V.	35
Figura 2.24 - Potência elétrica da hélice APC11X7 em função de T e V.	35
Figura 2.25 - Fração de acelerador da hélice APC11X7 em função de T e V.	36
Figura 2.26 - Fração de acelerador final da hélice APC11X7 em função de T e V.	36
Figura 2.27 - Potência elétrica da hélice APC11X8.5 em função de T e V.	37
Figura 2.28 - Fração de acelerado da hélice APC11X8.5 em função de T e V.	37
Figura 2.29 - Fração de acelerado final da hélice APC11X8.5 em função de T e V.	38
Figura 2.30 - Potência elétrica da hélice APC11X10 em função de T e V.	38
Figura 2.31 - Fração de acelerador da hélice APC11X10 em função de T e V.	39
Figura 2.32 - Fração de acelerador final da hélice APC11X10 em função de T e V.	39
Figura 2.33 - Algoritmo de controlo do sistema propulsivo.	40
Figura 2.34 - Esquema elétrico geral do sistema propulsivo.	40
Figura 3.1 - Pás Aero Naut Cam Carbon. [18].	43
Figura 3.2 - Motor AXI 2820/10. [8]	44
Figura 3.3 - Montagem do rotor de cauda. [21]	44
Figura 3.4 - Servo digital Futaba S3152. [22]	45
Figura 3.5 - Vista detalhada do cubo da hélice e do suporte da pá.	46
Figura 3.6 - Análise estrutural do suporte da pá.	48
Figura 3.7 - Sistema de Passo Variável.	49
Figura 3.8 - Hélice de passo variável SProp Mark 1.	49
Figura 3.9 - Circuito impresso com os sensores de dados atmosféricos do sistema de controlo.	52
Figura 3.10 - Microcontrolador Arduino Mega 2560.	52
Figura 4.1 - Túnel de Vento Laboratório de Aerodinâmica e Propulsão da UBI.	55
Figura 4.2 - Circuito impresso de medição dos dados atmosféricos.	56
Figura 4.3 - Tomada de pressão total e tubo de pitot móvel.	57
Figura 4.4 - Sensor de binário e tração M-2396 montado no mastro.	57
Figura 4.5 - Esquema elétrico do sensor foto-refletor.	58
Figura 4.6 - Valor de K1 e K3 para diferentes corpos. [38]	61
Figura 4.7 - Valores de τ_1 para diversos tipos de túnel. [38]	61
Figura 4.8 - Nomenclatura para um hélice em túnel de vento de secção fechada. [39]	62
Figura 4.9 - Correção da velocidade para uma hélice com tração. [39]	63
Figura 4.10 - Perfil de velocidades ao longo da secção de ensaios.	63
Figura 4.11 - Hélice de passo variável dentro da secção de ensaios do túnel de vento.	64
Figura 4.12 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=4000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$	66
Figura 4.13 - Coeficiente de potência em função do fator de avanço J a $n=4000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$	66
Figura 4.14 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=4000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$	67

Figura 4.15 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=5000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	67
Figura 4.16 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=5000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	68
Figura 4.17 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=5000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	68
Figura 4.18 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=6000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	69
Figura 4.19 - Coeficiente de potência em função do fator de avanço J a $n=6000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	69
Figura 4.20 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=6000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	70
Figura 4.21 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=7000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	70
Figura 4.22 - Coeficiente de potência em função do fator de avanço J a $n=7000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	71
Figura 4.23 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=7000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.	71

Lista de Tabelas

Tabela 3.1 - Dados dos hélices.	43
Tabela 3.2 - Dados do Motor. [8]	43
Tabela 3.3 - Especificações do servo Futaba S3152. [22]	45
Tabela 3.4 - Força aplicada no cubo da pá.	46
Tabela 4.1 - Dados Geométricos do conjunto mastro mais carenagem.	65
Tabela 4.2 - Coeficiente de correcção para o efeito de bloqueio e hélice dentro de um escoamento.	65

Nomenclatura

g	Aceleração da gravidade
h	Altitude
α	Ângulo de ataque
β_{hub}	Ângulo do cubo da hélice
β_{prop}	Ângulo da pá da hélice
C	Área da secção transversal do túnel na secção de ensaios
A	Área do disco da hélice
USB	Barramento Universal de Dados “Universal Serial Bus”
Q	Binário
C_T	Coefficiente de tração
C_P	Coefficiente de potência
C_Q	Coefficiente de binário
K_V	Constante de velocidade do motor
$c_{0.75r}$	Corda da hélice a 75% do raio
i	Corrente elétrica
i_o	Corrente em vazio
ρ	Densidade do ar
x	Deslocamento linear do prato deslizante
D	Diâmetro da hélice
η_m	Eficiência do motor
η_p	Eficiência propulsiva da hélice
J	Fator de avanço
τ_1	Fator de forma da secção do túnel
K_3	Fator de forma do corpo
δ_a	Fração de acelerador
δ_ϕ	Fração de passo da hélice
VPP	Hélice de Passo Variável “Variable Pitch Propeller”
RH	Humidade relativa
PWM	Modulação por Largura de Pulso “Pulse Width Modulation”
Re	Número de Reynolds
ϕ	Passo
EVP	Passo Variável Elétrico “Electric Variable Pitch”
PCB	Placa de Circuito Impresso “Printed Circuit Board”
P	Potência
q	Pressão dinâmica
p	Pressão atmosférica
Ω	Velocidade angular

r	Raio da hélice
α_1	Razão entre a área do disco da hélice e a secção transversal do túnel
n	Regime do motor
τ_4	Relação, tracção e velocidade do túnel
R	Resistência eléctrica
RPM	Rotações por minuto
\bar{T}	Temperatura
t	Tempo
v	Tensão eléctrica
u	Tensão eléctrica nominal da bateria
T	Tração
UAV	Veículo Aéreo Não Tripulado “Unmanned Aerial Vehicle”
RPV	Veículo Pilotado por Controlo Remoto “Remote Piloted Vehicle”
ν	Viscosidade cinemática
μ	Viscosidade dinâmica
V	Velocidade do escoamento
\bar{V}	Volume
UIUC	University of Illinois at Urbana-Champaign

Capítulo 1

Introdução

As aeronaves operam em diversos regimes de voo: descolagem, subida, cruzeiro, etc. Um voo eficiente requer, tanto um desenho cuidadoso da aeronave, como do seu sistema propulsivo. Todavia, a maioria das aeronaves são projectadas para obter o melhor desempenho de voo na fase mais importante da missão, sendo o sistema propulsivo optimizado para este ponto. Contudo, quando o voo é efectuado fora da condição óptima, o desempenho é drasticamente afetado. Desta forma, aeronaves equipadas com hélices de passo fixo encontram-se apenas optimizadas para um regime de voo. A solução encontrada para aumentar a eficiência propulsiva em todos esses regimes foi o uso de sistemas hidráulicos ou electromecânicos que modificam o passo da hélice. Existem diversas aproximações para a alteração do passo, como hélices de passo ajustável no solo, hélices de duas posições ajustáveis em voo, hélices de passo variável, onde o piloto controla totalmente todas as gamas de passo e finalmente a hélice de velocidade constante. A hélice de velocidade constante usa um sistema electromecânico ou hidráulico de alteração do passo que é controlado por um mecanismo chamado “governador”. O ajustamento do governador é efectuado pelo piloto com a manete de regime. Durante a operação, a hélice de velocidade constante altera automaticamente o ângulo da pá para manter constante o regime do motor. Em todos estes sistemas existe um denominador comum, a intervenção humana, afastando o sistema propulsivo do desempenho ideal durante o voo.

Com as crescentes preocupações ambientais, o mundo da aviação tem vindo a repensar o caminho a seguir para a evolução, cuja tendência aponta para a propulsão eléctrica. A mesma, tanto na aviação experimental como na área das aeronaves não tripuladas (UAV), tem vindo a ocupar um lugar de destaque e um campo de experimentação e aprendizagem. Com a tecnologia em baterias e métodos de armazenamento ainda numa fase embrionária, os especialistas aeronáuticos têm contornado a baixa densidade energética das baterias com sistemas propulsivos mais eficientes e aeronaves com características aerodinâmicas muito mais cuidadas, numa tentativa de aumentar tanto o alcance como a autonomia.

As aeronaves não tripuladas (UAV) de dimensões reduzidas com propulsão eléctrica operam em valores de número de Reynolds (Re) muito baixos, condição esta que afeta diretamente os valores máximos de eficiência propulsiva, logo, este fenómeno de escala tem um efeito directo sobre a autonomia e alcance, reduzindo a capacidade operacional destas pequenas aeronaves. A maioria das aeronaves não tripuladas está equipada com hélices de passo fixo, tanto pela sua simplicidade como pelo peso reduzido, a carência de sistemas propulsivos superiores no mercado é o fator decisivo na escolha. O desenvolvimento na área dos pequenos UAV tem vindo a crescer nos últimos anos: a imaginação dos designers e as suas soluções

ousadas têm dilatado as barreiras do conhecimento. Como tal, uma breve descrição dos sistemas propulsivos de UAV's será feita neste capítulo, apresentando os sistemas atuais, focando as vantagens e desvantagens de cada um, as hipóteses empregues, toda a informação obtida e conclusões encontradas. Tal como em todo o processo de desenvolvimento, alguns estudos culminaram em bons resultados, outros não, e esses serviram para talhar um novo trilho.

1.1 Motivação

Os veículos aéreos não tripulados têm sido nos últimos anos alvo privilegiado de estudo e desenvolvimento. O desenho de novos sistemas propulsivos tem vindo, de certa forma, a acompanhar a evolução das plataformas. As novas tecnologias e conceitos estão sempre a tentar melhorar o desempenho e a capacidade operacional da aeronave, tornando possível o uso destes sistemas não tripulados tanto em ambientes militares como civis. O uso de sistemas propulsivos adaptativos capazes de aumentar a gama de velocidades de voo, o alcance e a autonomia tem vindo a ser uma nova área de estudo. O uso de hélices de passo variável permite manter a eficiência propulsiva sempre no seu valor mais elevado ao longo de todo o envelope de voo, ao contrário das hélices de passo fixo. A eficiência propulsiva para diversos ângulos de passo em função da velocidade de voo, é apresentada por Ojha [1], como mostra a Figura 1.1. Assumindo que cada ângulo apresentado é uma hélice de passo fixo diferente, podemos ver como a curva de eficiência propulsiva da hélice de velocidade constante desloca-se sempre sobre a linha a tracejado, abrangendo uma gama maior de velocidades de voo com valores de eficiência propulsiva elevados.

Com isto, uma hélice de passo variável acoplado a um motor eléctrico permite uma redução substancial no consumo eléctrico, aumentando o alcance e a gama de velocidades de voo. No entanto, uma hélice de passo variável comum, opera em regime constante, regime este que é tipicamente ditado pelo ponto de binário máximo do motor, que no caso de ser um motor de combustão interna, já que o binário máximo é apenas função do regime. Quando entramos no mundo dos motores eléctricos, o seu comportamento é um pouco distinto, o binário aumenta com a tensão de entrada e diminui com o regime, sendo a eficiência mecânica máxima função da tensão de entrada e da intensidade de corrente absorvida. Com isto, a capacidade de redução de consumo eléctrico aumenta notavelmente, ajustando o passo da hélice de forma a aproximar o ponto de eficiência propulsiva máxima ao ponto de melhor eficiência mecânica do motor.

O aumento do desempenho da aeronave para a mesma carga em baterias, é mais do que uma boa razão para o desenvolvimento e estudo de uma hélice de passo variável inteligente.

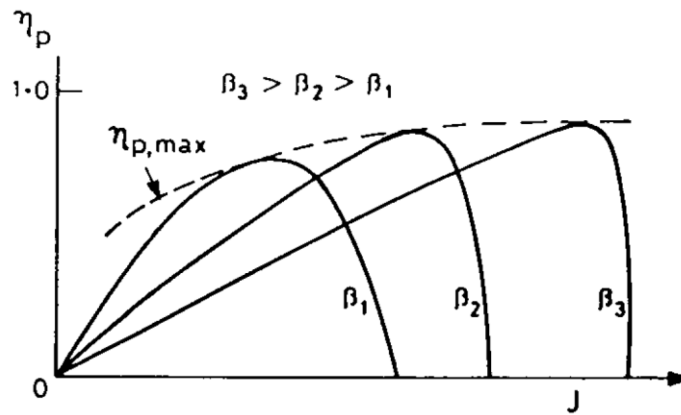


Figura 1.1 - Eficiência de uma hélice em função da razão de avanço para diferentes ângulos de passo [1].

1.2 Estado da Arte

1.2.1 Hélice de Passo Constante

Numa hélice de passo constante, o ângulo de passo β tem o mesmo valor em cada secção (perfil), isto é, o valor de β é independente da posição radial na hélice, não sendo também afetado pela velocidade de voo da aeronave.

Como podemos observar na equação (1.1) a direção ϕ da velocidade relativa V_R , varia com as diferentes combinações de velocidade de voo V , raio da hélice r e regime n .

$$V_R = \sqrt{V^2 + 4r^2\pi^2n^2} \quad (1.1)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{V}{r2\pi n}\right) \quad (1.2)$$

Resulta que o ângulo de ataque α da secção da pá muda também com V , r e n , como mostrado na equação (1.3).

$$\alpha = \beta - \phi \quad (1.3)$$

Mesmo mantendo o regime e a velocidade de voo constante, o ângulo de ataque α em cada secção da pá irá modificar-se ao longo da sua direção radial. Isto possivelmente irá aumentar ou reduzir o ângulo de ataque em cada secção da pá, além de certos limites, como exceder o ângulo de perda, provocando separações no escoamento nestas regiões. Ou o valor do ângulo de ataque ser inferior a zero, provocando tração negativa. Ambas as situações são de evitar e podendo ser evitadas pela variação do ângulo de passo em cada secção, no mínimo para os valores de projecto de velocidade e regime da hélice. Isto deu origem ao conceito de hélice de passo fixo, como é explicado de seguida.

1.2.2 Hélice de Passo Fixo

As hélices de passo fixo e de passo constante possuem ambas a vantagem da simplicidade e do baixo peso. A diferença entre as hélices de passo constante e de passo fixo deverá ser distinguida evidentemente. Numa hélice de passo fixo, ao contrário de uma hélice de passo constante, o passo β varia ao longo do raio da pá, i.e., $\beta = \beta(r)$. Os valores de β , em todas as posições radiais são fixadas geometricamente pelo desenhador. Numa hélice de passo fixo, o ângulo de passo $\beta(r)$ em cada secção da pá é fixado em função da velocidade de voo da aeronave. Por este motivo, o piloto não pode alterar o ângulo de passo $\beta(r)$ durante o voo. A hélice de passo fixo seria a mais eficiente para os valores de velocidade e regime de projecto, sendo que para outros valores a sua eficiência será mais baixa. O passo de uma hélice de passo fixo é máximo (próximo de $\frac{\pi}{2}$) perto da raiz da pá e mínimo (próximo de zero) na ponta da pá. Isto acontece devido ao facto de o valor de ϕ ser máximo na raiz e mínimo na ponta da pá, como podemos ver na equação (1.3). O ângulo de passo β tem de ser cuidadosamente ajustado para que o ângulo de ataque α permaneça positivo e abaixo do ângulo de perda. Se o passo de uma hélice pode ser ajustado no chão, é chamada hélice de passo ajustável, o qual tem a vantagem de ser ajustado de forma a desempenhar uma situação especial.

No entanto, nas hélices de passo fixo a eficiência propulsiva é máxima em apenas uma combinação de regime e velocidade de voo. Quando se desenha uma hélice de passo fixo, duas escolhas normalmente se apresentam: desenhar uma hélice com um passo para o melhor desempenho na descolagem (i.e. tração máxima), ou desenhar uma hélice para o desempenho melhor em cruzeiro (i.e. máxima eficiência propulsiva). Se o passo da hélice for escolhido para obter uma melhor tração na descolagem, o desempenho em cruzeiro irá ser afetado. Por isso mesmo, se o passo for escolhido para um cruzeiro melhor, o desempenho na descolagem será inferior. Obviamente que um compromisso intermédio poderá ser tomado.

Como é óbvio, o comportamento das hélices de passo fixo de aeronaves reais não é igual às hélices dos pequenos UAV's, isto devido ao baixo número de Reynolds (Re) em que estes operam, o que afeta diretamente a potência propulsiva. Tal como é referido nos estudos realizados por Selig [2] a eficiência propulsiva máxima obtida de uma hélice a baixo Reynolds (i.e. $Re < 100000$) é cerca de 65% ao contrário das hélices das aeronaves reais como é mostrado por McCormick [3] onde o valor é superior a 85%.

Queremos com isto dizer que o valor da eficiência propulsiva é bastante baixo. Se a isto juntarmos uma hélice que está apenas optimizado para uma condição de voo, a eficiência total na gama de velocidades de voo é bastante baixa.

1.2.3 Hélice de Passo Variável

As hélices de passo variável apresentam diversas vantagens sobre as hélices de passo fixo, como podemos observar na Figura 1.1 que mostra a eficiência propulsiva em função da velocidade de voo. Pode observar-se que existe um ponto de eficiência propulsiva máxima para cada ângulo de passo. A linha a tracejado na figura representa o envelope de máxima

eficiência propulsiva para os diversos ângulos de passo β . Isto demonstra que a única forma de obter a máxima eficiência propulsiva para os diversos ângulos de passo é a escolha de uma hélice de passo variável. Se o passo da hélice pode ser alterado pelo piloto durante o voo, chamamos hélices de passo variável ou de passo controlável. A maioria das hélices das aeronaves de hoje em dia estão equipadas com um sistema mecânico no interior do cubo que modifica o passo. Assim o passo pode ser ajustado continuamente ao longo do voo de forma a manter a máxima eficiência propulsiva para todas as velocidades de voo e regime do motor.

1.2.4 Hélice de Velocidade Constante

Na prática, o regime das hélices é mantido constante ao longo do voo, isto porque um motor alternativo requer um regime (n) particular, o regime em que o binário no eixo é máximo. São chamadas de forma comum por, hélices de velocidade constante porque mantêm o seu regime constante ao longo do voo. Se a hélice possuir um ângulo de passo elevado na velocidade de voo na qual se encontra, a hélice necessitará de mais binário por parte do motor e se este não conseguir fornecer tal valor o regime cairá. Se o passo for demasiado baixo ou a posição de acelerador for demasiada elevada, o regime irá aumentar, isto porque, a hélice não consegue produzir o binário resistente suficiente de forma a igualar o binário produzido pelo motor. De forma a existir uma posição de passo eficiente ao longo de todas as condições de voo e ao mesmo tempo evitar o excesso de binário ou a falta deste, as hélices de velocidade constante encontram-se equipados com sistemas de alteração do passo. O passo das pás é, então, é automaticamente corrigido de forma a manter-se no regime ideal do motor, independentemente da posição do acelerador. O piloto apenas seleciona o regime, sendo o acerto do passo totalmente automático. Desta forma, a eficiência propulsiva da hélice é sempre mantida próxima do seu valor máximo de forma automática. Isto significa que a hélice de velocidade constante funciona sempre na linha a tracejado da Figura 1.1, com a alteração da velocidade de voo ou factor de avanço J . Por outro lado, o regime do motor selecionado pode coincidir com um regime de baixo consumo, melhorando o desempenho energético global da aeronave.

1.2.5 Hélices de Baixo Reynolds

Nos pontos anteriores foram apresentados os tipos de hélices existentes. Aqui são abordados as hélices empregados nas aeronaves não tripuladas (UAV) e (RPV) “Remotely Piloted Vehicle”. O fator que mais afeta o desempenho destas hélices é a sua escala, uma vez que eles operarem em baixos números de Reynolds. Hoje em dia o mercado dos UAVs é bastante extenso, mas ainda muito focado em aplicações militares, o que faz com que muita da informação sobre os sistemas propulsivos seja confidencial.

Hélices de Passo Fixo e Retrátil

Existem diversos fabricantes de hélices de passo fixo para aeromodelismo, sendo deste mercado a procedência das hélices para UAVs, como as APC, AeroNaut CAMCarbon e Graupner

CAM Folding Props. Estas duas últimas são usadas em muitos dos UAVs de pequenas dimensões, como o Desert Hawk [4] mostrado na Figura 1.2.



Figura 1.2 - Desert Hawk com a hélice AeroNaut CAMCarbon. [4]

A principal característica destas hélices é serem retrácteis o que permite uma redução do arrasto quando o motor não se encontra em funcionamento e evita que, durante a aterragem, não se danifiquem.

Como nos últimos anos esta área tem sido alvo de um grande desenvolvimento e de investigação, diversos fabricantes de hélices têm especificamente produzido hélices para UAV's, é o caso da Xoar International [5] e a Bolly Products [6], que produz hélices de passo fixo para diversas aplicações desde motores alternativos de combustão interna a motores eléctricos, tanto para UAV's de asa fixa como multi-copters. Como líder do mercado temos a International Halter Group sendo o maior fabricante especializado em hélices para UAV's e RPV's.



Figura 1.3 - Hélice de passo fixo da XOAR. [5]

Hélices de Passo Variável

Diversos fabricantes de produtos para aeromodelismo têm produzido hélices de passo ajustável no solo para réplicas como as Scale da Hobby Lobby [7] e hélices ajustáveis em voo, como é o caso da AXI com o seu modelo EVP [8] (Figura 1.4 à esquerda) sendo a sua aplicação limitada à acrobacia extrema (4D). Diversos construtores amadores [9] têm produzido protótipos para motores de combustão interna de grande escala, como o mostrado na Figura 1.4 à direita. Este sistema, com a capacidade de inverter o passo da hélice, aliado a um motor

de combustão com 10 cavalos de potência máxima permite que um aeromodelo de 14kg execute apenas manobras acrobáticas.

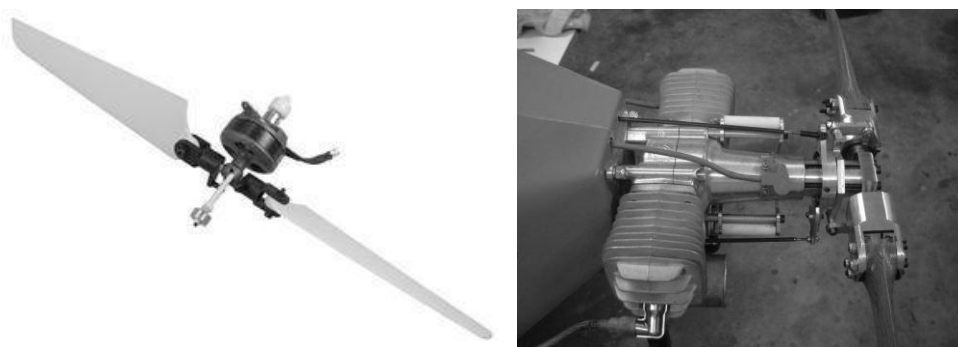


Figura 1.4 - Hélice EVP da AXI e VPP amador. [8] [9]

Ambos os modelos usam pás sem torção geométrica nem mesmo torção aerodinâmica, mas sim pás com perfis simétricos e corda quase constante. Com isto, os sistemas mecânicos de alteração de passo da hélice, existentes no mercado atualmente, têm apenas o objetivo de realizar figuras acrobáticas, sendo o seu controlo efectuado manualmente pelo piloto no solo e, como tal, não têm nenhuma aplicação real em UAV's.

Um dos sistemas mais interessantes alguma vez produzido para os amantes de aeromodelismo foi o Variprop [10] vendido nos anos 80's pela Hobby Lobby (Figura 1.5) tratava-se de uma hélice de passo variável onde as suas pás tinham torção geométrica e aerodinâmica. A hélice era para ser acoplada a motores térmicos até 10cc de cilindrada, onde o motor não necessitava qualquer tipo de alteração, já que o mecanismo de atuação era exterior, o que permitia uma enorme versatilidade e simplicidade.

Este sistema era bastante interessante e hoje em dia teria certamente inúmeras aplicações em pequenos UAV's a combustão, obviamente com pás optimizadas para cada aeronave e motor. No entanto, os sistemas mecânicos existentes neste mercado, aliado a pás optimizadas e um sistema de controlo adequado têm um enorme potencial, não só pelas vantagens de serem hélices de velocidade constante mas pela redução do tempo de desenvolvimento, por serem produtos existentes e testados.



Figura 1.5 - Variprop da Hobby Lobby. [10]

Outro protótipo bastante interessante, de construção amadora é o Variable Pitch Propeller Prototype [11]. Pouca informação é divulgada pelo autor, mas pode ver-se na Figura 1.6 que se trata de um sistema com a particularidade de produzir uma gama elevada de passos, desde a posição de bandeira até a inversão de passo. No entanto, o seu mecanismo de atuação exige que o eixo do motor seja oco (Figura 1.7) para que a haste de comando seja conectada a um servo de regulação do passo. A sua aplicação em motores térmicos torna-se bastante complexa, por não haver motores com esta particularidade e a sua modificação posterior ser bastante complexa.

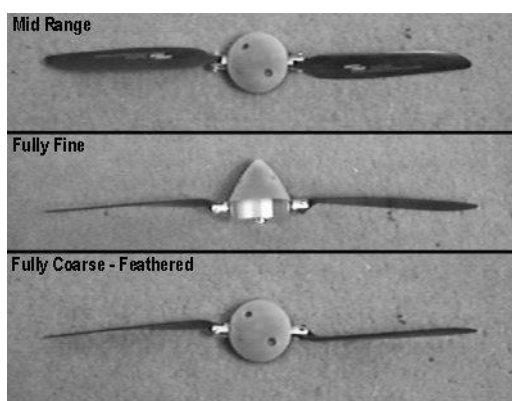


Figura 1.6 - Variable Pitch Propeller Prototype. [11]

Este sistema toma todo o sentido em ser aplicado em motores elétricos porque, atualmente, podemos encontrar fabricantes de motores eléctricos para aeromodelismo, que possuem a particularidade de estarem equipados com eixos ocos.

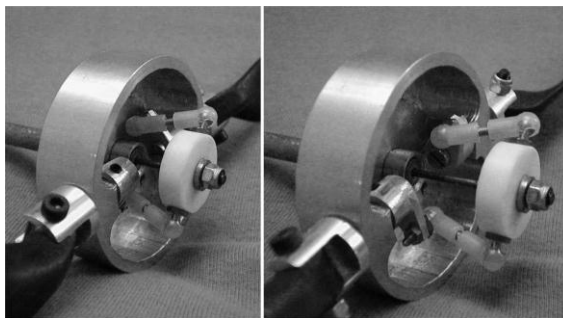


Figura 1.7 - Mecanismo do Variable Pitch Propeller Prototype. [11]

A única desvantagem que este sistema mecânico de alteração de passo apresenta é a necessidade de o motor a que será acoplado possuir eixo oco, reduzindo a gama de motores elétricos aplicáveis. O autor não apresenta qualquer referência a testes realizados com este sistema.

Hélices de Velocidade Constante

Um dos sistemas de hélice de velocidade constante é o Vari-Prop (Figura 1.8) produzido pela NWUAV's [12], que tem como objetivo ser acoplado a motores de combustão interna.



Figura 1.8 - Vari-Prop da NWUAV's. [12]

Tratando-se de uma hélice de velocidade constante irá operar sempre no regime ideal do motor o que permite aumentar a autonomia sobre os alvos, otimizar o desempenho do motor, aumentar a tração durante a descolagem e diminuir a assinatura acústica com a otimização do desenho das pás. Este sistema é desenhado apenas para motores alternativos e o sistema de controlo permite apenas ajustar o passo ao regime ideal do motor. Pouca informação é publicada sobre este sistema pelo fabricante no seu website. Temos também o sistema de hélice de velocidade constante (Figura 1.9) desenhado pela BYU Mechanical Engineering [13] para o UAV “Silver Fox” da Força Aérea dos Estados Unidos, com o objetivo de aumentar a autonomia deste.



Figura 1.9 - Sistema propulsivo da BYU para o Silver Fox. [13]

Este sistema é controlado pelo piloto de forma a manter o regime constante e assim minimizar o consumo de combustível. No entanto, desconhece-se se o sistema de controlo de passo é mesmo manual ou se é automático, porque pouca informação existe disponível sobre este sistema, possivelmente pela sua natureza militar. Ambos os sistemas atrás referidos são aplicados a motores de combustão interna, sendo os sistemas para motores eléctricos quase inexistentes.

Hélice de Binário Constante

O trabalho desenvolvido por Burger [14] é bastante interessante, não só pela sua qualidade mas também pelos resultados obtidos. Um dos pontos de grande ajuda neste trabalho foi toda a informação apresentada, ao contrário dos desenvolvimentos abordados anteriormente.

Existem muitas semelhanças entre este sistema [14] e o desenvolvido por nós, que têm como objetivo comum reduzir o consumo elétrico de pequenos UAV's e aumentar o desempenho nos diversos regimes de voo. Burger [14] apresenta o projeto e teste de um sistema mecânico de alteração do passo por meio uma mola que mantém o binário constante. Empregando um código de caracterização do desempenho de hélices com base no método de malha de vórtices (VLM) em combinação com um algoritmo genético, Burger otimizou a hélice para um determinado desempenho de motor. Com uma abordagem muito simples ao problema, o conceito por detrás da hélice de binário constante é a introdução de um sistema ligeiro de controlo passivo de alteração de passo que não necessita de energia elétrica para operar. Se a potência do motor é mantida constante ao longo de todo o envelope de voo, o ponto de funcionamento do motor pode ser ajustado para ser encontrar perto da eficiência mecânica máxima, melhorando a autonomia e o alcance.

Foi efetuado o teste de uma hélice de passo variável, a CAM 13X7, em túnel de vento de forma a investigar a tração máxima para o caso estático e com uma velocidade de voo de 18,28m/s. Neste teste foi mantida uma potência constante de 67W. Na Figura 1.10 podemos ver um pico de tração no caso estático de 5,34N (1,2lbf) para um binário de 0,113Nm (1lbf.in) no entanto para o caso de velocidade horizontal de 18,28m/s o valor máximo de tração ocorre para um binário de 0,141Nm (1,25lbf.in). O autor escolhe uma mola com um binário de cerca de 0.113Nm (1,0lbf.in), que segundo ele maximiza a tração para o caso estático, enquanto em voo horizontal os valores de tração estão perto dos máximos para esta condição de voo a 18,28m/s.

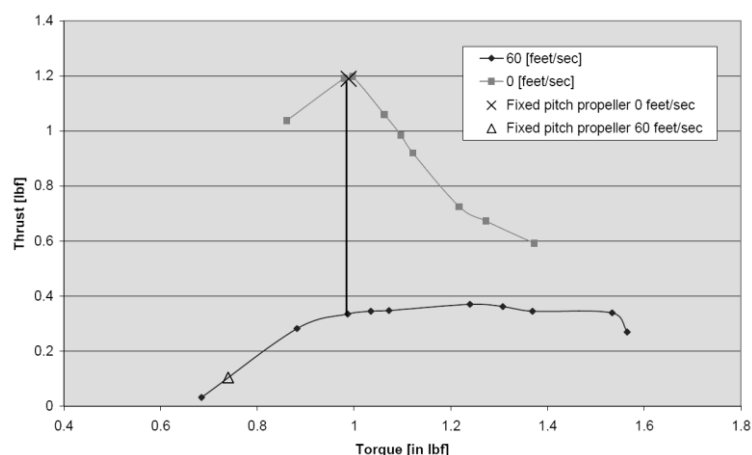


Figura 1.10 - Tração e binário do hélice para 0m/s e 18.28m/s @ potência constante de 67W. [14]

O sistema consiste num mecanismo de alteração do passo da hélice com recurso a um conjunto de engrenagens cónicas e uma mola de binário constante que está acoplada ao eixo

do motor eléctrico. As pás da hélice estão ligadas ao cubo das engrenagem por meio de um eixo de alumínio que passa através de um rolamento embutido no cubo das engrenagens para assim permitir a rotação livre do suporte das pás. O eixo interior da hélice está montado numa engrenagem cónica que liga o eixo do motor através de uma outra engrenagem cónica. O binário transmitido para a hélice é dependente da torção entre o eixo interior, ligado ao motor, e o cubo exterior. Se uma mola de binário constante, para fornecer a torção, for seleccionada, o resultado é um conjunto de hélice de binário constante. Podemos ver na Figura 1.11 o sistema de hélice de binário constante.

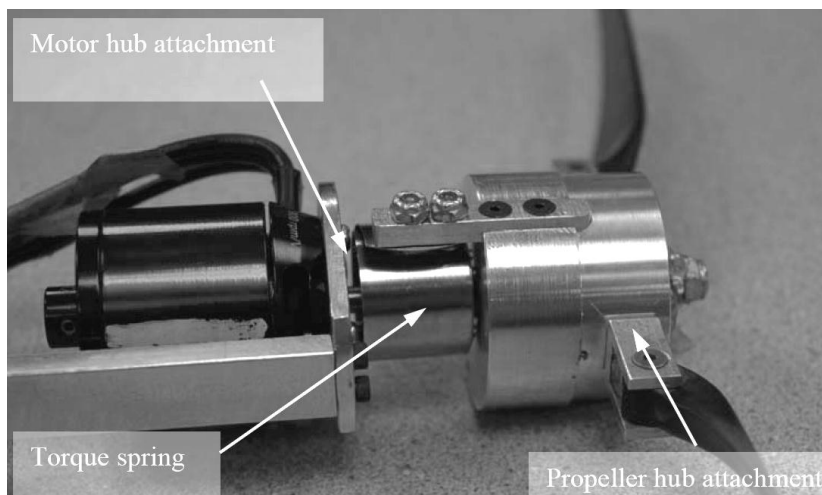


Figura 1.11 - Hélice de binário constante e ligação ao motor. [14]

Um dos testes efectuado por Burger [14] em túnel de vento foi, com a hélice anteriormente testada, a CAM 13X7, obter a tração entre 0m/s e 19,81m/s. O primeiro ensaio foi feito no modo de passo fixo e uma potência constante de 56.6W e o segundo ensaio com a hélice de binário constante para a mesma potência.

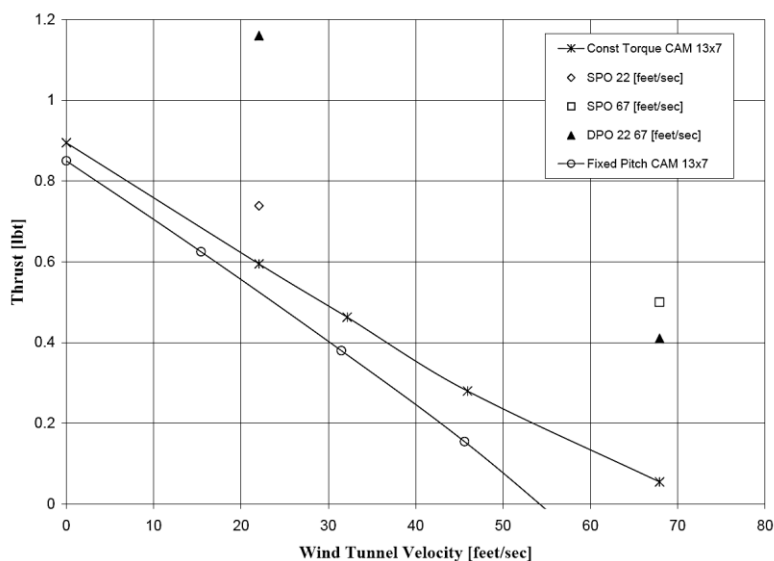


Figura 1.12 - Hélice de passo fixo vs. binário constante a 56,6W. [14]

A vantagem de desempenho da hélice de binário constante sobre a hélice de passo constante é bastante evidente, como podemos ver na Figura 1.12, além de o valor da força propulsiva ser superior ao longo de toda a gama de velocidades, a hélice de binário constante mantém a tração até uma velocidade superior.

Burger [14] vai mais além para aumentar a eficiência geral do sistema: com base num código de optimização aliado a um algoritmo genético, realiza a optimização de uma hélice para substituir a CAM 13X7 e, com isto, consegue um aumento de tração de 25% em relação ao hélice de binário constante.

1.3 Objetivos

Os objetivos deste trabalho são o desenho, concepção e validação experimental de uma hélice de passo variável inteligente para motores eléctricos, capaz de ajustar o passo em função do regime, velocidade de voo e fracção de acelerador. Para desempenhar esta função uma unidade de controlo tem de ser desenvolvida em simultâneo com o sistema mecânico de mudança de passo. O sistema de controlo terá de adquirir os dados atmosféricos, do motor e o sinal da posição de acelerador, tratar estes valores e encontrar o melhor passo para a condição de voo. O mecanismo de alteração de passo da hélice terá de ser capaz de suportar as cargas imprimidas pelas pás durante a sua operação. Algoritmos de optimização terão de ser implementados de forma a serem executados pela unidade de controlo. Validar o funcionamento do sistema em túnel de vento, com os dados teóricos. O protótipo final do sistema completo terá de ser um sistema bastante modular e a sua integração deverá requerer o mínimo de alterações possíveis na aeronave. O custo de todo o sistema deve ser mantido o mais baixo possível. Os próximos pontos deverão ser cumpridos de forma a alcançar os objetivos pretendidos:

- i. Revisão de os sistemas de passo variável existentes, tanto em UAV como na aviação geral.
- ii. Desenvolvimento de um sistema de aquisição de dados para a caracterização e teste do conjunto motor/hélice em túnel de vento.
- iii. Dedução do algoritmo de controlo para a variação do passo da hélice.
- iv. Desenvolver o sistema electrónico de gestão e controlo da hélice de passo variável.
- v. Conceber o sistema mecânico de alteração do passo da hélice, de forma a ser facilmente acoplado a um motor eléctrico comercial.
- vi. Teste e validação do sistema completo em túnel de vento.

1.4 Plano da Dissertação

Esta dissertação começa com uma introdução a todos os conceitos existentes de propulsão a hélice, desde hélices de passo fixo aos diversos sistemas de passo variável. É feita uma descrição de todos estes sistemas, apresentando as vantagens e desvantagens de cada um.

A dissertação encontra-se dividida em quatro partes: modelo matemático (Capítulo 2); desenho e construção do sistema propulsivo (Capítulo 3); montagem experimental (Capítulo 4).

O Capítulo 2 apresenta os fundamentos teóricos de hélices de baixo Reynolds e a formulação do algoritmo matemático de controlo do sistema propulsivo que minimiza o consumo eléctrico global do sistema propulsivo.

O Capítulo 3 apresenta o projeto e construção do sistema mecânico de mudança do passo da hélice. A escolha de componentes off-the-shelf para o sistema mecânico bem como as dificuldades de construção de alguns componentes presentes no sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho também são mostradas.

O Capítulo 4 descreve de forma detalhada todo o sistema de aquisição de dados desenvolvido especificamente para este trabalho.

O Capítulo 5 refere as conclusões gerais bem como algumas recomendações e trabalho futuro.

Capítulo 2

2.1 Conceitos Teóricos

2.1.1 Teoria de Hélices

Antes de avançar para o estado da arte das hélices de baixo Reynolds, é imprescindível definir formas de quantificar e qualificar o desempenho das hélices. De forma a analisar corretamente o desempenho de uma hélice, temos de definir vários conceitos. Sendo (J) o fator de avanço definido pela equação (2.1), onde n é o regime e D o diâmetro da hélice e ρ a densidade do ar.

$$J = \frac{V}{nD} \quad (2.1)$$

Existem dois casos distintos, o estático onde ($J=0$) e o dinâmico, onde ($J>0$). Os coeficientes de tração, potência e a eficiência propulsiva são função do fator de avanço, respetivamente, por:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.2)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2.3)$$

$$\eta_p = J \frac{C_T}{C_P} \quad (2.4)$$

A partir destas equações é possível quantificar os dois valores físicos que nos interessam: a tração (T) produzida pelo hélice e o binário (Q_p) absorvido por esta. Através da manipulação direta da equação (2.2).

$$T = \rho n^2 D^4 C_T \quad (2.5)$$

O binário é obtido através da manipulação da equação (2.3) e igualando à equação (2.6):

$$P = 2\pi n Q \quad (2.6)$$

Assim, obtemos a equação (2.7).

$$Q_p = \rho n^2 D^5 \frac{C_P}{2\pi} \quad (2.7)$$

As hélices dos UAVs de pequenas dimensões sofrem um grande efeito de escala que afeta diretamente a tração, a potência e a eficiência propulsiva, como referido anteriormente. Assim, é necessário ter em conta este efeito, através do número de Reynolds, sabendo que μ é viscosidade dinâmica:

$$Re_{.75} = \frac{2\pi n \rho r_{.75} c_{.75}}{\mu} \quad (2.8)$$

onde é tomada como referência uma secção do hélice situada a 75% do raio da pá. Desta forma, é possível analisar como o valor da corda do perfil a $0.75r$ e o valor do raio da hélice, afeta o Reynolds, sendo este diretamente proporcional ao regime da hélice. Os coeficientes de tração e potência dados pelas equações (2.2) e (2.3), respetivamente, e a eficiência pela equação (2.4) são afetados, não só pelo fator de avanço e número de Reynolds mas também pela geometria da pá. Assim definimos (2.9).

$$\begin{aligned} C_T &= f(J, Re, Geom) \\ C_P &= f(J, Re, Geom) \\ \eta_p &= f(J, Re, Geom) \end{aligned} \quad (2.9)$$

Nos parágrafos seguintes apresentam-se as formas de caracterizar o desempenho das hélices e as suas curvas características. Sem este conhecimento torna-se difícil compreender o ponto seguinte.

Na Figura 2.1 temos o coeficiente de tração C_{T0} para $J=0$, em função do regime da hélice. Da análise do gráfico, podemos ver como o aumento do número de Reynolds tem um efeito benéfico no valor do C_{T0} , onde este valor aumenta de 0,0971 para 0,1076, numa gama de cerca 4300RPM. Isto representa um aumento de cerca 10% no valor do C_{T0} estático.

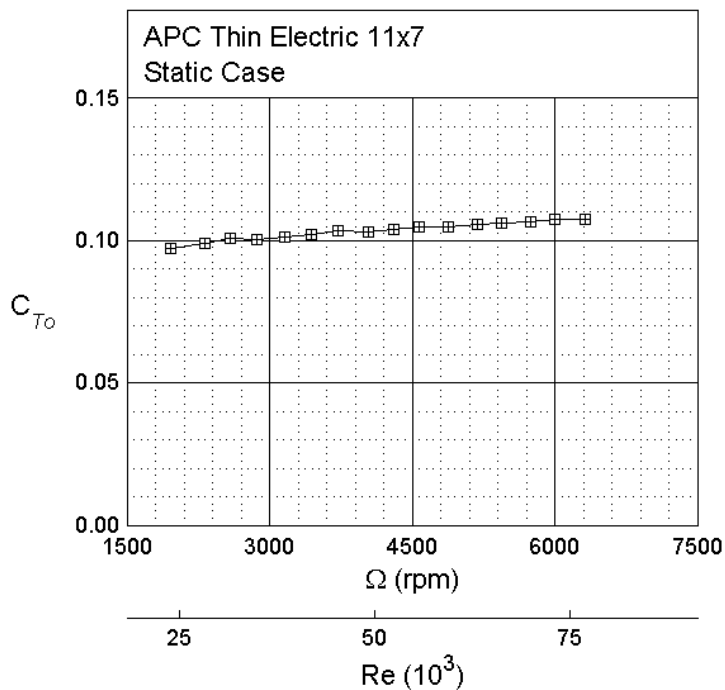


Figura 2.1 - Coeficiente de tração de um hélice 11X7 para $J=0$. [2]

Outra forma de quantificar o desempenho de uma hélice é o coeficiente de potência C_p . Pela análise da Figura 2.2, podemos ver como este valor se mantém praticamente constante ao longo da gama de velocidade rotacional. Neste caso, o coeficiente de potência não sofre alteração com o aumento do Reynolds. Para o caso dinâmico ($J > 0$) uma hélice é caracterizada por três coeficientes C_T , C_p e η_p . Em qualquer aeronave com propulsão a hélice, o desempenho desta é importantíssimo. Assim, os coeficientes são apresentados em função do regime e velocidade de voo, como definido pelas equações (2.2), (2.3) e (2.4). A única forma de caracterizar corretamente uma hélice é através de ensaios em túnel de vento, sendo um dos métodos apresentado por Selig [2].

Fixando o regime da hélice, regista-se os valores de tração e binário, para diversas velocidades do ar, até que a tração produzida seja igual a zero ($T = 0$). Executando este procedimento para diferentes regimes, é possível caracterizar uma hélice corretamente.

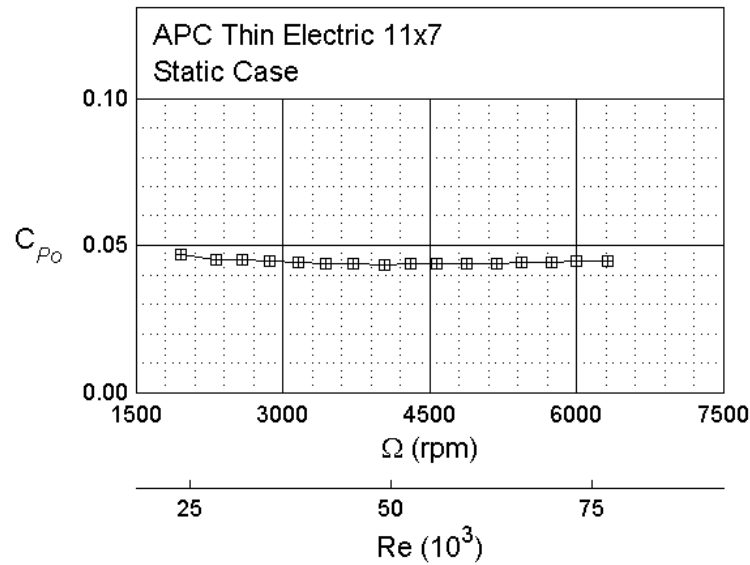


Figura 2.2 - Coeficiente de potência de um hélice 11X7 para $J=0$. [2]

Na Figura 2.3 podemos ver o valor do coeficiente de tração em função do fator de avanço de uma hélice APC 11X7, onde o número de Reynolds tem um efeito significativo apenas para um fator de avanço entre 0,3 e 0,5. Também podemos observar, como é conhecido, que o valor da tração diminui com a velocidade de voo.

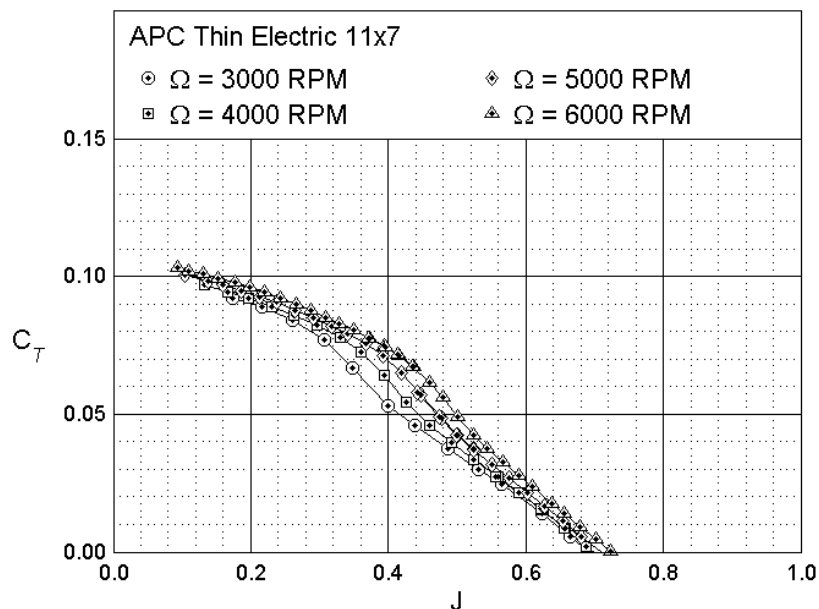


Figura 2.3 - Coeficiente de tração de um hélice 11X7 para $J > 0$. [2]

O coeficiente de potência em função do fator de avanço é mostrado na Figura 2.4. Podemos ver como o número de Reynolds afeta ligeiramente os valores deste coeficiente. No entanto, para $J \approx 0,45$ o declive das curvas torna-se negativo, situação que é provocada pela razão entre C_T , e η_p - a eficiência propulsiva máxima deste hélice ocorre para $J \approx 0,45$.

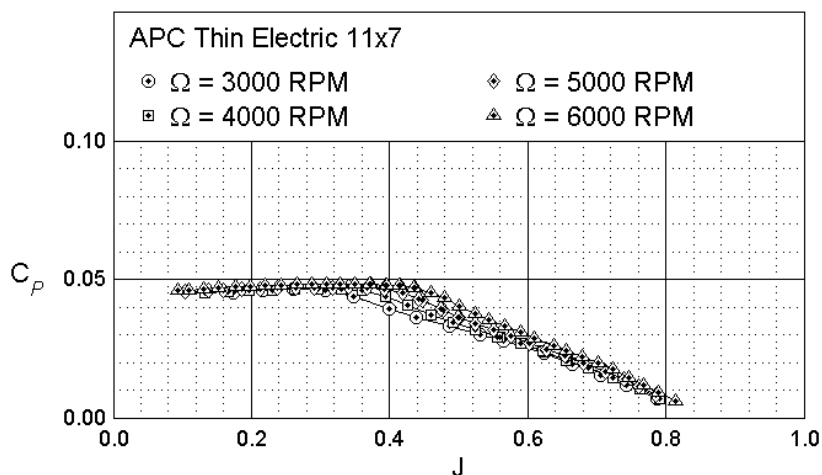


Figura 2.4 - Coeficiente de potência de um hélice 11X7 para $J > 0$. [2]

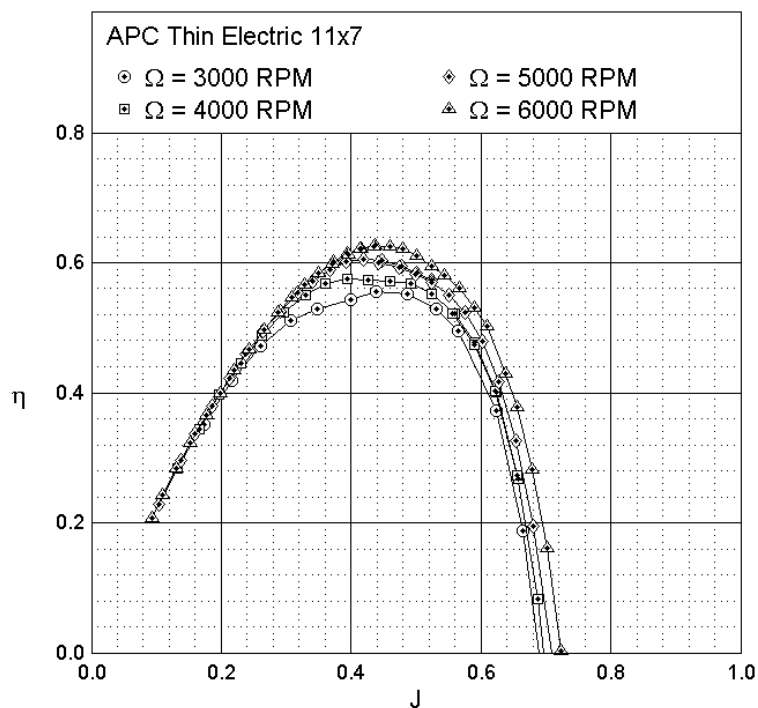


Figura 2.5 - Eficiência propulsiva de um hélice 11X7 para $J > 0$. [2]

2.1.2 Teoria de Motores Elétricos

O comportamento de um motor elétrico é de extrema importância neste trabalho, como tal serão apresentados os conceitos e expressões que o regem. O comportamento de um motor elétrico DC [15] é descrito com bastante rigor por um circuito equivalente como mostrado na Figura 2.6. Neste modelo não são tidos em conta os efeitos da temperatura nos enrolamentos do motor que afetam diretamente o seu desempenho, como tal a temperatura nos enrolamentos (\bar{T}) será assumida constante neste modelo.

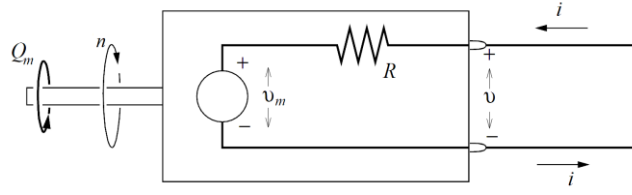


Figura 2.6 - Circuito equivalente de um motor eléctrico DC. [15]

A força eletromotriz induzida v_m interna é proporcional ao regime do motor através da constante de velocidade K_V . Aplicando as equações básicas de circuitos, com a lei da conservação de energia, obtemos os parâmetros do motor abaixo em função da corrente i e tensão de entrada v . As expressões apresentadas são função das constantes do motor, R , i_o e K_V , resistência interna, corrente em vazio e constante de velocidade, respetivamente, as quais são obtidas por testes de bancada ou fornecidas pelo fabricante do motor. A constante de velocidade é usualmente dada em RPM/Volt mas, por questões de simplicidade, neste trabalho adotou-se rot/s/Volt.

$$n = (v - iR)K_V \quad (2.10)$$

$$Q_m = \frac{(i - i_o)}{2\pi K_V} \quad (2.11)$$

$$P_{shaft} = 2\pi n Q_m = (i - i_o)(v - iR) \quad (2.12)$$

$$P_{elec} = vi \quad (2.13)$$

$$\eta_m = \frac{P_{shaft}}{P_{elec}} = \left(1 - \frac{i_o}{i}\right) \left(1 - \frac{iR}{v}\right) \quad (2.14)$$

Como neste trabalho o objetivo é acoplar o motor a uma hélice, temos de trabalhar a expressão (2.10) de forma a ser função da corrente i .

$$i = \left(v - \frac{n}{K_V}\right) \frac{1}{R} \quad (2.15)$$

Desta forma, substituindo o lado direito das expressões (2.11), (2.12) e (2.14) por (2.15), obtemos os três parâmetros mais importantes em função do regime n e tensão de entrada v .

$$Q_m = \left[\left(v - \frac{n}{K_V}\right) \frac{1}{R} - i_o \right] \frac{1}{2\pi K_V} \quad (2.16)$$

$$P_{shaft} = \left[\left(v - \frac{n}{K_V}\right) \frac{1}{R} - i_o \right] \frac{n}{K_V} \quad (2.17)$$

$$\eta_m = \left[1 - \frac{i_o R}{v - \frac{n}{K_V}} \right] \frac{n}{v K_V} \quad (2.18)$$

Na Figura 2.7 podemos visualizar melhor estes três parâmetros em função do regime e três tensões de entrada distintas.

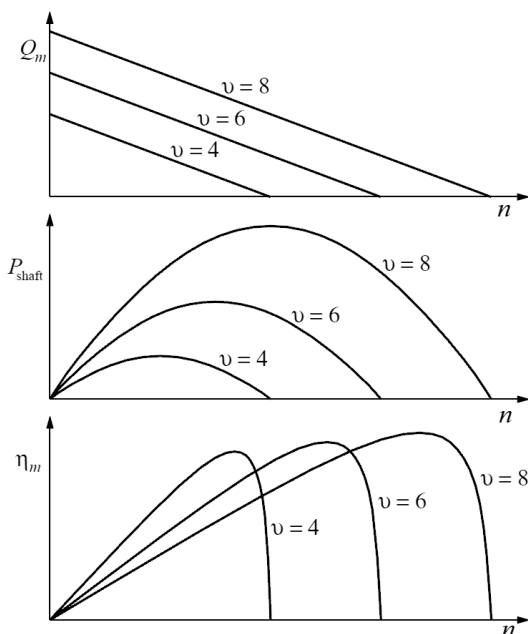


Figura 2.7 - Parâmetros de motor em função do regime e tensão de entrada. [15]

Analisando em detalhe estes três parâmetros na Figura 2.7, pode observar-se que o binário Q_m aumenta com a tensão de entrada v e diminui com o regime n . A potência no eixo P_{shaft} é função da tensão de entrada v e regime do motor n , sendo que, para cada valor de tensão de entrada v existe um valor máximo de potência no eixo P_{shaft} . Para o último caso, o valor máximo de eficiência mecânica η_m é atingido em diferentes regimes, uma vez que é função da tensão de entrada. É importante referir que a tensão de entrada v neste trabalho é função direta da posição de acelerador δ_a , como mostrado na equação (2.19), onde u é a tensão elétrica da bateria:

$$v = u\delta_a \quad (2.19)$$

neste trabalho o valor assumido para a tensão elétrica da bateria u foi de 11,1V.

2.2 Modelo Matemático

Com os conceitos teóricos sobre hélices de baixo Reynolds e motores elétricos compreendidos o presente capítulo incide sobre o algoritmo de controlo do sistema de alteração do passo da hélice. Todo o modelo matemático foi desenvolvido com base nos dados experimentais de quatro hélices diferentes, obtidos a partir da base de dados disponibilizada pela UIUC [16]. Assim, para a definição do modelo matemático foram usados os dados experimentais das hélices da APC [16], a APC 11X5.5, APC 11X7, APC 11X8.5 e APC 11X10. O diâmetro das hélices usadas é de 279,4mm (11”) e o passo ϕ das hélices varia entre 139,7mm (5.5”) e 250,4mm (10”). Na base de dados da UIUC cada uma destas hélices foi caracterizada para quatro velocidades rotacionais n diferentes, 3000, 4000, 5000 e 6000 rotações por minuto. Como foi visto anteriormente a eficiência propulsiva nas hélices de baixo Reynolds é afetada claramente pela velocidade rotacional ou número de Reynolds da hélice, uma vez que o número de Reynolds da hélice é função da velocidade rotacional, definido pela equação (2.8). Queremos com isto dizer que quanto maior é o número de Reynolds presente na pá da hélice maior é a sua eficiência propulsiva. Sendo o objetivo deste trabalho a redução do consumo elétrico do sistema propulsivo, o efeito do número de Reynolds no desempenho da hélice não pode ser desprezado. Todos os cálculos neste trabalho foram executados com o auxílio de dois softwares, MATLAB e EXCEL.

2.2.1 Dados Experimentais UIUC

Com base nos dados experimentais da UIUC reescreve-se a expressão (2.9) na seguinte forma:

$$\begin{aligned} C_T &= f(J, n) \\ C_P &= f(J, n) \\ \eta_p &= f(J, n) \end{aligned} \quad (2.20)$$

A expressão (2.20) é definida nesta forma uma vez que os dados experimentais da UIUC encontram-se neste formato, onde o coeficiente de tração, o coeficiente de potência e a eficiência propulsiva são apenas função da razão de avanço J e da velocidade rotacional da hélice n . Como foi visto anteriormente o coeficiente de tração, o coeficiente de potência e a eficiência propulsiva são também função da geometria da hélice. Neste trabalho foi assumido que a forma da pá da hélice é igual em todas as quatro hélices usadas. Como a forma da pá da hélice é constante, introduzimos o passo da hélice como ϕ . Desta forma reescreve-se a expressão (2.21) na seguinte forma:

$$\begin{aligned} C_T &= f(J, n, \phi) \\ C_P &= f(J, n, \phi) \\ \eta_p &= f(J, n, \phi) \end{aligned} \quad (2.21)$$

Podemos ver na expressão (2.21) como o coeficiente de tração, o coeficiente de potência e a eficiência propulsiva são afetados não só pela razão de avanço J e pela velocidade rotacional da hélice n , mas também pelo passo ϕ da hélice.

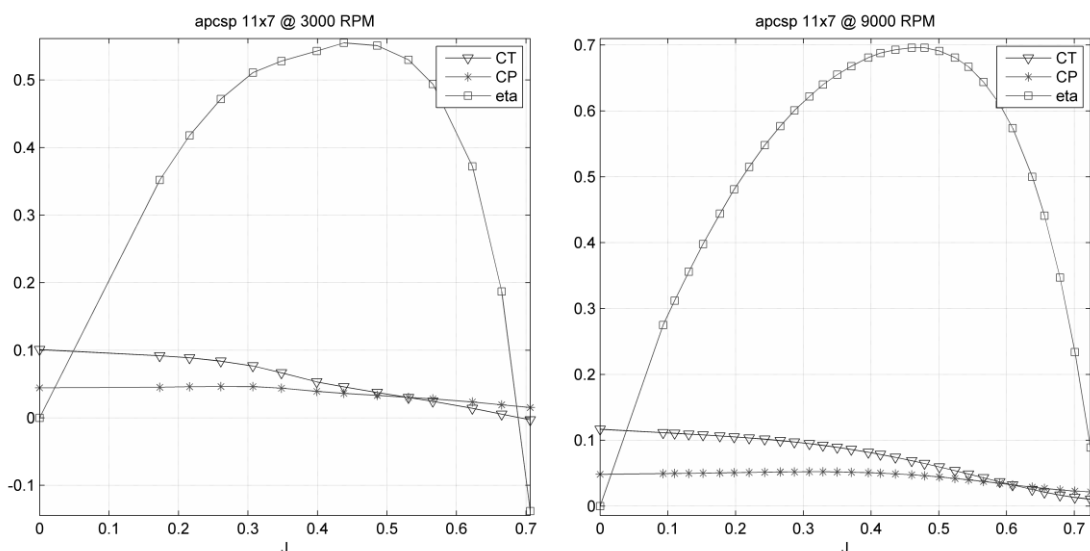


Figura 2.8 - Coeficientes de desempenho da hélice APC 11X7 a 3000RPM e 9000RPM.

Os dados experimentais da UIUC estão disponibilizados como podemos ver na Figura 2.7, onde os coeficientes que caracterizam o desempenho da hélice APC 11X7 encontram-se em função de J . No presente trabalho os valores de C_T , C_P e η_p foram extrapolados para uma velocidade rotacional de 9000RPM, de forma a que os valores de C_T , C_P e η_p fossem válidos para toda a gama de velocidades rotacionais das hélices usadas.

Os dados experimentais de desempenho de quatro hélices diferentes, testadas em cinco velocidades rotacionais diferentes e três coeficientes de desempenho para cada uma das hélices, representam um volume de dados considerável. Desta forma tornou-se necessário condensar estes dados experimentais com os dados de desempenho de cada hélice de uma forma simples e lógica.

2.2.2 Algoritmo de Interpolação de Dados

De forma a condensar os dados de desempenho de cada hélice, foi implementado um algoritmo de interpolação em MATLAB que permite apresentar os dados experimentais sob a forma de um gráfico de superfície onde os valores de C_T , C_P e η_p se encontram em função de J e n , com n em rotações por minuto RPM.

Para interpolar os valores de C_T , C_P e η_p , em função da razão de avanço J , foi utilizado o método dos mínimos quadrados [17]. Este método matemático interpolador está na biblioteca do MATLAB com o nome de “polyfit”. O método dos mínimos quadrados consiste numa técnica de otimização matemática que procura encontrar o melhor ajuste para um conjunto de dados, tentando minimizar a soma dos quadrados das diferenças entre o valor estimado e os dados observados (estas diferenças são chamadas de resíduos). A ferramenta “polyfit” acha os coeficientes de um polinómio $P(x)$ de grau k que se ajusta melhor aos dados, $P(x(i))$ para $y(i)$, através do método dos mínimos quadrados. A equação (2.22) representa o polinómio na forma geral:

$$P(x) = P_1x^k + P_2x^{k-1} + \dots + P_kx + P_{k+1} \quad (2.22)$$

Na primeira parte do algoritmo em MATLAB são calculados os coeficientes do polinómio que melhor se aproxima dos dados experimentais de cada hélice. Este processo é efetuado para os três coeficientes (C_T , C_P e η_p) e para cada velocidade rotacional n , isto é 3000 RPM, 4000 RPM, 5000 RPM, 6000 RPM e 9000 RPM. Neste trabalho foi escolhido $k = 6$ como o valor para o grau do polinómio, uma vez que este é o valor que minimiza o erro de interpolação. Após aplicar a rotina “polyfit” aos dados experimentais encontram-se os coeficientes do polinómio interpolador de grau 6 para os três coeficientes que caracterizam o desempenho da hélice. Desta forma reescreve-se a equação (2.22) em função da razão de avanço J e $k = 6$, para os três coeficientes (C_T , C_P e η_p), na forma seguinte:

$$\begin{aligned} C_T &= P_{1C_T}J^6 + P_{2C_T}J^5 + P_{3C_T}J^4 + P_{4C_T}J^3 + P_{5C_T}J^2 + P_{6C_T}J + P_{7C_T} \\ C_P &= P_{1C_P}J^6 + P_{2C_P}J^5 + P_{3C_P}J^4 + P_{4C_P}J^3 + P_{5C_P}J^2 + P_{6C_P}J + P_{7C_P} \\ \eta_p &= P_{1\eta_p}J^6 + P_{2\eta_p}J^5 + P_{3\eta_p}J^4 + P_{4\eta_p}J^3 + P_{5\eta_p}J^2 + P_{6\eta_p}J + P_{7\eta_p} \end{aligned} \quad (2.23)$$

Após o processo descrito anteriormente obtemos assim os coeficientes de cada polinómio de grau 6 que descreve os valores do coeficiente de tração C_T , do coeficiente de potência C_P e da eficiência propulsiva η_p para cada uma das quatro hélices empregues neste trabalho. Como foi referido acima, cada hélice possui cinco expressões (2.23), isto é, uma por cada velocidade rotacional n da hélice (3000 RPM, 4000 RPM, 5000 RPM, 6000 RPM e 9000 RPM).

A segunda parte do algoritmo em MATLAB realiza a interpolação dos valores de C_T , C_P e η_p entre cada uma das cinco velocidades rotacionais n da hélice, para cada uma das quatro hélices usadas. Com os coeficientes dos polinómios expressos por (2.23) encontrados para cada um dos cinco regimes da hélice, é criada uma matriz em função da razão de avanço J de cada valor de desempenho da hélice (C_T , C_P e η_p), com um intervalo de cálculo de $J=0,01$. Com a matriz dos valores de C_T , C_P e η_p em função de J para cada n determinada, é aplicado novamente o método matemático dos mínimos quadrados de grau 3, entre cada velocidade rotacional n da hélice, sendo o resultado mostrado na expressão (2.20). Após esta segunda aplicação do método dos mínimos quadrados de grau 3, são obtidos os coeficientes do polinómio de grau 3 que definem os valores de C_T , C_P e η_p em função de duas variáveis (J e n). Com os coeficientes do polinómio P_{kC_T} , P_{kC_P} e $P_{k\eta_p}$ determinados, reescreve-se a expressão (2.20) na seguinte forma:

$$\begin{aligned} C_T &= P_{1C_T} + P_{2C_T}J + P_{3C_T}n + P_{4C_T}Jn + P_{5C_T}J^2 + P_{6C_T}n^2 + P_{7C_T}J^2n^2 + P_{8C_T}J^3 + P_{8C_T}n^3 \\ C_P &= P_{1C_P} + P_{2C_P}J + P_{3C_P}n + P_{4C_P}Jn + P_{5C_P}J^2 + P_{6C_P}n^2 + P_{7C_P}J^2n^2 + P_{8C_P}J^3 + P_{8C_P}n^3 \\ \eta_p &= P_{1\eta_p} + P_{2\eta_p}J + P_{3\eta_p}n + P_{4\eta_p}Jn + P_{5\eta_p}J^2 + P_{6\eta_p}n^2 + P_{7\eta_p}J^2n^2 + P_{8\eta_p}J^3 + P_{8\eta_p}n^3 \end{aligned} \quad (2.24)$$

Com a equação (2.24) escrita desta forma é bastante simples conhecer os valores de desempenho (C_T , C_P e η_p) de uma determinada hélice para um valor arbitrário de J e n . Através da expressão (2.24) é fácil produzir o gráfico de superfície que caracteriza cada um dos valores de desempenho (C_T , C_P e η_p) de uma das hélices. Da Figura 2.9 á Figura 2.20 podemos observar os gráficos de superfície para cada valor de desempenho (C_T , C_P e η_p respetivamente) das hélices APC 11X5.5, 11X7, 11X8.5 e 11X10.

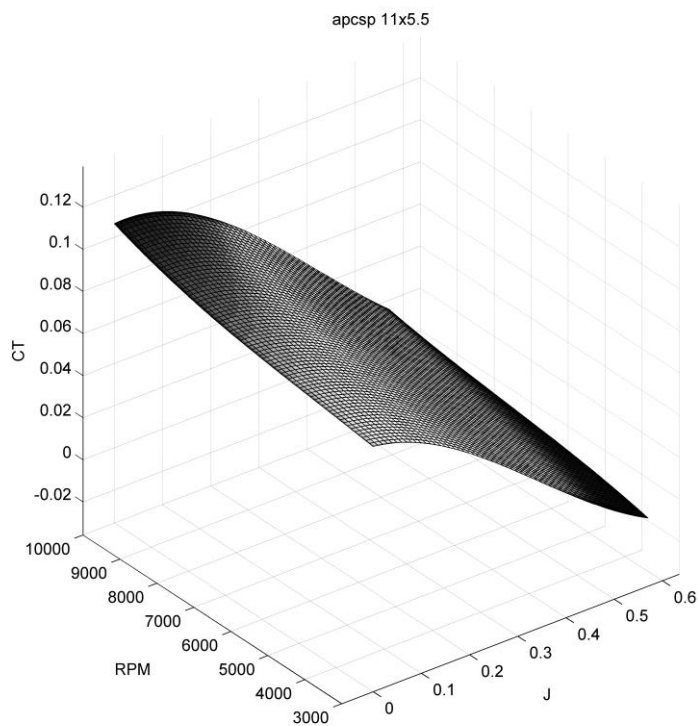


Figura 2.9 - Coeficiente de tração da hélice APC11X5.5 em função de J e n .

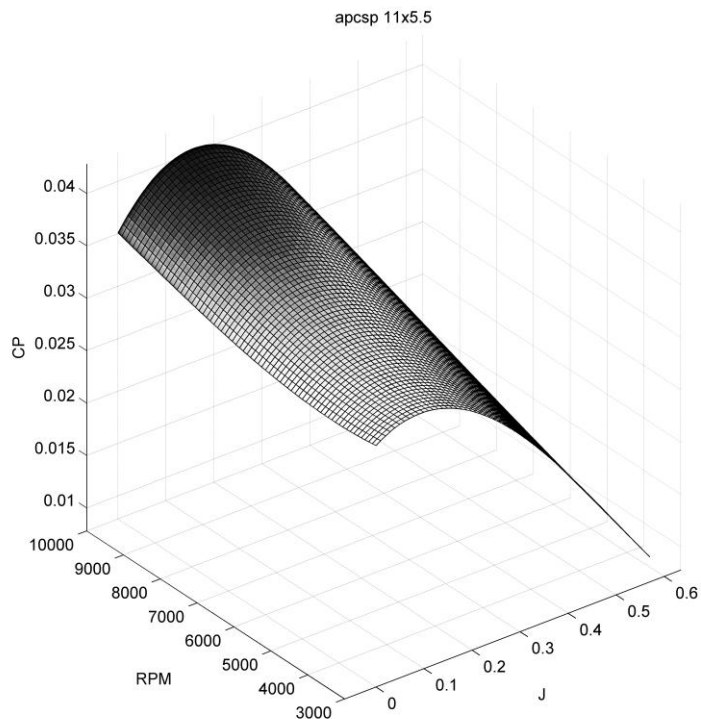


Figura 2.10 - Coeficiente de potência da hélice APC11X5.5 em função de J e n .

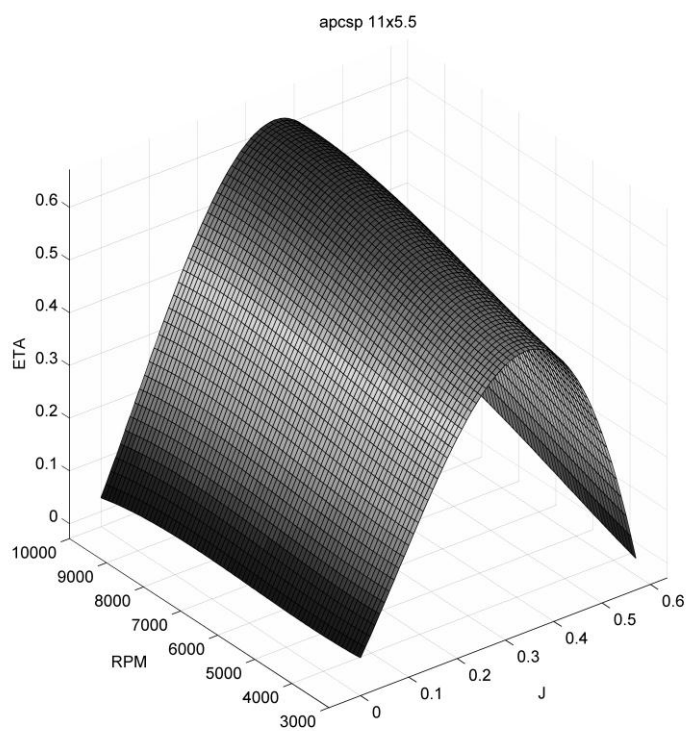


Figura 2.11 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X5.5 em função de J e n .

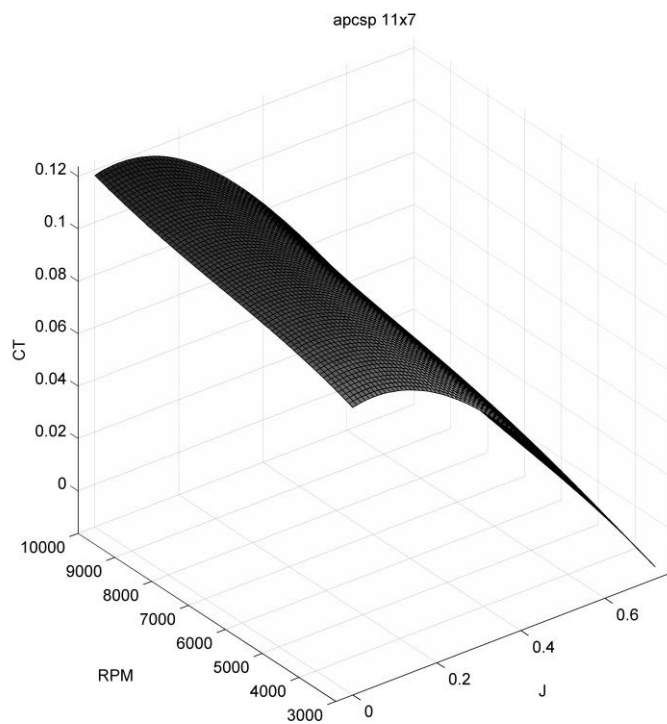


Figura 2.12 - Coeficiente de tração da hélice APC11X7 em função de J e n .

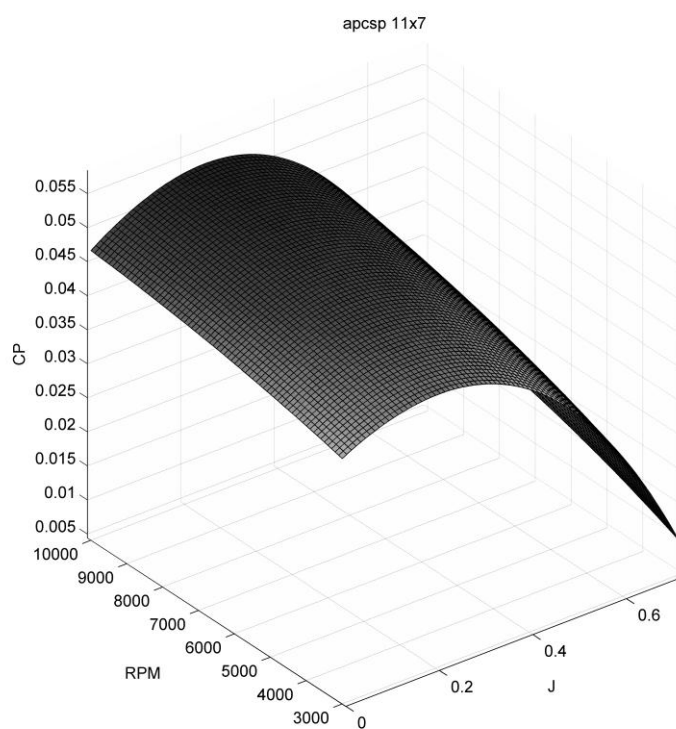


Figura 2.13 - Coeficiente de potência da hélice APC11X7 em função de J e n .

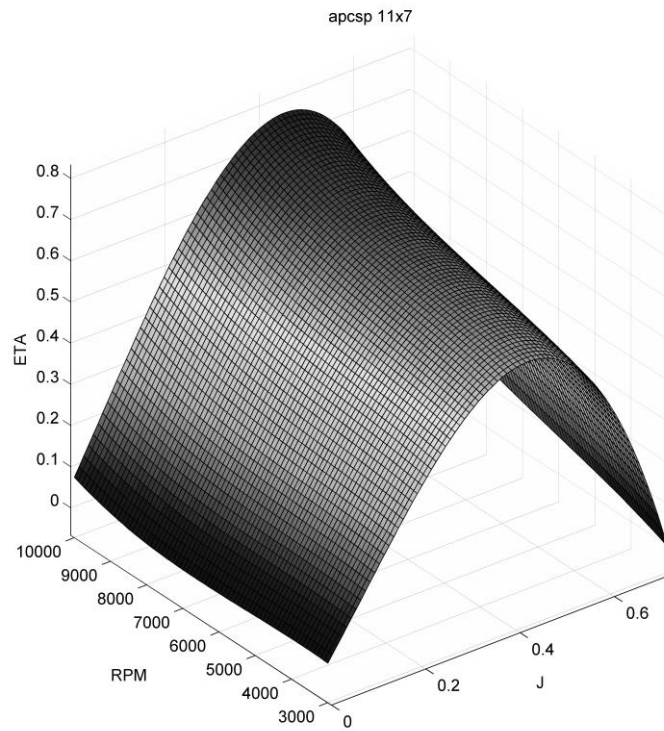


Figura 2.14 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X7 em função de J e n .

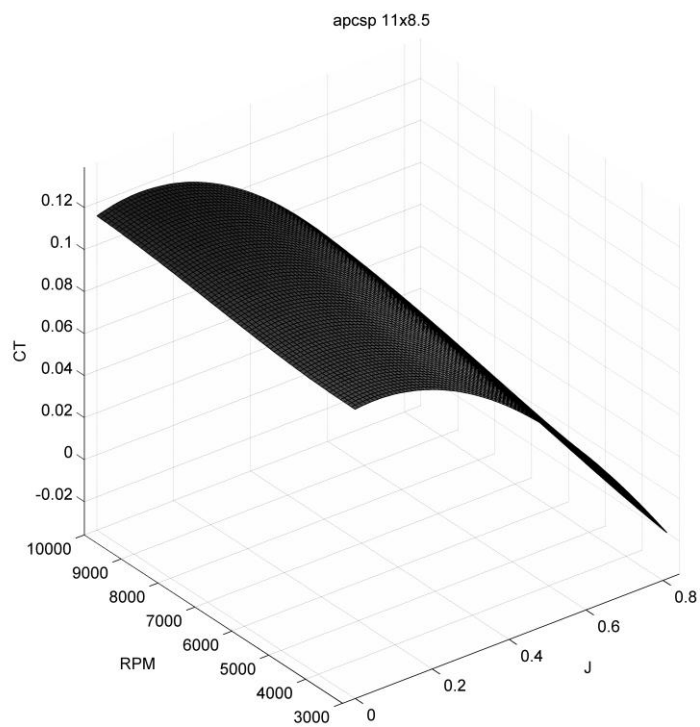


Figura 2.15 - Coeficiente de tração da hélice APC11X8.5 em função de J e n .

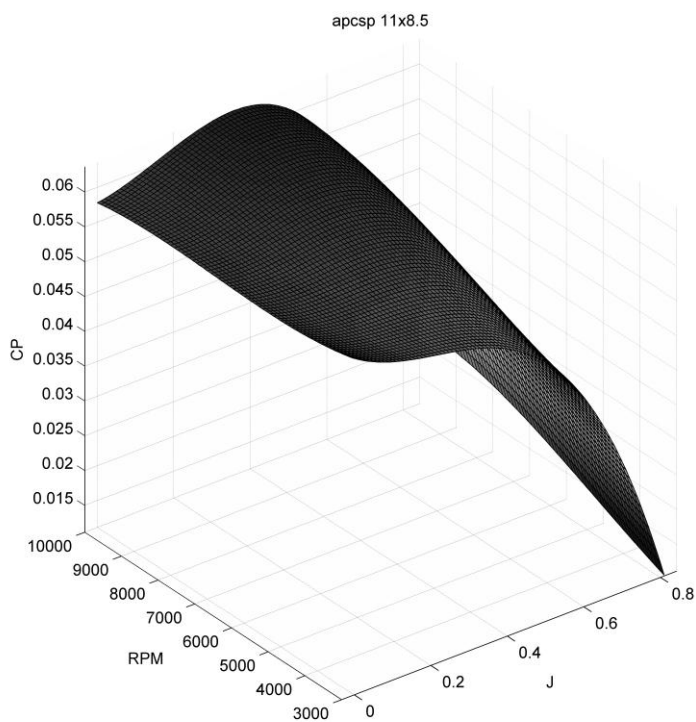


Figura 2.16 - Coeficiente de potência da hélice APC11X8.5 em função de J e n .

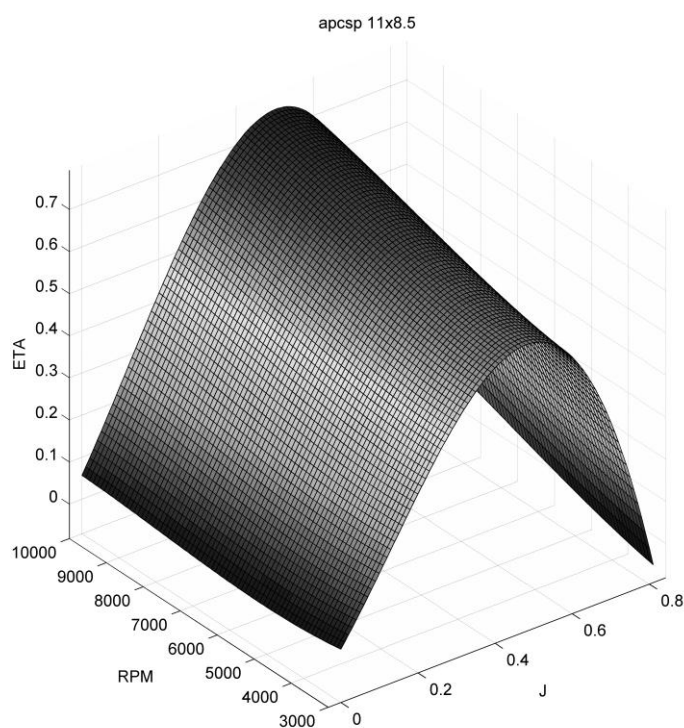


Figura 2.17 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X8.5 em função de J e n .

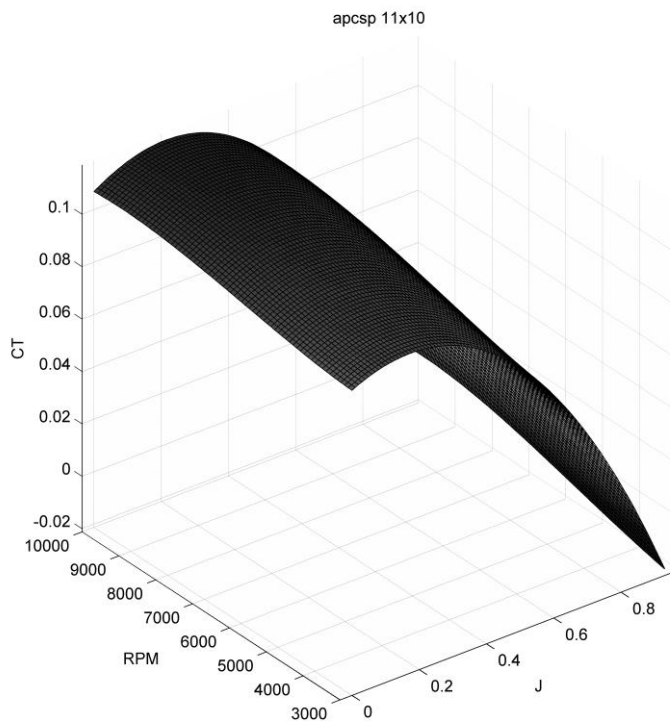


Figura 2.18 - Coeficiente de tração da hélice APC11X10 em função de J e n .

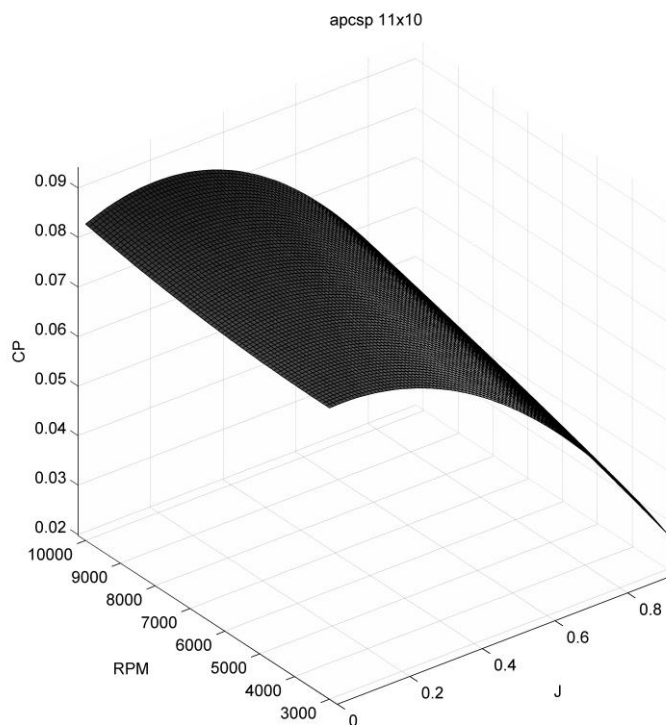


Figura 2.19 - Coeficiente de potência da hélice APC11X10 em função de J e n .

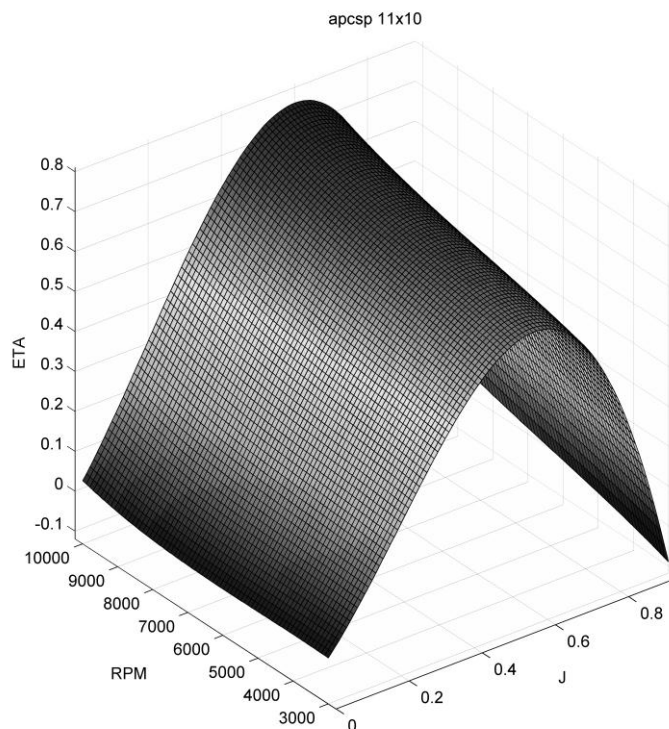


Figura 2.20 - Eficiência propulsiva da hélice APC11X10 em função de J e n .

Com a obtenção dos gráficos de desempenho (C_T , C_p e η_p) de cada uma das quatro hélices, APC 11X5.5, APC 11X7, APC 11X8.5 e APC 11X10 em função do fator de avanço J e a velocidade rotacional do hélice n , podemos introduzir a segunda fase de cálculo dos dados de desempenho do sistema propulsivo.

A segunda fase do cálculo dos dados de desempenho da hélice tem como objetivo determinar a potência elétrica, a fração de acelerador e a fração de acelerador final (P_{elec} , δ_a e δ'_a) respetivamente, do sistema propulsivo em função da velocidade de voo V e tração requerida T . Com isto escrevemos:

$$\begin{aligned} P_{elec\phi} &= f(T, V) \\ \delta_{a\phi} &= f(T, V) \end{aligned} \tag{2.25}$$

A fração de acelerador final é definida por:

$$\delta'_a = f(T, V) \text{ para } P_{elec\phi} \text{ Min} \tag{2.26}$$

Um vez que a fração de acelerador final δ'_a corresponde ao passo ϕ da hélice, que minimiza a potência eléctrica para uma velocidade aleatória de voo e tração requerida pelo piloto, seja este um piloto humano ou automático. Para determinar P_{elec} , δ_a e δ'_a foi construída uma folha em EXCEL que combina o binário Q_p produzido pela hélice a girar a uma velocidade rotacional n com o binário Q produzido pelo motor eléctrico, onde a velocidade rotacional é igual para ambos (motor e hélice). Para que a condição $Q_p = Q$ seja obtida, é necessário assumir tração constante e para este trabalho foi escolhido o seguinte intervalo $T=[2,5; 5,0; 7,5; 10,0]$ (N).

Assim na folha de EXCEL, é efetuado um cálculo iterativo, de forma a manter a condição $Q_p = Q$ e $T=[2,5; 5,0; 7,5; 10,0]$ (N) onde a única variável arbitrada é a velocidade de voo. Os dados de desempenho de cada hélice (APC 11X5.5, APC 11X7, APC 11X8.5 e APC 11X10) foram introduzidos na folha de EXCEL sob a forma expressa por (2.24). Com os dados de desempenho (V , P_{elec} , δ_a e T) de cada uma das quatro hélices (APC 11X5.5, APC 11X7, APC 11X8.5 e APC 11X10) calculados para quatro trações diferentes $T=[2,5; 5,0; 7,5; 10,0]$ (N) foi aplicado novamente o método matemático em MATLAB usado para determinar os valores de desempenho (C_T , C_p e η_p) das hélices. Ao aplicar o método dos mínimos quadrados de grau 6 aos valores de desempenho do sistema propulsivo (V , P_{elec} , δ_a e T), resulta:

$$P_{elec} = R_{1P_{elec}} + R_{2P_{elec}} V + R_{3P_{elec}} T + R_{4P_{elec}} VT + R_{5P_{elec}} V^2 + R_{6P_{elec}} T^2 + R_{7P_{elec}} V^2 T^2 + R_{8P_{elec}} V^3 + R_{8P_{elec}} T^3$$

$$\delta_a = R_{1\delta_a} + R_{2\delta_a} V + R_{3\delta_a} T + R_{4\delta_a} VT + R_{5\delta_a} V^2 + R_{6\delta_a} T^2 + R_{7\delta_a} V^2 T^2 + R_{8\delta_a} V^3 + R_{8\delta_a} T^3 \quad (2.27)$$

$$\delta'_a = R_{1\delta'_a} + R_{2\delta'_a} V + R_{3\delta'_a} T + R_{4\delta'_a} VT + R_{5\delta'_a} V^2 + R_{6\delta'_a} T^2 + R_{7\delta'_a} V^2 T^2 + R_{8\delta'_a} V^3 + R_{8\delta'_a} T^3; \text{ para } P_{elec} Min$$

Onde R_k são os coeficientes do polinómio interpolador de grau 6. Com P_{elec} , δ_a e δ'_a definidos por uma equação analítica de grau 6 o processo do cálculo matemático torna-se bastante simples de implementar no microcontrolador da unidade de controlo. As figuras seguintes (da Figura 2.21 à Figura 2.32) representam os mapas de desempenho do sistema propulsivo em função de V e T das hélices APC 11X5.5, APC 11X7, APC 11X8.5 e APC 11X10, onde δ'_a é representado por f_{a1} .

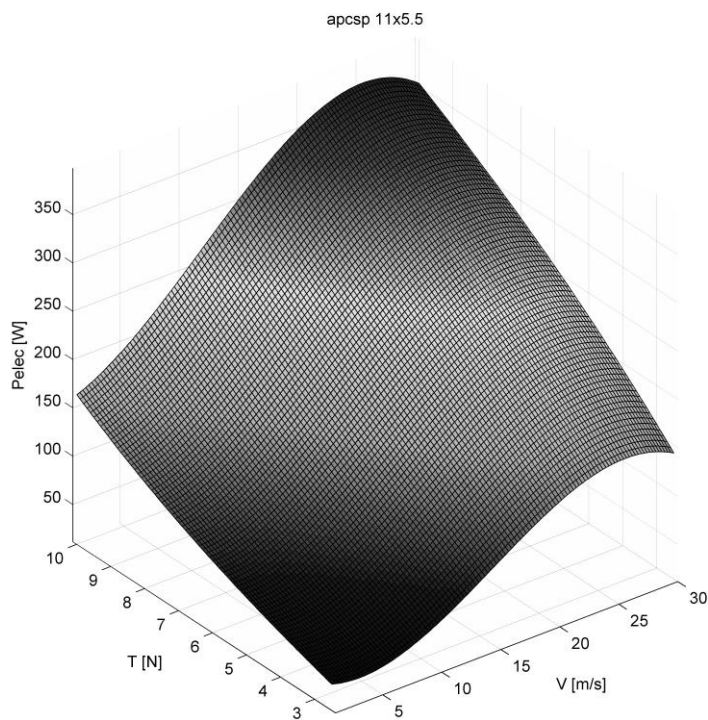


Figura 2.21 - Potência elétrica da hélice APC11X5.5 em função de T e V .

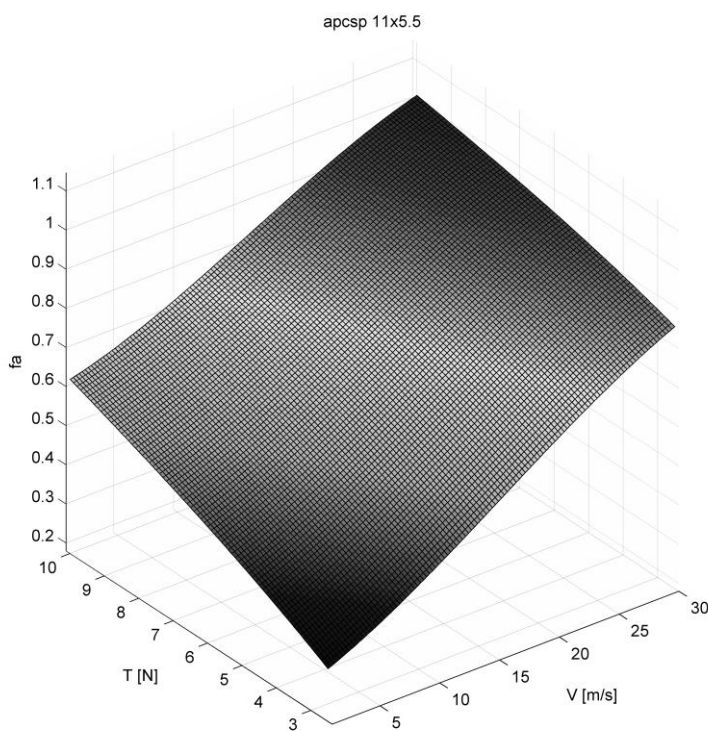


Figura 2.22 - Fração de acelerador da hélice APC11X5.5 em função de T e V .

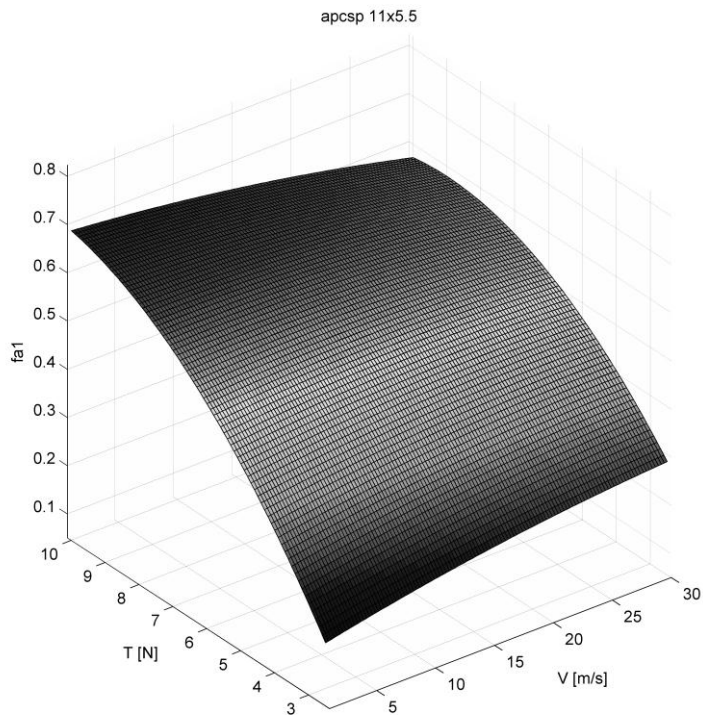


Figura 2.23 - Fração de acelerador final da hélice APC11X5.5 em função de T e V .

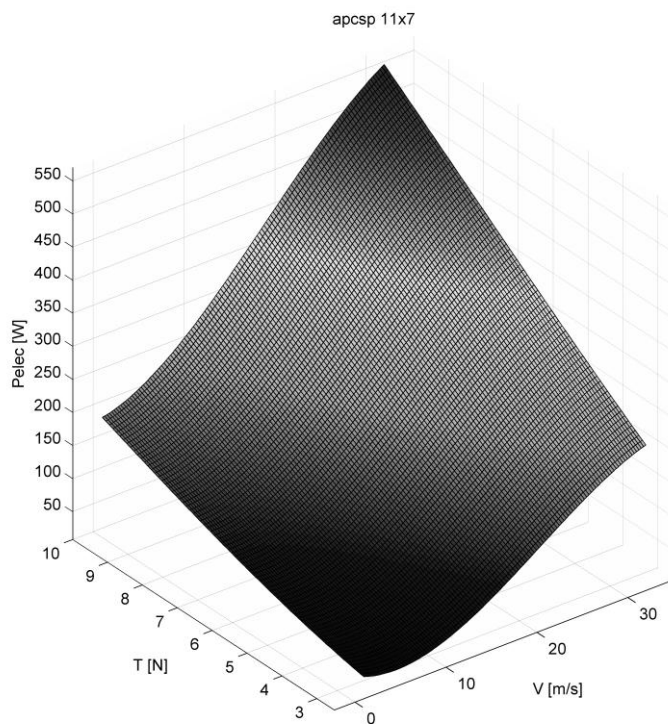


Figura 2.24 - Potência elétrica da hélice APC11X7 em função de T e V .

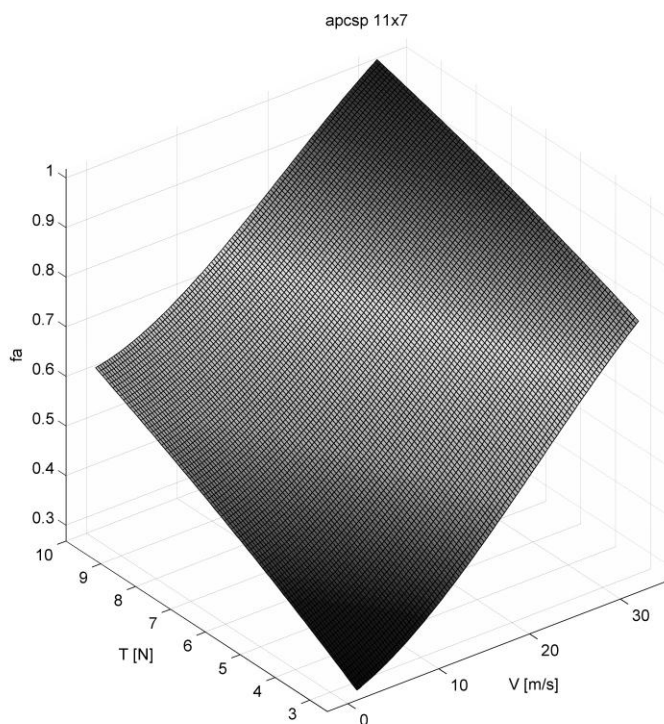


Figura 2.25 - Fração de acelerador da hélice APC11X7 em função de T e V .

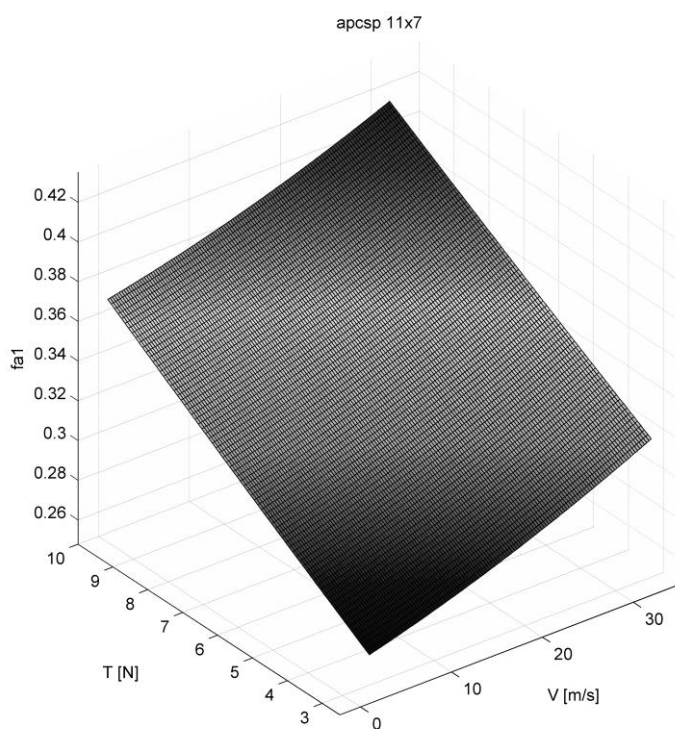


Figura 2.26 - Fração de acelerador final da hélice APC11X7 em função de T e V .

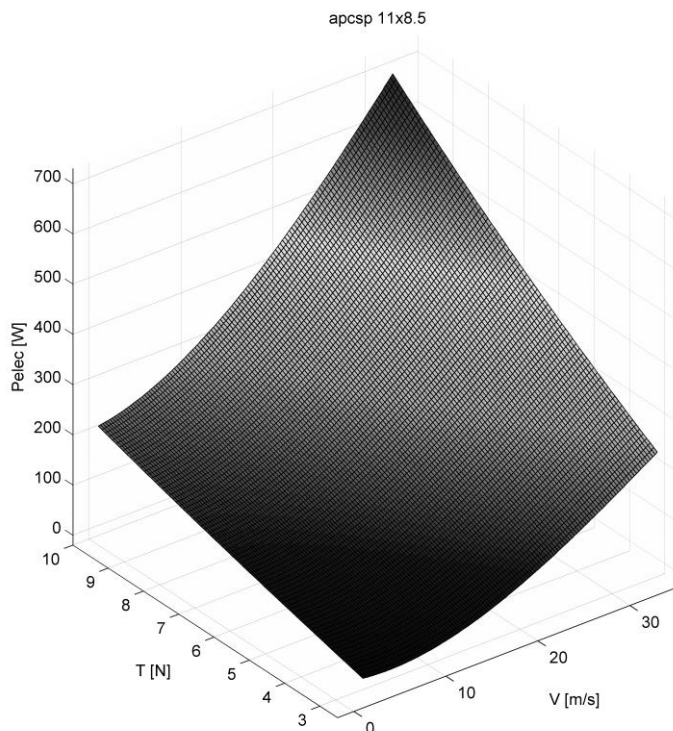


Figura 2.27 - Potência elétrica da hélice APC11X8.5 em função de T e V .

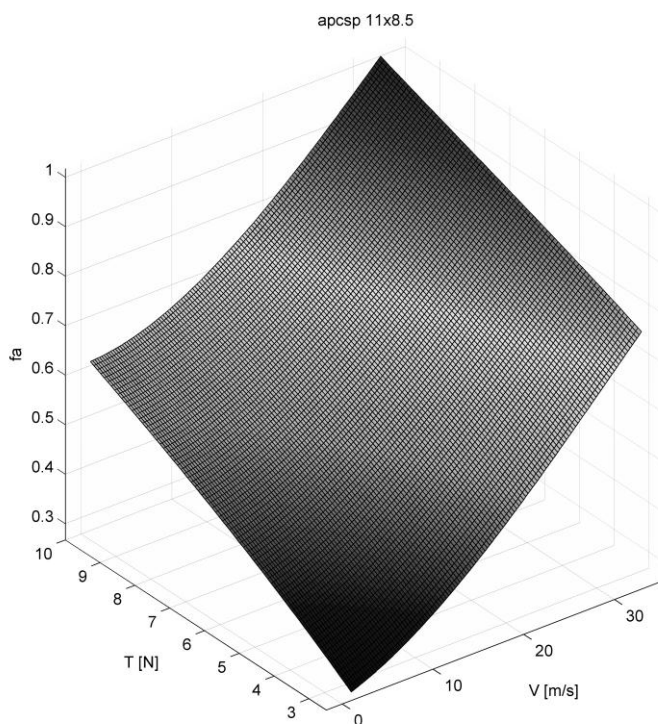


Figura 2.28 - Fração de acelerado da hélice APC11X8.5 em função de T e V .

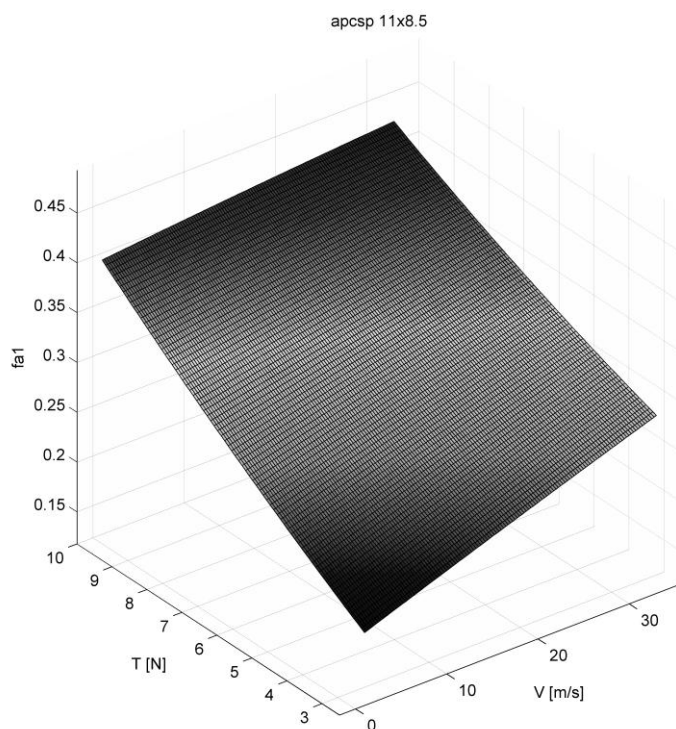


Figura 2.29 - Fração de acelerado final da hélice APC11X8.5 em função de T e V .

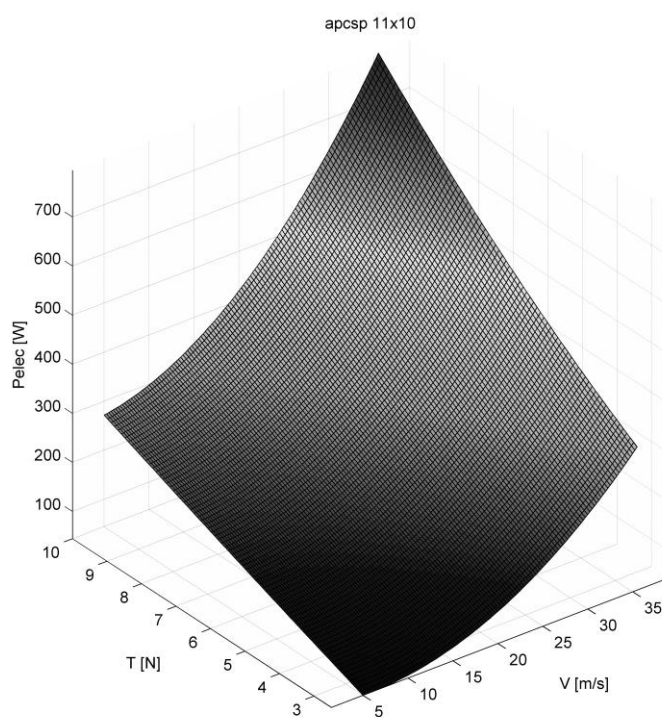


Figura 2.30 - Potência elétrica da hélice APC11X10 em função de T e V .

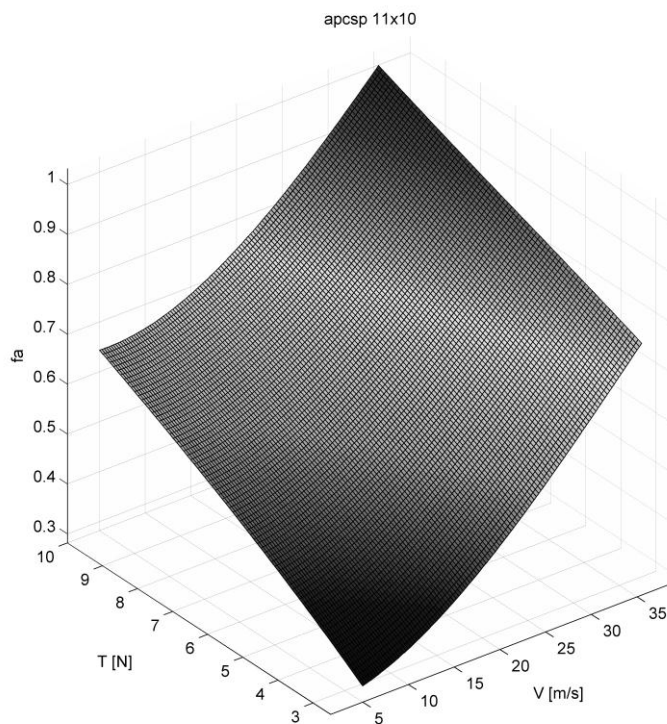


Figura 2.31 - Fração de acelerador da hélice APC11X10 em função de T e V .

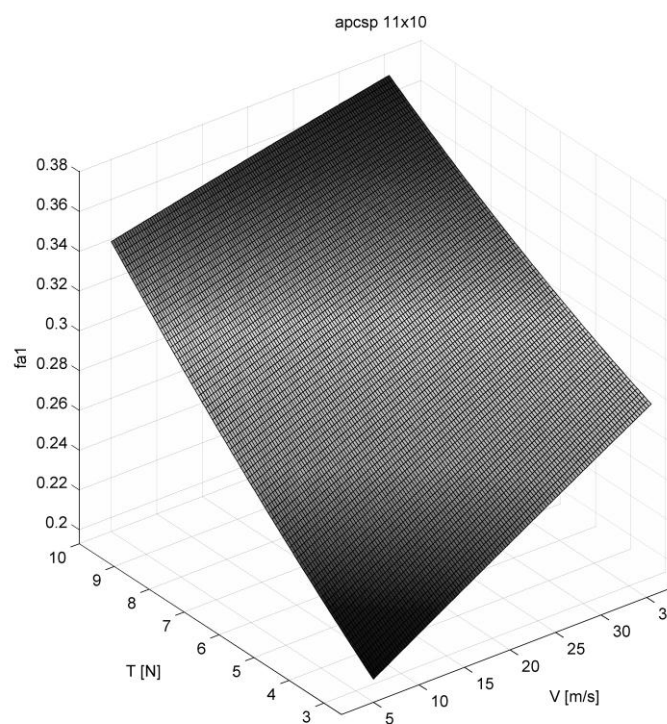


Figura 2.32 - Fração de acelerador final da hélice APC11X10 em função de T e V .

2.3 Controlo

Com o modelo matemático de tratamento dos dados de desempenho das hélices e dos dados do sistema propulsivo completo, este parágrafo aborda a forma como o microcontrolador da unidade de controlo faz a gestão dos dados de entrada (T_{req} , V , P_{elec} , n) e as variáveis de controlo (δ'_a e δ_ϕ).

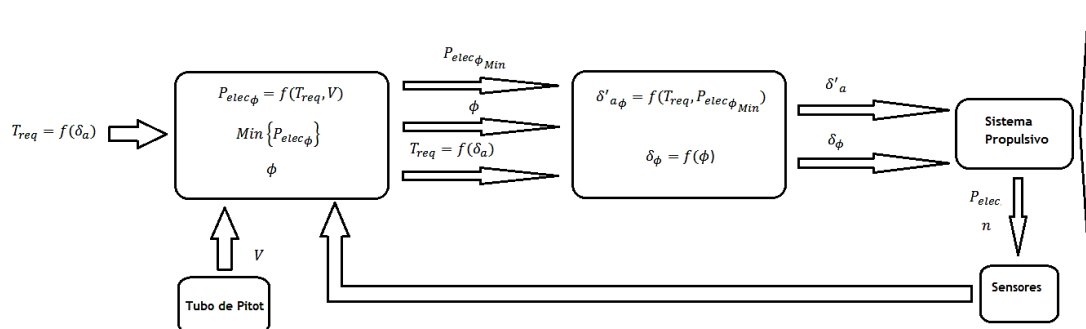


Figura 2.33 - Algoritmo de controlo do sistema propulsivo.

O sistema de controlo funciona da seguinte forma: considerando que a aeronave se encontra em voo horizontal e nivelado com, por exemplo 60% de fração de acelerador, e sabendo o controlador o valor da velocidade através do sensor ligado ao tubo de pitot, ele pode através da equação 2.25 procurar qual é o valor mínimo de potência elétrica que mantém a tração requerida. Ao encontrar o valor mínimo de potência elétrica necessária para produzir a tração requerida pelo piloto, o sistema de controlo em função do valor mínimo de potência elétrica e tração requerida vai procurar a fração de acelerador final e o passo ϕ da hélice a aplicar. Claramente, como em todos os sistemas de controlo, estamos perante um processo iterativo, assim o sistema está constantemente a otimizar a posição do passo da hélice de forma a minimizar o consumo elétrico. Na Figura 2.34 podemos observar o esquema elétrico geral do sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho.

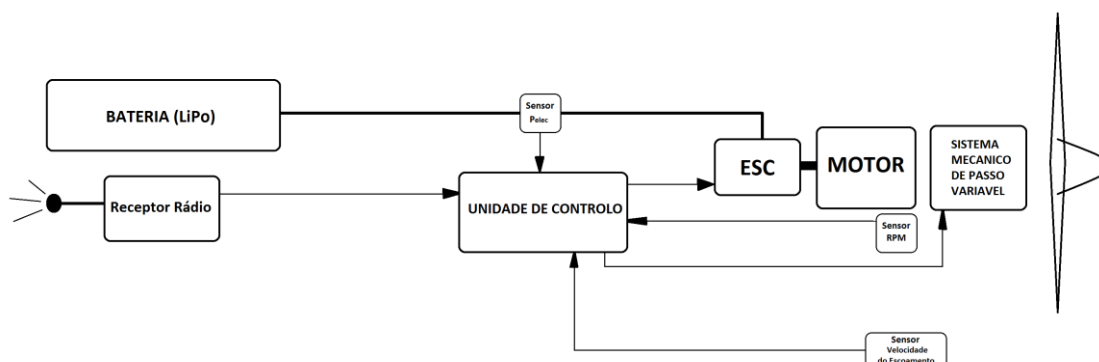


Figura 2.34 - Esquema elétrico geral do sistema propulsivo.

Um dos objetivos propostos neste trabalho era a implementação do algoritmo de controlo no controlador do passo da hélice. A implementação do algoritmo de controlo no controlador era

umas das fases mais extensa e complexa deste projeto, a duração mais demorada de outras fases do projeto comprometeu o desenvolvimento do algoritmo de controlo, controlador e validação do sistema em túnel de vento.

Capítulo 3

3.1 Sistema Mecânico de Variação de Passo

3.1.1 Requisitos

Como já abordado anteriormente, o objectivo deste trabalho é o projeto, teste e validação de um sistema ativo da variação do passo de uma hélice. Assim, neste capítulo é abordado o projeto do sistema mecânico de variação de passo. Este terá de ser capaz de modificar o passo da hélice, suportando as elevadas cargas dinâmicas impostas pelas pás em rotação, o seu peso terá de ser baixo e a sua atuação deverá ser simples. De seguida apresentam-se os requisitos de projecto impostos no sistema.

- O acoplamento ao motor deverá ser simples e requerer poucas ou nenhuma alterações no motor.
- Deverá ser desenhado para usar pás comerciais do tipo retrácteis, como as Aero Naut CAM carbon [18], Graupner CAM Folding [19] e R. Freudenthaler [20].
- Deverá usar o máximo de peças comerciais, de forma a tornar-se simples e pouco dispendioso de manter.
- O peso do conjunto deverá manter-se baixo.
- Deverá ser capaz de suportar elevadas cargas dinâmicas impostas pelas pás em rotação.
- A actuação do passo deverá ser desempenhada por um servo comercial, de elevada precisão e baixo consumo.

3.1.2 Componentes

Antes de avançar para o projeto do sistema mecânico, foi feita uma extensa pesquisa para conhecer os componentes comerciais que poderiam ser úteis para o sistema mecânico de passo variável. As conclusões principais desta pesquisa são:

Hélice - A escolha das pás das hélices recaíram sobre as Aero Naut CAMcarbon [18] (Figura 3.1) e R. Freudenthaler [20], por se tratar de hélices do tipo retrácteis e por haver uma gama de diâmetros e passos disponíveis bastante extensa.



Figura 3.1 - Pás Aero Naut Cam Carbon. [18]

A Tabela 3.1 mostra a massa do conjunto de duas pás para várias dimensões, bem como o regime máximo de funcionamento.

Descrição	Massa [gramas]	RPM máx.
11X4 CamCarbon	10.5	13000
11X6 CamCarbon	10.5	13000
12X5 CamCarbon	12.5	13000
12X6.5 CamCarbon	13.0	13000
13X5 CamCarbon	15.4	12000
11X6.5 R.F.	14.5	12000

Tabela 3.1 - Dados dos hélices.

Motor - O motor escolhido foi o AXI 2820/10 [8] por motivos operacionais e aproveitamento dos recursos existentes no Departamento de Ciências Aeroespaciais.

Especificações	
Número de Células	3 - 4
Constante de Velocidade	$K_v = 1200 \text{ RPM/Volt}$
Resistência interna	$R = 0.039 \text{ Ohm}$
Corrente em vazio	$i_0 = 2.3 \text{ A}$
Corrente Máxima	$i_{m\acute{a}x} = 42 \text{ A}$
Eficiência Máxima	$\eta_{m\acute{a}x} = 83 \%$
Dimensões (dia.xcomp.)	35 X 48 mm
Massa	$m = 0.151 \text{ Kg}$

Tabela 3.2 - Dados do Motor. [8]

Trata-se de um motor bastante polivalente e fiável, capaz de produzir 622W de potência com quatro células LiPo.

Este motor permite ser usado de duas formas, através de um eixo com 5mm na parte de trás ou na parte da frente com um eixo roscado, como podemos ver na Figura 3.2.



Figura 3.2 - Motor AXI 2820/10. [8]

Passo Variável - De forma a manter o sistema simples e com o máximo de componentes comerciais optou-se por usar um rotor de cauda de um helicóptero rádio controlado. Foi realizada uma procura entre diversos modelos, atendendo a que o suporte da pá deveria ter um espaçamento de 8mm, para que a pá da marca Aero Naut CAM Carbon [18] e R. Freudenthaler [20] fosse compatível o parafuso de fixação da pá deveria ser de 3mm de diâmetro. Estas condições reduziram a gama de rotores de cauda candidatos. A escolha recaiu sobre um rotor de cauda de um T-Rex 500 [21]. No entanto, como os rotores de cauda destes helicópteros usam pás sem torção geométrica, o suporte da pá encontra-se desfasado 90° entre o braço de comando e o eixo do furo da pá (Figura 3.3). Como tal, foi decidido construir os suportes das pás de raiz, para que o ângulo entre eles fosse de 0°. Na Figura 3.3 podemos ver como é a montagem do rotor de cauda num helicóptero. Nos parágrafos seguintes o termo em inglês “tail rotor holder” (Figura 3.3) é substituído por “suporte da pá”.

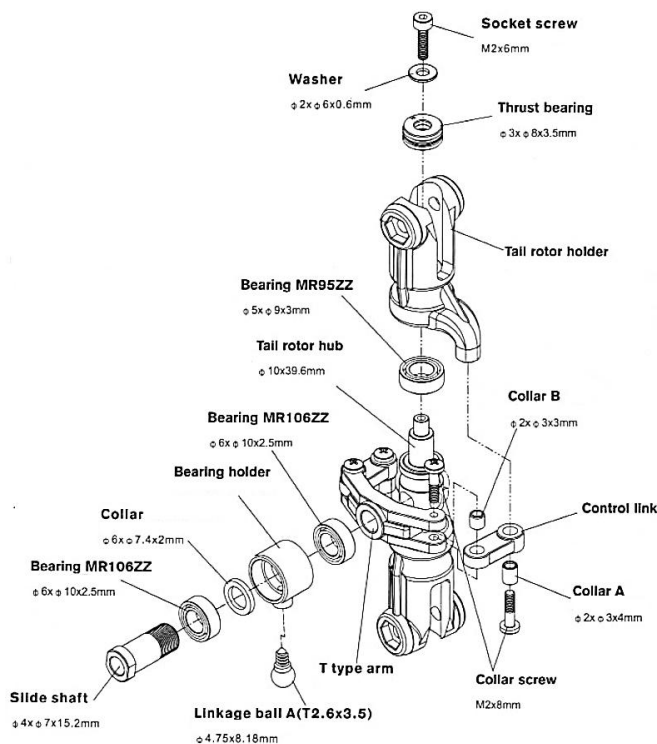


Figura 3.3 - Montagem do rotor de cauda. [21]

O sistema original, apresentado na Figura 3.3 usa 32 componentes, para o nosso sistema basta construir apenas dois componentes novos, isto representa, 94% de semelhança com o sistema original.

Servo de Atuação - Para a atuação do sistema de modificação do passo é necessário o uso de um servo comercial, recaindo a escolha sobre um servo digital S3152 [22] da Futaba (Figura 3.4) que é empregue também em helicópteros radio comandados. Uma das características mais importantes deste servo é a precisão e elevado binário. Na Tabela 3.3 apresento os dados técnicos do servo de actuação do passo variável.



Figura 3.4 - Servo digital Futaba S3152. [22]

Futaba Digital S3152	
Binário	4.8V - 5.0 kg.cm 6.0V - 6.3 kg.cm
Massa	42.8 g
Dimensões	40x20x38 mm
Tensão de funcionamento	4.8 a 6.0 Volts

Tabela 3.3 - Especificações do servo Futaba S3152. [22]

3.1.3 Projeto do Sistema Mecânico

Um dos aspetos mais importantes a considerar no projeto do suporte da pá é a sua capacidade de suportar a elevada carga dinâmica imposta pelas pás em rotação. Existindo o perigo destes sofrerem uma falha catastrófica, projetando uma das pás contra o operador da aeronave, é necessário garantir que estes elementos sejam estruturalmente dimensionados para o regime máximo de funcionamento das pás fornecido pelo fabricante. Portanto, tomando em consideração a massa das pás e o regime máximo de operação (ver Tabela 3.1), calculámos as tensões máximas que os suportes da pá suportam durante a operação. Aplicando a equação (3.1)

$$F_{axial} = m_{prop} r_{hub} (2\pi n)^2 \quad (3.1)$$

onde r_{hub} é o raio entre o eixo do motor e o eixo de fixação das pás, com o valor de 31.5mm, obtemos as forças envolvidas em cada caso as quais estão contidas na Tabela 3.4.

Descrição	RPM máx.	F_{axial} [N]
11X4 CamCarbon	13000	306.49
11X6 CamCarbon	13000	306.49
12X5 CamCarbon	13000	364.87
12X6.5 CamCarbon	13000	379.46
13X5 CamCarbon	12000	360.64
11X6.5 R.F.	12000	360.64

Tabela 3.4 - Força aplicada no cubo da pá.

Uma vez que o pior caso possível ocorre para a hélice 12X6.5, onde a força centrífuga é de 379,46N aplicados no cubo, foi conduzido um teste de forma a verificar a resistência do sistema a esta força limite. Assim, fixando o suporte da pá num eixo como na aplicação final, aplicou-se uma carga de 412N, não se tendo verificado quaisquer sinais de deformação nem de rutura. A razão pela qual foi aplicada uma carga superior ao valor teórico é que assim é possível conhecer a margem de segurança, sendo este valor de 8,5% acima da carga máxima de operação. Com esta informação e com base no suporte da pá original foi desenhado o suporte da pá final, como podemos ver na Figura 3.5.

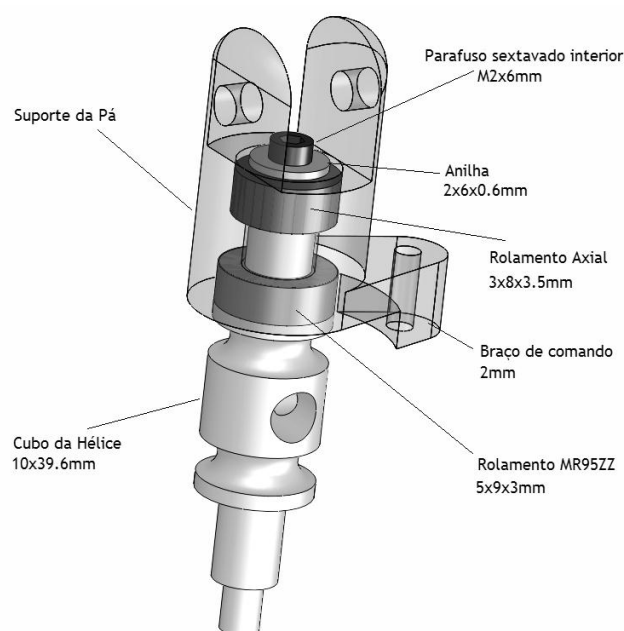


Figura 3.5 - Vista detalhada do cubo da hélice e do suporte da pá.

Analisando a Figura 3.5 detalhadamente, podemos ver de que forma o suporte da pá funciona. Os suportes das pás têm de alterar o ângulo de passo das pás e suportar simultaneamente as cargas dinâmicas impostas pelas pás. Como tal, cada suporte da pá usa dois tipos de rolamentos, o rolamento MR95ZZ permite que o suporte da pá gire (ângulo de passo) em torno do eixo longitudinal do cubo da hélice e o rolamento axial suporta a carga axial dinâmica

induzida pela pá, além de permitir a atuação do suporte da pá durante a operação do sistema de passo variável. O suporte da pá encontra-se fixado ao cubo da hélice através de um parafuso sextavado interior M2, entre o parafuso sextavado e o suporte da pá está o rolamento axial. O suporte da pá possui uma casa onde o rolamento axial assenta, quando o sistema de passo variável se encontra em funcionamento, o suporte da pá empurra o rolamento axial contra a anilha 2x6x0.6mm e o parafuso sextavado M2. Assim o rolamento axial encontra-se solicitado á compressão. Com isto, a tensão aplicada em diferentes áreas da peça foi calculada, sendo o componente mais importante o parafuso sextavado interior M2 que fixa o suporte da pá, quando sujeita a uma carga de 412N, sendo que o diâmetro do parafuso é de 1,7mm. A tensão normal no parafuso é dada por:

$$\sigma_{screw} = \frac{F_{axial}}{\frac{\pi}{4}d^2} \quad (3.2)$$

O valor obtido para a tensão e $\sigma_{screw} = 181,5\text{MPa}$. O parafuso é fabricado com o aço A36, que tem uma resistência à tracção de 250MPa. Neste caso, a margem de segurança para este componente é de 0,377. As duas abas do suporte onde é fixada a pá também são zonas críticas e, como tal, calculamos a tensão normal nessa área com a seguinte expressão:

$$\sigma_{propholder} = \frac{F_{axial}}{A_s} \quad (3.3)$$

Sendo a força axial do mesmo valor do caso anterior e a área da secção $A_s = 35,74\text{mm}^2$, aplicando a equação (3.3), obtemos uma tensão normal de $\sigma_{propholder} = 11,52\text{MPa}$. Como o material do suporte da pá é alumínio comum, por exemplo a liga 1100-H14 que tem uma resistência à tração de 110MPa, a margem de segurança obtida é de 8,55. O parafuso sextavado M3 que suporta as pás também foi analisado, neste caso em relação à tensão de corte, porque é desta forma que está aplicado o carregamento. Assim, pela equação (3.4):

$$\tau_{screw} = \frac{F_{axial}}{\frac{\pi}{4}d^2} \quad (3.4)$$

o parafuso com um diâmetro de 3mm é feito de aço A36 e está sujeito a uma tensão de corte de $\tau_{screw} = 29,18\text{MPa}$. A tensão máxima de corte é, num aço 40% da tensão axial máxima, obtemos assim uma margem de segurança de 2,43. Após esta análise a cada componente, foi efetuado o estudo por meio de um software comercial de elementos finitos para conhecer de que forma o suporte da pá se comporta sob uma carga axial de 412N.

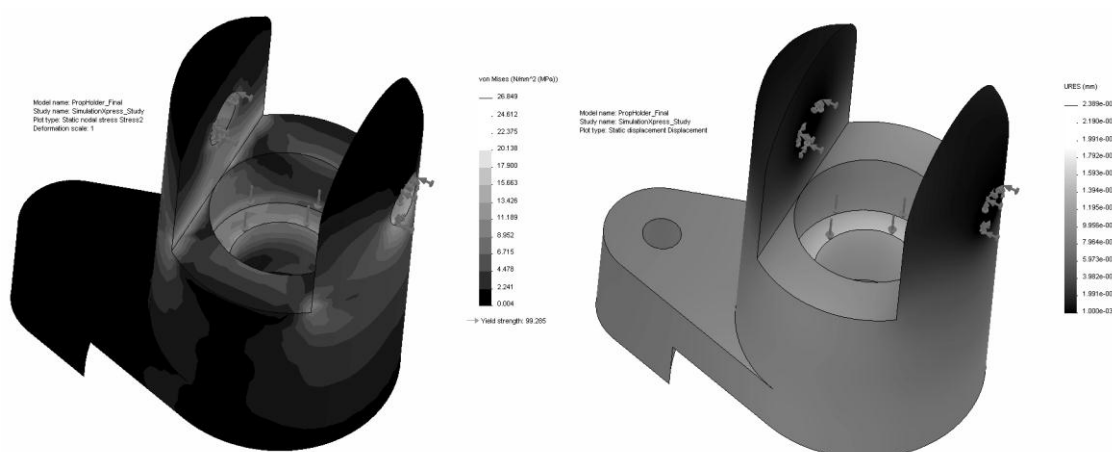


Figura 3.6 - Análise estrutural do suporte da pá.

Podemos ver na Figura 3.6 o resultado desta análise. No lado esquerdo da figura, mostra as tensões segundo o critério de von Mises [23], podemos ver as zonas mais críticas as quais ocorrem na base das abas e no furo do parafuso que fixa as pás, os valores de tensão mais elevados estão representados por tons de cinzento. O valor máximo de tensão encontrado é de 26,849MPa e situa-se junto ao furo do parafuso que fixa a pá da hélice. No entanto, a margem de segurança mais baixa encontrada no suporte da pá é de 3,09. No lado direito da Figura 3.6 temos a deformação da peça, onde o valor máximo de deformação é de 0,0023mm, não representando qualquer problema ao funcionamento do componente. Podemos concluir que estamos perante um componente que cumprirá a sua função sem colocar em perigo quem o operar.

Assim, com o elemento mais importante projetado e testado, vamos ao resto do sistema. Além dos dois suportes das pás foi preciso fabricar o suporte do eixo que não é mais que a peça que faz o interface entre o motor e o eixo onde a hélice gira. Na Figura 3.7 temos o desenho CAD do sistema.

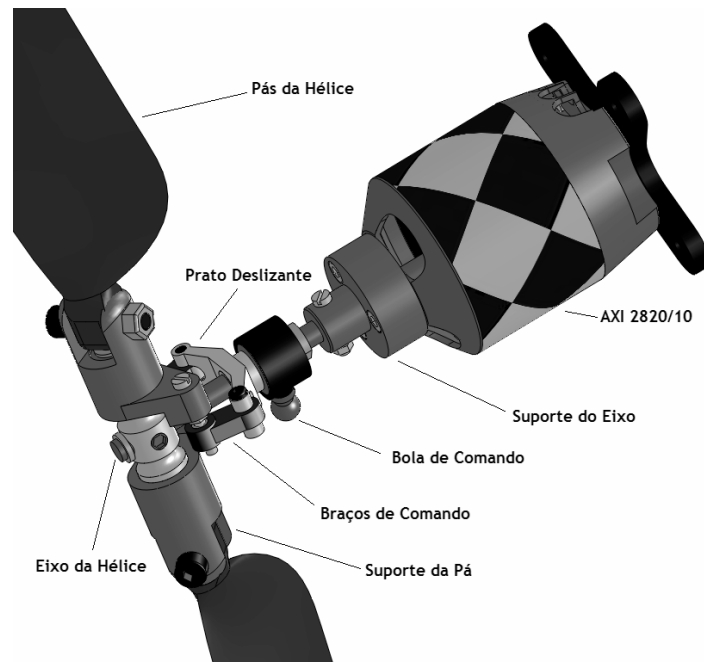


Figura 3.7 - Sistema de Passo Variável.

O funcionamento deste sistema é bastante simples: a alteração do passo é obtida através de um prato deslizante, acionado por um servo, que ao deslocar-se linearmente ao longo do eixo da hélice faz o conjunto suporte da pá mais pá, girar em torno do cubo da hélice, através dos braços de comando (Figura 3.7). A bola de comando encontra-se solidária com o prato deslizante, estando o servo conetado à bola de comando. Desta forma, é conseguida a alteração do ângulo da pá.

Na Figura 3.8 podemos ver o sistema propulsivo adaptativo elétrico desenvolvido neste trabalho, o qual foi denominado de *SProp Mark 1*.

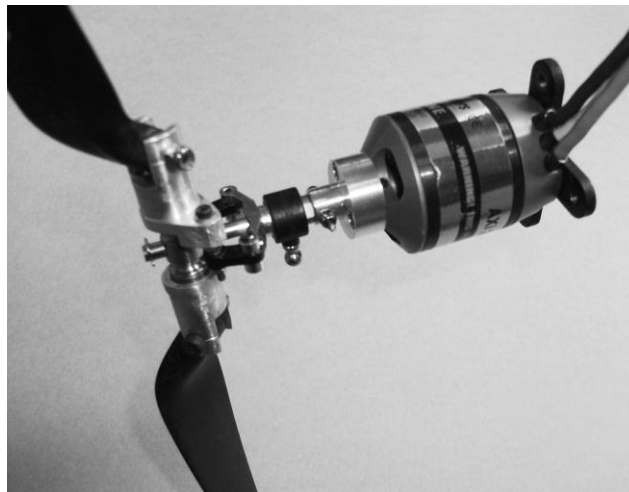


Figura 3.8 - Hélice de passo variável SProp Mark 1.

3.1.4 Sistema de Atuação

Como referido anteriormente o sistema de variação do passo é atuado por um servo, o Futaba S3152, através de uma haste entre este e a bola de comando. Um ponto bastante importante a ter em conta é a forma de conhecer o ângulo do suporte da pá em função do deslocamento linear x do prato deslizante. Após algumas simulações em CAD e medições no modelo real, a posição do prato deslizante no eixo foi medida para cada posição angular do suporte da pá. Com recurso a uma folha de EXCEL, os valores obtidos foram interpolados determinando assim a equação (3.5) que traduz o deslocamento angular β_{hub} do suporte da pá em função do deslocamento linear x do prato deslizante

$$\beta_{hub} = -0.131x^2 - 3.173x - 44.87 \quad (3.5)$$

onde x é a distância em milímetros entre o prato deslizante e o cubo da hélice e β_{hub} o ângulo em graus do suporte da pá. No entanto, o mais correto seria uma expressão que traduzisse a posição angular do cubo da pá em função da posição angular do servo, o que se torna menos prático porque muda de caso para caso, conforme a aplicação.

É importante definir de que forma o passo da hélice se modifica com o ângulo do suporte da pá β_{hub} como definido pela equação (3.5). Assim:

$$\beta_{prop} = \tan^{-1} \left(\frac{\phi_{prop}}{2\pi r_{0.75}} \right) \quad (3.6)$$

Desta forma, sabendo o passo da hélice, por exemplo 11x7, que significa 11 polegadas de diâmetro e 7 polegadas de passo, relativamente a 75% do raio da hélice, com a equação (3.6) obtemos o ângulo de passo natural da hélice β_{prop} . No nosso caso, para obter o ângulo de passo da hélice de passo variável basta somar o ângulo do suporte da pá β_{hub} com o o ângulo de passo natural da hélice β_{prop} . Portanto basta generalizar a expressão (3.6), onde ϕ é o passo da hélice de passo variável e β o ângulo de passo da hélice de passo variável, assim colocando a equação (3.6) em função do passo ϕ , obtemos (3.7).

$$\phi = 2\pi r_{0.75} \tan(\beta) \quad (3.7)$$

Neste trabalho é assumido que, o ângulo do suporte da pá é zero quando o parafuso sextavado M3 que fixa as pás da hélice se encontra perpendicular ao eixo do motor. As pás das hélices Aero Naut CAM Carbon e R. Freudenthaler têm o furo de fixação aos suportes da pá coincidentes com o plano de rotação da hélice. Com isto, como foi dito anteriormente o ângulo de passo β da hélice de passo variável é $\beta_{prop} + \beta_{hub}$. Obtemos, assim, o passo da hélice de passo variável em função do β_{hub} , como mostrado na expressão 3.8.

$$\phi = 2\pi r_{0.75} \tan(\beta_{prop} + \beta_{hub}) \quad (3.8)$$

3.1.5 Sensores

Em todos os sistemas de controlo existe um denominador comum, sensores, sem os sensores não é possível quantificar as grandezas físicas, o sistema de controlo descrito neste trabalho não é diferente. De seguida apresento os sensores usados para quantificar as grandezas requeridas pela unidade de controlo. Neste ponto não irei abordar de uma forma exaustiva de como funcionam e de que forma está implementada os sensores no sistema de controlo de passo do hélice, já que no capítulo seguinte isto é abordado, sendo que a maioria dos sensores usados são comuns ao sistema de aquisição de dados implementado no túnel de vento.

Dados de Ar - A unidade de controlo necessita do valor da densidade do ar, e para a determinar necessitamos da pressão atmosférica, temperatura e humidade. Como tal usámos o sensor digital BMP085 [24] da Bosh para medir a temperatura e pressão atmosférica, para obter o valor da humidade relativa o HIH-4030 [25] que é um sensor analógico ao contrário do primeiro.

Velocidade de Voo - Para determinar a velocidade de voo, foi empregue um sensor analógico de pressão diferencial, o MPXV7002DP [26], aliado a um tubo de pitot da Eagle Tree [27].

Dados de Motor - De forma a conhecer o ponto de funcionamento do motor, é preciso conhecer o regime (n), corrente (i) e tensão de entrada (v). Assim, para medir o regime, dimensionou-se um pequeno circuito para o sensor foto-reflector QRD1114 [28]. Em volta do perímetro do motor foi colada uma faixa branca e outra negra igualmente distribuídas. Para medir a tensão e corrente foi usado o sensor analógico da AttoPilot [29] que mede ambas as grandezas.

Para integrar os sensores foi construído um circuito impresso, no qual estão os sensores de pressão/temperatura atmosférica, de humidade relativa e de pressão diferencial para medir a velocidade do ar relativo. No circuito impresso estão também os conectores onde estão ligados os sensores de tensão/corrente e regime. Existem mais três conectores no circuito impresso, estando ligado ao primeiro a posição de acelerador δ vindo do receptor (caso RPV) ou piloto automático (caso UAV) da aeronave, sendo a posição de acelerador um dado de entrada. Os dois conectores finais são dois dados de saída: primeiro - posição de acelerador final δ' , onde se encontra ligado o controlador de velocidade do motor (ESC); segundo - posição de passo ϕ , neste conector está ligado o servo de atuação do passo variável da hélice. De forma a ser um sistema compacto e prático, o circuito impresso foi projetado para encaixar diretamente no microcontrolador. Assim o circuito impresso faz o interface entre os sensores e o microcontrolador. Na Figura 3.9 podemos ver o circuito impresso com o sensor BMP085 de pressão atmosférica e temperatura do ar ao lado do sensor HIH-4030 que mede a humidade relativa do ar. Com um conector de três fios, podemos ver o sensor de pressão diferencial MPXV7002 usado para medir a velocidade do ar relativo. O sensor de tensão e

corrente elétrica juntamente com o sensor foto-reflector de medição do regime do motor são conectados nas fichas que estão no circuito impresso.

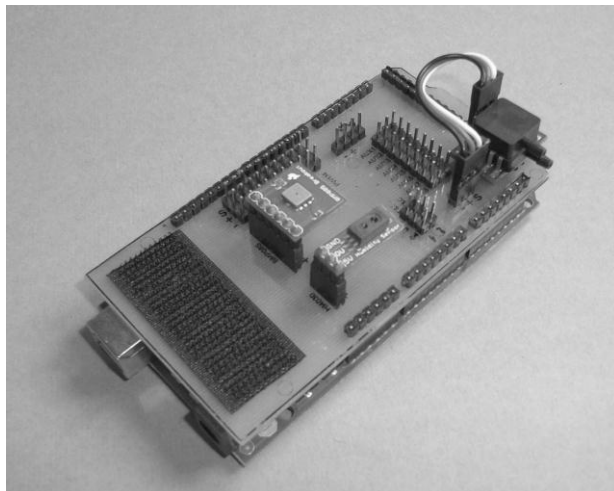


Figura 3.9 - Circuito impresso com os sensores de dados atmosféricos do sistema de controlo.

3.1.6 Unidade de Controlo

Com o sistema mecânico de alteração do passo da hélice, sensores de obtenção de dados do ar e sensores de desempenho do motor elétrico explicados, o presente ponto deste trabalho aborda a unidade de gestão do sistema propulsivo.

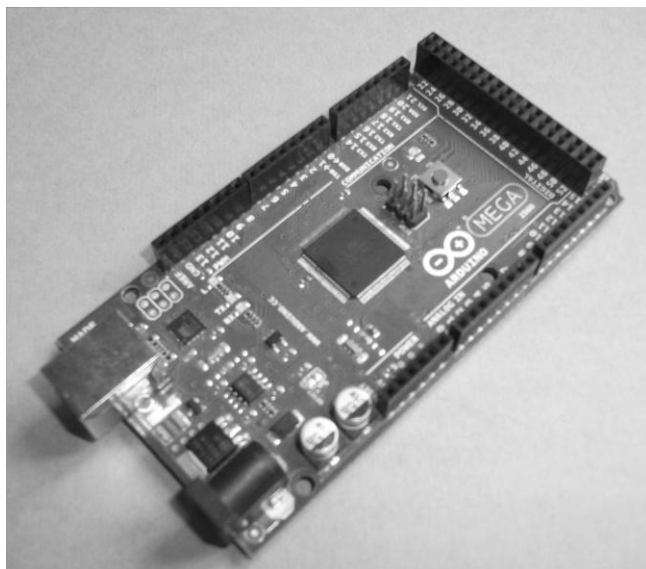


Figura 3.10 - Microcontrolador Arduino Mega 2560.

Para a unidade de controlo era necessário um microcontrolador compacto, leve e simultaneamente capaz de processar todos os dados vindos dos sensores atmosféricos, sensores de motor e posição de acelerador do emissor rádio, processar em tempo real todos os dados de forma a controlar a velocidade de rotação do motor elétrico e posição do servo

de passo do hélice. Após alguns testes tornou-se evidente que a melhor escolha para a unidade de controlo do sistema propulsivo seria o microcontrolador Arduino Mega [30] uma vez que possui uma velocidade de relógio de 16MHz o suficiente para processar todo o algoritmo em tempo real. Com 256KB de memória “flash” o Arduino Mega têm o espaço virtual necessário para alojar o algoritmo de controlo do sistema propulsivo. Uma das razões para a escolha do Arduino Mega é a capacidade de ler até 16 sinais analógicos e 54 sinais digitais, sendo 15 destas portas capazes de gerar sinais PWM (Pulse Width Modulation). A capacidade do Arduino Mega de gerar sinais PWM é bastante importante, uma vez que sem este tipo de sinal seria impossível controlar o ESC do motor elétrico e a posição do servo de passo do hélice. A alimentação da unidade de controlo e dos sensores de dados do ar e dados de motor provém da alimentação de todo o sistema propulsivo, isto é, de uma bateria de polímero de lítio (LiPo).

Capítulo 4

4.1 Montagem Experimental

Para o desenvolvimento deste trabalho, foi necessário projetar um sistema de aquisição de dados para o túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica e Propulsão da Universidade da Beira Interior, uma vez que o túnel de vento não possuía um sistema de aquisição de dados capaz, tanto para realizar ensaios de asas e modelos de aeronaves, como de sistemas propulsivos. O sistema de aquisição de dados implementado é capaz de adquirir, tratar e guardar todos os valores medidos durante o ensaio. Assim o sistema de aquisição de dados de sistemas propulsivos é capaz de medir todos os dados do fluido de trabalho, binário, tração e dados de desempenho do conjunto motor/hélice, tal como regime, tensão e corrente elétrica, temperatura do motor e do controlador do motor (ESC). De seguida apresento a configuração final usada para os testes, já que não é exequível apresentar todos os passos intermédios e diferentes configurações testadas ao longo do processo de desenvolvimento. É de referir que a unidade de controlo do motor do túnel de vento teve de ser retirada da cabine de controlo do túnel, esta medida atenuou significativamente o ruído lido nos sensores. Outra medida que mostrou resultados benéficos ao nível do ruído lido nos sensores foi retirar o computador da aquisição de dados para fora da cabine de ensaios do túnel.

Esta fase demonstrou-se a mais extensa e complexa do trabalho, devido ao ruído electromagnético e à falta de experiência nesta área. Mesmo com alguns erros durante o longo caminho, e abrangidas diferentes disciplinas, a experiência acabou por se tornar bastante interessante e enriquecedora.

4.1.1 Túnel de Vento

Os testes apresentados aqui foram todos realizados no túnel de vento subsónico do Laboratório de Aerodinâmica e Propulsão da Universidade da Beira Interior. O túnel de vento é de circuito aberto com uma razão de contração de 6.25:1. A secção de ensaios é quadrangular com 0.8m x 0.8m de secção e 1.5m de comprimento. A velocidade máxima praticável na secção de ensaios é de 33m/s conseguida com um motor de tensão alternada, com uma potência nominal de 15kW acoplado a um ventilador de seis pás. Na Figura 4.1 podemos ver a secção de ensaios.

A fim de garantir um bom escoamento na secção de ensaios, a câmara do túnel de vento contém uma rede em favo de mel, além de duas telas para reduzir o nível de turbulência. Na Figura 4.1 podemos ver a vista exterior do túnel de vento Laboratório de Aerodinâmica e Propulsão da Universidade da Beira Interior.

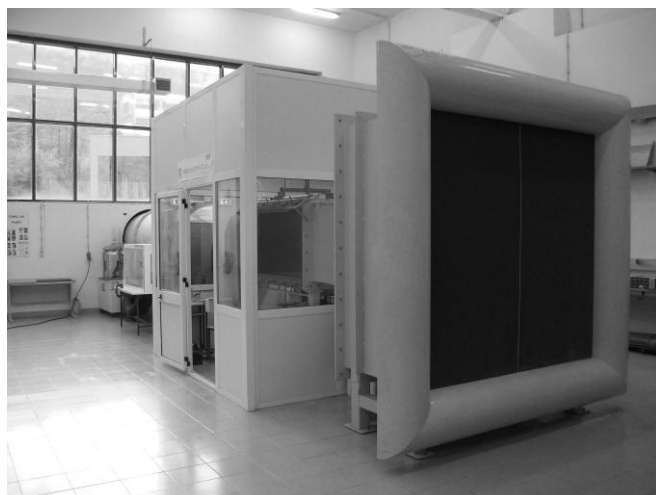


Figura 4.1 - Túnel de Vento Laboratório de Aerodinâmica e Propulsão da UBI.

4.1.2 Placa de Aquisição de Dados

Em qualquer sistema de aquisição de dados, um componente fulcral é a placa de aquisição do sinal vindo dos sensores. Neste trabalho, a placa usada, por motivos operacionais e aproveitamento dos recursos existentes no Departamento de Ciências Aeroespaciais, foi a PCI-6014 [31] da National Instruments com o terminal de ligações National Instruments SCB-68. Foi de enorme relevância o uso deste terminal de ligações, isto porque, ao contrário do terminal de ligações inicial, o National Instruments CB-68LP, aquele possui blindagem eletromagnética. Constatou-se que o ruído eletromagnético provocado pelo motor de tensão alternada do túnel de vento em funcionamento era demasiado intenso o que afetava tanto a aquisição correta dos sinais dos sensores como a sua precisão. Optou-se assim, por substituir este componente de forma a minimizar o ruído existente na aquisição.

4.1.3 Pressão Atmosférica, Temperatura do Ar e Humidade Relativa

Para determinar as propriedades do fluido de trabalho foram usados três sensores diferentes, localizados perto da entrada do túnel de vento, numa região não perturbada. A pressão atmosférica é medida por um sensor analógico Freescale Semiconductor MPXA4115A. Como este sensor não se encontra no mercado integrado, ao contrário do MPXV7002, foi necessário desenvolver uma unidade de filtragem com base numa nota de aplicação da Freescale [32]. A temperatura ambiente é determinada com o uso de um sensor bastante simples e comum, o National Instruments LM335, ao tratar-se de um sensor analógico decidiu-se aplicar um sistema adicional de calibração, exposto na informação técnica do fabricante [33] e assim, ao ajustar a tensão de saída do sensor para 2,982V, que corresponde a uma temperatura ambiente de 25°C. A obtenção da humidade relativa foi através do uso de um sensor analógico Honeywell HIH-4030 [25] que ao ser um sensor já integrado, foi apenas necessário aplicá-lo no circuito impresso. De forma a ter todos os sensores integrados, desenvolveu-se um circuito

impresso onde estão os três sensores soldados. Podemos ver na Figura 4.2 o circuito impresso com os três sensores integrados.



Figura 4.2 - Circuito impresso de medição dos dados atmosféricos.

4.1.4 Medição da Velocidade do Escoamento

Para obter o valor da velocidade do escoamento no interior da secção de ensaios foi empregue o sistema de tomada de pressão dinâmica e estática que se encontra na entrada da secção de ensaios. Neste ponto ambos os sistemas de medição de pressão dinâmica e estática foram construídos, já que os existentes no túnel de vento estavam em más condições, assim dimensionou-se um tubo de pitot e uma tomada de pressão dinâmica segundo Brederode [34]. Com a tomada de pressão dinâmica e estática conhecemos apenas o valor da pressão diferencial ou pressão dinâmica. Para encontrar a velocidade velocidade foi empregue um sensor analógico de pressão diferencial, o Freescale Semiconductor MPXV7002 [26], o sistema de aquisição possui dois sensores integrados num circuito impresso construído propositadamente. O primeiro sensor mede a velocidade do escoamento na entrada da secção de ensaios e o segundo sensor está ligado ao tubo de pitot móvel. O tubo de pitot móvel pode deslocar-se longitudinalmente na secção de ensaios e no sentido vertical, desde o chão da secção de ensaios até ao teto da secção de ensaios. A tomada de pressão total está localizada a 720mm acima do chão da secção de ensaios, e 550mm à frente do disco da hélice. Podemos ver na Figura 4.3 a tomada de pressão total na entrada da secção de ensaios juntamente com o tubo de pitot móvel.



Figura 4.3 - Tomada de pressão total e tubo de pitot móvel.

4.1.5 Medição da Tração e do Binário

A tração e o binário produzido pelo sistema propulsivo são dos valores mais importantes deste estudo, porque sem eles é impossível caracterizar uma hélice. Como tal, inicialmente foi pensado usar os meios já existentes no túnel de vento, mas ao longo de vários testes e calibrações consecutivas constatou-se que a balança aerodinâmica não alcançava a precisão requerida tanto na tração como no binário, principalmente neste último, onde o binário produzido pelo motor ronda a unidade. Como tal foi imperativo, obter um sensor capaz de medir a tração e o binário. Após uma extensa pesquisa, para que o sensor fosse compatível com o sistema de acondicionamento de sinal existente no túnel de vento e com a gama de valores de binário e tração a medir, a escolha recaiu sobre o sensor Lorenz Messtechnik GmbH M-2396 [35]. O sensor M-2396 é um sensor analógico composto, permite assim, medir binário e tração simultaneamente.

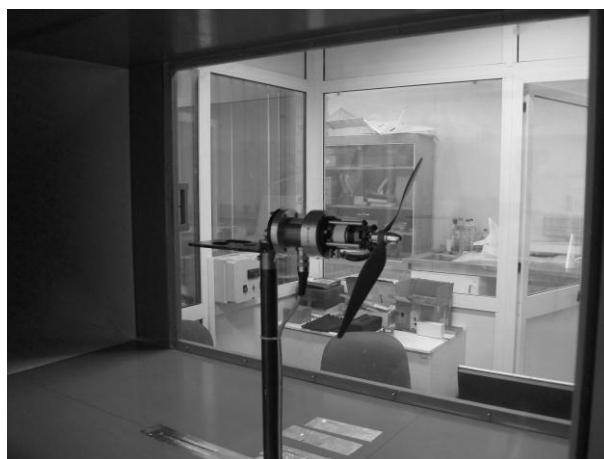


Figura 4.4 - Sensor de binário e tração M-2396 montado no mastro.

Este sensor tem duas faces planas, assim num dos lados encontra-se fixado o motor de testes, e na outra face está fixada ao suporte do mastro. A precisão do sensor M-2396 é de 1,5N para

a tração e 0,01Nm para o binário. Na Figura 4.4 podemos ver o sensor M-2396 montado entre o mastro e o motor de testes, no interior da secção de ensaios do túnel de vento.

4.1.6 Medição do Regime

Para conhecer o regime do motor e hélice analisou-se diferentes abordagens ao problema. A primeira abordagem comportou o uso de um sensor por efeito de Hall: no entanto, com o uso de um motor elétrico este método revelou-se pouco fiável, devido ao campo eletromagnético produzido pelo motor de testes e, como o princípio de funcionamento de este sensor baseia-se na leitura da alteração magnética provocada à passagem do íman, tornou-se evidente que não seria a escolha correta, razão pela qual este tipo de sensor ser apenas usado em motores de combustão. O segundo método considerado consiste em medir as mudanças de fase do motor elétrico, assim foi testado o modelo comercial da EagleTree, mas foi constatado que seria muito difícil conhecer o protocolo de comunicação empregue por este sistema. Assim, foi escolhido o método foto-refletor por ser o mais simples de integrar no motor de testes. O sistema foto-refletor emite uma tensão de saída em função da refletividade medida, produzindo uma tensão de saída de 0,27V para a superfície branca e de 4,61V para a superfície negra. Tendo isto em conta, colocou-se uma fita branca em 180° do perímetro do motor, o que permite ao programa de aquisição medir a duração t entre a face de subida e a face de descida do pulso produzido e assim, traduzir a duração do pulso em rotações por minuto através da equação (4.1):

$$RPM = \left(\frac{1}{2t}\right) \times 60 \quad (4.1)$$

O sensor foto-refletor escolhido foi o Fairchild Semiconductor QRD1114 [28], assim colocou-se o sensor sensivelmente a 2mm da superfície de reflexão, que no fundo é o corpo exterior do motor. O sensor QRD1114 funciona com uma alimentação de 5V, como tal dimensionou-se um circuito complementar, onde foi empregue apenas duas resistências: $R1 = 10k\Omega$ e $R2 = 10k\Omega$, na Figura 4.5 podemos ver o esquema elétrico do circuito complementar do sensor QRD1114.

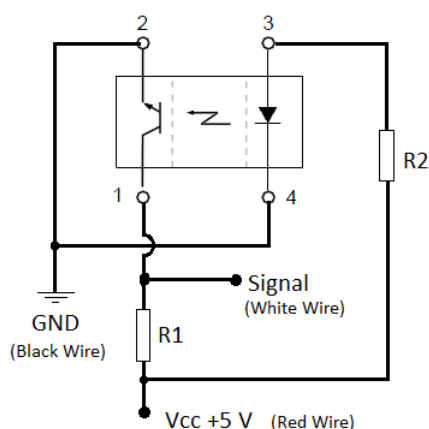


Figura 4.5 - Esquema elétrico do sensor foto-refletor.

4.1.7 Medição da Tensão e da Corrente do Motor Elétrico

De forma a conhecer a potência elétrica consumida pelo motor tornou-se imperativo o uso de um sensor de tensão e de corrente elétrica, com saída analógica. Assim, o sensor escolhido foi o AttoPilot [29], este sensor é capaz de medir uma tensão e uma corrente máxima de 51,8V e de 89,4A, respetivamente, o que foi mais do que suficiente para o motor utilizado. Este sensor está colocado a montante do controlador (ESC) para permitir medir as duas variáveis e possibilitar o cálculo da potência elétrica P_{elec} e, com base no binário e regime, estimar a eficiência mecânica do motor η_m .

4.1.8 Medição da Temperatura do Variador (ESC) e do Motor

O desempenho de um motor elétrico é tanto afetado pela temperatura do variador (ESC) como pela sua própria temperatura. A temperatura dos enrolamentos do motor elétrico afeta a resistência interna do motor R , sendo a resistência elétrica interna umas das três constantes que caracteriza o motor elétrico, tornou-se necessário conhecer este valor. Assim para medir a temperatura do motor elétrico e variador (ESC) usou-se dois sensores analógicos de temperatura o LM335 da National Instruments. Neste caso, os sensores foram integrados na sua forma básica, segundo o manual da National Instruments [33].

4.1.9 Controlador do Variador (ESC) e do Servo de Passo

Um dos pontos mais importante e imprescindível na montagem experimental foi, implementar um sistema capaz de controlar o regime do motor e a posição do servo de comando do passo do hélice. Para um motor elétrico sem escovas (brushless) funcionar, necessita de um controlador eletrónico de velocidade ou ESC (Electronic Speed Controller). O ESC gere a velocidade de rotação do motor eléctrico em função do sinal presente na entrada, esta entrada não é nada mais que a posição de acelerador. O sinal da posição de acelerador é fornecido sob a forma de uma onda PWM (Pulse Width Modulation), sendo que nas aplicações típicas de aeromodelismo, o sinal PWM é gerado pelo rádio receptor montado na aeronave. Tal como o ESC, o servo usado para controlar a posição de passo do hélice funciona através de um sinal PWM, transformando o sinal PWM vindo (por exemplo de um rádio receptor) em movimento mecânico em função da posição escolhida no rádio emissor. Assim de forma a controlar o regime do motor elétrico e a posição do servo de comando do passo do hélice foi ponderado três abordagens possíveis ao problema. Primeira abordagem, usar a placa de aquisição de dados da National Instruments para gerar a onda PWM e assim controlar tanto a velocidade de rotação do motor como a posição do servo de passo do hélice, no entanto por não existir portas digitais livres na placa de aquisição, capazes de gerar dois sinais PWM, o primeiro para controlar a velocidade de rotação do motor elétrico e o segundo a posição do servo de passo do hélice, assim esta opção teve de ser abandonada. A segunda abordagem ao problema foi usar um microcontrolador Arduíno Uno [36] controlado através da porta USB (Universal Serial Bus) do computador de aquisição de dados, para produzir os dois sinais PWM

e desta forma controlar a velocidade de rotação do motor elétrico e o segundo a posição do servo de passo do hélice. O controlo da velocidade de rotação do motor elétrico e a posição do servo de passo do hélice seria efetuado pelo operador através do software de aquisição de dados em LabView, o interface entre o Arduino UNO e o software de aquisição de dados em LabView seria efetuado através de uma biblioteca open-source da National Instruments [37]. No entanto, esta segunda abordagem em termos práticos revelou-se pouco fiável, uma vez que, quando o motor do túnel de vento se encontrava em funcionamento, o controlo da velocidade de rotação do motor e do servo de passo do hélice tornavam-se erráticos, levando muitas das vezes o computador de aquisição de dados a bloquear e ter de ser reiniciado. A terceira abordagem testada, de forma a solucionar o problema de controlar a velocidade de rotação do motor elétrico e a posição do servo de passo do hélice foi usar um emissor e um receptor Futaba tal como é usado em aeromodelismo. Ao usarmos um rádio e um receptor, o sistema ficou mais simples uma vez que deixou de existir o cabo de transmissão de dados entre o computador de aquisição de dados e a carenagem onde se encontrava o motor de testes e o servo de posição do passo do hélice. Com o uso da configuração emissor mais receptor para controlar a velocidade de rotação do motor elétrico e a posição do servo de passo do hélice deixou de existir comportamentos erráticos ou interferências quando o túnel de vento se encontrava em funcionamento. Após o teste de estas três abordagens diferentes, referidas acima, a opção escolhida foi a de usar um emissor e receptor Futaba para controlar a velocidade de rotação do motor elétrico e a posição do servo de passo do hélice.

4.1.10 Software de Aquisição de Dados

O software de aquisição de dados escolhido, foi o LabView por uma questão de redução de custos e aproveitamento de recursos existentes no Departamento de Ciências Aeroespaciais. O LabView é uma ferramenta usada mundialmente neste tipo de aplicações, tanto a nível industrial como académico. A simplicidade de programação e a apresentação gráfica do LabView foram um dos pontos positivos a favor da sua escolha. Um dos pontos mais relevantes do programa foi desenvolver os filtros para minimizar o ruído tanto da rede como o produzido pelo motor do túnel de vento. A razão pela qual estes filtros não foram implementados de forma física deveu-se, principalmente, à minimização de custos e à simplicidade dos sistemas. Paralelamente, um segundo programa foi desenvolvido para o caso de ensaios com modelos de aeronaves ou perfis aerodinâmicos no âmbito de outros trabalhos futuros.

4.1.11 Correções no Túnel de Vento

As correções aplicadas à velocidade do escoamento dentro do túnel de vento, servem para tomar em consideração o efeito das paredes do túnel de vento e os efeitos de bloqueio provocados pelo mastro e carenagem do motor. Estas correções encontram-se apresentadas abaixo. A presença do mastro e da carenagem dentro da secção de ensaios reduz a área transversal da secção de ensaios, provocando um aumento de velocidade na vizinhança da

caretagem. Para corrigir isto, a técnica do bloqueio sólido 3D apresentando por Pope [38] como mostrado pela equação (4.2), foi implementada.

$$\frac{\Delta V}{V_u} = \frac{K_3 \tau_1 \bar{V}_{fairing}}{C^{3/2}} \quad (4.2)$$

Os fatores K_3 e τ_1 [38] (ver Figura 4.6) são determinados através da relação entre a espessura e comprimento da caretagem e largura do túnel, respetivamente. $\bar{V}_{fairing}$ e C são, respetivamente, o volume do mastro e a área da secção transversal de ensaios do túnel de vento.

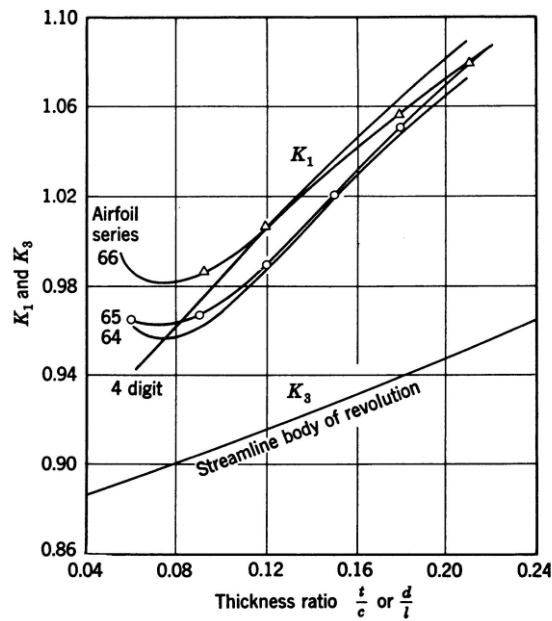


Figura 4.6 - Valor de K_1 e K_3 para diferentes corpos. [38]

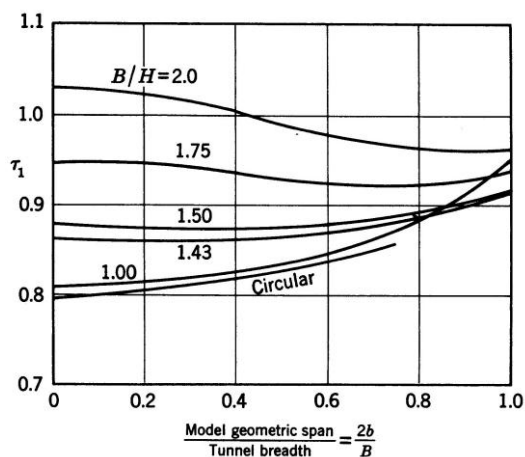


Figura 4.7 - Valores de τ_1 para diversos tipos de túnel. [38]

Glauert [39] estudou o problema do teste de hélices em túneis de vento, sugerindo que o diâmetro do hélice deverá ser mantido pequeno relativamente ao diâmetro do jato desta

forma túneis de vento de secção aberta podem ser usados. Sob estas condições não é necessário aplicar correções de fronteira.

Infelizmente, por diversas razões práticas nem sempre é possível aplicar o estipulado acima. Uma abordagem para as correções de parede para testes de hélices em um túnel de vento de secção fechada pode ser feita da seguinte forma (Figura 4.6).

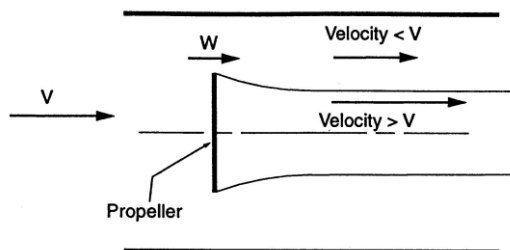


Figura 4.8 - Nomenclatura para um hélice em túnel de vento de secção fechada. [39]

A esteira provocada por uma hélice em condições de tração positiva terá num jato confinado uma velocidade u superior do que o mesmo jato confinado sem a hélice, sendo a sua velocidade V . Uma vez que o mesmo volume de ar passa pela secção x (à frente da hélice) passa na secção y (atrás da hélice), significa que a velocidade W do escoamento fora da esteira é menor que V . Em escoamento livre, W será obviamente igual a V . No lado de fora onde a velocidade do escoamento é menor a pressão estática é elevada, no entanto na esteira o valor da pressão estática também apresenta um valor elevado. Isto afeta a hélice, fazendo com que a hélice produza uma tração que seria esperada a uma velocidade inferior V' . Assim o teste da hélice deve ser feito a uma velocidade acima de V de forma a que a hélice produza as forças corretas para V . A correção devido a este efeito de “continuidade” pode ser visto na equação (4.3).

$$\frac{V'}{V} = 1 - \frac{\tau_4 \alpha_1}{2\sqrt{1+2\tau_4}} \quad (4.3)$$

onde $\tau_4 = T/\rho AV_\infty^2$ e $\alpha_1 = A/C$, sendo A a área do disco da hélice, C a área da secção transversal da secção de ensaios do túnel e T a tração produzida pela hélice.

Os valores de V'/V podem ser obtidos também através da Figura 4.6. É evidente que a equação (4.3) não funciona para valores negativos de tração. Todas as correções apresentadas foram integradas no programa de aquisição de dados.

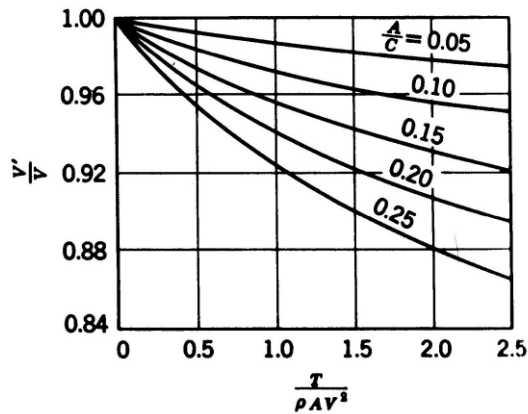


Figura 4.9 - Correção da velocidade para uma hélice com tração. [39]

4.1.12 Análise do Perfil de Velocidades do Túnel.

A título complementar foi efetuada a medição do perfil vertical de velocidades do túnel de vento, de forma a conhecer e caracterizar o comportamento do escoamento dentro da secção de ensaios. O processo de caracterização do perfil de velocidades foi efetuado na velocidade máxima praticável do túnel, cerca de 33m/s.

Assim, usando o tubo de pitot móvel colocado a uma distância horizontal de 460mm da entrada da secção de ensaios, o perfil de velocidades foi medido verticalmente em intervalos de 10mm. Na Figura 4.10 encontra-se a distribuição de velocidades na secção de ensaios.

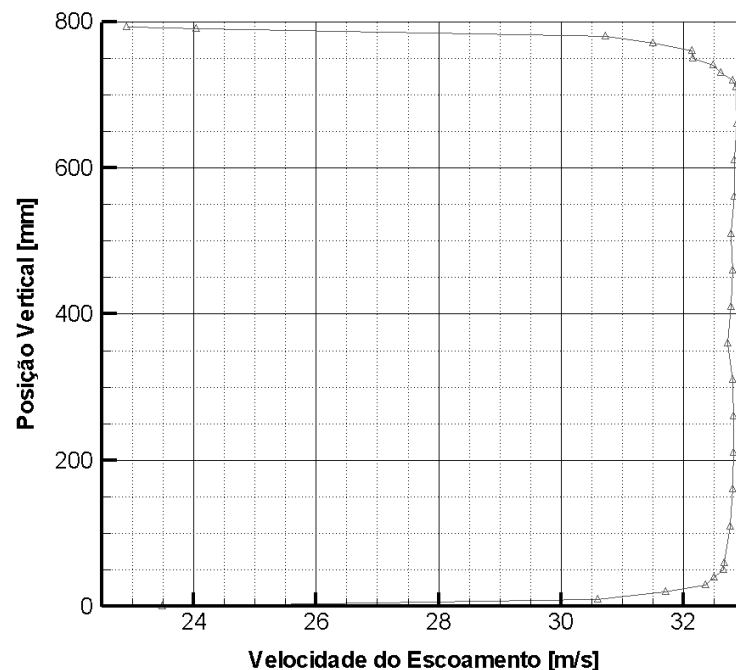


Figura 4.10 - Perfil de velocidades ao longo da secção de ensaios.

Pode ver-se que existe um comportamento quase linear entre os 100mm e os 700mm da secção. Com base neste perfil, pode afirmar-se que a camada limite a esta distância da

entrada, tem cerca de 100mm de altura a 33m/s. Também pode observar-se que na parte superior existe uma diferença: o escoamento deveria ter um comportamento simétrico mas, no entanto, na parte superior verifica-se uma influência do tubo de pitot que se encontra na entrada da secção de ensaios.

4.2 Resultados Experimentais

Com a montagem experimental, necessária para caracterizar o sistema propulsivo adaptativo desenvolvido neste trabalho devidamente explicada, o ponto seguinte é dedicado aos dados experimentais de desempenho obtidos em túnel de vento da hélice de passo variável.

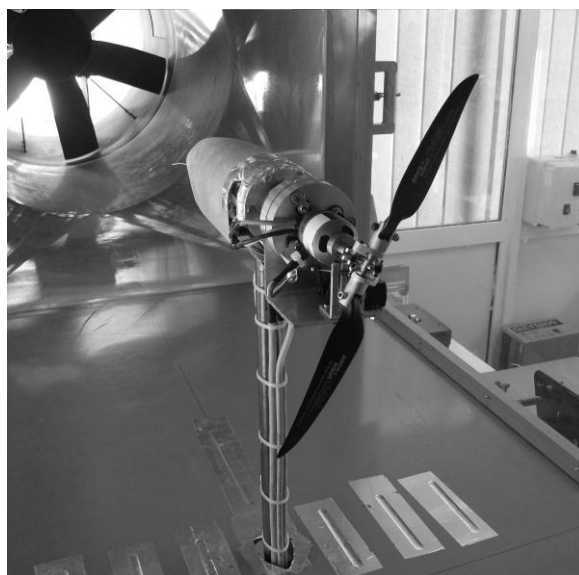


Figura 4.11 - Hélice de passo variável dentro da secção de ensaios do túnel de vento.

Na Figura 4.11, podemos observar a hélice de passo variável acoplada ao motor AXI, estando este conjunto de hélice mais motor acoplado ao sensor de binário e tração. Por trás do sensor de binário e tração está uma placa eletrónica dentro de uma carenagem onde estão ligados os sensores de temperatura, tensão, corrente, regime, binário e tração. Dentro desta pequena carenagem está também o receptor rádio e o controlador de velocidade de rotação do motor (ESC), onde o receptor rádio controla o servo de passo da hélice e a velocidade de rotação do motor. O conjunto motor mais hélice e sensores encontram-se montados sobre o mastro no interior da secção de ensaios do túnel de vento da UBI. O eixo de rotação da hélice está centrado com o eixo geométrico do túnel de vento, precisamente a 400mm de todas as paredes da secção de ensaios do túnel de vento. Como foi descrito no ponto 4.1.11, foi necessário aplicar correções aos valores experimentais de desempenho obtidos em túnel de vento da hélice de passo variável. Com base nas características físicas do conjunto mastro, carenagem, sensor de binário/tração e motor foi obteram-se os dados descritos na Tabela 4.1.

Dados Geométricos Mastro e Carenagem	
Comprimento total [m]	$l = 0.325$
Diâmetro Máx. [m]	$d = 0.075$
Área Frontal [m ²]	$A_f = 1.41E - 05$
Volume Total [m ³]	$\bar{V}_{fairing} = 0.0014$
Razão Comp./Diâmetro da Carenagem	$l/d = 0.190$
Área do Disco Hélice [m ²]	$A = 0.065$
Área Garganta da Secção de Ensaio [m ²]	$C = 0.640$
Altura Garganta da Secção de Ensaio [m]	$H = 0.800$
Largura Garganta da Secção de Ensaio [m]	$B = 0.800$

Tabela 4.1 - Dados Geométricos do conjunto mastro mais carenagem.

Com base nos dados geométricos da montagem experimental, foram determinados os coeficientes (Tabela 4.2) usados nas correcções do efeito de bloqueio e hélice dentro de um escoamento, com base na Figura 4.6 e 4.7.

Coeficientes	
Razão entre a área do disco da hélice e a secção transversal do túnel	$\alpha_1 = 0.101$
Fator de forma da secção do túnel	$\tau_1 = 0.810$
Razão altura/largura da secção transversal do túnel	$B/H = 1.0$
Fator de forma do corpo	$K_s = 0.948$

Tabela 4.2 - Coeficiente de correcção para o efeito de bloqueio e hélice dentro de um escoamento.

Com os coeficientes de correcção para o efeito de bloqueio e hélice dentro de um escoamento encontrados, o passo seguinte foi reduzir os dados experimentais obtidos nos ensaios em túnel de vento. Para o tratamento dos dados experimentais foi construída uma folha de cálculo em EXCEL na qual é feita a média aritmética de cada uma das grandezas físicas guardadas durante cada ensaio. Cada uma destas grandezas físicas está sob a forma de sinal analógico. Aplicando as equações de calibração ou equações de transferência de cada sensor aos valores analógicos correspondentes foi possível determinar as grandezas físicas como força, temperatura e pressão em cada ensaio do sistema propulsivo. Com o valor do binário, tração, velocidade do escoamento, densidade do ar, tensão e corrente eléctrica e regime do motor foi possível determinar os coeficientes de desempenho (C_T , C_P e η_p) da hélice. Em todos os ensaios experimentais do sistema propulsivo a tensão de alimentação u do motor AXI foi mantida nos 10V, e o passo da hélice ϕ igual a 0,1016m.

De seguida são apresentados os resultados experimentais de desempenho (C_T , C_P e η_p) do sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho com a hélice 11X4 CamCarbon obtidos no túnel de vento da Universidade da Beira Interior, para uma velocidade rotacional de 4000 RPM, 5000 RPM, 6000 RPM e 7000 RPM, obtidos dos dois testes realizados para $u=10V$ e $\phi=0,1016m$.

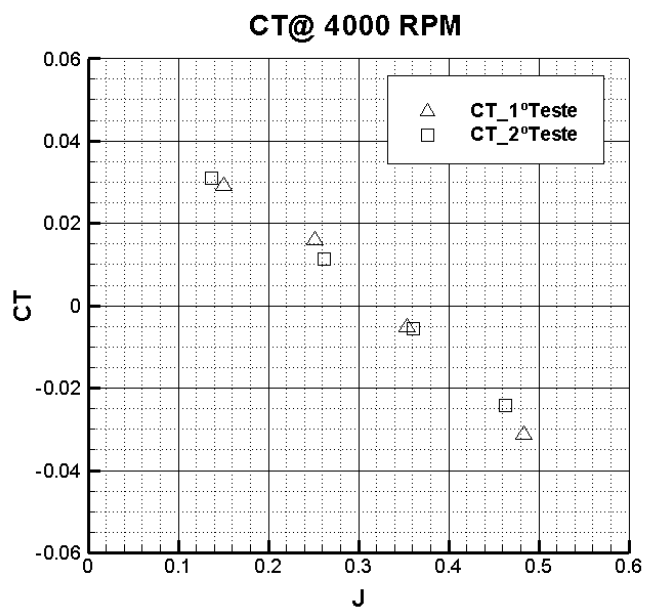


Figura 4.12 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=4000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

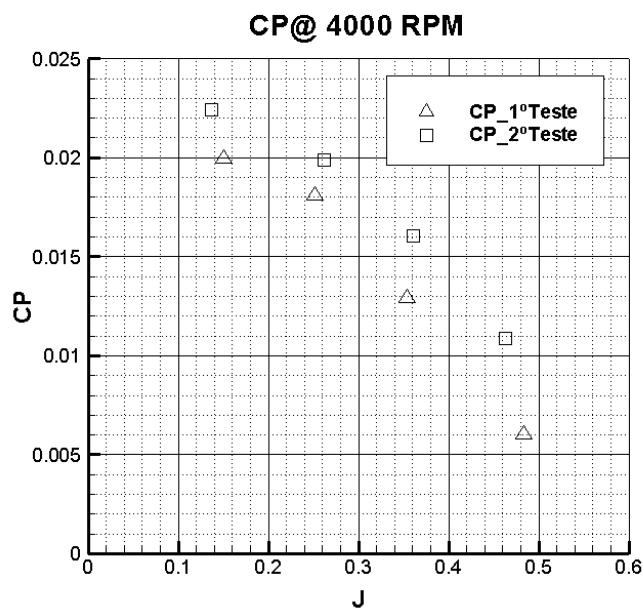


Figura 4.13 - Coeficiente de potência em função do fator de avanço J a $n=4000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

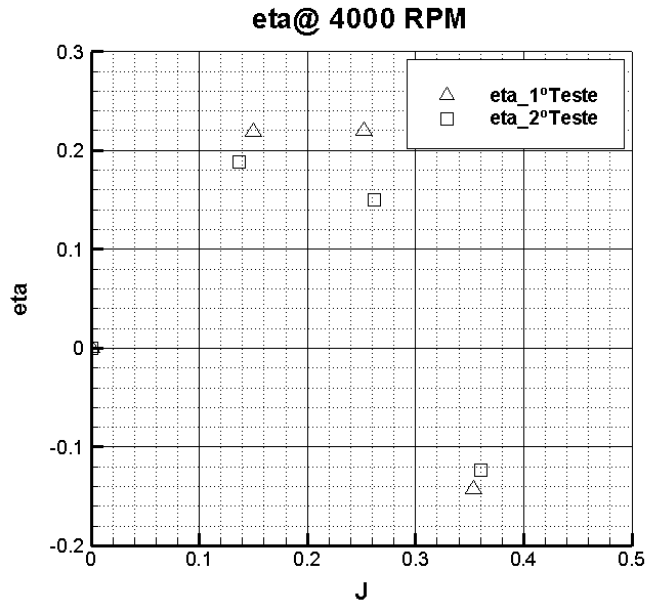


Figura 4.14 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=4000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

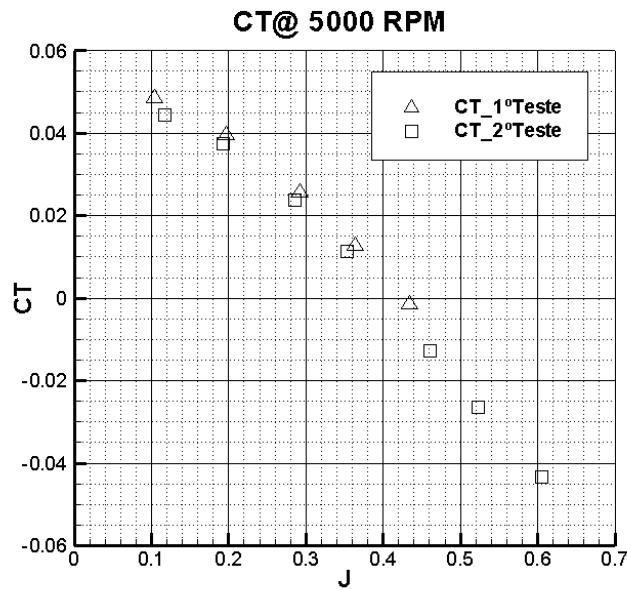


Figura 4.15 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=5000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

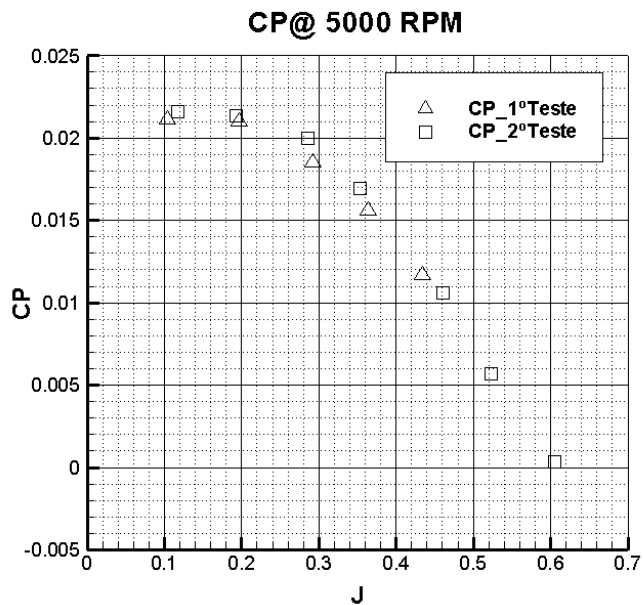


Figura 4.16 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=5000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

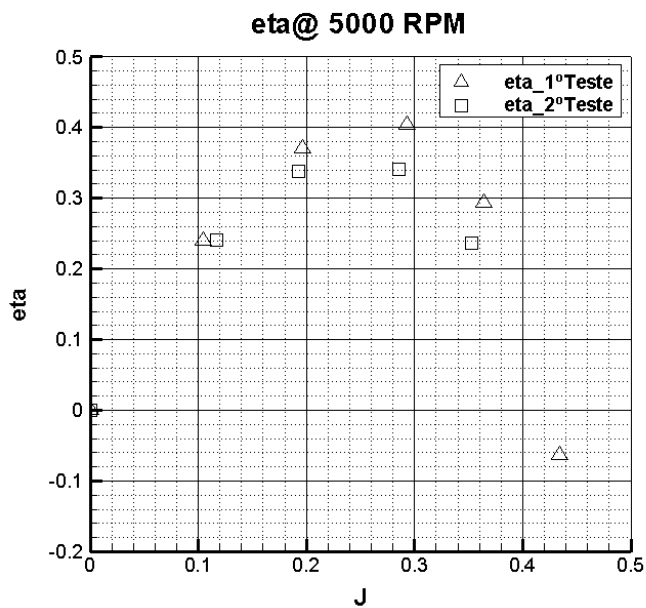


Figura 4.17 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=5000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

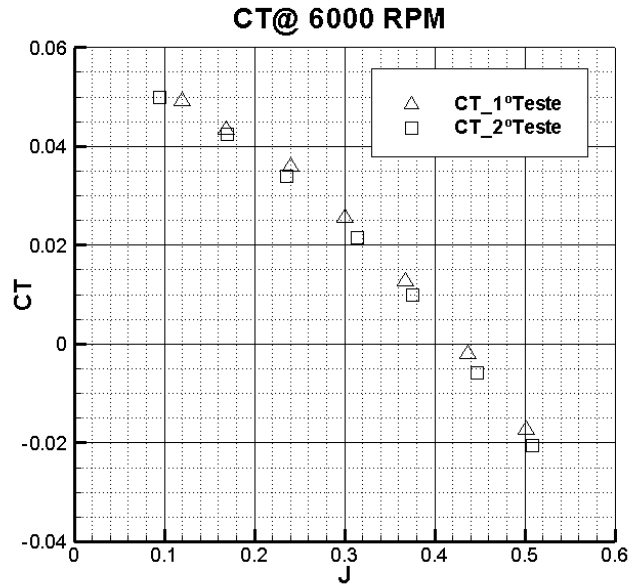


Figura 4.18 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=6000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

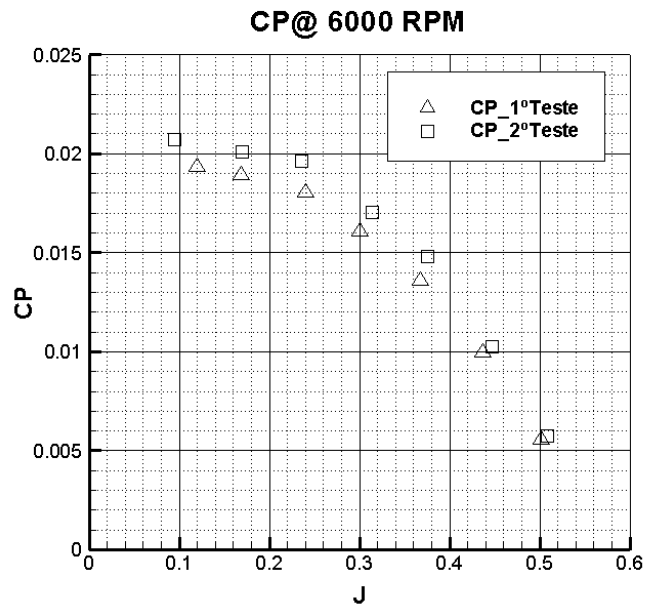


Figura 4.19 - Coeficiente de potência em função do fator de avanço J a $n=6000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

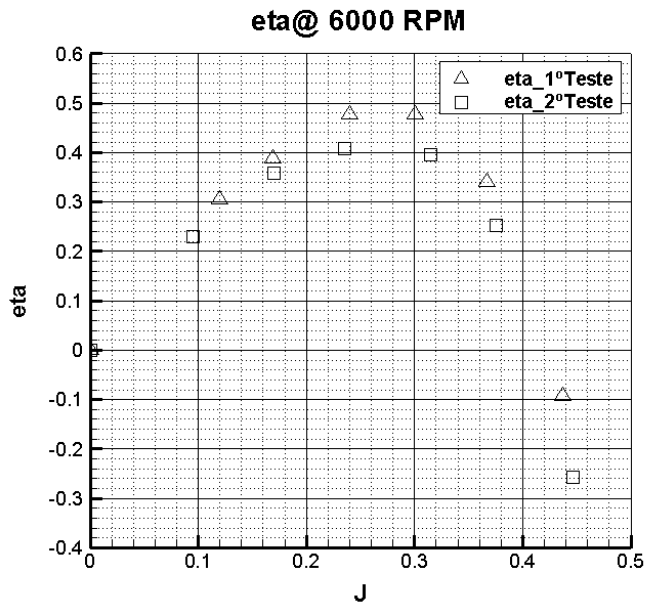


Figura 4.20 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=6000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

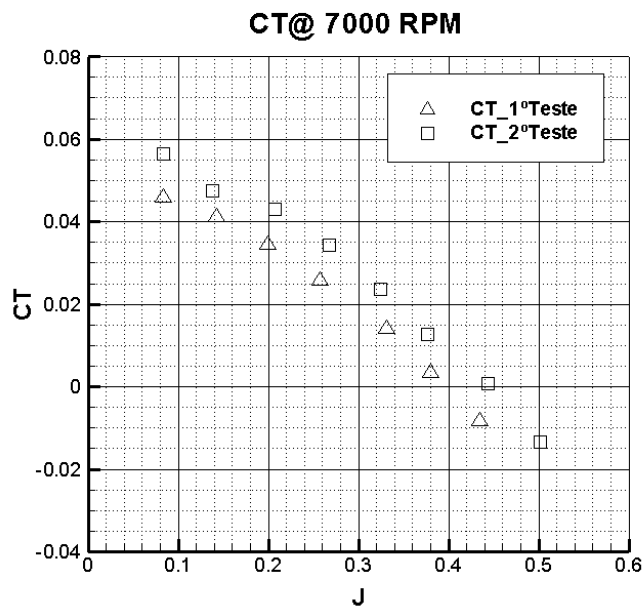


Figura 4.21 - Coeficiente de tração em função do fator de avanço J a $n=7000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

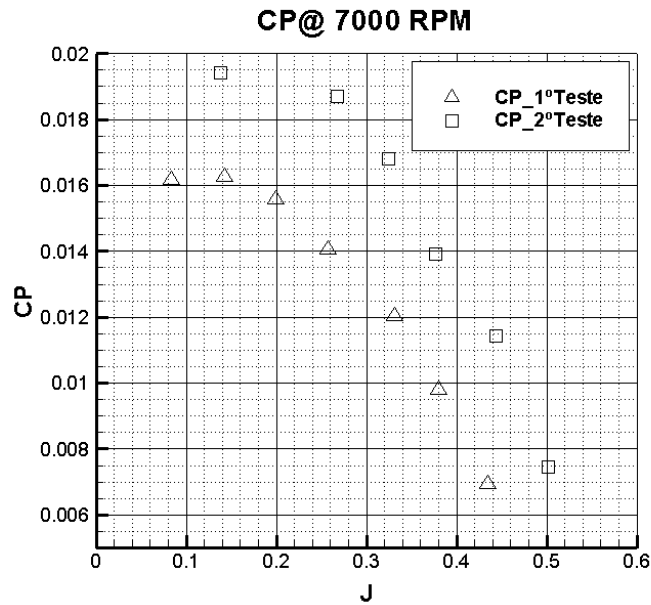


Figura 4.22 - Coeficiente de potência em função do fator de avanço J a $n=7000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

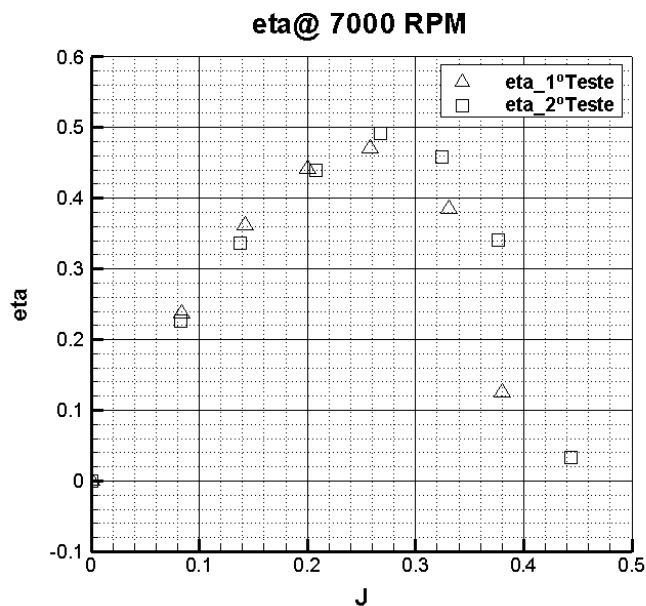


Figura 4.23 - Eficiência propulsiva em função do fator de avanço J a $n=7000\text{RPM}$ para $\phi=0,1016\text{m}$.

Com os dados experimentais do sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho apresentados, para as pás AeroNaut com um passo de $0,1016\text{m}$ e $0,288\text{m}$ de diâmetro, este conjunto de sistema de passo variável com as pás AeroNaut 11X4 apresentou um valor máximo de eficiência propulsiva de $0,491$ para $n=7000\text{RPM}$ e $J=0,267$. O valor de eficiência propulsiva a rondar os 50% é algo bastante satisfatório para uma hélice a operar a um número de Reynolds bastante baixo. Foi determinado com base nos dados experimentais a eficiência total do sistema propulsivo definida como $\eta_{total} = \eta_{ESC}\eta_p\eta_m$, sendo o valor máximo alcançado de $0,363$

para $n=7000\text{RPM}$ e $J=0,267$. O valor máximo de eficiência poderá estar a ser afectado pelo cubo das pás em rotação, provocando um arrasto prejudicial ao desempenho global das pás AeroNaut. Uma das características de este sistema propulsivo é não possuir cone ou spinner. Como referido anteriormente foram executados dois testes mantendo as mesmas condições do ensaio, com o passo igual a $0,1016\text{m}$ e a hélice com $0,288\text{m}$ de diâmetro, de forma a avaliar a repetibilidade do sistema de aquisição de dados do túnel de vento, uma análise cuidada de cada gráfico acima, mostra que apenas o coeficiente de potência apresenta uma discrepância considerável, sendo a razão para este resultado, a falta de precisão do sensor de corrente e tensão usado nestre trabalho experimental.

Capítulo 5

5.1 Conclusão

O principal objetivo deste trabalho foi o projeto, construção e validação de um sistema propulsivo elétrico adaptativo inteligente para UAVs. Este sistema propulsivo pode ser aplicado em qualquer dos UAVs existentes no Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior. Pode ser reproduzido para aeronaves de maiores dimensões com propulsão elétrica, uma vez que a unidade de controlo é genérica e de fácil adaptação a sistemas mais potentes. As diferentes aplicações deste novo sistema propulsivo são extensas e são atualmente áreas com grande desenvolvimento, como a dos UAVs, aviação ultraligeira e ligeira, aeronaves solares como motoplanadores de alto rendimento ou até mesmo dirigíveis. As principais conclusões deste trabalho são:

- A pesquisa por sistemas propulsivos elétricos adaptativos para pequenos UAVs revelou que existem poucos fabricantes deste tipo de sistema propulsivo e que pouca informação é disponibilizada sobre os mesmos, possivelmente devido à natureza militar de muitos deles;
- Foi desenvolvido um banco de ensaios instrumentado para sistemas propulsivos elétricos para o túnel de vento do Departamento de Ciências Aeroespaciais que permite caracterizar sistemas propulsivos para UAVs pequenos;
- Foram desenvolvidas ferramentas computacionais em EXCEL e MATLAB permitem obter a melhor combinação motor elétrico - hélice com base em dados experimentais da hélice e as constantes do motor elétrico;
- O sistema de hélice de passo variável desenvolvido tem o potencial de permitir reduzir o consumo elétrico dos sistemas propulsivos de UAVs onde os mapas de desempenho da hélice e do motor podem ser obtidos de uma forma computacional ou experimental;
- Foi desenvolvido um sistema mecânico de hélice de passo variável para UAVs a partir de componentes off-the-shelf.

5.2 Trabalho Futuro

No seguimento do trabalho realizado no âmbito do sistema de passo variável para redução do consumo ficam, ainda, os seguintes tópicos para trabalho futuro:

- Ensaio e caracterização do sistema adaptativo em túnel de vento, para diferentes valores de passo da hélice, velocidades rotacionais e velocidade de voo;

- Desenvolvimento do algoritmo de controlo do sistema propulsivo para implementação no controlador e posterior validação em túnel de vento.
- Reduzir o tamanho e peso do eixo do sistema mecânico de alteração do passo da hélice.
- Modificar o cubo das pás de forma a que seja possível usar todos os tipos de hélices retrácteis.
- Integrar o sistema mecânico de passo variável num cone ou spinner de forma a aumentar a eficiência global do sistema propulsivo;
- Realizar ensaios de fiabilidade do sistema mecânico de passo variável;
- Realizar o ensaio do sistema desenvolvido numa aeronave não tripulada, de forma a avaliar o desempenho real e operacionalidade do sistema.

Bibliografia

- [1] S. K. Ojha, *Flight Performance of Aircraft*, 1st ed., S. K. Ojha, Ed. Bombay, India: AIAA, 1995.
- [2] John B. Brandt and Michael S. Selig, "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers," *AIAA 2011-1255*, vol. I, pp. 1-18, Janeiro 2011.
- [3] Barnes W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, 2nd ed., Barnes W. McCormick, Ed. Pennsylvania, USA: John Wiley & Sons, 1995.
- [4] Lockheed Martin. (2012, Junho) Lockheed Martin. [Online]. <http://www.lockheedmartin.com/us/products/desert-hawk.html>
- [5] Xoar International. (2012, Junho) Xoar International. [Online]. <http://www.xoarintl.com/props/uav.html>
- [6] Bolly Porducts. (2012, Junho) Bolly Porducts. [Online]. <http://www.bolly.com.au/oem.html>
- [7] Hobby Lobby. (2012, Junho) Hobby Lobby. [Online]. http://www.hobby-lobby.com/scale_adjustable_pitch_props_374_ctg.htm
- [8] AXI Model Motors. (2012, Junho) AXI Model Motors. [Online]. <http://www.modelmotors.cz/index.php?page=61&product=2820&serie=10&line=GOLD>
- [9] Flying Giants. (2012, Junho) Flying Giants. [Online]. <http://www.flyinggiants.com/forums/showthread.php?t=15114>
- [10] RC Universe. (2012, Junho) RC Universe. [Online]. http://www.rcuniverse.com/forum/m_9653806/anchors_9657818/mpage_1/key_/anchor/tm.htm#9657818
- [11] Designs, Gadgets, Hints & Tips Plans. (2012, Junho) Plans, Designs, Gadgets, Hints & Tips. [Online]. <http://www.ef-uk.net/data/vari-prop1.htm>
- [12] NWUAV. (2012, Junho) NWUAV. [Online]. http://www.nwuav.com/variable_pitch_propellers.html
- [13] BYU. (2012, Junho) BYU. [Online]. <http://capstone.byu.edu/projects/uav-propulsion-efficiency>
- [14] Christoph. Burger and Roy. Hartfield, "Design, Testing and Optimization of a Constant Torque Propeller," *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, vol. I, pp. 1-11, Junho 2007.

- [15] Mark Drela, "DC Motor / Propeller Matching," *Lecture Notes*, vol. 1, no. 5, pp. 1-6, Março 2005.
- [16] Gavin Ananda. (2012, Outubro) UIUC Propeller Database. [Online]. <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>
- [17] MathWorks. (2012, Fevereiro) MathWorks. [Online]. <http://www.mathworks.com/moler/leastsquares.pdf>
- [18] Aero Naut. (2012, Junho) Aero Naut. [Online]. <http://www.aero-naut.de/en/products/aircraft/airplane-accessories/propellers/camcarbon.html>
- [19] Esprit Model. (2012, Junho) Esprit Model. [Online]. <http://www.espritmodel.com/graupner-cam-folding-propellers.aspx>
- [20] Freudenthaler. (2012, Junho) Freudenthaler. [Online]. <http://www.modellbau-freudenthaler.at/uk/index.php>
- [21] Heliproz. (2012, Junho) Heliproz. [Online]. <http://www.heliproz.com/images/Trex500Manual.pdf>
- [22] Servo Database. (2012, Junho) Servo Database. [Online]. <http://www.servodatabase.com/servo/futaba/s3152>
- [23] Von Mises yield criterion. (2012, Junho) Wikipédia. [Online]. http://en.wikipedia.org/wiki/Von_Mises_yield_criterion
- [24] Bosh. (2012, Janeiro) Sparkfun. [Online]. <http://www.sparkfun.com/datasheets/Components/General/BST-BMP085-DS000-05.pdf>
- [25] Honeywell. (2012, Junho) Sparkfun. [Online]. <http://www.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Weather/SEN-09569-HIH-4030-datasheet.pdf>
- [26] Freescale. (2012, Junho) Freescale. [Online]. http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MPXV7002.pdf
- [27] Eagle Tree. (2012, Junho) Eagle Tree. [Online]. <http://www.eagletreesystems.com/images/pitot-pencil-med.gif>
- [28] Fairchild. (2012, Junho) Fairchild. [Online]. <http://www.fairchildsemi.com/ds/QR/QRD1114.pdf>
- [29] AttoPilot. (2012, Junho) Sparkfun. [Online]. <http://www.sparkfun.com/products/9028>
- [30] Massimo Banzi. (2012, Outubro) ARDUINO. [Online]. <http://www.arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardMega2560>

- [31] National Instruments. (2012, Outubro) National Instruments. [Online]. <http://www.ni.com/pdf/manuals/370503k.pdf>
- [32] Noise Considerations for Integrated Pressure Sensors. (2012, Outubro) Freescale. [Online]. http://www.freescale.com/files/sensors/doc/app_note/AN1646.pdf
- [33] Texas Instruments. (2012, Outubro) Texas Instruments. [Online]. <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm335.pdf>
- [34] Vasco de Brederode, *Fundamentos de aerodinâmica incompressível*, 1st ed., Vasco de Brederode, Ed. Lisboa, Portugal, 1997.
- [35] Lorenz-Messtechnik. (2012, Outubro) Lorenz-Messtechnik. [Online]. http://www.lorenz-messtechnik.de/pdfdatbl/mehrkomp/080590c_m-2396.pdf
- [36] Massimo Banzi. (2012, Outubro) Arduino. [Online]. <http://www.arduino.cc/en/Main/arduinoBoardUno>
- [37] National Instruments. (2012, Outubro) National Instruments - Arduino ToolKit. [Online]. <http://sine.ni.com/nips/cds/view/p/lang/pt/nid/209835>
- [38] A. Pope and W. Rae, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, 2nd ed., A. Pope and W. Rae, Eds. Toronto, Canada: John Wiley & Sons, 1984.
- [39] J. Glauert, *Wind Tunnel Interference on Wings, Bodies, and Airscrews*, 1st ed., J. Glauert, Ed. Londres, Inglaterra: R&M 1566, 1933.

Anexos

A - Algoritmo para determinar os coeficientes do polinômio interpolador de grau 6 para os três coeficientes (C_T , C_P e η_p) que caracterizam o desempenho da hélice em função de J e n .

```
function import_11x55_1()

clc;
clear all;

A = textread('apce_11x5.5_3000.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
B = A(2:end,:);
for i = 1:length(B(:,1));
    line = B(i,:);
    x(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_3000 = x(:,1);
CT_11x5_3000 = x(:,2);
CP_11x5_3000 = x(:,3);
eta_11x5_3000 = x(:,4);

J_3000=[x(:,1) x(:,2) x(:,3) x(:,4)]

CoefCT3000=polyfit(J_11x5_3000,CT_11x5_3000,6)
CoefCP3000=polyfit(J_11x5_3000,CP_11x5_3000,6)
CoefETA3000=polyfit(J_11x5_3000,eta_11x5_3000,6)

C = textread('apce_11x5.5_4000.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
D = C(2:end,:);
for i = 1:length(D(:,1));
    line = D(i,:);
    y(i,:)=str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_4000 = y(:,1);
CT_11x5_4000 = y(:,2);
CP_11x5_4000 = y(:,3);
eta_11x5_4000 = y(:,4);

J_4000=[y(:,1) y(:,2) y(:,3) y(:,4)]

CoefCT4000=polyfit(J_11x5_4000,CT_11x5_4000,6);
CoefCP4000=polyfit(J_11x5_4000,CP_11x5_4000,6);
CoefETA4000=polyfit(J_11x5_4000,eta_11x5_4000,6);

E = textread('apce_11x5.5_5000.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
F = E(2:end,:);
for i = 1:length(F(:,1));
    line = F(i,:);
    k(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_5000 = k(:,1);
CT_11x5_5000 = k(:,2);
CP_11x5_5000 = k(:,3);
eta_11x5_5000 = k(:,4);
```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```
J_5000=[k(:,1) k(:,2) k(:,3) k(:,4)]

CoefCT5000=polyfit(J_11x5_5000,CT_11x5_5000,6);
CoefCP5000=polyfit(J_11x5_5000,CP_11x5_5000,6);
CoefETA5000=polyfit(J_11x5_5000,eta_11x5_5000,6);

G = textread('apce_11x5.5_6000.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
H = G(2:end,:);
for i = 1:length(H(:,1));
    line = H(i,:);
    u(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_6000 = u(:,1);
CT_11x5_6000 = u(:,2);
CP_11x5_6000 = u(:,3);
eta_11x5_6000 = u(:,4);

J_6000=[u(:,1) u(:,2) u(:,3) u(:,4)]

CoefCT6000=polyfit(J_11x5_6000,CT_11x5_6000,6);
CoefCP6000=polyfit(J_11x5_6000,CP_11x5_6000,6);
CoefETA6000=polyfit(J_11x5_6000,eta_11x5_6000,6);

I = textread('apce_11x5.5_9000.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
J = I(2:end,:);
for i = 1:length(J(:,1));
    line = J(i,:);
    u(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_9000 = u(:,1);
CT_11x5_9000 = u(:,2);
CP_11x5_9000 = u(:,3);
eta_11x5_9000 = u(:,4);

J_9000=[u(:,1) u(:,2) u(:,3) u(:,4)]

CoefCT9000=polyfit(J_11x5_9000,CT_11x5_9000,6);
CoefCP9000=polyfit(J_11x5_9000,CP_11x5_9000,6);
CoefETA9000=polyfit(J_11x5_9000,eta_11x5_9000,6);

figure(1);

subplot(2,3,1)
plot(J_11x5_3000,CT_11x5_3000,J_11x5_3000,CP_11x5_3000,J_11x5_3000,eta_11x5_3000)
title('apcsp 11x5.5 @ 3000 RPM')
legend('CT','CP','eta')
grid on
xlabel('J')

subplot(2,3,2)
plot(J_11x5_4000,CT_11x5_4000,J_11x5_4000,CP_11x5_4000,J_11x5_4000,eta_11x5_4000)
title('apcsp 11x5.5 @ 4000 RPM')
legend('CT','CP','eta')
grid on
xlabel('J')

subplot(2,3,3)
plot(J_11x5_5000,CT_11x5_5000,J_11x5_5000,CP_11x5_5000,J_11x5_5000,eta_11x5_5000)
title('apcsp 11x5.5 @ 5000 RPM')
legend('CT','CP','eta')
grid on
xlabel('J')

subplot(2,3,4)
plot(J_11x5_6000,CT_11x5_6000,J_11x5_6000,CP_11x5_6000,J_11x5_6000,eta_11x5_6000)
```

```

title('apcsp 11x5.5 @ 6000 RPM')
legend('CT','CP','eta')
grid on
xlabel('J')

subplot(2,3,5)
plot(J_11x5_9000,CT_11x5_9000,J_11x5_9000,CP_11x5_9000,J_11x5_9000,eta_11x5_9000)
title('apcsp 11x5.5 @ 9000 RPM')
legend('CT','CP','eta')
grid on
xlabel('J')

%##### function meansquare CT_Re()#####

A=[];

% display ('Hélice 11x5_3000')

Jstart=min(x(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(x(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend;

CT3000=CoefCT3000(1)*J^6+CoefCT3000(2)*J^5+CoefCT3000(3)*J^4+CoefCT3000(4)*J^3+CoefCT3000(5)*J^2+CoefCT3000(
6)*J^1+CoefCT3000(7);

A=[A;J,CT3000,3000];

end

% display ('Hélice 11x5_4000')

Jstart=min(y(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(y(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend;

CT4000=CoefCT4000(1)*J^6+CoefCT4000(2)*J^5+CoefCT4000(3)*J^4+CoefCT4000(4)*J^3+CoefCT4000(5)*J^2+CoefCT4000(
6)*J^1+CoefCT4000(7);

A=[A;J,CT4000,4000];

end

% display ('Hélice 11x5_5000')

Jstart=min(k(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(k(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend;

CT5000=CoefCT5000(1)*J^6+CoefCT5000(2)*J^5+CoefCT5000(3)*J^4+CoefCT5000(4)*J^3+CoefCT5000(5)*J^2+CoefCT5000(
6)*J^1+CoefCT5000(7);

A=[A;J,CT5000,5000];

end

% display ('Hélice 11x5_6000')

Jstart=min(u(:, 1));

```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```
Jstep=0.01;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CT6000=CoefCT6000(1)*J^6+CoefCT6000(2)*J^5+CoefCT6000(3)*J^4+CoefCT6000(4)*J^3+CoefCT6000(5)*J^2+CoefCT6000(
6)*J^1+CoefCT6000(7);

    A=[A;J,CT6000,6000];

end

% display ('Hélice 11x5_9000')

Jstart=min(u(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CT9000=CoefCT9000(1)*J^6+CoefCT9000(2)*J^5+CoefCT9000(3)*J^4+CoefCT9000(4)*J^3+CoefCT9000(5)*J^2+CoefCT9000(
6)*J^1+CoefCT9000(7);

    A=[A;J,CT9000,9000];
end

A;
Y = [];

[n,m] = size(A);

Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3 ];

COEFctt = inv(Y*Y+0.0*eye(my))*Y*A(:,2)

Z = Y*COEFctt;

ERROR = Z - A(:,2);

ErroMedioCT=mean(abs(ERROR))

Emax_CT = max(abs(ERROR))

l = Jstart:Jstep:Jend;

RPM = 3000:100:10000; % Rotações do Hélice

for i=1:length(l);
    for j=1:length(RPM);

        func(i,j) = (COEFctt(1) + COEFctt(2)*l(i) + COEFctt(3)*RPM(j) + COEFctt(4)*l(i)*RPM(j)) + COEFctt(5)*(l(i)^2) +
COEFctt(6)*(RPM(j)^2) + COEFctt(7)*(l(i)^2*RPM(j)^2) + COEFctt(8)*(l(i)^3) + COEFctt(9)*(RPM(j)^3));

    end
end

COEFCT_Re=COEFctt;

% save COEFCT_Re;

figure(5)
surf(l,RPM,func)
title('apcsp 11x5.5')
xlabel('J')
```

```

ylabel('RPM')
zlabel('CT')
axis vis3d
%axis([0 0.7 3000 10000 0 0.15]);

clear A Y n m ny my Z ERROR l i j

%##### function meansquare CP_Re()#####

A=[];

% display ('Hélice 11x5_3000')

Jstart=min(x(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(x(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend;

CP3000=CoefCP3000(1)*J^6+CoefCP3000(2)*J^5+CoefCP3000(3)*J^4+CoefCP3000(4)*J^3+CoefCP3000(5)*J^2+CoefCP3000(
6)*J^1+CoefCP3000(7);

    A=[A;J,CP3000,3000];

end

% display ('Hélice 11x5_4000')

Jstart=min(y(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(y(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CP4000=CoefCP4000(1)*J^6+CoefCP4000(2)*J^5+CoefCP4000(3)*J^4+CoefCP4000(4)*J^3+CoefCP4000(5)*J^2+CoefCP4000(
6)*J^1+CoefCP4000(7);

    A=[A;J,CP4000,4000];

end

% display ('Hélice 11x5_5000')

Jstart=min(k(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(k(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CP5000=CoefCP5000(1)*J^6+CoefCP5000(2)*J^5+CoefCP5000(3)*J^4+CoefCP5000(4)*J^3+CoefCP5000(5)*J^2+CoefCP5000(
6)*J^1+CoefCP5000(7);

    A=[A;J,CP5000,5000];

end

% display ('Hélice 11x5_6000')

Jstart=min(u(:, 1));
Jstep=0.01;
Jend=max(u(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```

CP6000=CoefCP6000(1)*J^6+CoefCP6000(2)*J^5+CoefCP6000(3)*J^4+CoefCP6000(4)*J^3+CoefCP6000(5)*J^2+CoefCP6000(
6)*J^1+CoefCP6000(7);

A=[A;J,CP6000,6000];

end

% display ('Hélice 11x5_9000')

Jstart=min(u(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CP9000=CoefCP9000(1)*J^6+CoefCP9000(2)*J^5+CoefCP9000(3)*J^4+CoefCP9000(4)*J^3+CoefCP9000(5)*J^2+CoefCP9000(
6)*J^1+CoefCP9000(7);

A=[A;J,CP9000,9000];

end

A;

Y = [];

[n,m] = size(A);

Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3 ];

%Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3 A(:,1).^4
A(:,3).^4];[ny,my] = size(Y);

COEFcpp = inv(Y*Y+0.0*eye(my))*Y*A(:,2)

Z = Y*COEFcpp;

ERROR = Z - A(:,2);

ErroMedioCP=mean(abs(ERROR))

Emax_CP = max(abs(ERROR))

I = Jstart:Jstep:Jend;

RPM = 3000:100:10000; % Rotações do Hélice

for i=1:length(I)
    for j=1:length(RPM)

        func(i,j) = (COEFcpp(1) + COEFcpp(2)*I(i) + COEFcpp(3)*RPM(j) + COEFcpp(4)*(I(i)*RPM(j)) + COEFcpp(5)*(I(i)^2) +
COEFcpp(6)*(RPM(j)^2) + COEFcpp(7)*(I(i)^2*RPM(j)^2) + COEFcpp(8)*(I(i)^3) + COEFcpp(9)*(RPM(j)^3));

    end
end

COEFCP_Re=COEFcpp;

% save COEFCP_Re;

figure(6)
surf(I,RPM,func)
title('apcsp 11x5.5')
xlabel('J')
ylabel('RPM')

```

```

xlabel('CP')
axis vis3d

clear A Y n m ny my Z ERROR I i j

%##### function meansquare ETA_Re() #####

A=[];

% display ('Hélice 11x5_3000')

Jstart=min(x(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(x(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

ETA3000=CoefETA3000(1)*J^6+CoefETA3000(2)*J^5+CoefETA3000(3)*J^4+CoefETA3000(4)*J^3+CoefETA3000(5)*J^2+CoefE
TA3000(6)*J^1+CoefETA3000(7);

    A=[A;J,ETA3000,3000];

end

% display ('Hélice 11x5_4000')

Jstart=min(y(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(y(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

ETA4000=CoefETA4000(1)*J^6+CoefETA4000(2)*J^5+CoefETA4000(3)*J^4+CoefETA4000(4)*J^3+CoefETA4000(5)*J^2+CoefE
TA4000(6)*J^1+CoefETA4000(7);

    A=[A;J,ETA4000,4000];

end

% display ('Hélice 11x5_5000')

Jstart=min(k(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(k(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

ETA5000=CoefETA5000(1)*J^6+CoefETA5000(2)*J^5+CoefETA5000(3)*J^4+CoefETA5000(4)*J^3+CoefETA5000(5)*J^2+CoefE
TA5000(6)*J^1+CoefETA5000(7);

    A=[A;J,ETA5000,5000];

end

% display ('Hélice 11x5_6000')

Jstart=min(u(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```
ETA6000=CoefETA6000(1)*J^6+CoefETA6000(2)*J^5+CoefETA6000(3)*J^4+CoefETA6000(4)*J^3+CoefETA6000(5)*J^2+CoefETA6000(6)*J+CoefETA6000(7);

A=[A;J,ETA6000,6000];

end

% display ('Hélice 11x5_9000')

Jstart=min(u(:,1));
Jstep=0.01;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

ETA9000=CoefETA9000(1)*J^6+CoefETA9000(2)*J^5+CoefETA9000(3)*J^4+CoefETA9000(4)*J^3+CoefETA9000(5)*J^2+CoefETA9000(6)*J+CoefETA9000(7);

A=[A;J,ETA9000,9000];

end

A;

Y = [];

[n,m] = size(A);

Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3 ];

COEFeta = inv(Y*Y+0.0*eye(my))*Y*A(:,2)

Z = Y*COEFeta;

ERROR = Z - A(:,2);

ErroMedioeta=mean(abs(ERROR))

Emax_ETA = max(abs(ERROR))

l = Jstart:Jstep:Jend;

RPM = 3000:100:10000; % Limites Rotações do Hélice

for i=1:length(l);
    for j=1:length(RPM);

        func(i,j) = (COEFeta(1) + COEFeta(2)*l(i) + COEFeta(3)*RPM(j) + COEFeta(4)*l(i)*RPM(j) + COEFeta(5)*l(i)^2 + COEFeta(6)*RPM(j)^2 + COEFeta(7)*l(i)^2*RPM(j)^2 + COEFeta(8)*l(i)^3 + COEFeta(9)*RPM(j)^3);

    end
end

COEFETA_Re=COEFeta;

% save COEFETA_Re;

figure(7)
surf(l,RPM,func)
title('apcsp 11x5.5')
xlabel('J')
ylabel('RPM')
zlabel('ETA')
axis vis3d
```

```
clear A Y n m ny my Z ERROR I i j
% Coeficientes formato txt
dlmwrite('11x5.5_CoefCT.txt', COEFctt, 'precision', '%.10e', 'newline', 'pc')
dlmwrite('11x5.5_CoefCP.txt', COEFcpp, 'precision', '%.10e', 'newline', 'pc')
dlmwrite('11x5.5_CoefETA.txt', COEFeta, 'precision', '%.10e', 'newline', 'pc')
end
```

B - Algoritmo para determinar os coeficientes do polinómio interpolador de grau 3 para os três coeficientes (P_{elec} , δ_a e δ'_a) que caracterizam o desempenho do sistema propulsivo hélice em função de T e V .

```
function import_11x55_Pelec2()

clc;
clear all;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Interpolação 2D %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

A = textread('apce_11x5.5_2.5.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');%##### T=2.5 N
B = A(2:end,:);
for i = 1:length(B(:,1));
    line = B(i,:);
    x(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_2.5 =x(:,1);
CT_11x5_2.5 =x(:,2);
CP_11x5_2.5 =x(:,3);
eta_11x5_2.5 =x(:,4);

J_2.5=[x(:,1) x(:,2) x(:,3) x(:,4)]

CoefCT2.5=polyfit(J_11x5_2.5,CT_11x5_2.5,6) % V, Pelec
CoefCP2.5=polyfit(J_11x5_2.5,CP_11x5_2.5,6) % V, fa
CoefETA2.5=polyfit(CT_11x5_2.5,CP_11x5_2.5,3) % Pelec, fa

C = textread('apce_11x5.5_5.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
D = C(2:end,:);
for i = 1:length(D(:,1));
    line = D(i,:);
    y(i,:)=str2num(cell2mat(line))
end

J_11x5_5 = y(:,1);
CT_11x5_5 = y(:,2);
CP_11x5_5 = y(:,3);
eta_11x5_5 = y(:,4);

J_5=[y(:,1) y(:,2) y(:,3) y(:,4)]

CoefCT5=polyfit(J_11x5_5,CT_11x5_5,6);
CoefCP5=polyfit(J_11x5_5,CP_11x5_5,6);
CoefETA5=polyfit(CT_11x5_5,CP_11x5_5,3);

E = textread('apce_11x5.5_7.5.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
F = E(2:end,:);
for i = 1:length(F(:,1));
    line = F(i,:);
    k(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_7.5 = k(:,1);
CT_11x5_7.5 = k(:,2);
CP_11x5_7.5 = k(:,3);
eta_11x5_7.5 = k(:,4);

J_7.5=[k(:,1) k(:,2) k(:,3) k(:,4)]

CoefCT7.5=polyfit(J_11x5_7.5,CT_11x5_7.5,6);
```

```

CoefCP7.5=polyfit(J_11x5_7.5,CP_11x5_7.5,6);
CoefETA7.5=polyfit(CT_11x5_7.5,CP_11x5_7.5,3);

G = textread('apce_11x5.5_10.txt','%s','delimiter','\n','whitespace','');
H = G(2:end,:);
for i = 1:length(H(:,1));
    line = H(i,:);
    u(i,:) = str2num(cell2mat(line));
end

J_11x5_10 = u(:,1);
CT_11x5_10 = u(:,2);
CP_11x5_10 = u(:,3);
eta_11x5_10 = u(:,4);

J_10=[u(:,1) u(:,2) u(:,3) u(:,4)]

CoefCT10=polyfit(J_11x5_10,CT_11x5_10,6);
CoefCP10=polyfit(J_11x5_10,CP_11x5_10,6);
CoefETA10=polyfit(CT_11x5_10,CP_11x5_10,3);

figure(1);

subplot(2,2,1)
plot(J_11x5_2.5,CT_11x5_2.5,J_11x5_2.5,CP_11x5_2.5,J_11x5_2.5,eta_11x5_2.5)
title('apcsp 11x5.5 @ 2.5 N')
legend('Pelec [W]','fa','T [N]')
grid on
xlabel('V [m/s]')

subplot(2,2,2)
plot(J_11x5_5,CT_11x5_5,J_11x5_5,CP_11x5_5,J_11x5_5,eta_11x5_5)
title('apcsp 11x5.5 @ 5 N')
legend('Pelec [W]','fa','T [N]')
grid on
xlabel('V [m/s]')

subplot(2,2,3)
plot(J_11x5_7.5,CT_11x5_7.5,J_11x5_7.5,CP_11x5_7.5,J_11x5_7.5,eta_11x5_7.5)
title('apcsp 11x5.5 @ 7.5 N')
legend('Pelec [W]','fa','T [N]')
grid on
xlabel('V [m/s]')

subplot(2,2,4)
plot(J_11x5_10,CT_11x5_10,J_11x5_10,CP_11x5_10,J_11x5_10,eta_11x5_10)
title('apcsp 11x5.5 @ 10 N')
legend('Pelec [W]','fa','T [N]')
grid on
xlabel('V [m/s]')

%##### function meansquare CT_Re()#####

A=[];

% display ('Hélice 11x5_2.5')

Jstart=min(x(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(x(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend;

```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```
CT2.5=CoefCT2.5(1)*J^6+CoefCT2.5(2)*J^5+CoefCT2.5(3)*J^4+CoefCT2.5(4)*J^3+CoefCT2.5(5)*J^2+CoefCT2.5(6)*J^1+CoefCT2.5(7);
```

```
A=[A;J,CT2.5,2.5];
```

```
end
```

```
% display ('Hélice 11x5_5')
```

```
Jstart=min(y(:,1));
```

```
Jstep=0.25;
```

```
Jend=max(y(:,1));
```

```
for J=Jstart:Jstep:Jend;
```

```
CT5=CoefCT5(1)*J^6+CoefCT5(2)*J^5+CoefCT5(3)*J^4+CoefCT5(4)*J^3+CoefCT5(5)*J^2+CoefCT5(6)*J^1+CoefCT5(7);
```

```
A=[A;J,CT5,5];
```

```
end
```

```
% display ('Hélice 11x5_7.5')
```

```
Jstart=min(k(:,1));
```

```
Jstep=0.25;
```

```
Jend=max(k(:,1));
```

```
for J=Jstart:Jstep:Jend;
```

```
CT7.5=CoefCT7.5(1)*J^6+CoefCT7.5(2)*J^5+CoefCT7.5(3)*J^4+CoefCT7.5(4)*J^3+CoefCT7.5(5)*J^2+CoefCT7.5(6)*J^1+CoefCT7.5(7);
```

```
A=[A;J,CT7.5,7.5];
```

```
end
```

```
% display ('Hélice 11x5_10')
```

```
Jstart=min(u(:,1));
```

```
Jstep=0.25;
```

```
Jend=max(u(:,1));
```

```
for J=Jstart:Jstep:Jend
```

```
CT10=CoefCT10(1)*J^6+CoefCT10(2)*J^5+CoefCT10(3)*J^4+CoefCT10(4)*J^3+CoefCT10(5)*J^2+CoefCT10(6)*J^1+CoefCT10(7);
```

```
A=[A;J,CT10,10];
```

```
end
```

```
A;
```

```
Y = [];
```

```
[n,m] = size(A);
```

```
Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3];
```

```
COEFctt = inv(Y'*Y+0.0*eye(my))*Y'*A(:,2)
```

```
Z = Y*COEFctt;
```

```

ERROR = Z - A(:,2);

ErroMedioCT=mean(abs(ERROR))

Emax_CT = max(abs(ERROR))

l = Jstart:Jstep:Jend;

RPM = 2.5:0.1:10; % Rotações do Hélice

for i=1:length(l);
    for j=1:length(RPM);

        func(i,j) = (COEFctt(1) + COEFctt(2)*l(i) + COEFctt(3)*RPM(j) + COEFctt(4)*(l(i)*RPM(j)) + COEFctt(5)*(l(i)^2) +
COEFctt(6)*(RPM(j)^2) + COEFctt(7)*(l(i)^2*RPM(j)^2) + COEFctt(8)*(l(i)^3) + COEFctt(9)*(RPM(j)^3));

    end
end

COEFCT_Re=COEFctt;

% save COEFCT_Re;

figure(5)
surf(l,RPM,func')
title('apcsp 11x5.5')
xlabel('V [m/s]')
ylabel('T [N]')
zlabel('Pelec [W]')
axis vis3d

clear A Y n m ny my Z ERROR l i j

%##### function meansquare CP_Re()#####

A=[];

% display ('Hélice 11x5_2.5')

Jstart=min(x(:, 1));
Jstep=0.25;
Jend=max(x(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend;

CP2.5=CoefCP2.5(1)*J^6+CoefCP2.5(2)*J^5+CoefCP2.5(3)*J^4+CoefCP2.5(4)*J^3+CoefCP2.5(5)*J^2+CoefCP2.5(6)*J^1+Coef
CP2.5(7);
%CP2.5=CoefCP2.5(1)*J^3+CoefCP2.5(2)*J^2+CoefCP2.5(3)*J^1+CoefCP2.5(4);
A=[A;J,CP2.5,2.5];

end

% display ('Hélice 11x5_5')

Jstart=min(y(:, 1));
Jstep=0.25;
Jend=max(y(:, 1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

    CP5=CoefCP5(1)*J^6+CoefCP5(2)*J^5+CoefCP5(3)*J^4+CoefCP5(4)*J^3+CoefCP5(5)*J^2+CoefCP5(6)*J^1+CoefCP5(7);
    %CP5=CoefCP5(1)*J^3+CoefCP5(2)*J^2+CoefCP5(3)*J^1+CoefCP5(4);

    A=[A;J,CP5,5];

end

```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```
% display ('Hélice 11x5_7.5')

Jstart=min(k(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(k(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CP7.5=CoefCP7.5(1)*J^6+CoefCP7.5(2)*J^5+CoefCP7.5(3)*J^4+CoefCP7.5(4)*J^3+CoefCP7.5(5)*J^2+CoefCP7.5(6)*J+Coef
CP7.5(7);

    %CP7.5=CoefCP7.5(1)*J^3+CoefCP7.5(2)*J^2+CoefCP7.5(3)*J+CoefCP7.5(4);

    A=[A;J,CP7.5,7.5];

end

% display ('Hélice 11x5_10')

Jstart=min(u(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

CP10=CoefCP10(1)*J^6+CoefCP10(2)*J^5+CoefCP10(3)*J^4+CoefCP10(4)*J^3+CoefCP10(5)*J^2+CoefCP10(6)*J+CoefCP1
0(7);

    %CP10=CoefCP10(1)*J^3+CoefCP10(2)*J^2+CoefCP10(3)*J+CoefCP10(4);

    A=[A;J,CP10,10];

end

A;

Y = [];

[n,m] = size(A);

Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3 ];

%Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2 A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3 A(:,1).^3.*A(:,3).^3 A(:,1).^4
A(:,3).^4];[ny,my] = size(Y);

COEFcpp = inv(Y*Y+0.0*eye(my))*Y*A(:,2)

Z = Y*COEFcpp;

ERROR = Z - A(:,2);

ErroMedioCP=mean(abs(ERROR))

Emax_CP = max(abs(ERROR))

l = Jstart:Jstep:Jend;

RPM = 2.5:0.1:10; % Rotações do Hélice

for i=1:length(l)
    for j=1:length(RPM)
```

```

func(i,j) = (COEFcpp(1) + COEFcpp(2)*l(i) + COEFcpp(3)*RPM(j) + COEFcpp(4)*l(i)*RPM(j)) + COEFcpp(5)*l(i)^2 +
COEFcpp(6)*(RPM(j)^2) + COEFcpp(7)*l(i)^2*RPM(j)^2 + COEFcpp(8)*l(i)^3 + COEFcpp(9)*(RPM(j)^3));

end
end

COEFCP_Re=COEFcpp;

% save COEFCP_Re;

figure(6)
surf(l,RPM,func')
title('apcsp 11x5.5')
xlabel('V [m/s]')
ylabel('T [N]')
zlabel('fa')
axis vis3d

clear A Y n m ny my Z ERROR l i j

##### function meansquare ETA_Re() #####

A=[];

% display ('Hélice 11x5_2.5')

Jstart=min(x(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(x(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

%
ETA2.5=CoefETA2.5(1)*J^6+CoefETA2.5(2)*J^5+CoefETA2.5(3)*J^4+CoefETA2.5(4)*J^3+CoefETA2.5(5)*J^2+CoefETA2.5(6)*J
^1+CoefETA2.5(7);

ETA2.5=CoefETA2.5(1)*J^3+CoefETA2.5(2)*J^2+CoefETA2.5(3)*J^1+CoefETA2.5(4);

A=[A;J,ETA2.5,2.5];

end

% display ('Hélice 11x5_5')

Jstart=min(y(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(y(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

%
ETA5=CoefETA5(1)*J^6+CoefETA5(2)*J^5+CoefETA5(3)*J^4+CoefETA5(4)*J^3+CoefETA5(5)*J^2+CoefETA5(6)*J^1+CoefETA
5(7);

ETA5=CoefETA5(1)*J^3+CoefETA5(2)*J^2+CoefETA5(3)*J^1+CoefETA5(4);

A=[A;J,ETA5,5];

end

% display ('Hélice 11x5_7.5')

Jstart=min(k(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(k(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

```

Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Elétricos

```
%
ETA7.5=CoefETA7.5(1)*J^6+CoefETA7.5(2)*J^5+CoefETA7.5(3)*J^4+CoefETA7.5(4)*J^3+CoefETA7.5(5)*J^2+CoefETA7.5(6)*J
^1+CoefETA7.5(7);

ETA7.5=CoefETA7.5(1)*J^3+CoefETA7.5(2)*J^2+CoefETA7.5(3)*J^1+CoefETA7.5(4);

A=[A;J,ETA7.5,7.5];

end

% display ('Hélice 11x5_10')

Jstart=min(u(:,1));
Jstep=0.25;
Jend=max(u(:,1));

for J=Jstart:Jstep:Jend

%
ETA10=CoefETA10(1)*J^6+CoefETA10(2)*J^5+CoefETA10(3)*J^4+CoefETA10(4)*J^3+CoefETA10(5)*J^2+CoefETA10(6)*J^1+
CoefETA10(7);

ETA10=CoefETA10(1)*J^3+CoefETA10(2)*J^2+CoefETA10(3)*J^1+CoefETA10(4);

    A=[A;J,ETA10,10];

end

A;

Y = [];

[n,m] = size(A);

Y = [Y;ones(n,1) A(:,1) A(:,3) A(:,1).*A(:,3) A(:,1).^2 A(:,3).^2];%A(:,1).^2.*A(:,3).^2 A(:,1).^3 A(:,3).^3

COEFeta = inv(Y*Y+0.0*eye(my))*Y*A(:,2)

Z = Y*COEFeta;

ERROR = Z - A(:,2);

ErroMedioeta=mean(abs(ERROR))

Emax_ETA = max(abs(ERROR))

l = Jstart:Jstep:Jend;

RPM = 2.5:0.1:10; % Limites Rotações do Hélice

for i=1:length(l);
    for j=1:length(RPM);

        func(i,j) = (COEFeta(1) + COEFeta(2)*l(i) + COEFeta(3)*RPM(j) + COEFeta(4)*(l(i)*RPM(j)) + COEFeta(5)*(l(i)^2) +
COEFeta(6)*(RPM(j)^2));%+ COEFeta(7)*(l(i)^2*RPM(j)^2)+ COEFeta(8)*(l(i)^3) + COEFeta(9)*(RPM(j)^3)

    end
end

COEFETA_Re=COEFeta;

% save COEFETA_Re;

figure(7)
surf(l,RPM,func)
title('apcsp 11x5.5')
```

```
xlabel('V [m/s]')
ylabel('T [N]')
zlabel('fa1')
axis vis3d

clear A Y n m ny my Z ERROR I i j

% Escrever Coeficientes em formato .txt

dlmwrite('11x5.5_Coef_Pelec.txt', COEFctt, 'precision', '%.10e', 'newline', 'pc')

dlmwrite('11x5.5_Coef_fa.txt', COEFcpp, 'precision', '%.10e', 'newline', 'pc')

dlmwrite('11x5.5_Coef_fa1.txt', COEFeta, 'precision', '%.10e', 'newline', 'pc')

end
```

C - Desenhos Técnicos das peças do sistema mecânico de alteração do passo da hélice fabricadas na Universidade da Beira Interior.

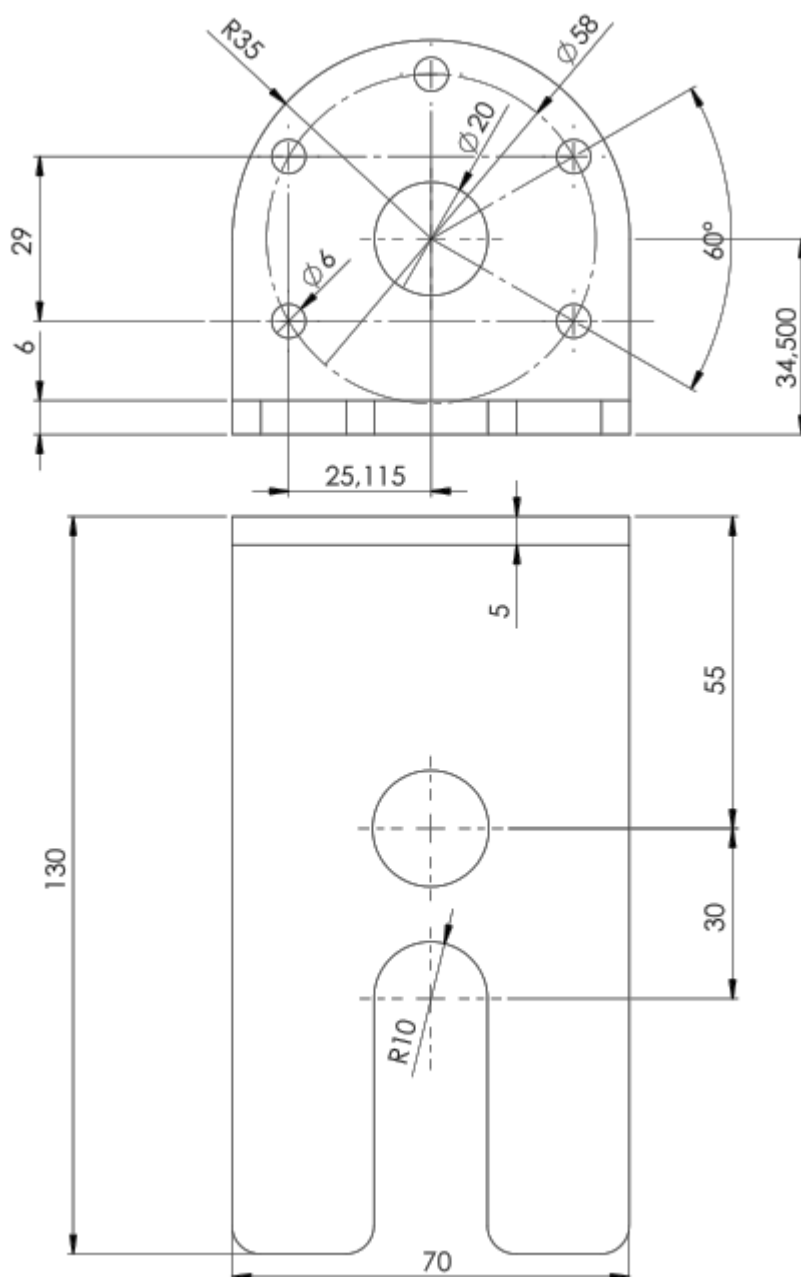


Figura C a) - Banco de ensaios de motores elétricos.

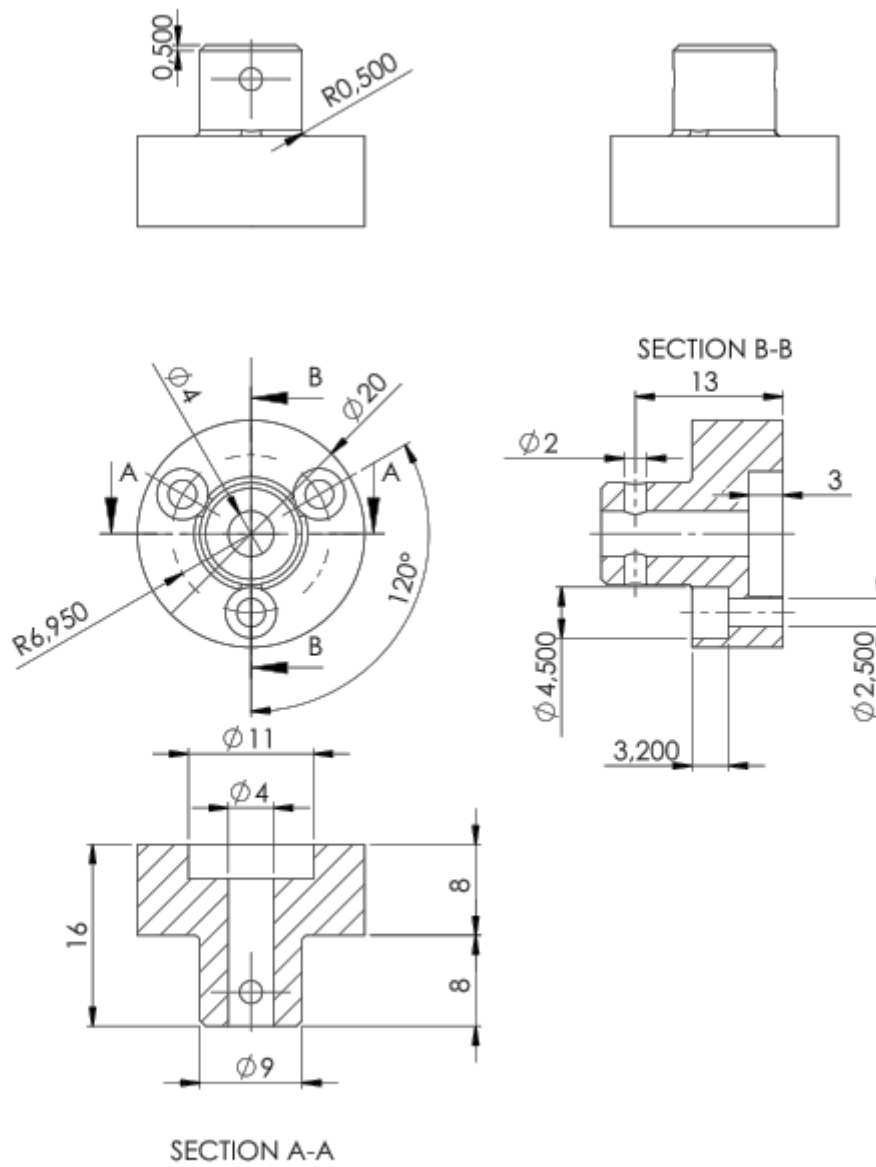


Figura C b) - Eixo do sistema mecânico de Passo Variável.

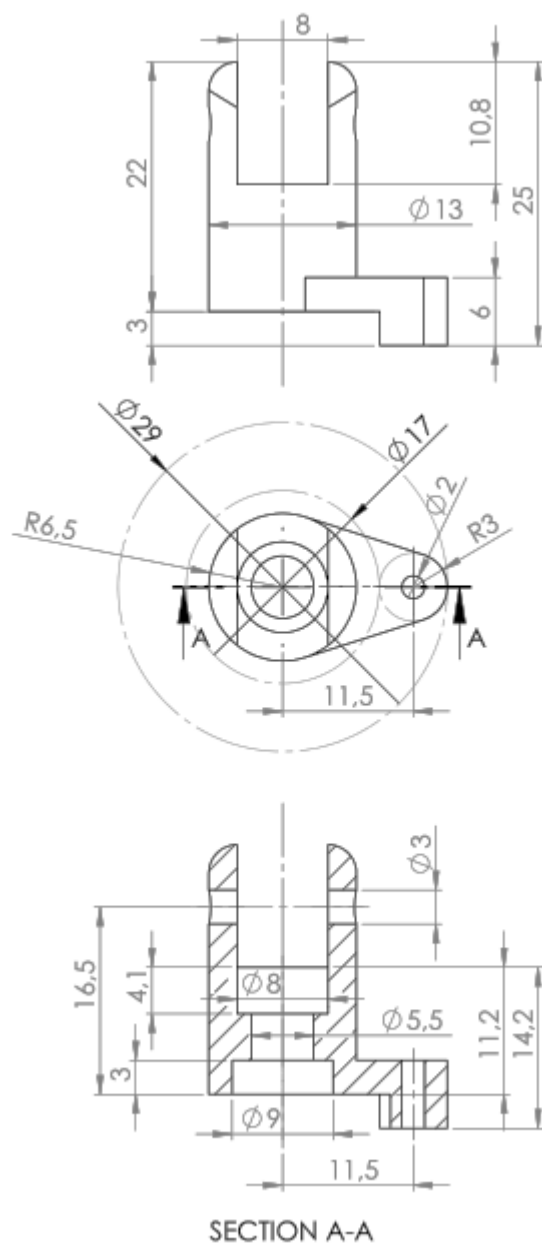


Figura C c) - Suporte da Pá do sistema mecânico de Passo Variável.