



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

Desenvolvimento de uma bancada de testes para determinação do desempenho de hélices para UAV Classe 1_150 quilos

Rui Pedro Melo Mendes

Aspirante a Oficial-Aluno/Piloto Aviador 138533-L

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

Júri

Presidente: COR/ENGAER/082273-G José Manuel Freitas Santiago
Orientador: TCOR/ENGAER/112090-F Carlos Baptista Pereira da Silva
Coorientador: MAJ/TMAEQ/123650-E Paula Alexandra Veiga Gonçalves
Vogal: MAJ/ENGAER/129905-A Luis Filipe da Silva Félix

Sintra, junho de 2018

Agradecimentos

Para além do esforço individual presente na realização deste trabalho, houve um significativo número de pessoas, que sem elas não era de todo possível alcançar os objetivos traçados inicialmente. Por essa razão, deixo umas sentidas palavras de agradecimento:

Ao meu orientador, Tenente-Coronel Carlos Silva, pela disponibilidade, exigência, conhecimentos transmitidos e pelo constante incentivo à valorização do trabalho.

À minha coorientadora, Major Paula Gonçalves, que desde o primeiro dia em que assumi este trabalho, demonstrou disponibilidade total, tendo sido a sua exigência e rigor incutido, determinantes para a realização do mesmo.

Ao Major Aurélio Santos e ao Major Luis Félix, pela total disponibilidade em ajudar-me com o seu conhecimento teórico e prático, desde o primeiro dia em que comecei o desenvolvimento da bancada de testes no CIAFA.

Ao Capitão Tiago Oliveira, pelo auxílio fundamental na programação do *software* em MatLab, bem como os conhecimentos e a experiência transmitida.

Ao Tenente Diogo Silva, pelos ensinamentos e auxílio na programação da placa arduíno e da estrutura base do *software* MatLab. A sua disponibilidade em transmitir-me o seu conhecimento sobre esta área, foram determinantes para a realização do mesmo.

A todos elementos do CIAFA, particularmente ao Sargento-Chefe Santos e ao Sargento-Ajudante Fernandes pelo auxílio prestado no decorrer dos testes práticos e por todas as sugestões transmitidas. Um agradecimento especial ao Sargento-Ajudante Mendes, pelo vasto número de horas despendidas na elaboração da bancada e na realização dos testes, que para além da conclusão destas tarefas com sucesso, o conhecimento partilhado é algo que vou levar para a vida.

Ao meu curso, Jokers, pois são eles que há cinco anos partilham o mesmo voo que eu, que embora longo, se tenha passado da melhor forma.

Por último, mas a razão de tudo isto ser possível, quem está sempre nos bons e nos maus momentos e quem me dá força todos os dias para continuar nesta caminhada: a minha família e amigos, em especial, à minha Mãe, ao meu Pai e à minha Irmã. Um último agradecimento particular, à Camila Fernandes, pelo amor, carinho e força que me transmite diariamente, mesmo com a minha ausência.

Resumo

O avanço tecnológico e aumento da exigência operacional nas missões realizadas com as aeronaves não tripuladas, fez com que o Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), necessitasse de acompanhar essa evolução. Se no passado, a missão principal do Centro passava por aprimorar o desenvolvimento, a construção, e operação dos UAV, sendo já bastante consistente nessas áreas, atualmente o foco principal centra-se no desenvolvimento de sistemas aviônicos, de modo a dotá-los de uma maior capacidade operacional. No entanto este avanço não é materializado na operação, se a performance da aeronave não for considerada.

Presentemente, o UAV ANTEX-X03 é a aeronave não tripulada operacional da Força Aérea de maiores dimensões, no entanto não existem estudos referentes ao desempenho do sistema propulsivo do ANTEX-X03, e mais propriamente dos hélices pertencentes a esta classe de UAV. Não existindo previamente nenhuma ferramenta para este efeito, surgiu o tema desta dissertação: o desenvolvimento de uma bancada de testes para determinar o desempenho de hélices para UAV classe 1 de 150 quilos.

Na presente dissertação foi levada a cabo uma metodologia que consistiu na realização de testes estáticos e dinâmicos em túnel de vento com diferentes hélices, a fim de se obterem dados para a criação de gráficos de desempenho. Através da análise comparativa dos resultados obtidos, foi possível verificar a fiabilidade da bancada desenvolvida, o que ainda permitiu que fosse determinado o conjunto de hélices, que oferecem melhor desempenho a um certo sistema propulsivo de um UAV de 150 quilos. Tendo sido usado o UAV ANTEX-X03 e o seu motor como ferramentas de estudo, foi também seleccionado, entre os hélices testados, o melhor para nele operar.

Palavras-chave: Bancada de testes; Motor; Hélice; UAV.

Abstract

The technologic advances and the operational requirements of the missions currently carried out by unmanned aircraft, made it necessary for the Air Force Academy's Research Center to follow that evolution. In the past, the main mission of this center was to improve the development, construction and operation of UAV. Since they are already consistent in these areas, the main focus today is on the development of avionic systems, in order to provide greater operational capacity. However, this advance cannot yield benefits, if the performance of the aircraft is not taken into account. Nowadays, the ANTEX-X03 UAV is the largest operational unmanned aircraft in the Portuguese air fleet. However there are no studies regarding the performance of the propulsive motor system of the ANTEX-X03, and more precisely, the propellers belonging to this class of UAV. There was no test bench where it was possible to test propellers belongs to this class of UAV, so the theme of this dissertation arose: the development of a bench of tests to determine the performance of propellers for Class 1 UAV of 150 kilos.

In the present dissertation, a methodology was employed that consists of performing both static and dynamic wind tunnel tests with different propellers, in order to obtain data for the creation of performance charts. Through the comparative analysis of the results obtained, it was possible to verify the reliability of the developed test bench, which allowed to establish which set of propellers offer better performance to a certain motor-propulsive system of an UAV of 150 kilos. Since the ANTEX-X03 UAV and its engine were used as study tools, the best propeller from among those tested was selected for its operation.

Keywords: *Test bench; Engine; Propeller; UAV.*

Índice

Índice de Figuras	xiii
Índice de Tabelas	xvii
Lista de Abreviaturas	xix
Capítulo 1. Introdução.....	1
1.1 Contextualização.....	2
1.2 Âmbito, motivação e problemática.....	3
1.3 Objetivo da dissertação	4
1.4 Problema de investigação, pergunta de partida	6
1.5 Metodologia e estrutura da dissertação.....	6
Capítulo 2. Revisão de Literatura.....	9
2.1 Evolução dos UAS no Mundo.....	10
2.2 UAS na FA.....	14
2.3 Sistema de propulsão dos UAS.....	16
2.3.1 Motor Alternativo.....	16
2.3.2 Hélices	20
2.4 Métodos de análise de performance dos hélices em UAV	29
2.4.1 Car-Top Test Module	29
2.4.2 <i>Design of an Apparatus for Wind Tunnel Tests of Electric UAV propulsion systems</i>	30
2.4.3 Banco de Ensaios de Motores de UAV's SBE-VIEW v.1.....	32
Capítulo 3. Metodologia	35
3.1 Metodologia dos testes.....	36
3.2 Desenvolvimento da bancada de testes	38
3.2.1 Construção da bancada de testes	38
3.2.2 <i>Hardware de Aquisição de Dados;</i>	42

3.3	Software de Aquisição de dados	46
3.3.1	Arduíno	47
3.3.2	MatLab.....	48
3.4	Testes Estáticos e Dinâmicos.....	50
3.4.1	Testes Estáticos.....	50
3.4.2	Testes Dinâmicos	51
3.5	Elaboração de gráficos de desempenho e análise de resultados.....	51
3.5.1	Testes Estáticos.....	51
3.5.2	Testes Dinâmicos	52
Capítulo 4.	Ensaaios Estáticos e Dinâmicos.....	53
4.1	Ensaaios Estáticos	54
4.1.1	Ensaaios de Aferição de Erro de Repetibilidade/Erro associado a diferentes condições meteorológicas;	56
4.1.2	Hélice 32x16 (Tri-pá)	59
4.1.3	Hélice 36x16	60
4.1.4	Hélice 36x18	61
4.1.5	Hélice 38x14	62
4.1.6	Hélice 38x16	64
4.1.7	Hélice 38x18	65
4.1.8	Análise comparativa dos diferentes hélices	66
4.2	Ensaaios dinâmicos.....	69
4.2.1	Hélice 32x16	70
4.2.2	Hélice 36x16	71
4.2.3	Hélice 36x18	72
4.2.4	Hélice 38x14	73
4.2.5	Hélice 38x16	74
4.3	Coeficiente de Força, Potência e gráfico de Eficiência.....	75

4.3.1	Coeficiente de Força	75
4.3.2	Coeficiente de Potência	76
4.3.3	Gráfico de Eficiência	77
4.4	Análise comparativa dos resultados obtidos.....	79
Capítulo 5.	Conclusões	83
5.1	Síntese da Dissertação	84
5.2	Limitações	85
5.3	Perspetivas para trabalhos futuros	87
	Referências Bibliográficas	89
	Anexos.....	93

Índice de Figuras

Figura 1.1 - Aeronave e sistema de propulsão da investigação	5
Figura 2.1 - Componentes de um UAS, adaptado de (JAPCC, 2010)	12
Figura 2.2 - Interior do cilindro de um motor de combustão interna, adaptado de (CAE Oxford Aviation Academy, 2015).....	17
Figura 2.3 - Diferentes secções de um cilindro de um motor de combustão interna, adaptado de (CAE Oxford Aviation Academy, 2015).....	18
Figura 2.4 - Composição da pá do hélice	20
Figura 2.5 - Terminologia de um hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003).....	20
Figura 2.6 – Ângulo da pá, adaptado de (Oxford Aviation Academy, 2008)	21
Figura 2.7 - “Linha” espiral percorrida pelas pás do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)	21
Figura 2.8 - Torção da pá do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003).....	22
Figura 2.9 - Variação da força propulsiva ao longo do hélice com a torção da pá, adaptado de (Nordian AS, 2003)	22
Figura 2.10 - Velocidade do fluxo de ar através do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)	23
Figura 2.11 - Ângulo de ataque e ângulo da pá do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)	23
Figura 2.12 - Passo do hélice, adptado de (Nordian AS, 2003)	24
Figura 2.13 - Passo geométrico do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)	24
Figura 2.14 - Forças que atuam na pá de um hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)	24
Figura 2.15 - Eficiência do hélice com a variação do ângulo da pá do hélice, adaptado de (Oxford Aviation Academy, 2008)	25
Figura 2.16 - Comportamento típico das curvas de C_t em função do J , adaptado de (Spakovszky, 2009)	27
Figura 2.17 - Comportamento típico das curvas de C_t em função do J , adaptado de (Spakovszky, 2009).	28
Figura 2.18 - Comportamento típico das curvas de eficiência em função do J , retirado de (Spakovszky, 2009).	28

Figura 2.19 - Composição da bancada de testes do módulo PUPI, adaptado de (Chaney et al., 2014)	30
Figura 2.20 - Esquema do suporte principal da bancada de testes, adaptado de (Borges, 2015).....	31
Figura 2.21 - Instalação da bancada de testes, na câmara de testes, adaptado de (Borges, 2015).....	31
Figura 3.1 – Estrutura da metodologia utilizada na presente dissertação.....	37
Figura 3.2 – À esquerda a primeira placa – Placa 1 (livre de rodar), ao lado direito a segunda placa – Placa 2 (fixa)	39
Figura 3.3 – À esquerda as duas placas adjacentes, à direita o exemplo de um dos quatro furos com o parafuso e rolamento	40
Figura 3.4 – Imagens representativas da montagem do braço do sensor de binário	40
Figura 3.5 – Desenho da terceira placa da bancada de testes.....	41
Figura 3.6 - Constituição final da bancada de testes	41
Figura 3.7 – Dimensões e desenho do sensor de força adquirido, adaptado de (Richmond Industries, 2018).....	42
Figura 3.8 – Imagem demonstrativa do posicionamento do sensor de RPM.....	43
Figura 3.9 – Placa Arduíno Uno e respetivas ligações	44
Figura 3.10 – Fonte de Alimentação (TTI EL302D)	45
Figura 3.11 – Osciloscópio (Tektronix TDS 2024C).....	45
Figura 3.12 – Medidor de frequência (HP53181)	46
Figura 3.13 – Servo-motor (HiTec HS-5345MG)	46
Figura 3.14 – Excerto do código do <i>software</i> Matlab.....	49
Figura 3.15 – À esquerda janela de leitura de dados em tempo real, à direita janela de cálculo dos <i>offsets</i>	50
Figura 3.16 – Excerto do código em MatLab, respeitante à aproximação polinomial	52
Figura 4.1 - Gráfico de força e binário, do hélice 28x21	55
Figura 4.2 - Gráfico de força e de binário, dos dois hélices 38x16	56
Figura 4.3 - Gráfico de força e de binário, dos dois hélices 36x16	58
Figura 4.4 - Gráfico de força e binário, do hélice 32x16	59
Figura 4.5 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x16	60
Figura 4.6 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x18	61

Figura 4.7 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x14	63
Figura 4.8 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x16	64
Figura 4.9 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x18	65
Figura 4.10 - Gráfico de força e binário, do hélice 32x16	70
Figura 4.11 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x16	71
Figura 4.12 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x18	72
Figura 4.13 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x14	73
Figura 4.14 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x16	74
Figura 4.15 - Curvas do coeficiente de força dos diferentes hélices.....	76
Figura 4.16 - Curvas do coeficiente de potência dos diferentes hélices	77
Figura 4.17 - Gráfico de eficiência dos diferentes hélices testados	78
Figura 4.18 - Gráfico comparativo das diferentes curvas de força nos ensaios dinâmicos.....	80

Índice de Tabelas

Tabela 2-1 – Tabela classificativa dos UAS NATO, <i>adaptado de (JAPCC, 2010)</i> ... 14	14
Tabela 2-2 – Características dos UAV do PITVANT, adaptado de (Morgado, & Sousa,2015). 15	15
Tabela 2-3 - Descrição do ciclo de Otto, adaptado de (CAE Oxford Aviation Academy, 2015) 19	19
Tabela 3-1 – Calibração dos sensores de força utilizados, retirado de (Richmond Industries, 2017)..... 42	42
Tabela 4-1 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 28x21..... 56	56
Tabela 4-2 - Valores obtidos em teste, dos dois hélices 38x16, testados em instantes diferentes..... 57	57
Tabela 4-3 - Valores obtidos em teste, dos dois hélices 36x16, testados em condições meteorológicas diferentes..... 58	58
Tabela 4-4 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 32x16..... 60	60
Tabela 4-5 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 36x16..... 61	61
Tabela 4-6 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 36x18..... 62	62
Tabela 4-7 - Valores obtidos em teste e valores teóricos do hélice 38x14..... 63	63
Tabela 4-8 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 38x16..... 64	64
Tabela 4-9 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 38x18..... 66	66
Tabela 4-10 – Valores máximos de força debitada pelos diferentes hélices..... 68	68
Tabela 4-11 – Valores máximos de binário debitado pelos diferentes hélices 69	69
Tabela 4-12 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 32x16 71	71
Tabela 4-13 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 36x16.... 72	72
Tabela 4-14 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 36x18.... 73	73
Tabela 4-15 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 38x14.... 74	74
Tabela 4-16 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 38x16.... 75	75
Tabela 4-17 - Valores de eficiência em função do J dos diferentes hélices...79	79
Tabela 4-18 – Valores máximos de força, obtidos nos testes estáticos 80	80
Tabela 4-19 - Valores máximos de binário, obtidos nos testes estáticos 80	80
Tabela 4-20 - Valores de força obtidos nos ensaios dinâmicos.....81	81
Tabela 4-21 - Valores de eficiência em função do J dos diferentes hélices..... ..81	81

Lista de Abreviaturas

AFA	Academia da Força Aérea
AGL	<i>Above Ground Level</i>
BDC	<i>Bottom Dead Centre</i>
BHP	<i>Brake Horse Power</i>
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
CIDIFA	Centro de Investigação, Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea
DARO	<i>Defense Airborne Reconnaissance Office</i>
ESC	<i>Electronic Speed Control</i>
FA	Força Aérea
FEUP	Faculdade de Engenharia do Porto
HALE	<i>High-Altitude Long Endurance</i>
ISR	<i>Intelligence, Surveillance and Reconnaissance</i>
JAPCC	<i>Joint Air Power Competence Centre</i>
LABAER	Laboratório Aeronáutico
MALE	<i>Medium-Altitude Long Endurance</i>
MDN	Ministério da Defesa Nacional
MSL	<i>Mean Seal Level</i>
MTOW	<i>Maximum Take-off Weight</i>
NATO	<i>North Atlantic Treaty Organization</i>
NI	<i>National Instruments</i>
PITVANT	Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados

PUPI *Propulsive Unloading Performance Indicator*

RPM *Revolutions per minute*

SAR *Search and Rescue*

SATCOM *Satellite Communications*

TACP *Tactical Air Control Party*

TDC *Top Dead Centre*

UAV *Unmanned Aerial Vehicle*

UAS *Unmanned Aerial Systems*

WSC *Washington State University*

Capítulo 1. Introdução

Este capítulo introdutório irá abordar os principais aspectos relativos à formulação do tema desta dissertação. Inicialmente será feita uma contextualização relativa ao tema em questão, de seguida, um levantamento da problemática que levou à escolha do presente tema, e serão abordados os objetivos que visam solucionar essa mesma problemática. Por último, será apresentada a metodologia e a estruturação da dissertação, de forma a alcançar os objetivos.

1.1 Contextualização

Atualmente, com o exponencial avanço tecnológico, a aviação militar portuguesa viu-se assim obrigada a seguir o caminho natural da aviação militar internacional e investir também no mundo dos sistemas aéreos não tripulados (*Unmanned Aerial Systems – UAS*). Comparando a realidade da Força Aérea (FA) com outras Forças Aéreas, como a dos Estados- Unidos da América, da Rússia ou de Israel, podemos observar uma grande discrepância a nível tecnológico, no entanto, tem de se ter em atenção as diferentes realidades e os diferentes tipos de objetivos das missões das respectivas Forças Aéreas. Não obstante, a Força Aérea Portuguesa tem vindo a desenvolver um trabalho consistente nesta área.

Com a criação do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), em 2008, foi desenvolvido o Projeto de Investigação e Desenvolvimento em Veículos Não Tripulados (PITVANT), projeto esse que serviu para dar os primeiros passos no mundo dos UAS, tendo terminado no ano de 2015. Esse projeto tinha como principais objetivos desenvolver tecnologias em diversas áreas, tais como: projeto, construção e teste de plataformas de pequena e média dimensão; controlo cooperativo de vários veículos com iniciativa mista; interoperabilidade de sistemas; sistemas de visão avançados; fusão de dados e desenvolvimento de sistemas de navegação (Morgado & Sousa, 2009). Para além destes objetivos, houve também a preocupação de formar pessoal para a operação destes sistemas (Morgado & Sousa, 2009). Em 2015, o CIAFA, migrou parte das suas valências para o então criado Centro de Investigação, Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea Portuguesa (CIDIFA). Desde aí, têm sido desenvolvidos vários projetos realizados em parceria com empresas e universidades civis (Caetano, 2016).

A integração de sistemas como: piloto automático; sistemas de comunicações; sistemas de navegação; câmaras e sensores com a capacidade de partilha de vídeo em tempo real, entre aeronaves tripuladas, UAS e navios; sistemas de *Satellite Communications* (SatCom); sistemas de *Search and Rescue* (SAR) veio dotar estes UAV a capacidade de a médio prazo serem empregues em missões de vigilância marítima e de busca e salvamento (Caetano, 2016). No entanto, pouco vale possuir um sistema muito evoluído tecnologicamente, se ao nível aerodinâmico e de desempenho do meio aéreo, não acompanhar essa evolução, não podendo assim

retirar partido dos sistemas que tem a seu dispor. É propósito deste trabalho incidir nessa área, mais especificamente no desenvolvimento de uma ferramenta que permitirá o estudo do desempenho de hélices para UAV classe 1. Através dos testes que irão ser realizados, veremos que o hélice é um componente fundamental de um sistema motor-propulsor, que mudando apenas o passo ou o diâmetro do mesmo, poder-se-ão obter diferentes desempenhos, estando assim diretamente ligado à operação da aeronave no qual está aplicado.

No passado, já foram realizados outros estudos aplicados a sistemas propulsivos de UAV, como é exemplo a dissertação desenvolvida com o objetivo de caracterizar o sistema de propulsão do UAV ANTEX-X02 (Pereira, 2015). Embora nesse estudo tenha sido possível determinar qual o sistema de propulsão mais indicado para a operação do UAV em questão, apenas a estrutura do trabalho poderá ser utilizada como orientação na presente investigação, sendo necessário ter sempre em atenção as diferenças referentes às dimensões das plataformas, originando resultados e conclusões diferentes.

1.2 Âmbito, motivação e problemática

A tese de dissertação de mestrado consiste no desenvolvimento de uma bancada de testes onde seja possível avaliar o desempenho de diversos hélices usados por UAV de classe 1 de 150 quilos. Este estudo vai permitir ao CIAFA criar uma base sustentável de conhecimento referente aos hélices que tem a seu dispor para esta classe de UAV e assim, possuir as ferramentas necessárias para aferir consoante o seu desempenho, qual o melhor conjunto para os diversos tipos de missão. Sendo do âmbito da área de Tecnologias Aeronáuticas, irá permitir também um forte desenvolvimento ao nível de conhecimento teórico e prático de todo o funcionamento e comportamento de hélices com características diferentes. Sendo materializado, primeiramente, por uma investigação teórica para determinar as metodologias a utilizar na realização dos testes, assim como o processo de *procurement* dos diversos tipos de materiais, sensores, bancadas de ensaio e sistemas dos UAV. A componente prática assentará no desenvolvimento de uma bancada de testes, um *software* de aquisição de dados, a realização de ensaios

estáticos e dinâmicos em túnel de vento, e por fim, a elaboração e análise de gráficos de desempenho provenientes dos ensaios realizados.

1.3 Objetivo da dissertação

O objetivo desta investigação é o desenvolvimento de uma bancada de testes, com o intuito de permitir a realização de testes de desempenho de hélices a usar num UAV pertencente à classe 1 de 150 quilos. Para esse efeito foi necessário desenvolver uma bancada de testes que permitisse uma correta análise dos diversos hélices. Para além disso, vai ser utilizado o motor do UAV ANTEX-X03, o motor AR741 - 38 BHP, a fim de facultar aos seus operadores a informação adequada para escolherem o melhor sistema de propulsão tendo em consideração o regime de voo a que está sujeito.

A presente investigação tem como objetivo específico:

- Desenvolvimento de uma bancada de testes para determinação do desempenho de hélices para UAV classe 1 de 150 quilos;

O objeto de estudo da presente investigação, como já foi referido anteriormente, será o sistema de propulsão do UAV pertencente à classe 1 de 150 quilos, ANTEX-X03. O UAV ANTEX-X03 é atualmente a aeronave não tripulada com a maior envergadura e máximo peso à descolagem (*Maximum Take Off Weight – MTOW*) da FA, tem a capacidade de carga útil de 30 kg, uma autonomia de 5 horas, uma altitude máxima de 4,5 km, cerca de 15000 ft¹, tendo uma velocidade máxima de 150 km/h, cerca de 80 Kts². Esta aeronave tem a capacidade de desempenhar missões de *Intelligence, Surveillance and Reconnaissance (ISR)* para o apoio tático de tropas, missões de vigilância de perímetros, intervenção em situações de emergência como terremotos, cheias, poluição e guerra biológica e química, mapeamento de florestas e de zonas agrícolas, e ainda a possibilidade de colaborar na investigação científica. Devido à sua elevada autonomia e à sua capacidade de carga útil, pode ainda executar missões de vigilância marítima de grandes áreas e colaborar ainda na investigação científica na área da gravimetria (Morgado & Sousa, 2009).

¹ ft - feet

² Kts - knots

O sistema motor-propulsor do UAV ANTEX-X03 é constituído, entre outros sistemas, pelo motor e pela hélice. Este UAV tem instalado o motor AR741, da UAV Engines Ltd., é do tipo *Wankel*, com a capacidade de 208cc, com uma potência máxima de 38,5cv a uma rotação de 7,800 *Revolutions per minute* (RPM), pesando 10,7kgs com o gerador, que lhe está acoplado. O gerador fornece 28V de tensão de saída, tendo duas hipóteses de fornecimento de potência, uma de 900W e uma de 1500W (UAV Engines Ltd., 1999). Nesta investigação irão ser utilizadas seis hélices de dimensões diferentes: 32x16 (diâmetro x passo em polegadas); 36x16; 36x18; 38x14; 38x16; 38x18. A avaliação do desempenho dos diferentes conjuntos será obtida através de testes em túnel de vento, estáticos e dinâmicos.

Apesar de todas as características mencionadas em cima, respeitantes ao UAV e ao motor em questão, foram fornecidas, por parte das operações do CIAFA, condições iniciais do conjunto. Para além de valores de referência, assumem também um carácter limitativo para este estudo:

- Aeronave: ANTEX-X03
- Velocidade Cruzeiro: 60 Kts
- Peso: 150 Kgs
- Hélice: 38x16
- Regime RPM: 4300-4500 RPM

Na Figura 1.1, podemos observar a aeronave desta investigação, o seu sistema motor-propulsor e um exemplar de um possível hélice.

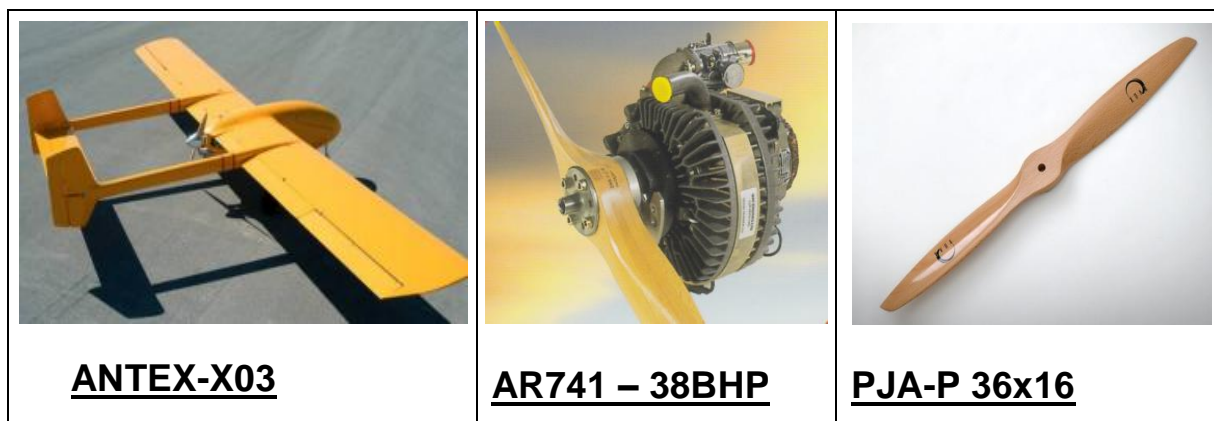


Figura 1.1 - Aeronave e sistema de propulsão da investigação

1.4 Problema de investigação, pergunta de partida

Sendo o principal objetivo desta dissertação o desenvolvimento de uma ferramenta adequada ao teste de hélices classe 1 de 150 quilos, o âmbito foi restringindo à realidade conhecida do ANTEX-X03, com dados de partida bem definidos (RPM, peso, velocidade). O objetivo só será atingido, se dentro do âmbito definido, for possível dar uma resposta a soluções de hélices. Para tal, a bancada teve de ser testada a fim de se provar ser fiável. Como linha condutora da presente investigação, foi elaborada uma pergunta de partida, para que no final seja possível através da resposta da mesma, desmitificar a problemática deste estudo.

Pergunta de partida

- Será possível validar a bancada de testes desenvolvida, para a realização de testes de desempenho de hélices de um UAV de classe 1 de 150 quilos?

1.5 Metodologia e estrutura da dissertação

A metodologia de investigação que será utilizada na presente dissertação de mestrado é a quantitativa.

Segundo Fortin (2003), “o método de investigação quantitativa é um processo sistemático de colheita de dados observáveis e quantificáveis. É baseado na observação de factos objetivos, de acontecimentos e de fenómenos que existem independentemente do investigador” (Fortin, 2003). Segundo Freixo (2009) “o método de investigação quantitativo tem por finalidade contribuir para o desenvolvimento e validação dos conhecimentos; oferece também a possibilidade de generalizar os resultados de prever e de controlar os acontecimentos” (Freixo, 2009). Neste tipo de metodologia, o investigador tem à sua disposição vários métodos, que poderá usar na sua investigação, acabando por escolher a que mais se adequa com os seus objetivos (Vilelas, 2009). O investigador estabelece ainda previamente, as hipóteses, as variáveis e o projeto de investigação, tendo sempre por base a validade dos resultados no controlo conceptual e técnico das variáveis em estudo (Baptista & Sousa, 2011). A metodologia quantitativa pode-se

caracterizar entre outras por: 1) Utilização do método experimental ou quasi-experimental; 2) Formulação de hipóteses que experimentem relações entre variáveis; 3) Explicação de fenómenos e estabelecimento de relações casuais (Baptista & Sousa, 2011).

Conforme referido anteriormente, a metodologia a utilizar nesta investigação será quantitativa uma vez que, se trata de um estudo baseado em testes práticos com o objetivo de chegar a valores finais concretos. Através dos mesmos, será possível validar a bancada desenvolvida para a aferição de hélices para UAV classe 1. Neste sentido, foi estabelecido um objetivo específico e elaborada uma pergunta de partida, que irão ser bases de apoio à condução da investigação de modo a alcançar o objetivo final. Os testes práticos consistirão na realização de testes estáticos e dinâmicos em túnel de vento, com o motor e os hélices anteriormente mencionados, para serem determinados os parâmetros correspondentes à caracterização de desempenho de hélices de UAV classe 1 de 150 quilos.

Esta dissertação assumirá uma estratégia do tipo indutivo, assente numa metodologia quantitativa. Pretende-se no final, chegar a uma conclusão proveniente de todos os testes elaborados, de forma a propor uma validação dos resultados numa abordagem futura.

O percurso metodológico delineado para a presente investigação compreende três fases:

FASE I

Nesta fase, será realizada uma revisão do estado da arte, através de consulta de bibliografia relevante e análise de estudos anteriores. Paralelamente será realizado o *procurement* dos sensores e materiais necessários à realização dos ensaios em túnel de vento, assim como o processo de aquisição.

FASE II

Esta fase compreende a construção da bancada de testes e o desenvolvimento do *software* de aquisição de dados. Após terminada essa tarefa, seguir-se-ão os testes experimentais, tanto a nível estático como dinâmico em túnel de vento.

FASE III

Na terceira e última fase, será efetuada a análise comparativa dos resultados obtidos nos testes realizados na parte prática, que confrontando-os com os dados de partida (ANTEX-X03) e com a teoria, poder-se-á validar ou não a bancada de testes. Caso a bancada demonstre fiabilidade, será possível propor a melhor opção de hélice para um UAV classe 1 de 150 quilos. Uma vez tendo sido usado o ANTEX como ferramenta de estudo, torna-se viável, através dos resultados obtidos, identificar o melhor hélice para esta aeronave em específico.

Capítulo 2. Revisão de Literatura

Neste capítulo serão abordados conceitos e temáticas teóricas essenciais para o desenvolvimento desta dissertação. Começando por uma contextualização histórica da origem dos UAV, exploram-se ainda, as temáticas relativas à composição do sistema de propulsão, assim como outros tópicos essenciais a um adequado suporte teórico para a realização deste trabalho.

2.1 Evolução dos UAS no Mundo

A ideia da criação de aviação não tripulada, surgiu por Thomas Edison, nos anos 90 do século XIX, quando Nikola Tesla promoveu o uso de corrente alternada na distribuição eléctrica, complementando assim o sistema de corrente direta, descoberto por Edison. No entanto, apesar das teorias iniciais, só Tesla teve algum sucesso quando criou os primeiros protótipos de torpedos controlados à distância. Elmer Sperry, beneficiando das teorias partilhadas com Nikola Tesla, conseguiu um contrato relacionado com a aviação não tripulada, em 1917 com a marinha dos EUA, para a criação dos primeiros modelos de torpedos voadores (Blom, 2010).

A primeira demonstração de que um avião era capaz de voar sozinho, deu-se em 1914, quando Elmer Sperry e Glenn Hammond Curtiss criaram e instalaram um giroscópio num avião, permitindo ao avião voar estabilizado sem a interveniência do piloto. Em 1917, Elmer Sperry aquando do contrato com a marinha dos EUA, desenvolveu seis aviões de teste não tripulados. Em 1918, também o exército dos EUA se juntou ao desenvolvimento de aviões não tripulados por intermédio de Charles Kettering, criador do motor de arranque dos motores dos automóveis. Naquele ano foram desenvolvidos 100 *Bug's*, avião desenvolvido por Kettering, cuja missão era descolar e, através de um limitador de conta rotações do hélice acoplado ao motor, o motor desligar-se-ia, atingindo assim um determinado alvo (Blom, 2010).

Com o final da primeira guerra mundial, a par do desinteresse dos EUA pela continuação do desenvolvimento da aviação mundial, a aviação não tripulada sofreu também uma estagnação na sua evolução. Os torpedos de Elmer Sperry eram o único objeto de estudo na altura. Só em 1930, surgiu novamente um interesse sério em avançar com a investigação dos UAV. Contrariamente, do lado dos ingleses, o período entre guerras, foi um período de forte desenvolvimento, construindo-se inúmeros UAV, especialmente para a sua utilização como bombas, chegando mesmo um dos seus projetos, a voar cerca de 180 quilómetros. No final dos anos 20, testaram os seus modelos nos desertos do Iraque (Blom, 2010).

Após este período, na segunda guerra mundial, foi dado um enorme salto no desenvolvimento dos UAV. Inicialmente, os aliados depararam-se com grandes dificuldades de aceitação por parte dos governos referente ao uso de UAV, no entanto, Reginald Denny, inventor do UAV RP-4, conseguiu convencer as forças

militares acerca da sua utilização. Esta aeronave não só foi usada para seguir trajetos, como também se tornou o primeiro UAV a fazer voos de reconhecimento. Não obstante, no outro lado da guerra, os alemães usavam a tecnologia não tripulada para desenvolverem os rockets V-1 e V-2 (Blom, 2010).

Após a segunda guerra mundial, os avanços foram ainda maiores, começando a aproximar-se do conceito de UAV que temos nos dias de hoje. Nos primeiros anos do período da guerra fria, anos 50 e 60, produziram-se UAV baseados em aeronaves reais, chegando a ser utilizado um helicóptero controlado remotamente para a utilização de munição real. Nesta altura começaram as primeiras questões quanto à possibilidade, de no futuro, os pilotos se tornarem obsoletos (Blom, 2010).

Nos anos finais da guerra do Vietname, os UAV realizaram as suas primeiras missões operacionais. Entre 1965 e 1975 foram feitas cerca de 3425 missões de reconhecimento (Blom, 2010).

Nos anos 80 e 90 o investimento no desenvolvimento dos UAV continuou a crescer, sendo um dos principais focos a sua utilização para *intelligence*, vigilância e reconhecimento (ISR) (Blom, 2010).

Nos anos 90 foi dada continuidade à presença de UAV em teatros de operações, uma vez mais, com o foco em missões de reconhecimento e *intelligence*. Houve uma forte participação do UAV *Pioneer*, usado por diferentes ramos das forças armadas norte-americanas na operação *Desert Storm*. Após este conflito, em 1995, surgiu um dos projetos de maior sucesso por parte dos EUA e também do resto do mundo, o nascimento do UAV *Predator*. Foi o primeiro UAV de *medium-altitude long endurance* (MALE), conseguindo operar entre os 3000 e os 25000 pés, por mais de 20 horas, tornando-se assim num sistema de excelência ao nível do reconhecimento (Blom, 2010).

No final dos anos 90, o *The Defense Airborne Reconnaissance Office* (DARO), dos EUA, focou-se no desenvolvimento de um UAV de *high-altitude long endurance* (HALE), e assim surgiu, em 1998, o *Global Hawk*. Este UAV, para além de voar a altitudes superiores, tem uma autonomia superior a 40 horas, estando em operação desde então até aos dias de hoje (Blom, 2010).

Com a entrada do século XXI, não só foram aperfeiçoados estes dois últimos sistemas, mas também introduzidos novos projetos, em particular sistemas de curto alcance. O desenvolvimento foi direcionado para a construção de pequenos UAV e

micro UAV, pois revelou-se ser uma mais-valia para ser usado pelas tropas mais avançadas no terreno em teatros de operações, como o caso dos *Tactical Air Control Party* (TACP) (Blom, 2010).

Nos anos 2000, era possível estruturar os UAV em diversas categorias de operação: micro UAV; pequeno alcance; médio alcance; longo alcance, estando elas diretamente relacionadas com o tipo de operação a desempenhar. Os UAV inicialmente usados para atingir alvos, treino de tiro de outras aeronaves, e reconhecimento, com o passar dos anos e com a transição para sistemas com capacidade ISR e de armamento, passaram a ser considerados como sistemas, compostos por diversos componentes, capazes de fornecer ao utilizador uma variedade enorme de tipos de informação e capacidade de operação em diversos tipos de missões. No seguimento desta evolução apostou-se em tornar as plataformas reutilizáveis. Por essa razão, atualmente são considerados *Unmanned Aerial Systems* (UAS) e não *Unmanned Aerial Vehicles*. No entanto, quando se refere a um determinado assunto somente relacionado com a aeronave em si, pode-se usar a designação de UAV.

Segundo a JAPCC (2010), Os UAS podem ser descritos como um conjunto de vários componentes interligados entre si (ver Figura 2.1): avião não tripulado; *Payload*; elemento humano; elementos de controlo; *data links*; elemento de suporte e utilizador do sistema.

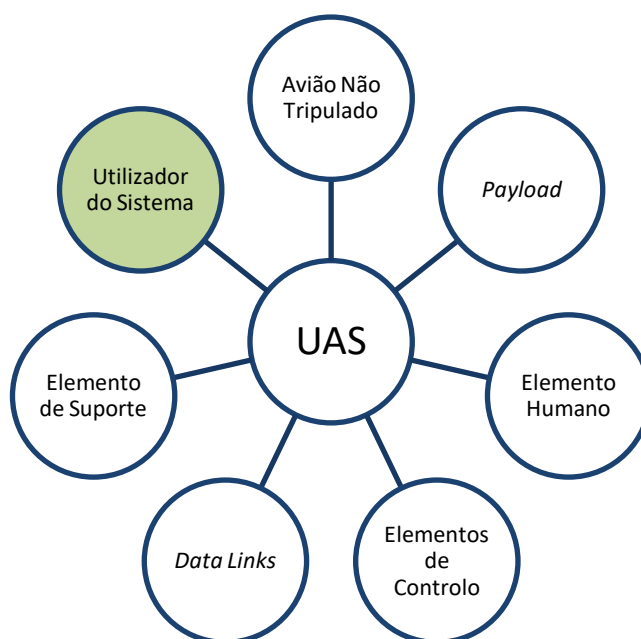


Figura 2.1 - Componentes de um UAS, adaptado de (JAPCC, 2010)

Analisando o conceito demonstrado na figura anterior, um UAS é um avião não tripulado uma vez que não existe nenhum piloto/operador a bordo da aeronave durante a sua operação. Em termos de *Payload*, um UAS pode ser equipado com diversos tipos de sensores, de SAR, *electro-optical* (EO), *infrared* (IR), entre outros relacionados com o reconhecimento aéreo e da capacidade de aquisição de informação. Para além de sensores, pode ter ainda equipamentos relacionados com as comunicações, ser equipado com armamento, seja de ataque ou defesa, e podem ainda ser usados como transporte de carga. Apesar do UAS não ser tripulado, o elemento humano é muito importante na operação dos sistemas, uma vez que, são pessoas que operam os sistemas e proporcionam toda a envolvente necessária à correta operação dos mesmos. As estações de controlo seja em terra, no mar ou no ar, permitem a execução e controlo da operação do UAS, por intermédio da sua tripulação. É através dos *Data Links* que se garante a correta comunicação entre o sistema e as estações de controlo, fornecendo os dados necessários para que os operadores possam operar o sistema da melhor forma. Tal como nas aeronaves tripuladas, os UAS também requerem um suporte logístico, onde se inclui o transporte, a manutenção, não só dos sistemas, mas também de todas as ferramentas de apoio à operação dos mesmos (JAPCC, 2010).

Atualmente existe também, uma tabela classificativa da *North Atlantic Treaty Organization* (NATO) das diferentes categorias previstas para os UAS. Na tabela 2.1, são apresentadas as três classes existentes e as respetivas características. São também apresentados alguns exemplos de UAS. A par da forte evolução e contributo dos EUA a nível mundial no desenvolvimento dos UAS, Israel é também uma forte potência neste ramo, que muito também contribuiu para o avanço tecnológico nesta área. Na tabela 2.1 são apresentados alguns exemplos de UAS israelitas (ex: Hermes 90, Hermes 450, Hermes 900).

Tabela 2-1 – Tabela classificativa dos UAS NATO, *adaptado de (JAPCC, 2010).*

Classe	Categoria	Altitudes de operação	Raio de Ação	Exemplos
Classe 1 (Menos de 150 Kg)	Small >20 kg	Até 5K ft AGL	50 Km (LOS) ³	Luna, Hermes 90
	Mini 2 – 20 kg	Até 3K ft AGL	25 Km (LOS)	Scan Eagle, Raven
	Micro <2 Kg	Até 200 ft AGL	5 Km (LOS)	Black Widow
Classe 2 (De 150 kg a 600 kg)	Tactical	Até 10K ft AGL	200 Km (LOS)	Hermes 450, Sperwer
Classe 3 (Mais de 600 kg)	Strike/Combat	Até 65K ft	Ilimitado (BLOS) ⁴	
	Hale	Até 65K ft	Ilimitado (BLOS)	Global Hawk
	Male	Até 45K ft MSL	Ilimitado (BLOS)	Predator, Hermes 900

2.2 UAS na FA

Em 1996 foi criado na Academia da Força Aérea (AFA), o Laboratório Aeronáutico (LabAer), com o objetivo de prestar auxílio às atividades letivas da AFA. Este laboratório era detentor de materiais e ferramentas que permitiria o desenvolvimento de aeronaves não tripuladas de pequena e média dimensão, onde se destacava o túnel de vento para o efeito. Assim começou a primeira fase do Programa de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados da AFA que durou até 2006. No entanto, entre este período, para além de terem sido desenvolvidas diversas plataformas de voo pilotadas remotamente, houve uma preocupação constante na qualificação do pessoal do laboratório nas diversas áreas de projeto aeronáutico (Morgado & Sousa, 2009).

A segunda fase, entre 2006 e 2008, teve como principal objetivo colmatar uma lacuna existente no laboratório relacionada com a área do controlo, inviabilizando assim o avanço na capacidade de voo autónomo. No entanto, a Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP) já possuía um *know-how* nessa área, juntando-se à AFA de forma a facultar-lhe também essa valência, e assim, poder

³ LOS – *Line-of-sight*

⁴ BLOS – *Beyond Line-of-sight*

avançar num projeto de maior dimensão. Como tal, em 2009 deu-se início ao Projecto de Investigação e Tecnologias em Veículos Aéreos Não Tripulados (PITVANT), onde o seu objetivo principal passou por desenvolver tecnologias, doutrinas, formação e treino, inerentes à nova valência do poder aéreo do século XXI. Este projeto durou cerca de sete anos, tendo sido concluído em Dezembro de 2015 (Morgado & Sousa, 2009).

No decurso deste projeto foram desenvolvidos vários UAV de diferentes características. Na tabela 2.2, pode-se observar mais detalhadamente as características dos UAV desenvolvidos pelo CIAFA.

Tabela 2-2 – Características dos UAV do PITVANT, adaptado de (Morgado, & Sousa,2015).

	Asa-Voadora	Mini-UAV	ALFA	ALFA Extended	ANTEX
Envergadura (m)	2	2	2.4	3.5	6
MTOW (Kg)	3	4	13	25	130
Payload (Kg)	0.9	1.9	4	10	30
Motor	Elétrico	Elétrico	Elétrico/ Combustão	Elétrico/ Combustão	Combustão
Autonomia (H:M)	01:00	01:15	02:00	03:00	05:00
Veloc. Máx. (kts)	50	50	60	65	80
Alcance (km)	40	60	7	190	390
Nº de aeronaves	2	1		1	2

Paralelamente ao PITVANT, entre 2008 e 2015, o CIAFA participou em outros projetos de investigação e desenvolvimento, como o caso do “*Protection of European borders na Seas through*” (PERSEUS), do projeto “Sistemas Inteligentes de Suporte ao Conhecimento Situacional Marítimo baseados em Veículos aéreos não tripulados” (SEAGULL), onde em colaboração com outras entidades permitiram demonstrar a capacidade de controlo da imigração ilegal, e combate ao tráfico de droga na fronteira sul da União Europeia, ganhando assim também, um melhor conhecimento situacional marítimo (Caetano, 2016).

Em 2015, como já explicado no capítulo introdutório, o CIAFA passa a denominar-se como CIDIFA, tendo desde essa altura sido aprovados 4 projetos sob a alçada do Ministério da Defesa Nacional (MDN): o Andrómeda que veio dar seguimento ao projeto PERSEUS; o projeto de Desenvolvimento de tecnologia UAV

para utilização de âmbito conjunto e dual (TROANTE); o projeto AUXDEFENSE que visa o desenvolvimento de equipamentos de proteção pessoal e o projeto relativo ao sistema nacional de vigilância Acústica Submarina Sub-Eco. Sob a alçada da Comissão Europeia, o CIDIFA tomou parte no projeto “*Smart Unattend airborne sensor Network for detection of vessels used for cross-border crime and irregular entry*” (SUNNY), com o principal objetivo de controlar a imigração ilegal e o socorro a náufragos (Caetano, 2016). Atualmente o centro de investigação possui a sua designação inicial, CIAFA.

2.3 Sistema de propulsão dos UAS

Quando uma aeronave se encontra em voo, está sujeita a quatro tipos de forças: sustentação; peso; resistência e impulso, que corresponde à força propulsiva. Esta força propulsiva, em nível de voo, deverá ser pelo menos igual à soma das forças de resistências parasita e induzida, ou caso se queira uma aceleração da aeronave, superior a estas resistências. Em subida tem de ser necessariamente superior uma vez que esta força vai originar um aumento de energia potencial (Nordian AS, 2003).

Existem várias formas de gerar a força propulsiva. Pode ser originada por motores *rocket*, motores a jato, motores de combustão interna ou ainda por motorização elétrica. Estes tipos de sistemas de propulsão utilizam modos diferentes de fornecimento da energia. Enquanto os motores a jato, aceleram uma pequena massa de ar a grandes velocidades, nos motores alternativos, o hélice vai acelerar uma grande massa de ar. Existem ainda os motores turbo-hélice, onde é uma turbina a jato que fornece a potência ao veio (Nordian AS, 2003). Nesta dissertação serão apenas abordados os motores alternativos, uma vez que se trata do tipo de motor do objeto de estudo.

2.3.1 Motor Alternativo

Inicialmente, quando surgiram os motores alternativos, a combustão não ocorria internamente mas sim no exterior do motor, o que causava uma grande perda de energia para a atmosfera (CAE Oxford Aviation Academy, 2015). Em 1862,

Beau de Rochas desenvolveu o primeiro motor de combustão interna, no entanto, só em 1876 é que Nikolaus Otto, desenvolveu o primeiro motor tal qual é conhecido atualmente, em que a mistura de ar e o combustível dentro de um cilindro é comprimido por um pistão.

Os motores alternativos de combustão interna podem dividir-se em três categorias: motores de ignição por compressão (Diesel); motores de ignição a dois ou a quatro tempos, e os motores radiais *Wankel* (CAE Oxford Aviation Academy, 2015).

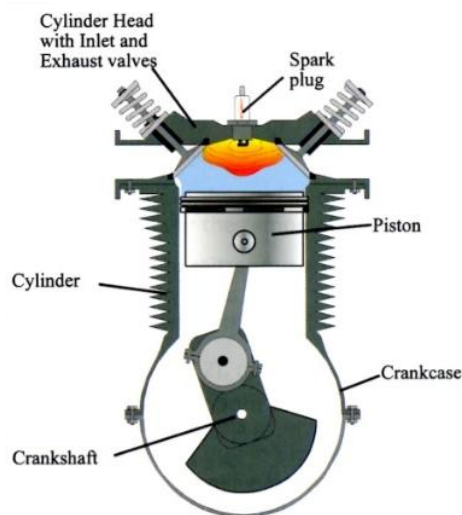


Figura 2.2 - Interior do cilindro de um motor de combustão interna, adaptado de (CAE Oxford Aviation Academy, 2015)

Existem vários tipos de disposição dos cilindros no motor, dependendo do tipo de refrigeração, da potência requerida e do tipo de operação para o qual o motor vai ser utilizado. Os cilindros podem então, predispor-se em linha, onde os cilindros estão colocados uns a seguir aos outros, todos ligados à cambota que por sua vez está também ligada ao hélice. Os motores em linha, por motivos de refrigeração, suportam no máximo seis cilindros, foi por isso, desenvolvido outro tipo de predisposição dos cilindros, em V. Os motores com a configuração dos cilindros em V são utilizados em motores de grande potência, como por exemplo, os que equiparam os aviões caça da segunda guerra mundial. Com uma configuração diferente, os motores radiais, apresentam os cilindros radialmente predispostos em torno de um veio singular. Apesar de serem motores maiores, que conseqüentemente vão aumentar a resistência aerodinâmica, são normalmente também motores mais potentes, resistentes e leves, considerando a potência que

forneem. O tipo de motor alternativo mais usado atualmente em aviões ligeiros, é o que usa a configuração dos cilindros horizontalmente opostos, sendo mais comum, a utilização de quatro ou seis cilindros. Deste modo, obtêm-se motores mais pequenos, resistentes, leves e simples (CAE Oxford Aviation Academy, 2015).

Ciclo de Otto

O princípio básico de funcionamento de um motor a combustão é composto por várias fases, que compreende os diversos movimentos do pistão, das válvulas, da ignição e os diferentes estados dos gases, sendo designado de ciclo de *Otto*. Para melhor explicar o funcionamento deste ciclo é necessário introduzir os seguintes termos: *stroke*, a distância linear que o pistão percorre dentro do cilindro; *Top Dead Centre* (TDC), o topo do *stroke*; *Bottom Dead Centre* (BDC), parte de baixo do *stroke*. O ciclo completo é composto por quatro tempos. O movimento completo da cambota num ciclo é de 720° (CAE Oxford Aviation Academy, 2015).

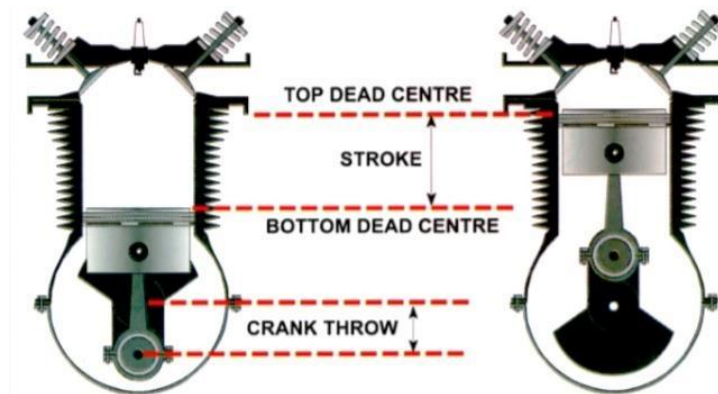
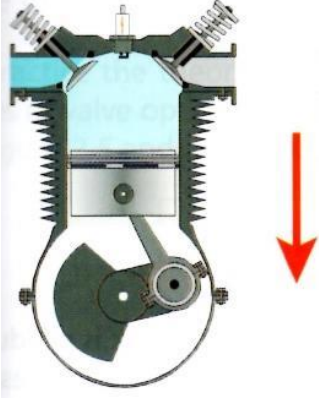
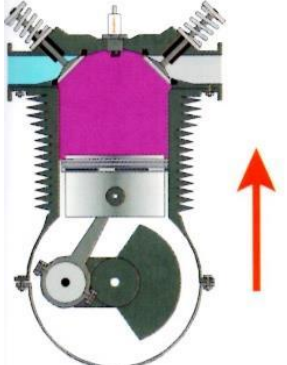

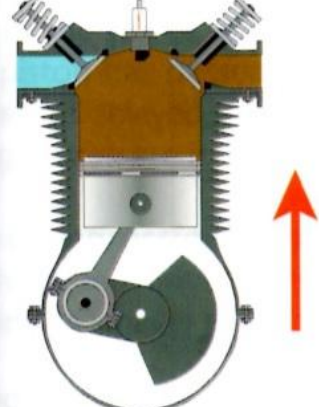


Figura 2.3 - Diferentes secções de um cilindro de um motor de combustão interna, adaptado de (CAE Oxford Aviation Academy, 2015)

Na tabela 2.3 são explicadas as quatro diferentes fases do ciclo de *Otto*:

Tabela 2-3 - Descrição do ciclo de Otto, adaptado de (CAE Oxford Aviation Academy, 2015)

	<p>1. A válvula de admissão abre, permitindo assim a entrada da mistura de ar com combustível no interior do cilindro. O pistão move-se desde o TDC até ao BDC.</p> <ul style="list-style-type: none"> • O volume aumenta. • A pressão do cilindro desce abaixo da pressão atmosférica. • A temperatura da mistura diminui. • A massa da mistura aumenta.
	<p>2. Ambas as válvulas estão fechadas selando assim a mistura no interior do cilindro. O pistão faz o percurso inverso.</p> <ul style="list-style-type: none"> • O volume do cilindro diminui. • A pressão do cilindro aumenta. • A temperatura da mistura aumenta. • A massa da mistura é constante.
	<p>3. Ambas as válvulas permanecem fechadas e o pistão está estacionário no TDC. A temperatura da mistura aumenta rapidamente durante a combustão. O volume mantém-se igual, devido ao pistão estar parado no TDC. A pressão aumenta rapidamente com o aumento da temperatura e faz o pistão mover-se para baixo.</p> <ul style="list-style-type: none"> • O volume do cilindro aumenta. • A pressão do cilindro diminui. • A temperatura diminui.
	<p>4. A válvula de escape abre. O pistão move-se do BDC até ao TDC, expelindo assim os gases para fora do cilindro. A atmosfera cria uma resistência ao gás expelido, <i>Exhaust Back Pressure.</i></p> <ul style="list-style-type: none"> • A pressão do cilindro aumenta ligeiramente. • A temperatura aumenta.

2.3.2 Hélices

Nos motores alternativos, o componente do sistema de propulsão, responsável por transformar a potência exercida pelo motor em força propulsiva à aeronave é o hélice. Este componente mecânico tem a função de transformar a energia mecânica proveniente do motor em energia cinética da aeronave. Pela terceira Lei de Newton, quando se tem esse impulso da massa de ar originado pelo hélice, irá originar uma força igual em sentido oposto, impulsionando a aeronave para a frente.

Os hélices podem ser classificados de vários modos: sentido de rotação para a direita ou para a esquerda; passo fixo ou passo variável, sendo que na presente dissertação apenas os hélices de passo fixo serão abordados. O posicionamento do hélice pode ser à frente da aeronave, “puxando” assim a mesma, ou na traseira da aeronave, “empurrando-a” (Nordian AS, 2003).

Tal como as asas, as pás dos hélices são compostas por diversas partes que lhe conferem o seu perfil aerodinâmico, nomeadamente: as duas faces, o bordo de fuga, o bordo de ataque; a raiz da pá e a ponta da pá (Nordian AS, 2003).

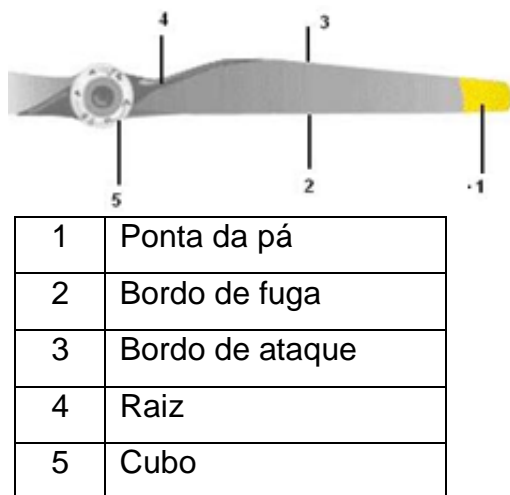


Figura 2.4 - Composição da pá do hélice.

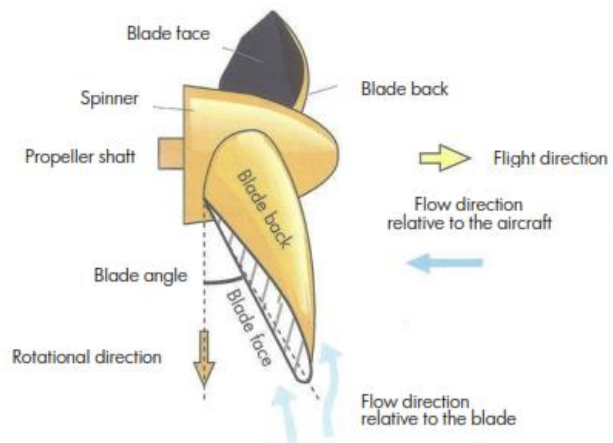


Figura 2.5 - Terminologia de um hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Para um melhor entendimento do funcionamento de um hélice, tem de se ter presente os conceitos de ângulo e trajetórias das pás do hélice.

O ângulo da pá é o ângulo formado pela corda do hélice e o plano de rotação do mesmo. O ângulo da pá diminui da raiz até à ponta, visto que, todas as pás têm um certo índice de torção, que vai originar velocidades diferentes ao longo da pá, aumentando desde a raiz até à ponta. Por essa razão, este ângulo é medido a 75% do diâmetro da pá a partir da raiz (Oxford Aviation Academy, 2008).

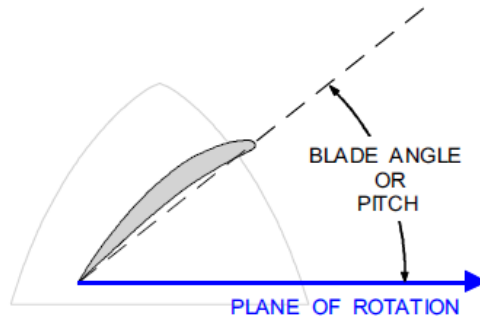


Figura 2.6 – Ângulo da pá, adaptado de (Oxford Aviation Academy, 2008)

As pás têm duas faces diferentes, a direção de cada uma delas compõe uma “linha” em espiral (hélix), percorrendo cada ponto da pá uma linha diferente e a uma velocidade diferente. Ao ângulo formado entre a direção da massa de ar deslocada e um ponto na pá do hélice, chama-se ângulo de avanço (Oxford Aviation Academy, 2008).

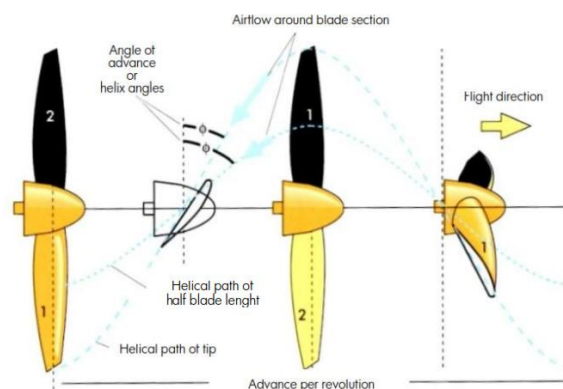


Figura 2.7 - “Linha” espiral percorrida pelas pás do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

A torção da pá do hélice referida anteriormente, deve-se precisamente ao facto das diversas secções da pá de um hélice percorrerem “trajetórias” diferentes. Assim, para cada secção ter um ângulo de ataque ótimo face ao escoamento de aproximação, a torção da pá garante que esse ângulo ótimo é assegurado ao longo

de toda a pá. Para além disso, o ângulo da pá tem de acompanhar o ângulo de avanço desde a raiz até à ponta, para que seja assegurado um certo ângulo de ataque, de forma a criar sustentação por parte da pá do hélice (Nordian AS, 2003).

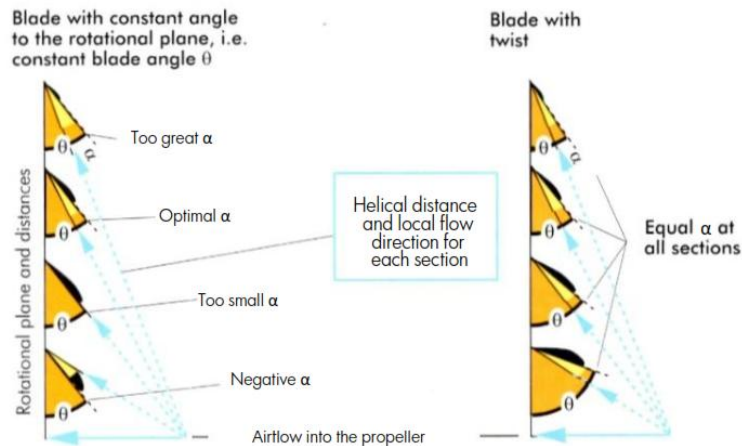


Figura 2.8 - Torção da pá do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Numa pá de um hélice, existem zonas com muito pouca eficiência, nomeadamente: a raiz e a ponta da pá. A zona de maior eficiência da pá de um hélice encontra-se entre os 70% e os 80% do diâmetro da pá, desde a raiz da mesma. É por esta razão, que o ângulo da pá é medido nos 75% de diâmetro da pá (Nordian AS, 2003).

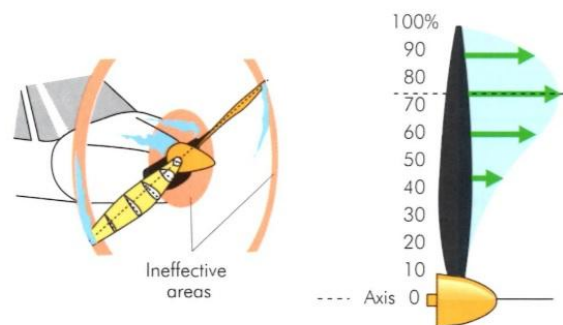


Figura 2.9 - Variação da força propulsiva ao longo do hélice com a torção da pá, adaptado de (Nordian AS, 2003)

A velocidade total de escoamento de ar causado pelo hélice provém da soma de dois vetores, o vetor do escoamento de ar causado pelo próprio hélice e o vetor da velocidade total. Isto acontece porque, a própria rotação do hélice provoca um fluxo de ar relativo em relação a ele, que é igual em magnitude, mas em direcção oposta em relação à trajetória helicoidal. Temos assim que, o ângulo de ataque da

pá do hélice, é o ângulo formado entre a corda da pá do hélice e o escoamento de ar relativo, ver Figura 2.11 (Nordian AS, 2003).

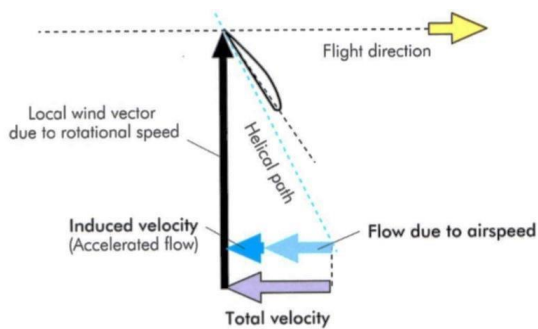


Figura 2.10 - Velocidade do fluxo de ar através do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

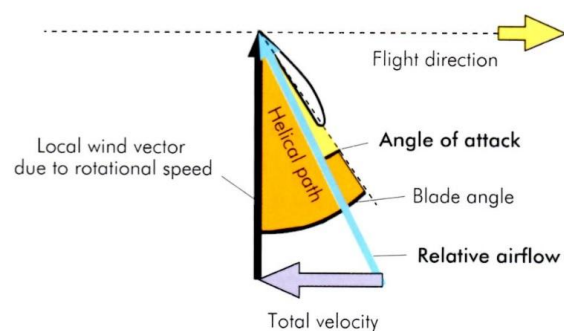


Figura 2.11 - Ângulo de ataque e ângulo da pá do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Com velocidades mais elevadas, o ângulo de ataque vai ser menor, podendo ser demasiado baixo para a eficiência pretendida. Por outro lado, com velocidades baixas, o ângulo de ataque da pá pode ser tão elevado que se aproxima do ângulo crítico de perda da pá do hélice, não retirando qualquer tipo de eficiência ao hélice. Por isso, é preciso estabelecer um compromisso entre o ângulo da pá num determinado ponto de referência da mesma, relativamente à velocidade para a qual o hélice é concebido para ter a melhor eficiência. A esta relação designa-se de passo do hélice, ver Figura 2.12 (Nordian AS, 2003).

No caso de variarem as RPM, para uma velocidade de escoamento de aproximação constante, para RPM elevadas, irá originar ângulos de ataque da pá maiores, para RPM baixas, irá originar ângulos de ataque menores.

A distância percorrida numa rotação do hélice dá-se o nome de passo geométrico. Tendo o conhecimento deste parâmetro do hélice, é possível determinar a relação entre o passo do hélice e as velocidades que queremos atingir na nossa aeronave. Um hélice concebido para velocidades elevadas deverá ter um passo elevado, enquanto um hélice concebido para velocidades inferiores um passo pequeno, ver Figura 2.13.

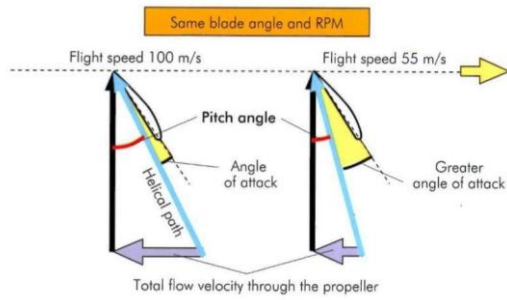


Figura 2.12 - Passo do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

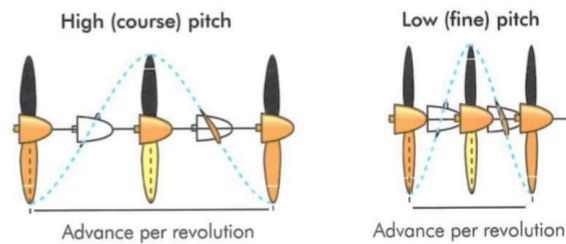


Figura 2.13 - Passo geométrico do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Tal como já referido anteriormente, podemos comparar os princípios aerodinâmicos de um hélice aos de uma asa, sendo assim, a pá de um hélice irá criar uma força aerodinâmica total que pode ser decomposta em duas componentes, uma perpendicular ao fluxo de ar relativo, a sustentação, e outra paralela ao fluxo de ar, a resistência, ver Figura 2.14 (Nordian AS, 2003). Analogamente, a força aerodinâmica gerada no hélice divide-se em duas componentes, a perpendicular ao plano de rotação do hélice, o impulso e outra no plano de rotação do hélice, a força de resistência, ver Figura 2.14. Ao multiplicar a força de resistência pelo seu braço obtém-se o binário exigido pelo hélice. Binário é o momento de torção criado pela potência do motor que contraria a força de resistência criada pela rotação do hélice (Nordian AS, 2003).

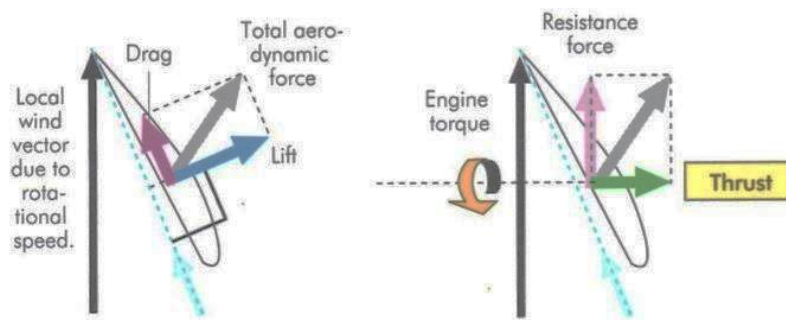


Figura 2.14 - Forças que atuam na pá de um hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Segundo a equação (2.1) a eficiência do hélice é determinada através da razão entre a potência extraída e a potência de entrada, isto é, a potência extraída do hélice “*Thrust Power*”, resulta da multiplicação da força do impulso pela velocidade *True Air Speed* (TAS), por sua vez, a potência de entrada “*Shaft Power*”

resulta da multiplicação do binário do motor pela velocidade rotacional do hélice (RPM). Temos assim:

$$\text{Eficiência do hélice} = \frac{\text{Potência de Impulso}}{\text{Potência ao Veio}} \quad (2.1)$$

A eficiência do hélice, para hélices de passo fixo, varia com a velocidade da aeronave. Com o aumento da TAS a RPM constantes, o ângulo de ataque da pá vai sendo reduzido, até ser praticamente nulo, não produzindo neste caso nenhuma sustentação, e conseqüentemente não produzindo impulso. Através do gráfico da Figura 2.15, podemos constatar que existe apenas uma velocidade para a qual a eficiência do hélice é máxima. Assim, quando ocorrem valores de TAS baixos: os ângulos de ataque da pá serão maiores, produzindo assim um impulso menor, e o valor da eficiência do hélice diminui, no entanto, o trabalho produzido não é eficiente devido às baixas velocidades. Na figura 2.15, podemos observar um gráfico que demonstra a variação da eficiência com a variação da velocidade, para diferentes valores de passo do hélice (Oxford Aviation Academy, 2008).

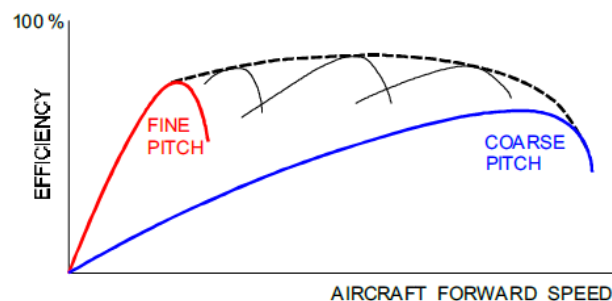


Figura 2.15 - Eficiência do hélice com a variação do ângulo da pá do hélice, adaptado de (Oxford Aviation Academy, 2008)

Para analisar o desempenho dos hélices é necessário ter presente um conjunto de fórmulas que facultam parâmetros para a elaboração de gráficos de desempenho, nomeadamente: a força, o binário, a potência e a eficiência. Estas fórmulas podem ser agrupadas consoante as suas relações com parâmetros referentes às componentes estáticas ou dinâmicas dos hélices.

Relativamente à componente estática existem diversos calculadores compostos por modelos simplificados que permitem calcular de uma forma expedita

a força propulsiva, a potência e o binário, originando assim as seguintes três fórmulas (Torrinha, 2010):

$$F = 2,4672 \times 10^{-5} \times RPM^2 \times D^4 \times \rho \quad (2.2)$$

Onde: F – Força propulsiva [N], RPM – Rotações por minuto, D – Diâmetro do hélice [m] e ρ – Massa específica [Kg/m³].

$$P = 5,0419 \times 10^{-7} \times RPM^3 \times D^4 \times p \quad (2.3)$$

Onde: P – Potência [W] e p – passo [m].

Para se obter o valor de binário, usando o valor de potência, obtido da equação (2.3), pode ser usada a fórmula da potência do motor:

$$P = \frac{B \times RPM}{9,549} \quad (\equiv) \quad B = \frac{9,549 \times P}{RPM} \quad (2.4)$$

Onde: B – Binário [N.m].

No que diz respeito aos ensaios dinâmicos, é possível calcular mais parâmetros que permitem a determinação do desempenho dos hélices. São eles: o coeficiente de impulso, o coeficiente de potência, que conjuntamente com os valores de razão de avanço vão permitir o cálculo dos valores de rendimento dos hélices.

A razão de avanço (J) é um valor adimensional que é definido pela velocidade da aeronave, pelas rotações por segundo do hélice e pelo diâmetro do mesmo (Spakovszky, 2009):

$$J = \frac{V}{RPS \times D} \quad (2.5)$$

Onde: V – velocidade da aeronave [m/s], RPS – Rotações por segundo, D – Diâmetro do hélice [m].

O coeficiente de impulso (Ct^5) permite analisar a variação de impulso de um hélice de modo adimensional (Spakovszky, 2009):

$$Ct = \frac{F}{\rho \times RPS^2 \times D^4} \quad (2.6)$$

Onde: F – Força [N], ρ – Densidade do Ar [Kg/m^3], RPS – rotações por segundo, D – Diâmetro do hélice [m].

Com estes valores e em função do J, é possível construir-se o gráfico correspondente a este parâmetro. Na Figura 2.16, pode-se observar o comportamento expectável deste tipo de curvas em função da razão de avanço, sendo também comparados diferentes ângulos de pá.

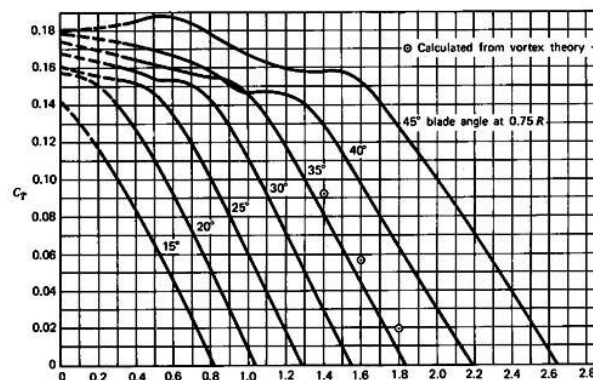


Figura 2.16 - Comportamento típico das curvas de Ct em função do J, adaptado de (Spakovszky, 2009)

O coeficiente de potência (Cp) permite analisar a variação de potência de um hélice de modo adimensional (Spakovszky, 2009):

$$Cp = \frac{P}{\rho \times RPS^3 \times D^5} \quad (2.7)$$

Onde: P – Potência [W], ρ – Massa específica [Kg/m^3], RPS – rotações por segundo, D – Diâmetro do hélice [m].

⁵ t – *thrust*, impulso na língua inglesa.

Também este parâmetro possui de um gráfico representativo da tendência típica das suas curvas em função do J, como se pode constatar na Figura 2.17. Tal como no anterior gráfico, também neste caso são comparados as curvas para diferentes ângulos de pá.

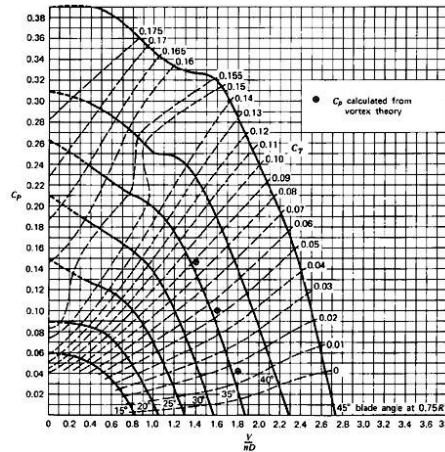


Figura 2.17 - Comportamento típico das curvas de Ct em função do J, adaptado de (Spakovszky, 2009).

Finalmente, tendo todos estes parâmetros é possível calcular a eficiência de um hélice através da seguinte fórmula:

$$Eficiência = \frac{Ct}{Cp} \times J \quad (2.8)$$

Uma vez tendo os parâmetros Ct e Cp calculados, estes podem também ser apresentados graficamente em função do J, como se pode observar no gráfico da Figura 2.18, onde também é feita uma comparação consoante o ângulo da pá. Esta forma de calcular a eficiência e de a representar graficamente é uma boa opção aquando da realização de testes em túnel de vento com velocidade constante de escoamento, apenas variando as RPM.

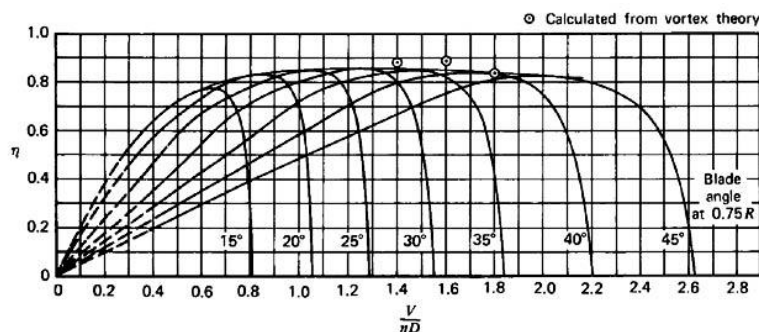


Figura 2.18 - Comportamento típico das curvas de eficiência em função do J, retirado de (Spakovszky, 2009).

2.4 Métodos de análise de performance dos hélices em UAV

Existem diversos métodos para efetuar análises de performance dos hélices. A revisão de literatura efetuada permitiu identificar alguns métodos que serão descritos de seguida.

2.4.1 Car-Top Test Module

Norteados pelas premissas do custo e do tempo, uma equipa da *Washington State University* (WSU), utilizou um módulo, *propulsive unloading performance indicator* (PUPI), desenvolvido para a fase de testes do UAV Genii, desenvolvido pela mesma universidade (Chaney et al., 2014). Esta bancada de testes foi instalada no topo de um veículo, com o intuito de simular as condições de voo (até valores de 30 m/s de velocidade do ar), através da velocidade imposta pelo carro. Este método permite fazer medições relativas a: força propulsiva; binário; rotações; voltagem e corrente induzida. Permite ainda testar o efeito assimétrico da pá do hélice; a influência que a rotação do hélice exerce na fuselagem; testar condições de hélice parada ou embandeirada e por último o efeito dos *spinners* (Chaney et al., 2014).

O sistema PUPI mede a força propulsiva através de um veio rotativo, onde o motor está aplicado num pórtico móvel. O motor é montado colinear ao veio, através de um suporte de alumínio. Através de rolamentos radiais, o veio é fixado ao pórtico, para permitir o seu movimento translacional através de rolamentos lineares (*slide*). Na ponta oposta ao motor, o braço do pórtico segura um contrapeso, provocando assim uma força contrária ao efeito causado pelo motor. Esta estrutura é instalada sobre um suporte de 56 cm de altura que é fixado, por sua vez, às barras do tejadilho de um veículo. Na figura 2.19, está representado o esquema representativo da montagem da bancada de testes utilizada por este método (Chaney et al., 2014).

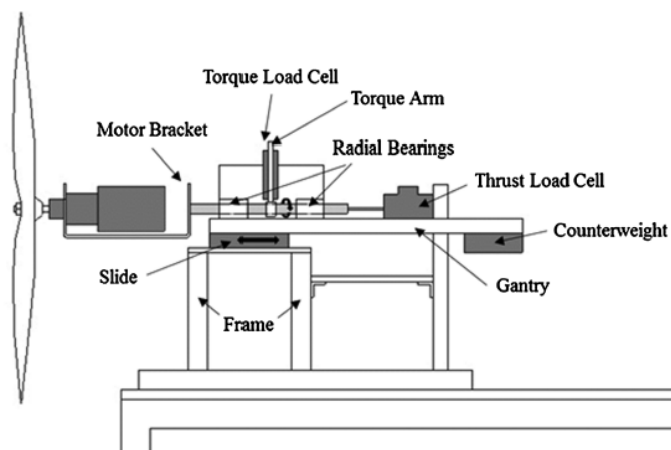
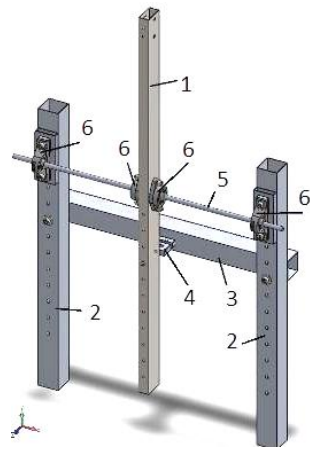


Figura 2.19 - Composição da bancada de testes do módulo PUPI, adaptado de (Chaney et al., 2014)

Os autores recomendam uma montagem mais aerodinâmica dos aparelhos que se encontram na esteira do hélice e a utilização da bancada a uma altura superior ao tejadilho do veículo (Chaney et al., 2014).

2.4.2 Design of an Apparatus for Wind Tunnel Tests of Electric UAV propulsion systems

No Instituto superior Técnico (IST) foi feita uma investigação acerca da conceção de uma bancada de testes para motores de UAV, com o intuito de estudar os sistemas de propulsão (Borges, 2015). Este estudo focou-se na conceção da bancada física, no *hardware* e no *software* de leitura dos dados referentes ao sistema propulsor. A construção da bancada incidiu na construção de uma viga principal onde através de um ponto de fixação, a meio da viga, vai ser o centro de rotação, suportando todo o peso da própria viga e de toda a estrutura. Entre esta viga principal e o suporte onde a mesma está suportada, separa um sensor de carga, sensor este, que vai fazer a leitura da força propulsiva. Esta viga principal é suportada através de uma vara que passa no seu ponto central de fixação, que por sua vez, está ligada a dois suportes que vão estar assentes em calhas presas à câmara de testes. Na figura 2.20 podemos ver o esquema do suporte principal da bancada de testes (Borges, 2015).



1	Viga principal
2	Suportes
3	Suporte traseiro
4	Sensor de Carga
5	Vara
6	Rolamentos

Figura 2.20 - Esquema do suporte principal da bancada de testes, adaptado de (Borges, 2015)



Figura 2.21 - Instalação da bancada de testes, na câmara de testes, adaptado de (Borges, 2015).

O *hardware* para aquisição de dados era constituído por um sensor de carga, um sensor de tensão e corrente, um sensor de RPM, um sensor de temperatura e um sensor de velocidade do ar. Foi ainda utilizado um controlador de velocidade do motor, *Electronic Speed Control* (ESC) para permitir o controlo da velocidade do motor através de um sinal PWM (*Pulse Width Modulation*). A leitura de dados foi realizada através de uma placa de aquisição de dados, *National Instrument NI PCIe-6321*, como ponte de interligação entre os sensores e o computador de leitura. Esta placa possui 16 entradas analógicas de +/- 10 V, que ligada a um computador com o *software LabView*, permitiu a recolha de dados (Borges, 2015).

Salienta-se que, esta metodologia poderá ser utilizada para sistemas propulsivos de maiores dimensões, necessitando para o efeito, a construção de uma bancada de maiores dimensões, de preferência ajustável para que possa ser usada por diferentes diâmetros de hélices. Esta deverá ser projetada de modo que o centro do hélice coincida com o centro do fluxo de ar emitido pelo túnel de vento. O autor

recomenda também a introdução de sensores que meçam o binário, de forma a tornar os testes mais precisos (Borges, 2015).

2.4.3 Banco de Ensaios de Motores de UAV's SBE-VIEW v.1

O trabalho desenvolvido por Torrinha (2010), consistiu na utilização de uma bancada de testes existente no Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea, denominada *BE-010*, para que através dela conseguisse desenvolver um programa, *SBE-VIEW v.1*, baseado no *software LabView 8.5* para obter diversos dados de desempenho de grupos propulsivos.

Em termos de parâmetros diretos, este programa permite a recolha de dados relativos a um determinado sistema propulsivo tais como: força, binário, caudal, velocidade rotacional. Para a recolha dos mesmos recorre-se à realização de ensaios estáticos e dinâmicos em túnel de vento.

A bancada de testes integrou um conjunto de sensores, um mecanismo servo-motor, equipamento de medida e processamento de sinal, fontes de alimentação e por último um computador para leitura e análise de resultados.

A nível de sensores, esta metodologia usou um sensor de força e binário, *M-2396* da *Lorenz Messtechnik*, um sensor óptico, *ROS-W* da *Monarch Instruments*, com a finalidade de recolher dados relativos ao parâmetro de velocidade rotacional e ainda um sensor de caudal, *OM004* da *Flowtechnik*. Este último sensor serviu para obter dados de consumo de combustível.

As fontes de alimentação serviram para alimentar a ligação dos quatro mecanismos, os três sensores utilizados e ainda do mecanismo servo motor, tendo necessariamente de suportar alimentações eléctricas entre os 5 e os 24 V, referente ao intervalo de voltagem respeitante aos diversos instrumentos a alimentar (Torrinha, 2010).

A plataforma de aquisição usada foi a *NI PXI-1033*. Segundo Torrinha (2010), é uma plataforma de aquisição de dados robusta, possuindo um computador dedicado que controla especificamente os dispositivos de aquisição. Uma das placas de aquisição usadas nesta investigação foi a *NI PXI-5105*. Foi através dela que se efetuou o processamento dos sinais emitidos pelos sensores, possibilitando assim ao utilizador, a leitura dos parâmetros, diretamente através do *software*. A outra

placa utilizada foi a *NI PXI-5421*, que teve a função de garantir o funcionamento do mecanismo Servo-Motor.

Capítulo 3. Metodologia

A revisão de literatura providenciou o suporte teórico necessário ao desenvolvimento da metodologia que será empregue, a fim de se alcançar os objetivos definidos. Assim, neste capítulo será descrito e explicado a metodologia utilizada.

3.1 Metodologia dos testes

Conforme apresentado no capítulo anterior, foram identificadas três metodologias distintas utilizadas na análise do desempenho de diferentes sistemas propulsivos de UAV. Primeiro abordou-se uma solução de baixo custo em que se usou uma bancada de testes aplicada no tejadilho de um automóvel, substituindo assim os testes de túnel de vento. É uma solução adequada para motores de UAV de dimensões inferiores às do UAV ANTEX-X03. Para motores de maior dimensão não é tão eficiente, para além do que não aproveita uma valiosa ferramenta que o CIAFA tem à sua disposição, o túnel de vento, para a realização dos testes da fase experimental desta dissertação.

A segunda metodologia abordou uma investigação realizada no IST, em que o objetivo passou pela elaboração de uma bancada e aplicação de todo *hardware* para análise do desempenho de um sistema propulsor. Relativamente a esta metodologia podemos tirar várias ideias que poderão ser vertidas na presente tese, nomeadamente o modelo de bancada de teste de motor, tipologia de sensores e, principalmente, as observações recomendadas pelo autor para que se consigam obter resultados mais precisos. Por último, foi também abordada uma investigação que desenvolveu um programa informático capaz de fazer uma leitura bastante credível de um sistema propulsivo de um UAV. Através da instrumentação de uma bancada de testes com diversas interfaces ao computador, com recurso ao *software* LABVIEW, o autor conseguiu efetuar de forma expedita a leitura do desempenho de um sistema propulsivo de um UAV. Não obstante da referida metodologia ser conceptualmente semelhante à que irá ser utilizada na presente investigação, está vocacionada para motores de menor dimensão. Para além disso, a filosofia do *software* utilizado, assentou na medição da força com recurso a um só sensor. De forma análoga, o binário era lido diretamente, não resultando de uma medição de uma força. Como se poderá constatar mais à frente, a arquitetura interna desse *software*, teria de ser significativamente alterada para ser compatível com o sistema que irá ser utilizado nesta dissertação.

Embora a revisão de literatura efetuada tenha revelado três metodologias diferentes, as características inerentes do sistema propulsivo do UAV ANTEX-X03, não permitem a implementação na íntegra de nenhuma delas. No CIAFA existe uma

bancada para ensaio de motores, no entanto, devido as dimensões do motor e do hélice do UAV ANTEX-X03, foi necessário a construção de uma maior, mais robusta, de modo a suportar os valores de força e de vibrações esperados, que este sistema irá provocar na bancada.

A metodologia utilizada na presente dissertação para determinação dos parâmetros de desempenho dos diferentes hélices de forma a validar a bancada que foi desenvolvida, consiste na realização de ensaios estáticos e dinâmicos a fim de se obterem dados para o desenvolvimento dos gráficos de desempenho. Assim, a metodologia consubstancia-se em quatro fases: a primeira fase que consiste na concepção da bancada de testes, que irá ser utilizada para realizar os testes estáticos e dinâmicos em túnel de vento; a segunda fase que irá consistir no desenvolvimento do *software* de aquisição de dados; a terceira fase, dividida em duas partes, a primeira que consiste na realização de testes estáticos e a segunda que visa a realização de testes dinâmicos em túnel de vento; por último a quarta fase compreenderá a elaboração de gráficos de desempenho e análise de resultados.

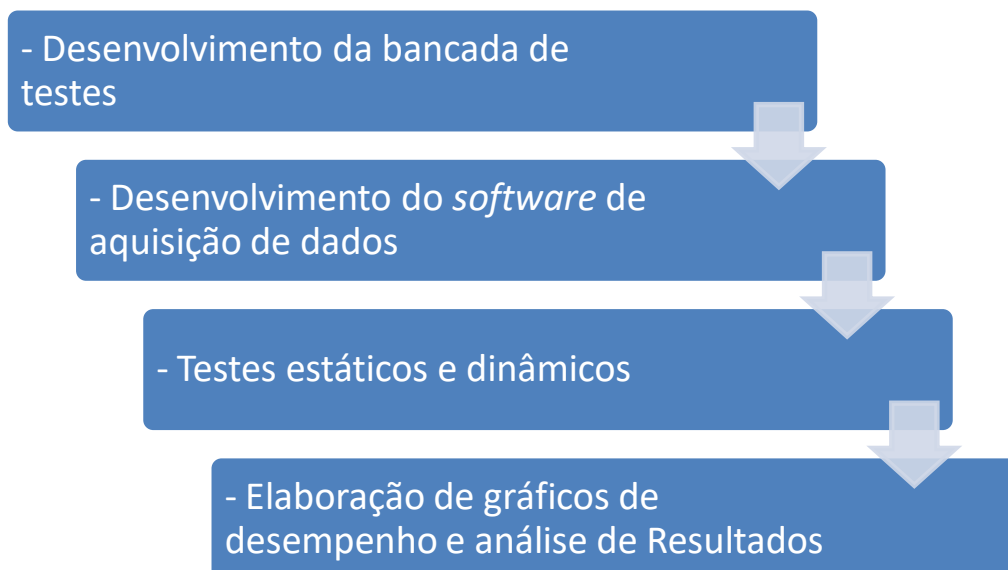


Figura 3.1 – Estrutura da metodologia utilizada na presente dissertação

3.2 Desenvolvimento da bancada de testes

3.2.1 Construção da bancada de testes

O motor em estudo possui dimensões consideráveis quando comparado com os casos revistos no capítulo anterior, onde a força exercida sobre a bancada será muito elevada, assim como as vibrações produzidas. É um motor de 208 cm^3 , pesando cerca de 11 Kgs, já incluindo o gerador. Devido a estas características, a bancada terá que ser manufacturada num material robusto. No entanto, deverá também permitir um certo grau de liberdade de movimento ao motor causado pelo binário, a fim de que seja possível efetuar a leitura do mesmo debitado pelo hélice. Considerando este último requisito, o ideal seria uma bancada de tipo berço, em que o motor estaria assente em rolamentos, permitindo a sua rotação livre, estando limitado por um braço que se estenderia até a um sensor de força, medindo assim o valor de binário. No entanto, na prática, e após a realização de alguns protótipos, concluiu-se que tal não seria viável, devido à dimensão do motor, das forças exercidas e vibrações que originou, conduzindo à degradação prematura dos rolamentos onde o motor estaria assente. Desenvolveu-se uma solução alternativa, em que o binário será medido através do deslizamento de duas placas que estão assentes uma na outra, mas com grau de liberdade para rodar. Uma placa (placa 1) estará ligada através de um braço a um sensor de força, funcionando assim como sensor de binário, e a outra (placa 2) com quatro rasgos com a mesma direção do movimento rotacional, permitindo assim a rotação entre as duas. A placa 2 está fixa, e segura através de três sensores de força, no sentido longitudinal ao suporte de toda a bancada, que é solidário com a plataforma do túnel de vento (ver Figura 3.2). Os três sensores que estão a suportar as duas placas solidárias irão efetuar a leitura dos valores de impulso do sistema propulsor. Teremos por isso, quatro sensores de força, um para medir o binário, e os restantes para medir o impulso. Para a leitura do binário, tem-se o sensor ligado a um braço como explicado em cima. Relativamente à leitura do impulso utiliza-se três sensores equidistantes ao eixo de rotação do motor, conseguindo-se assim, dividir a força em três pontos, sendo a força de impulso total igual à soma dos três sensores.

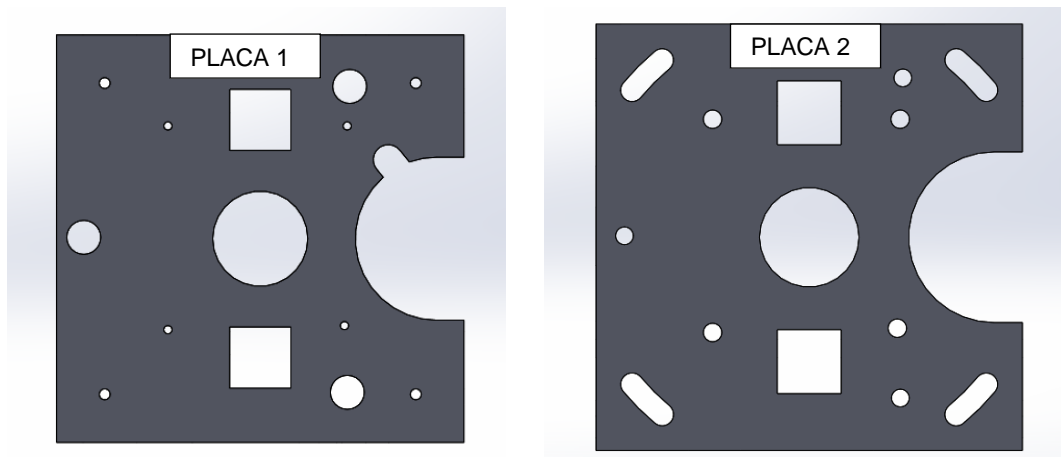


Figura 3.2 – À esquerda a primeira placa – Placa 1 (livre de rodar), ao lado direito a segunda placa – Placa 2 (fixa)

Relativamente ao material usado na construção da bancada, recorreu-se a placas de ferro com espessura de 4 mm. A bancada pode ser dividida em duas partes: um bloco composto por duas placas adjacentes, com dimensões de 30x30cm, e uma placa que é fixa ao suporte vertical do túnel de vento com dimensão de 40x40cm. O desenho das respectivas placas foi realizado no *SolidWorks*, tendo sido necessário fazer um levantamento das dimensões do motor, do posicionamento dos sensores e das diversas furações necessárias para a montagem da bancada e do motor com o gerador.

Para reduzir ao máximo o atrito existente entre as duas placas, de forma a evitar a adulteração do valor de binário, ambos os lados das superfícies em contacto foram preparados e lubrificados para reduzir o atrito. O movimento livre do motor obtido, resulta da lubrificação adequada das placas, em associação com os quatro rasgos desenhados de forma radial na placa 2, na direção de rotação do motor, sendo que a placa 1 desliza nesses rasgos através de quatro parafusos solidários com quatro rolamentos. O sensor de força que está ligado a esta placa atua como bloqueador do movimento, resultando na medição do valor do binário, ver Figura 3.3.

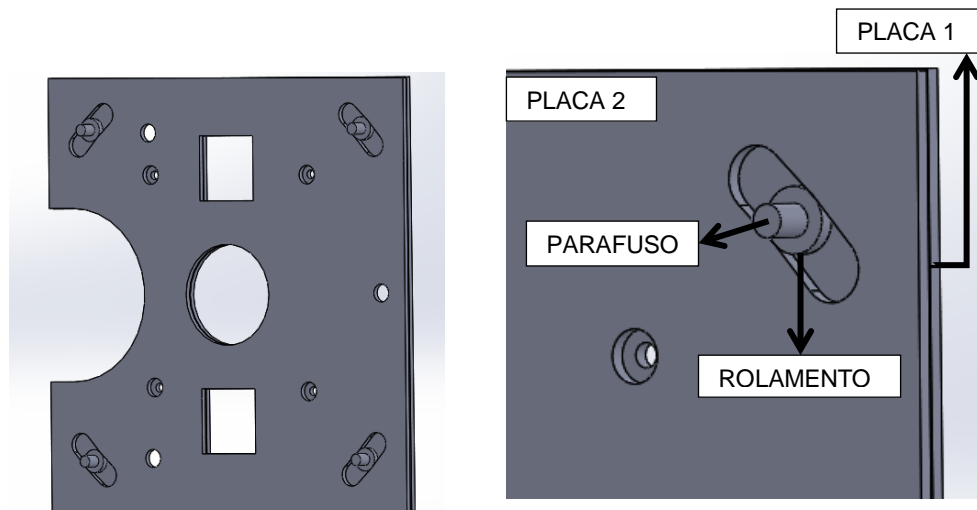


Figura 3.3 – À esquerda as duas placas adjacentes, à direita o exemplo de um dos quatro furos com o parafuso e rolamento

Na figura 3.4, pode-se observar a montagem do braço, que faz a ligação da placa móvel ao sensor de força correspondente ao binário. Este braço foi fixo à placa através de um parafuso, passando por uma rótula, que permite que o braço esteja sempre paralelo às placas, pois a rótula mantém sempre um ângulo de 90° entre o parafuso e o braço. O braço é composto por um varão roscado de 12mm, sendo aparafusado numa ponta diretamente ao sensor e na outra ponta, à rótula que vai encaixar no parafuso de ligação à placa.

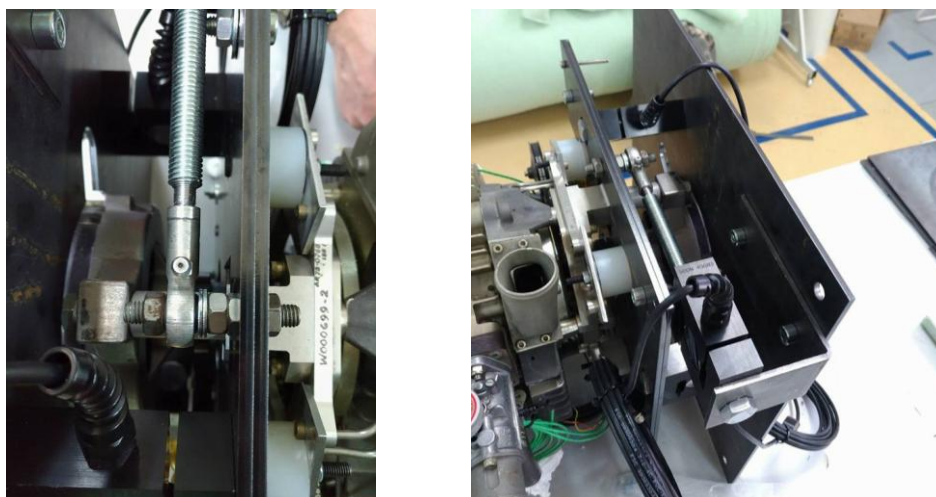


Figura 3.4 – Imagens representativas da montagem do braço do sensor de binário

Por fim, a terceira e última placa está fixa ao suporte do túnel de vento, possui uma dimensão superior às outras duas devido às dimensões do gerador. Esta placa para além da furação para a fixação ao suporte do túnel, terá a furação dos três sensores, e do motor.

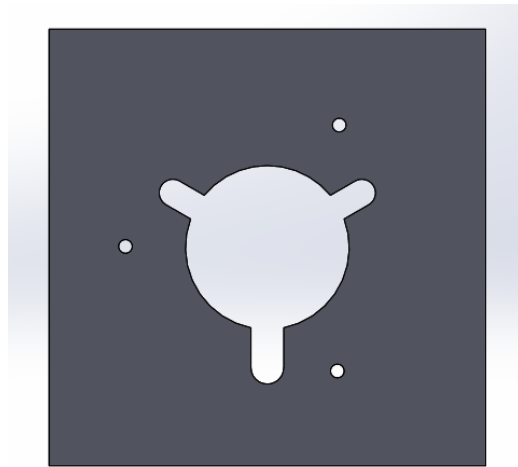


Figura 3.5 – Desenho da terceira placa da bancada de testes

Temos assim o conjunto final, correspondente à bancada de testes do motor que será utilizada no presente estudo. Na figura 3.6 podemos observar o motor, os três sensores de força, e ainda o sistema de leitura de binário.

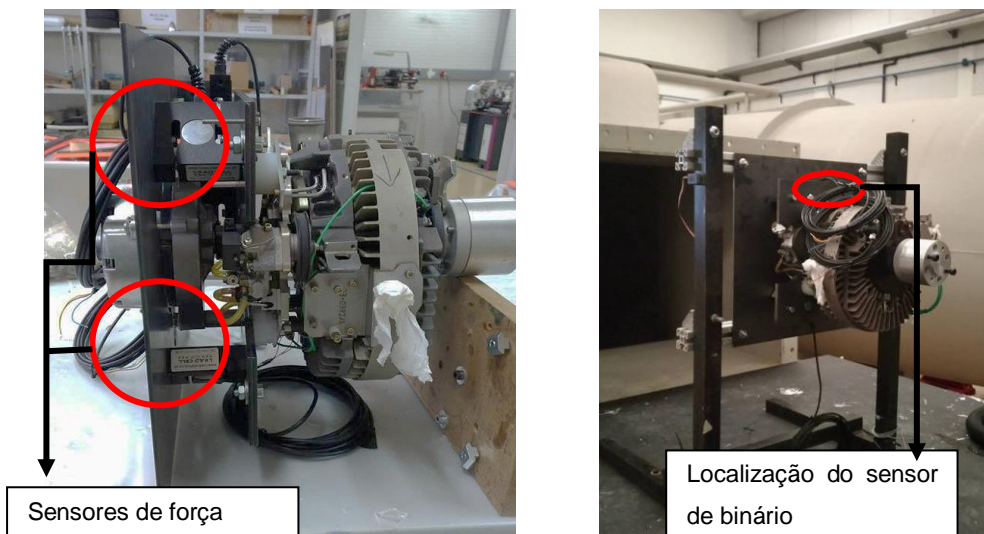


Figura 3.6 - Constituição final da bancada de testes

3.2.2 Hardware de Aquisição de Dados:

Sensores de Força (*Load Cell 700 Series S-Neam 500N*)

Foram adquiridos quatro células de carga, funcionando como os sensores de força da bancada de testes. Três dos sensores irão ser utilizados para medir os valores de impulso do sistema propulsivo, e o quarto sensor para medir o binário. O funcionamento destes sensores é do tipo tração-compressão, com uma amplitude de tensão de saída entre os 0 e os 5V, sendo por isso o valor neutro do sensor o meio dessa amplitude, 2,5V. Os valores compreendidos no intervalo de 2,5 aos 5V correspondem a valores de compressão, e os valores compreendidos no intervalo dos 2,5 aos 0V correspondem a valores de tração. No entanto, estes valores são teóricos, pois cada sensor possui um valor de calibração que está apresentado na tabela 3.1:

Tabela 3-1 – Calibração dos sensores de força utilizados, retirado de (Richmond Industries, 2017)

S1 (45081)	S2 (45080)	S3 (45084)	S4 (45083)
2.500(Z), 5.0005(F) V	2.500(Z), 4.9990(F) V	2.500(Z), 4.9993(F) V	2.500(Z), 5.0008(F) V

Estes valores vão ser fundamentais para o cálculo dos *offsets* dos sensores.

Na figura 3.7, pode observar-se a representação de um sensor com as respetivas dimensões.

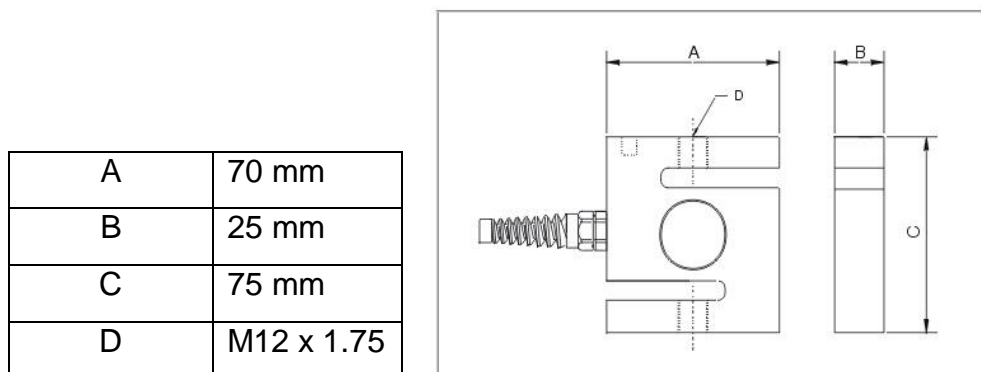


Figura 3.7 – Dimensões e desenho do sensor de força adquirido, adaptado de (Richmond Industries, 2018)

Sensor de RPM e corte de motor

O sensor de RPM do motor AR741 encontra-se acoplado ao sistema de ignição, através de um dos terminais, e produz um sinal com variação de 10V pico a pico. O outro terminal funciona como corte de motor e é a forma mais rápida e eficaz de parar o motor, aspeto muito importante ao nível da segurança quando se realizam testes em túnel de vento (UAV engines Ltd., 1999).

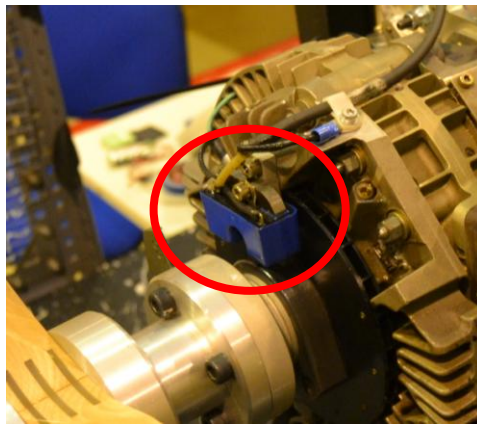


Figura 3.8 – Imagem demonstrativa do posicionamento do sensor de RPM

Ardupilot

Terminada a conceção e manufatura da bancada de testes, e montados os diversos sensores, procedeu-se ao desenvolvimento de um *software* com a capacidade de receber todos os *inputs* dos vários sensores, converter em grandezas e enviá-los para um computador onde pudessem ser processados a fim de se obter os parâmetros desejados. Na presente investigação, será utilizado um Arduino, *Ardupilot*, para a receção dos diversos *inputs* por parte dos sensores (Força, Binário e RPM).

O *hardware* de aquisição de dados, uma placa Arduino Uno, possui seis portas de entradas analógicas, que admitem tensões entre os 0V e os 5V (Arduino, 2018). Esta amplitude é adequada aos valores de tensão gerados pelos sensores instalados na bancada de testes. Foram utilizadas cinco das seis entradas disponíveis, nomeadamente: quatro para sensores de força, três deles referentes ao impulso e o quarto sensor referente ao binário, e um para o sensor de RPM. Para os

sensores de força, a tensão varia entre os 0 e os 5V, não tendo sido necessário nenhum tipo de condicionamento de sinal. Para o sensor de RPM, uma vez que a saída varia entre os 0 e os 8V, foi necessário condicionar o sinal do mesmo, tendo-se recorrido a três resistências para o efeito.

A alimentação do Arduino foi providenciada pelo computador de trabalho ao qual estava ligado, para a receção dos dados adquiridos. Para além das entradas analógicas dos sensores, o Arduino possuía uma ligação de massa onde se reuniam todos os sensores e corte de motor. Na figura 3.9 pode-se observar as ligações feitas à placa Arduino:

1	Alimentação Arduino (PC)
2	Ligação Massa do Conjunto
3	Ligação Sensores de Força
4	Ligação Sensor de RPM

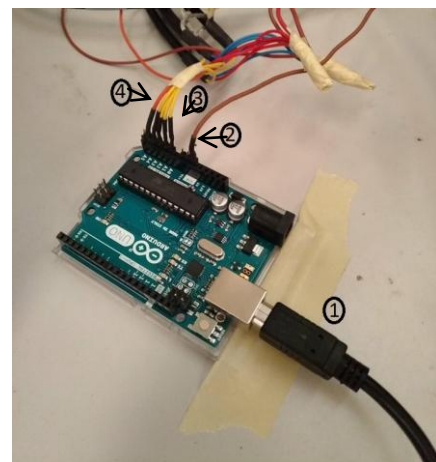


Figura 3.9 – Placa Arduino Uno e respetivas ligações

Fonte de Alimentação (TTI EL302D)

Apesar da placa Arduino ser alimentada pelo computador a que estava ligado, os sensores de leitura de dados, os de impulso, binário, e RPM necessitaram de alimentação. Esta tarefa foi assegurada pela fonte de alimentação TTI EL302D (Figura 3.10). Também ligado à fonte de alimentação, esteve um termopar, apenas com a função de monitorizar a temperatura do motor no decorrer dos testes.

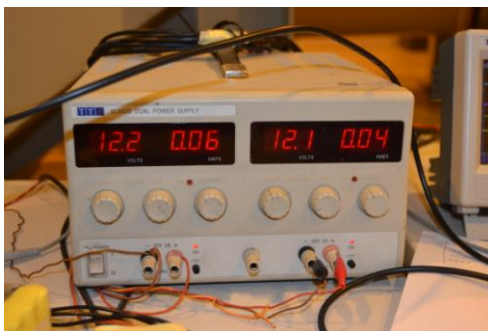


Figura 3.10 – Fonte de Alimentação (TTI EL302D)

Osciloscópio (Tektronix TDS 2024C)

Não obstante de todos os valores estarem a ser recebidos e visualizados em tempo real, através do *software* de aquisição de dados, utilizou-se o osciloscópio apresentado na Figura 3.11, de modo a permitir uma avaliação e validação do sinal recebido dos sensores. Foram utilizadas as suas quatro entradas (dois sensores de força, o sensor de binário e o sensor de RPM) para garantir o correto funcionamento de todo o conjunto.

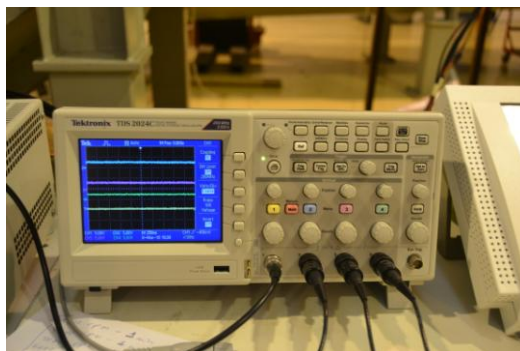


Figura 3.11 – Osciloscópio (Tektronix TDS 2024C)

Medidor de Frequência (HP 53181)

Como sistema redundante do sensor de RPM, foi utilizado um medidor de frequência (Figura 3.12), estando este também ligado ao osciloscópio, referido anteriormente, permitindo assim efetuar uma confirmação dos valores que o *software* estava a receber.

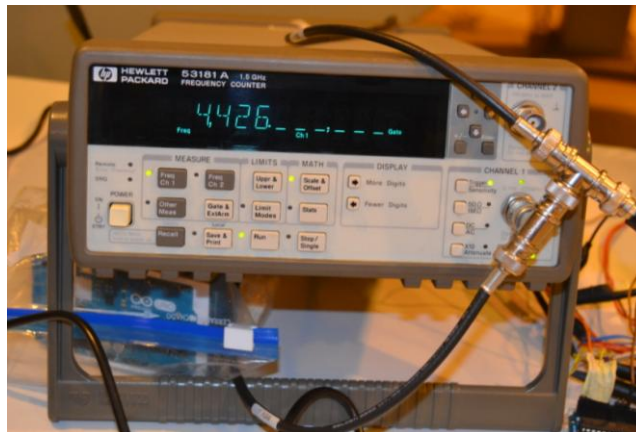


Figura 3.12 – Medidor de frequência (HP53181)

Servo-Motor (HiTec HS-5245MG)

Para controlar o carburador do motor foi utilizado um servo da Hitec (HS-5245MG), Figura 3.13, que através de um controlador colocado na estação de trabalho permitiu assim o controlo das RPM do motor durante os testes realizados.

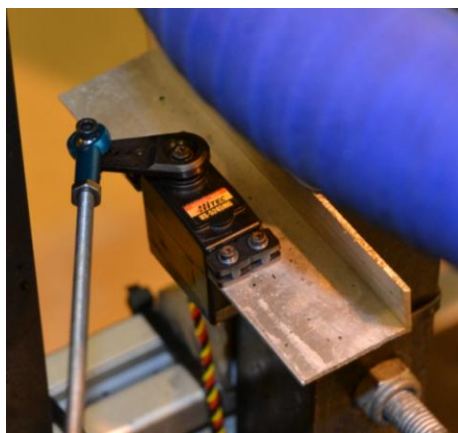


Figura 3.13 – Servo-motor (HiTec HS-5345MG)

3.3 Software de Aquisição de dados

O *software* de aquisição de dados foi desenvolvido com recurso ao software *Matlab*, com o objetivo de estabelecer um interface com o Arduino e proceder à leitura e gravação dos dados dos sensores.

3.3.1 Arduíno

Para a programação da placa Arduíno, que foi utilizada neste trabalho, recorreu-se ao *software* fornecido pelo próprio fabricante. Na programação da placa teve de se ter em consideração o valor dos sinais gerados pelos diversos sensores que foram utilizados, e o modo como desejávamos que eles fossem adquiridos na placa Arduíno, se de forma digital ou analógica, acabando por ser esta última a estratégia usada.

Relativamente ao desenvolvimento do código criado no *software* do Arduíno, iniciou-se através da definição da passagem do sinal analógico para sinal digital, e do tempo de amostragem das mensagens, tendo sido estabelecido uma leitura de 10 mensagens por segundo. Seguidamente definiram-se as portas onde iriam ser ligados os sensores, e a estrutura da mensagem a ser enviada para o próximo *software*. A mensagem foi composta por dois *headers* (*header 1* e *header 2*), pelo tempo (*time0*, *time1*, *time2*, *time3*, *time4*), e pelos próprios sensores. Foram ainda, adicionados dois *checksums*, responsáveis por verificar a integridade da mensagem que está a ser recebida pelo Arduíno.

Seguidamente, procedeu-se à atribuição de “significado” aos *inputs* recebidos por parte dos sensores de força e do sensor de RPM, isto é, a transformação dos *inputs* em valores de uma variável composta, neste caso por 4 bytes (ver ANEXO A). Relativamente ao sensor de RPM, foi criada a instrução de leitura e contagem periódica dos picos recebidos por parte do sensor. O sensor de RPM funciona por impulsos periódicos, originando assim uma determinada frequência e consequentemente um valor de RPM.

Por fim, foi criada a instrução para que o Arduíno procedesse à escrita e envio, de todas as mensagens processadas em cada instante de tempo (ver ANEXO A).

3.3.2 MatLab

Conforme mencionado anteriormente, para a modelação do Arduíno recorreu-se ao *software* Matlab. A placa Arduíno funciona como um ponto intermédio entre a bancada de testes e o *software* *MatLab*, sendo através deste último, observados os valores em tempo real dos diversos sensores da bancada. Para o efeito, foi necessário a elaboração de várias linhas de código de modo a programar o *software* em *MatLab* para que se conseguisse mostrar em tempo real a informação relevante respeitante ao sistema propulsivo, nomeadamente: a tensão dos três sensores de força e do sensor de binário (0 a 5V) e ainda o valor RPM do sensor correspondente (ver ANEXO B).

Com o intuito de melhorar a análise em tempo real dos testes, foi criada uma janela onde se pode observar os dois gráficos, um respeitante à força e outro ao binário. Para a representação dos valores finais de força e binário foram criadas outras linhas de código, de modo a transformar os valores de tensão dos sensores de força em Newtons, utilizando a tabela de calibração de cada sensor, apresentada anteriormente na tabela 3-1.

O valor final de força produzida pelo hélice resulta da soma dos três sensores utilizados. Na Figura 3.14 pode-se observar um excerto retirado do *software* Matlab onde foram estabelecidas as relações entre os valores lidos através dos sensores e os dados finais a serem mostrados. Por exemplo, a “forca_1” resulta do valor “processado(:,2)” que é o valor em tensão correspondente ao sensor 1 subtraído da “media_1” que é o valor de *offset* definido antes de cada teste e multiplicado pelo fator de conversão proveniente da calibração de cada sensor. Este valor de “forca_1” é então, o valor em Newtons do sensor 1 pertencente ao conjunto de três sensores utilizados para medir o impulso do sistema propulsivo. O valor final da força produzida é a soma dos três sensores, como podemos ver pela expressão na Figura 3.14. Esse valor final de força é o valor que irá aparecer ao utilizador que está a observar os resultados em tempo real. A sincronização desses valores com os valores de RPM possibilitou a elaboração do gráfico RPM vs Força para o sistema propulsivo em estudo. O valor de binário final resulta da multiplicação do valor medido pelo sensor correspondente pelo comprimento do braço do sensor. Na Figura 3.14, podemos observar a expressão construtiva deste valor final. O valor

“forca_bin” resulta da subtração do offset do sensor 4 (“media_4”) ao valor lido em Volts (“processado(:,5)”), multiplicado pelo valor de conversão em Newtons correspondente a este sensor. Este valor será a força em Newtons que este sensor estará a ler. O valor final de binário resulta da multiplicação do “forca_bin” pelo comprimento do braço, que neste caso é de 0,1295 metros. Com estes valores criou-se também o gráfico RPM vs Binário.

```
RPM=processado(:,6);
forca_bin=(processado(:,5)-media_4)*199.936;
forca_3=(processado(:,4)-media_3)*200.056;
forca_2=(processado(:,3)-media_2)*200.08;
forca_1=(processado(:,2)-media_1)*199.96;

forca=(forca_1+forca_2+forca_3);
torque=forca_bin*0.1295;
```

Figura 3.14 – Excerto do código do *software* Matlab.

Conforme mencionado anteriormente, a posição neutra de cada sensor equivale aos 2,5V, funcionando como compressão dos 2,5V aos 5V, e como extensão dos 0 aos 2,5V. Para recolher os valores de *offsets* para cada ensaio foi criada uma janela no MatLab, que mostra os valores lidos num determinado período de tempo com o motor em repouso. Através dessa janela, a média dos valores lidos, pode ser calculada, sendo posteriormente esse valor associado a cada sensor. Esta janela encontra-se ligada ao *script* principal de recolha de dados, de modo a que, em cada ensaio os *offsets* fossem atualizados. Na Figura 3.15 pode observar-se o display da janela criada para esta função.

Para além da janela de recolha dos valores de *offset*, foi criada uma outra janela para a visualização dos valores lidos em tempo real. Esta janela é composta por dois gráficos: RPM vs Força e RPM vs Binário. Em cada gráfico foi feito uma *curve fitting*, derivada de uma aproximação polinomial de segundo grau, aproximação esta, extremamente importante para os testes em tempo real, pois permitiu averiguar a coerência dos mesmos. O controlo do decurso dos testes foi efetuado através desta mesma janela, utilizando as três funções que a compõem: *start*, em que ativa o início do teste experimental; *stop*, em que ativa o término da recolha de dados, e por último a opção *save*, em que ao ser ativada, grava no computador do utilizador, toda a mensagem de dados recolhida pelo *software*. Na

Figura 3.15, observa-se a janela que contém os dois gráficos descritos, e as três opções fornecidas ao utilizador.

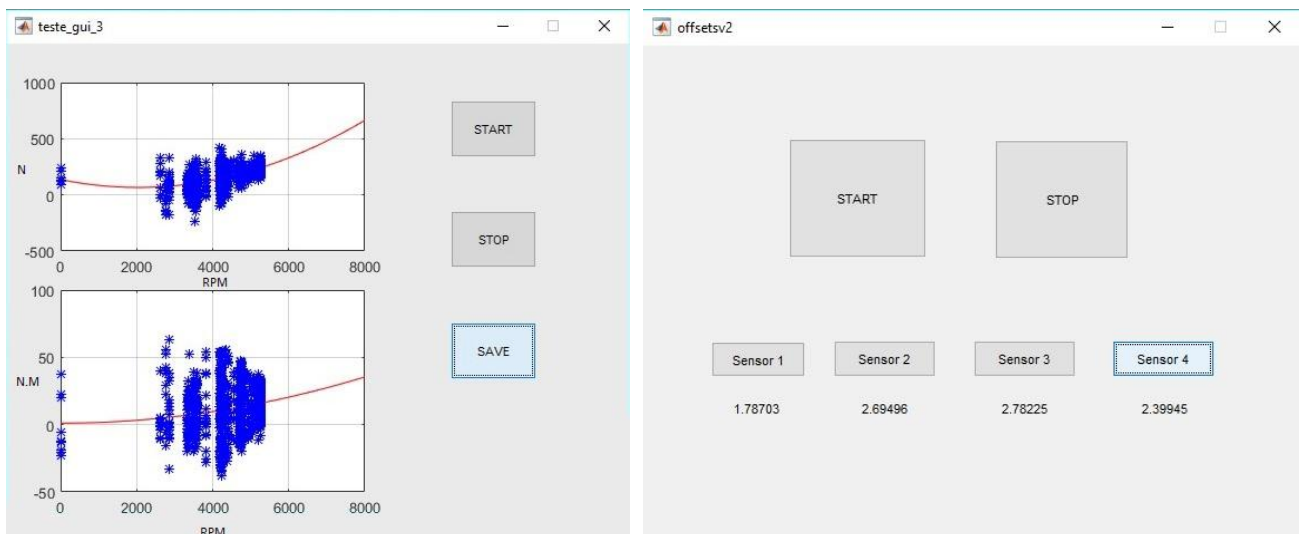


Figura 3.15 – À esquerda janela de leitura de dados em tempo real, à direita janela de cálculo dos *offsets*.

3.4 Testes Estáticos e Dinâmicos

A fase experimental desta dissertação subdivide-se em dois momentos. No primeiro momento, serão realizados testes estáticos, isto é, testes que vão usar o *setup* de montagem tal como já foi descrito anteriormente, mas sem escoamento no túnel de vento. O segundo momento da fase experimental corresponde aos testes dinâmicos, nos quais será utilizado o escoamento do túnel de vento para a realização dos ensaios.

3.4.1 Testes Estáticos

Tal como referido anteriormente, os testes estáticos irão utilizar a bancada de testes já construída, e têm a finalidade de avaliar o desempenho de cada hélice a nível estático. Serão testados seis hélices diferentes na presente dissertação, sendo esta primeira fase, o ponto de partida para a avaliação dos diversos sistemas propulsivos. Poderá identificar-se os primeiros problemas, seja a nível de resultados

ou de comportamento dos hélices, podendo assim limitar o objeto de estudo da fase seguinte, respeitante aos testes dinâmicos.

3.4.2 Testes Dinâmicos

A introdução de escoamento no túnel de vento é a única diferença entre as duas fases de testes. A finalidade destes testes é simular o funcionamento do sistema propulsivo em voo. Foi adicionado escoamento ao túnel de vento com uma velocidade na ordem dos 30 m/s (aproximadamente 60Kts), velocidade de referência para o melhor regime de voo do UAV ANTEX-X03.

3.5 Elaboração de gráficos de desempenho e análise de resultados

A elaboração dos gráficos de desempenho e a análise de dados é transversal às duas fases dos testes práticos. Pretende-se assim, determinar o hélice, ou os hélices, que melhor desempenho podem fornecer ao sistema propulsivo. Através dessa análise será possível avaliar a fiabilidade da bancada de testes desenvolvida.

3.5.1 Testes Estáticos

Os testes estáticos permitem a criação de gráficos de força e de binário para cada hélice, podendo assim comparar-se os resultados obtidos, com os gráficos criados através das fórmulas teóricas. Os gráficos respetivos serão elaborados através dos parâmetros a, b e c, obtidos por uma aproximação polinomial do tipo 2º grau (eq.3.1), sendo assim a base do *curve fitting* já mencionada anteriormente.

$$ax^2 + bx + c = 0 \quad (3.1)$$

Na figura 3.16, está representado um excerto do código do *software* criado em Matlab, onde se pode observar a equação polinomial de segundo grau, onde assenta o *curve fitting*, que irá ser aplicado aos dados que o *software* irá estar a receber. Neste caso o valor “a” seria “z(3)”, o valor “b” – “z(2)” e o valor “c” - z(1).

```

fun = @(z,RPM) (z(1)+z(2).*RPM+z(3).*RPM.^2);
x0 = [1 1 1];
z_f = lsqcurvefit(fun,x0,RPM,forca);
z_t = lsqcurvefit(fun,x0,RPM,torque);
forca_fit=@(x) z_f(1)+z_f(2).*x+z_f(3).*x.^2;
torque_fit=@(x) z_t(1)+z_t(2).*x+z_t(3).*x.^2;

```

Figura 3.16 – Excerto do código em MatLab, respeitante à aproximação polinomial

3.5.2 Testes Dinâmicos

Tal como na fase anterior serão elaborados gráficos de desempenho, permitindo assim a análise dos testes dinâmicos. A análise ao comportamento de cada hélice será realizada recorrendo ao método utilizado nos testes estáticos, no entanto a análise comparativa será realizada entre os valores obtidos de um determinado hélice no teste dinâmico e no teste estático.

Para além desta análise, serão calculados outros parâmetros de desempenho, nomeadamente: o coeficiente de impulso; o coeficiente de potência, e a razão de avanço. Estes parâmetros são relevantes para a determinação da eficiência, e conseqüentemente para a criação dos respetivos gráficos para cada hélice. Por último, e uma vez sendo aprovada a fiabilidade da bancada de testes desenvolvida, será realizada a comparação entre os gráficos elaborados, e proceder-se-á à escolha da melhor opção de hélices para um UAV de classe 1. Tendo sido usado o UAV ANTEX-X03 e o respetivo motor, como ferramentas de estudo, será possível também identificar a melhor opção para esta aeronave.

Capítulo 4. Ensaio Estático e Dinâmico

Neste capítulo serão descritos os procedimentos dos ensaios estáticos e dinâmicos realizados no âmbito da presente dissertação. Serão testados diferentes hélices no motor do UAV ANTEX-X03, a fim de analisar a fiabilidade da bancada de testes desenvolvida. Para isso, será realizada a análise comparativa dos resultados obtidos de todos os testes realizados.

4.1 Ensaio Estáticos

Os ensaios estáticos permitiram aferir a fiabilidade do sistema constituído pela bancada de testes e do programa de aquisição de dados desenvolvido. Procedeu-se à comparação entre os valores obtidos nos testes estáticos e os valores teóricos determinados, através das características dos diversos hélices que foram experimentados. O sistema propulsivo testado utilizou o motor UAV ENGINES AR741-38BHP, tendo nele, sido testados seis hélices diferentes:

1. Hélice 32x16 (Tri-pá)
2. Hélice 36x16
3. Hélice 36x18
4. Hélice 38x14
5. Hélice 38x16
6. Hélice 38x18

A configuração da bancada utilizada nestes testes foi conforme o descrito no capítulo três. Relativamente ao procedimento dos testes, primeiro foi iniciado o programa de recolha de dados, de seguida, a potência do motor foi controlada por intervalos de 30 segundos por patamares. O primeiro patamar assumiu-se entre as 2500/3000 RPM, visto ser o regime onde se obteve uma estabilidade razoável do motor para a recolha de dados coerentes. A partir desse primeiro patamar, os seguintes foram estabelecidos de 1000 em 1000 RPM até ao máximo que o diâmetro do hélice permitiu.

Primeiramente foi realizada uma breve rodagem do motor e um teste à bancada com o intuito de averiguar o bom funcionamento de todo o sistema montado. Esses testes serviram ainda, para avaliar a fiabilidade da bancada construída. Para estes testes foi utilizado o hélice 28x21, visto ter sido o hélice disponível de menores dimensões, sendo benéfico para um primeiro ensaio à bancada. A validação da fiabilidade da bancada de testes consistiu na recolha dos valores de força, de binário e de RPM, e foram comparados com os valores teóricos determinados para o hélice 28x21. Na Figura 4.1 pode-se observar os gráficos de

força e binário, compostos pelas curvas, derivadas dos resultados obtidos e dos resultados teóricos.

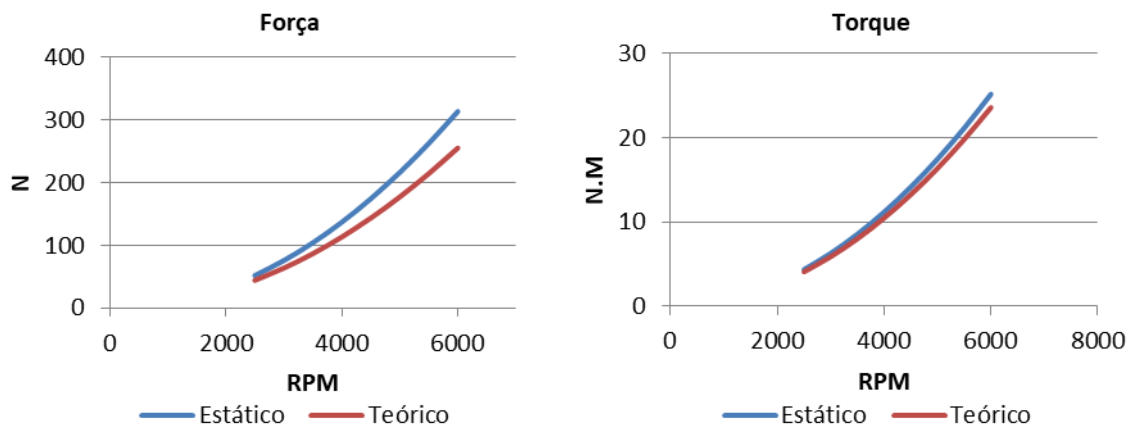


Figura 4.1 - Gráfico de força e binário, do hélice 28x21

Através da tabela 4-1 pode ser feita uma análise mais detalhada dos resultados obtidos da aferição efetuada. Relativamente aos dados de força, apresentaram desvios na ordem dos 20% superiores, quando comparados com os valores teóricos. Este desvio pode surgir pelas condições atmosféricas que se fizeram sentir no dia em que se realizaram os testes de aferição da bancada. Como será demonstrado mais à frente, existe um erro associado a testes efetuados em diferentes instantes do mesmo dia, e em diferentes dias com condições meteorológicas diferentes. Os valores de binário apresentaram um menor desvio, tendo sido inferiores a 10% quando comparados com os valores teóricos. Veremos mais à frente que por vezes, em testes de diferentes hélices, surgirão desvios superiores relacionados com este parâmetro, que poderão ser explicados pelo aumento do diâmetro e do passo dos hélices, que conseqüentemente vão causar maiores vibrações na bancada, dificultando uma leitura precisa deste parâmetro.

Embora tenham sido determinados estes desvios perante os valores calculados teoricamente, como foi revisto no capítulo 2, as fórmulas usadas, são também elas expressões empíricas, e como tal, podem ser imprecisas. No entanto, o andamento deve ser bastante aproximado, aspeto que se observa através da análise dos gráficos anteriores. Por essa razão, foram desvios que deram confiança para a continuação da utilização da bancada nos testes seguintes.

Tabela 4-1 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 28x21

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	Estático	Teórico	Dif. %	Estático	Teórico	Dif. %
2500	52	44	-18	4	4	0
3000	76	64	-19	6	6	0
3500	104	87	-20	8	8	0
4000	137	114	-20	11	10	-10
4500	175	144	-22	14	13	-8
5000	216	177	-22	17	16	-6
5500	263	215	-22	21	20	-5
6000	314	256	-23	25	24	-4

4.1.1 Ensaio de Aferição de Erro de Repetibilidade/Erro associado a diferentes condições meteorológicas;

Concluída a fase inicial, deu-se início aos testes estáticos dos seis hélices. A influência das condições meteorológicas é um factor preponderante para a obtenção de resultados fiáveis. Assim, houve um esforço para que os testes fossem todos realizados no mesmo período do dia, de forma a serem minimizadas as variações das condições atmosféricas, e assim, os resultados obtidos não serem comprometidos. Não obstante, foi efetuado um estudo de aferição da repetibilidade, que consistiu na realização de testes ao hélice (38x16) em diferentes instantes, avaliando assim o erro à repetição de testes. Na figura 4.2, estão representados dois gráficos, um correspondente à força e outro ao binário. Os gráficos apresentam diferentes curvaturas referentes aos momentos a que foram ensaiados.

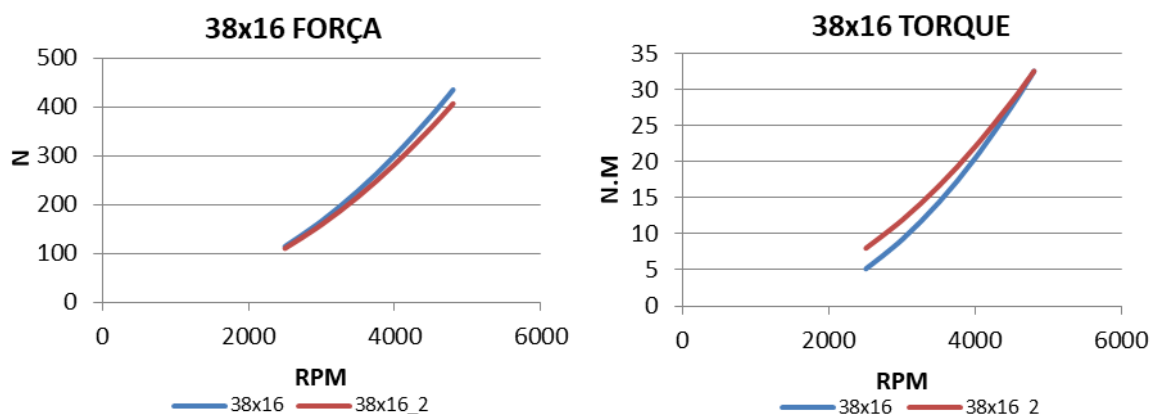


Figura 4.2 - Gráfico de força e de binário, dos dois hélices 38x16

Na tabela 4-2, estão representados mais detalhadamente os valores obtidos nos dois testes. Relativamente aos dados de força debitada pelo hélice nos dois instantes diferentes, quando comparados, apresentam diferenças inferiores a 10%. No que diz respeito aos valores de binário, apesar de em RPM baixas apresentarem diferenças consideráveis, chegando a serem maiores que 30%, poderão ser explicadas pelas elevadas vibrações causadas pelo funcionamento do motor nesse regime de RPM. Com o evoluir das RPM pode observar-se uma diminuição na diferença da comparação dos dois instantes, apresentando também neste parâmetro diferenças inferiores a 10%.

Tabela 4-2 - Valores obtidos em teste, dos dois hélices 38x16, testados em instantes diferentes

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	38x16	38x16_2	Dif. %	38x16	38x16_2	Dif. %
2500	114	110	-3	5	8	36
3000	167	159	-5	9	12	22
3500	229	216	-6	14	17	14
4000	300	283	-6	21	22	7
4500	382	358	-7	28	28	2
4700	418	391	-7	31	31	1
4800	436	407	-7	33	33	0

No teste de aferição do erro associado à realização dos testes em dias diferentes/condições meteorológicas diferentes, Figura 4.3, foi utilizado o hélice 36x16. As condições atmosféricas diferentes foram verificadas através de um aparelho para o efeito. A utilização de hélices diferentes para o teste de aferição de repetibilidade e do erro associado a condições meteorológicas diferentes, prendeu-se com questões práticas relacionada com o decurso dos testes e para evitar o desgaste extra da bancada.

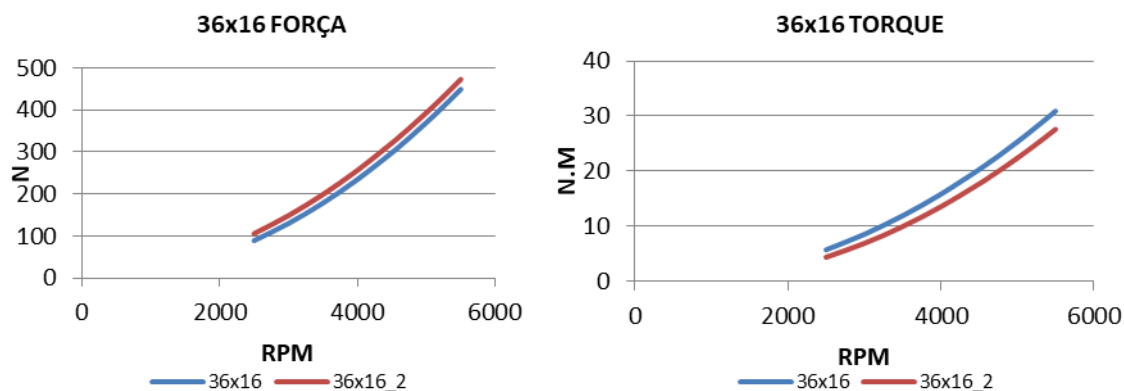


Figura 4.3 - Gráfico de força e de binário, dos dois hélices 36x16

Na tabela 4-3, podemos observar os valores de força e binário obtidos nos dois instantes, e a diferença percentual entre eles. A diferença dos valores de força nos dois momentos foi novamente inferior a 10%, e nos valores de binário situou-se acima dos 10%, cerca de 14%. Isto se uma vez mais, forem desconsiderados os valores correspondentes a RPM baixas, resultantes do mesmo efeito do caso anterior, vibrações causadas pelo hélice nesse regime de RPM. Ainda assim, podemos concluir que no caso do binário, o erro associado às diferentes condições meteorológicas é mais significativo que o erro de repetibilidade. Através destas verificações confirma-se a dedução feita inicialmente relativamente aos benefícios dos testes serem realizados sempre no mesmo dia, pois o erro associado é sempre menor comparativamente com o erro em testes realizados em períodos diferentes.

Tabela 4-3 - Valores obtidos em teste, dos dois hélices 36x16, testados em condições meteorológicas diferentes

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	36x16	36x16_2	Dif. %	36x16	36x16_2	Dif. %
2500	89	105	15	6	4	-31
3000	130	148	13	8	7	-24
3500	178	199	10	12	10	-20
4000	234	256	8	16	14	-17
4500	298	321	7	20	18	-15
5000	370	393	6	25	22	-13
5230	405	429	5	28	25	-13
5500	449	473	5	31	28	-12

4.1.2 Hélice 32x16 (Tri-pá)

Do conjunto de hélices a ser testadas nesta investigação, a única hélice tri-pá, tem 32 polegadas de diâmetro e 16 polegadas de passo. A tarefa inicial consistiu no cálculo das velocidades da ponta da pá de cada hélice, de maneira a assegurar que nenhum desses valores era excedido durante o decorrer dos testes. Pelo manual do motor (UAV Engines Ltd., 1999), as RPM máximas previstas para o motor rondam as 8000 RPM, no entanto este é um valor de referência, obtido em testes de motor com o hélice do fabricante, de dimensões muito semelhantes ao utilizado para analisar a fiabilidade da bancada. Com o aumento do diâmetro do hélice e do passo, é expectável que as rotações máximas conseguidas sejam menores às 8000 RPM, ainda assim nunca poderá ser excedida a velocidade do som na ponta da pá. Para este hélice, tendo como referência o valor de Mach 0.8, o valor máximo de RPM será de 6200 RPM. Na Figura 4.4, apresentam-se os gráficos relativos à força e binário do hélice 32x16.

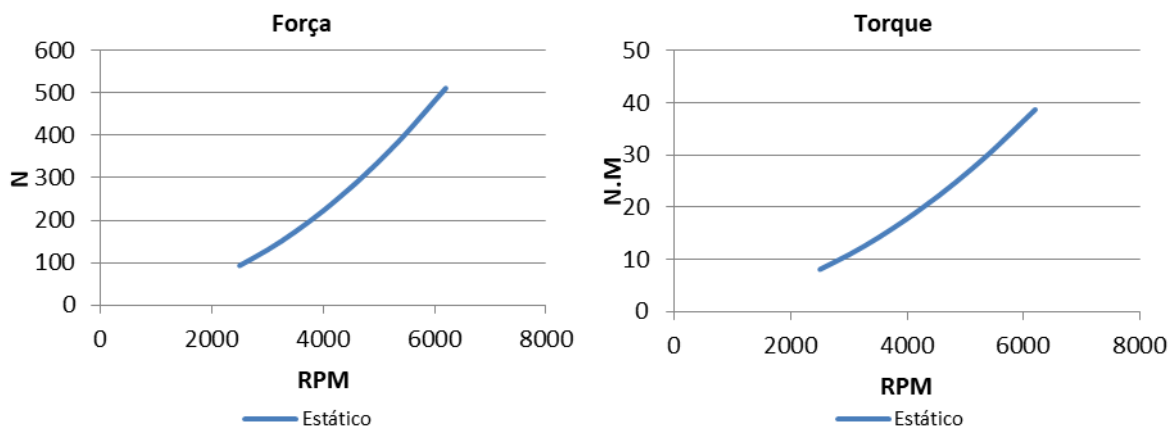


Figura 4.4 - Gráfico de força e binário, do hélice 32x16

Através da tabela 4-4, pode observar-se os dos dados obtidos, relativos à força e binário debitado pelo hélice. Analisando a tabela, pode-se constatar que este hélice consegue debitar 510 N, cerca de 52 Kgs de força, no limiar das RPM que pode alcançar.

Tabela 4-4 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 32x16

RPM	Força (N)	Binário (N.M)
	Estático	Estático
2500	93	8
3000	130	11
3500	173	14
4000	222	18
4500	278	22
5000	339	26
5500	406	31
6200	510	39

4.1.3 Hélice 36x16

Os cinco hélices remanescentes são todos eles compostos por duas pás, no entanto possuem dimensões diferentes conforme mencionado anteriormente. Na Figura 4.5, apresentam-se os gráficos com as curvas dos valores obtidos e as curvas dos valores teóricos de força e binário. As curvas relativas aos valores teóricos vêm na sequência de cálculos efetuados com base nas fórmulas anteriormente apresentadas no capítulo 2. No caso anterior, do hélice 32x16 (tri-pá), não se efetuou essa comparação uma vez que, essas fórmulas, apenas estão previstas serem utilizadas para hélices de duas pás.

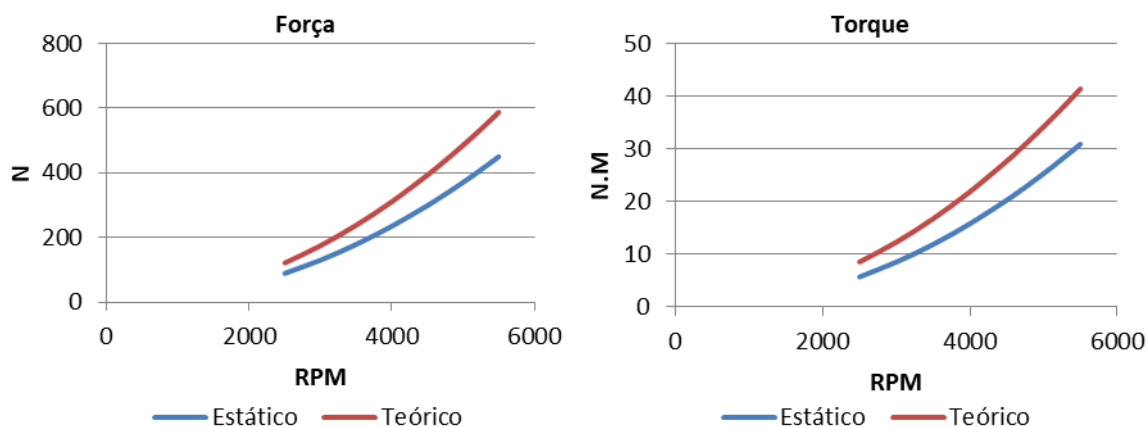


Figura 4.5 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x16

Na tabela 4-5, estão representados os valores obtidos e os valores teóricos, podendo assim ser feita uma comparação. Conforme mencionado anteriormente, a

aferição da bancada de testes revelou um desvio inferior a 10%, no entanto, podemos constatar que neste hélice houve um desvio superior a 10%, motivado pelo aumento significativo das vibrações. O aumento das dimensões dos hélices não é proporcional ao aumento do desvio, cada hélice possui o seu grau de desvio consoante as vibrações e as ressonâncias que provoca na bancada e conseqüentemente nos sensores. Daí, a importância da avaliação individual dos hélices.

Tabela 4-5 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 36x16

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	Estático	Teórico	Dif. %	Estático	Teórico	Dif. %
2500	89	121	27	6	9	33
3000	130	175	26	9	12	31
3500	179	238	25	12	17	29
4000	235	311	24	16	22	28
4500	299	393	24	20	28	27
5000	371	485	24	25	34	26
5500	450	587	23	31	41	25

4.1.4 Hélice 36x18

O segundo hélice testado foi o de 18 polegadas de passo. Na Figura 4.6, pode-se observar os dois gráficos correspondentes às curvas dos valores obtidos de força e binário. Estão também representadas as curvas teóricas correspondentes a esses parâmetros.

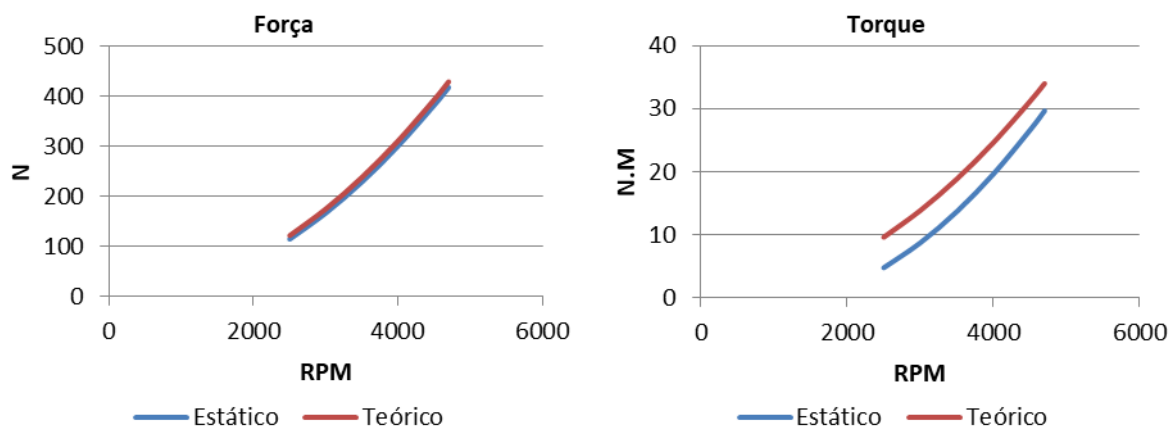


Figura 4.6 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x18

Apesar de ser um hélice do mesmo diâmetro do apresentado anteriormente, a alteração do passo originou diferenças significativas. As RPM máximas atingidas foram 4700 RPM, no entanto o valor expectável seria 5500 RPM. A diferença observada deve-se ao facto de que o motor com o hélice de 18 polegadas de passo, não produz potência suficiente para que se desenvolva mais que as 4700 RPM, ficando limitado nesse valor. Na tabela 4-6, estão representados os valores obtidos referentes à força, binário e ainda os valores teóricos respetivos. Apesar de ser um hélice, que devido ao seu elevado passo, originou valores significativos de vibração na bancada, conseguiu-se, ainda assim, valores interessantes e similares aos teóricos, no que diz respeito ao parâmetro da força. O facto de se ter aumentado o passo, nos valores respeitantes ao binário, surgem diferenças a rondar os 20 %, sendo mais significativas em baixas RPM.

Tabela 4-6 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 36x18

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	Estático	Teórico	Dif. %	Estático	Teórico	Dif. %
2500	114	121	6	5	10	50
3000	167	175	5	9	14	37
3500	229	238	4	14	19	27
4000	300	311	3	20	25	20
4500	382	393	3	27	31	15
4700	418	429	3	30	34	13

4.1.5 Hélice 38x14

Passando agora para o teste dos hélices de diâmetro de 38 polegadas, nos três casos que se seguem, todos eles foram muito exigentes para a bancada, uma vez que foi submetida a um elevado esforço em termos de impulso e de binário. Como se pode observar na Figura 4.7, a curva dos valores de binário debitados pelo hélice 38x14, revelou uma tendência bastante semelhante à curva teórica, já no que diz respeito aos valores de força, pode observar-se uma diferença significativa.

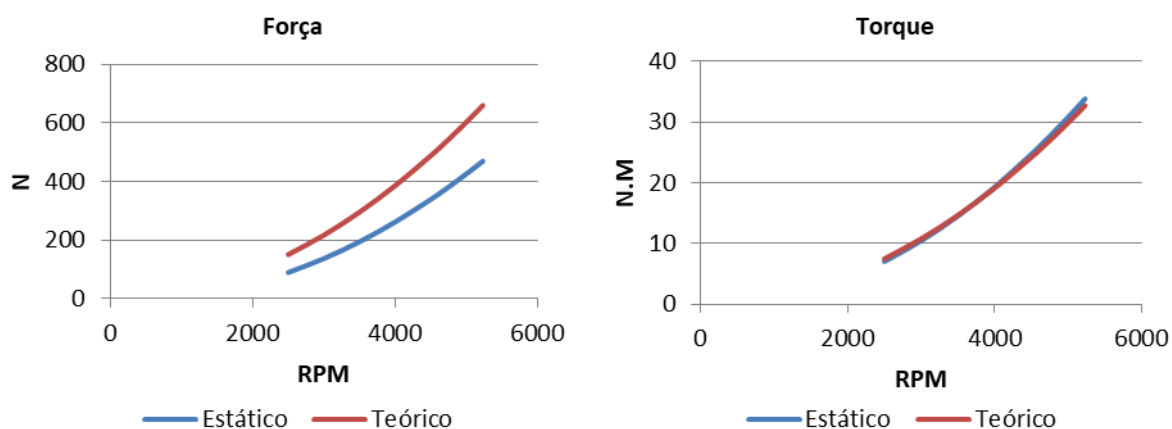


Figura 4.7 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x14

Na tabela 4-7, pode-se comprovar mais detalhadamente o comportamento observado nos gráficos anteriores. Analisando a tabela, pode-se concluir que os valores de força obtidos são inferiores aos valores teóricos, na ordem dos 30 %. A tendência nos casos anteriores, em que se observou uma diminuição dos desvios à medida que se aumentavam as RPM, neste caso o desvio manteve-se praticamente constante, significando que este hélice causou fortes vibrações na bancada de testes. No entanto, ao nível dos valores de binário, obtiveram-se valores muito idênticos aos teóricos. Isto poderá ser explicado pelo facto do hélice não ter esgotado a potência do motor, tendo sido possível ir ao máximo das rotações permitidas pelo hélice, que para o caso do diâmetro de 38 polegadas são as 5230 RPM.

Tabela 4-7 - Valores obtidos em teste e valores teóricos do hélice 38x14

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	Estático	Teórico	Dif. %	Estático	Teórico	Dif. %
2500	89	151	41	7	7	6
3000	137	217	37	10	11	3
3500	194	295	34	15	15	1
4000	262	386	32	19	19	-1
4500	339	488	31	25	24	-2
5000	426	603	29	31	30	-3
5230	469	659	29	34	33	-3

4.1.6 Hélice 38x16

Tal como no hélice anterior, este hélice apresenta valores de força inferiores aos valores teóricos no que diz respeito à força, sendo os valores de binário, uma vez mais, idênticos aos teóricos. Na figura 4.8, podemos observar os respetivos gráficos.

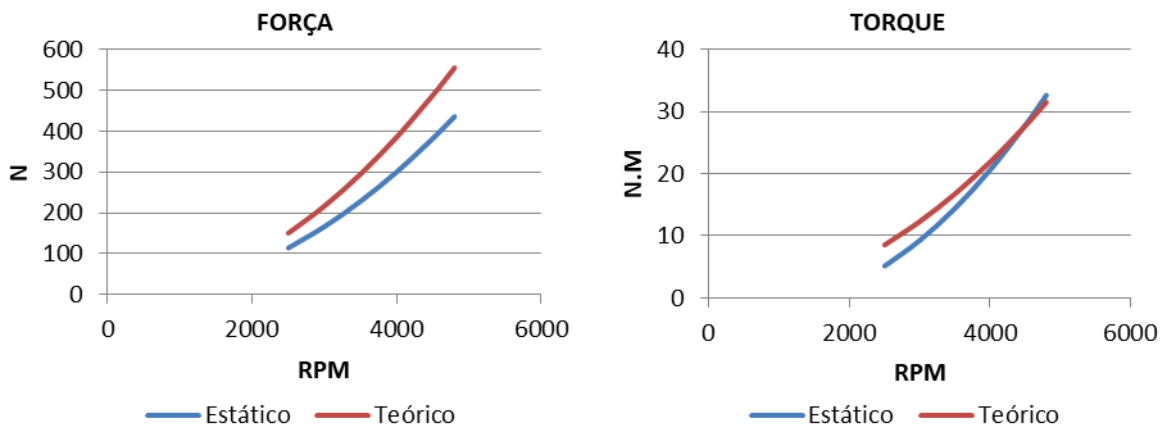


Figura 4.8 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x16

O facto de o passo ter aumentado duas polegadas, foi determinante para o alcance das rotações máximas. Neste caso foi apenas possível atingir as 4800 RPM. Através da tabela 4-8, pode-se observar uma diminuição da diferença entre os valores teóricos e os valores obtidos. Através desta redução, demonstra que é um hélice mais equilibrado. Relativamente ao binário, embora nas baixas RPM, apresente diferenças entre os 20% e os 40%, com o aumentar das RPM a diferença vai diminuindo e aproximando-se do comportamento teórico. Mais uma vez, este é um caso que as suas leituras são bastante afetadas em baixas RPM, devido às vibrações causadas na bancada.

Tabela 4-8- Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 38x16

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	Estático	Teórico	Dif. %	Estático	Teórico	Dif. %
2500	114	151	24	5	9	40
3000	167	217	23	9	12	25
3500	229	295	23	14	17	14
4000	300	386	22	21	22	6
4500	382	488	22	28	28	0
4800	436	555	22	33	32	-4

4.1.7 Hélice 38x18

Este hélice foi o que mais esforços induziu na bancada, tendo-se observado maiores discrepâncias nos resultados. Relativamente aos valores de força na Figura 4.9, podemos observar alguma semelhança de comportamento com os restantes hélices de 38 polegadas de diâmetro. Observando o gráfico de binário, pode-se constatar uma maior diferença quando comparado com os restantes hélices. Esta diferença pode ser explicada pelo facto, de que este hélice origina vibrações elevadas na bancada, em particular no sensor de binário, provenientes da rotação do motor. Estas vibrações causaram uma saturação no sensor de binário, influenciando assim os resultados obtidos. No entanto, na análise efetuada, foram excluídos todos resultados influenciados pela saturação dos sensores, para que a aproximação polinomial não fosse afetada, contudo este panorama não é o ideal, não sendo garantida a eficácia desejada.

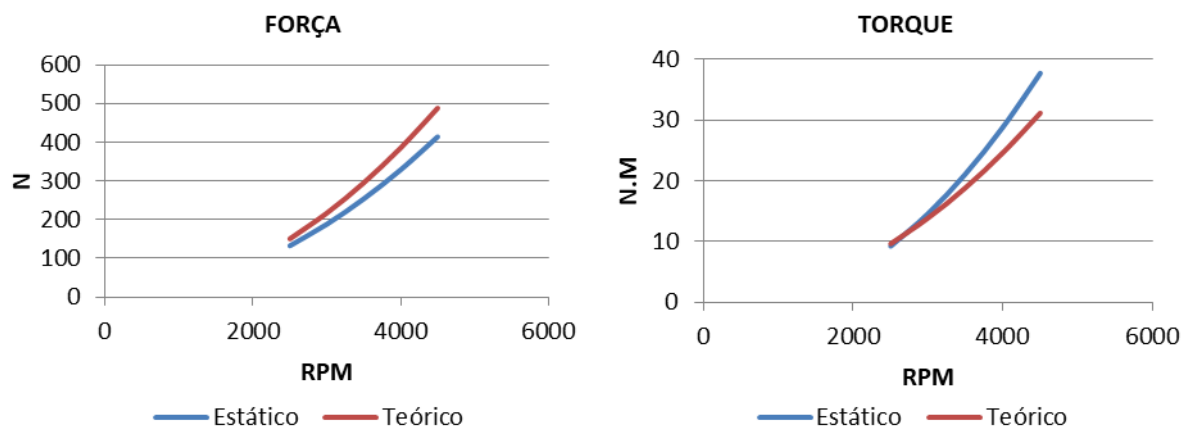


Figura 4.9 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x18

Na tabela 4-9, estão representados os valores de força e binário obtidos nos testes, e os respetivos valores teóricos. Analisando os valores respeitantes à força, e atendendo às dimensões do hélice, poder-se-ia dizer que os resultados foram satisfatórios uma vez que assumem diferenças a rondar os 15%. No entanto o problema prende-se na análise dos resultados do binário. Em todos os casos anteriores observamos uma tendência constante, ou um desvio elevado nas baixas RPM, devido às vibrações causadas nesses regimes, e uma aproximação ao comportamento teórico com o aumento das RPM. Neste caso, aconteceu o oposto, o

que não faz sentido. Inicialmente observa-se diferenças inferiores a 10% e com o aumentar das RPM, as diferenças aumentam. Como já explicado em cima, isto é um sintoma proveniente da saturação do sensor de binário, que apesar da filtragem dos dados recolhidos indesejados, nunca serão resultados muito fiáveis. O facto de se aumentar ainda mais o valor do passo, neste caso para 18 polegadas, exigiu mais potência por parte do motor, esgotando a mesma mais cedo, tendo atingido apenas as 4500 RPM.

Tabela 4-9 - Valores obtidos em teste, e valores teóricos do hélice 38x18

RPM	Força (N)			Binário (N.M)		
	Estático	Teórico	Dif. %	Estático	Teórico	Dif. %
2500	133	151	12	9	10	4
3000	188	217	13	15	14	-5
3500	254	295	14	21	19	-12
4000	329	386	15	29	25	-17
4500	414	488	15	38	31	-21

4.1.8 Análise comparativa dos diferentes hélices

Após a apresentação e análise dos resultados obtidos para cada hélice, pode-se fazer uma comparação entre eles, tanto a nível de força, como também do binário debitado pelo hélice. Através dessa comparação, poder-se-á confrontar com os conceitos teóricos de modo a verificar a fiabilidade dos resultados.

Na tabela que se segue, para além dos valores máximos de força correspondentes a cada hélice, estão também representados valores de referência fornecidos pelas operações do CIAFA. Estes valores correspondem também aos valores máximos de força debitada por cada hélice, tendo sido obtidos através de medições realizadas com um dinamómetro. Embora estas medições tenham sido efetuadas com condições meteorológicas diferentes, e inclusivamente o hélice 36x16 usado foi diferente ao utilizado neste estudo, nunca se poderão assumir como referências exatas. No entanto, sendo os únicos valores de referência existentes, pode servir para ter uma ideia se a comparação dos hélices é coerente com a determinada neste estudo. Observando a tabela 4-10, assinalado a vermelho estão representados os valores de referência e respetivas RPM máximas. Relativamente às RPM máximas pode-se constatar uma grande semelhança às alcançadas nos

testes realizados usando a bancada de testes. Comparando os valores obtidos neste estudo com os valores de referência à exceção do hélice 32x16, que apresenta um desvio menor, todos os hélices apresentam um desvio na ordem dos 20% quando comparados com os valores de referência. Isto significa, que as ordens de grandeza naturalmente vão ser inferiores, mas que a comparação entre eles é constante, dando assim credibilidade aos valores obtidos. O decréscimo constante em todos os hélices pode-se dever às condições meteorológicas terem sido diferentes como já mencionado, acrescentando a um possível erro do instrumento utilizado. O facto do hélice 32x16 ter sido o único que apresentou um desvio menor, 12 %, pode-se justificar por ser o único hélice tri-pá, com um diâmetro inferior aos restantes hélices testados.

Analisando agora somente os valores obtidos através da bancada de testes, observando a tabela 4-10 pode-se constatar que o hélice que debita maior valor de força é o 32x16, que apesar de ser o hélice de diâmetro e passo inferiores, este resultado pode ser justificado por ter sido o hélice, que por essa mesma razão, pôde alcançar um maior número de RPM, devido à velocidade da ponta da pá.

Através da mesma tabela, pode-se também constatar o efeito do esgotamento das RPM dos hélices 36x18, 38x16 e 38x18. Isto pode ser explicado pelo aumento do passo e do diâmetro dos hélices. Para um mesmo diâmetro, quando se aumenta o passo do hélice, está-se a aumentar o ângulo de ataque da pá e por sua vez vai causar uma maior resistência. Essa resistência vai esgotar a potência que o motor tem para debitar, não conseguindo alcançar mais RPM. Tal efeito pode ser observado pelos dados da tabela 4-10, onde estão representados os valores máximos de força debitados por cada hélice, tendo em conta o valor de RPM máximo alcançado. Não obstante, apesar de não conseguirem alcançar valores de RPM superiores, uma vez sendo hélices de maior passo vão produzir maior força a menores RPM.

Tabela 4-10 – Valores máximos de força debitada pelos diferentes hélices

RPM	Força (N)					
	32x16	36x16	36x18	38x14	38x16	38x18
4500/4630						414/539 (23%)
4700/4850			418/530 (21%)			
4800/-					436/-	
5230/5230				469/569 (18%)		
5500/5400		450/569 (21%)				
6200/6030	510/579 (12%)					

Na tabela 4-11 estão representados os valores de binário máximos debitados por cada hélice. Uma vez que os hélices 36x18, 38x16 e 38x18 esgotam a potência do motor, seria de esperar, que o valor de binário para cada um dos casos, representasse o valor de binário do motor para o respetivo patamar de RPM. Idealmente, sendo o hélice 38x18 o que esgota o motor a RPM mais baixas, seria de esperar que debitasse um binário menor, de seguida o 36x18 (4700) e por último o 38x16 (4800). Observando os dados da tabela, não é isso que se verifica. No entanto, apenas o valor do hélice 38x18 está fora do expectável. Retirando da tabela referente aos dados do fabricante presente no ANEXO D, o valor de binário do motor que se aproxima mais das 4800 RPM que se situa nessa tabela, corresponde às 5000 RPM, sendo cerca 33 N.m. Para as 4500 RPM, a tabela apresenta um valor de 30 N.m. Apesar dos valores obtidos do hélice 36x18 (30 N.m), e do 38x16 (33 N.m), não serem rigorosamente iguais aos dados representados na tabela, têm um desvio muito pequeno, não deixando assim de fazerem sentido. O facto do valor obtido respetivo ao hélice 38x18 não ser coerente com o valor tabelado, pode ser explicado pelo problema encontrado na imprecisa medição de binário no decorrer dos seus testes. Uma vez sendo o hélice de maior diâmetro e passo, causou fortes vibrações na bancada de testes, tornando as leituras efetuadas pouco precisas.

Tabela 4-11 – Valores máximos de binário debitado pelos diferentes hélices

RPM	Binário (N.M)					
	32x16	36x16	36x18	38x14	38x16	38x18
4500						38
4700			30			
4800					33	
5230				34		
5500		31				
6200	39					

4.2 Ensaio dinâmico

A segunda fase da parte experimental desta dissertação compreendeu a realização dos ensaios dinâmicos, isto é, com o túnel de vento a debitar escoamento sob o *setup* experimental.

O sistema propulsivo onde incide o estudo desta dissertação está aplicado numa aeronave em que a sua operação baseia-se em velocidades cruzeiro a rondar os 60 Knots, aproximadamente 30 m/s. Devido a este facto, os ensaios em túnel de vento foram conduzidos com a velocidade de escoamento de 30 m/s.

O procedimento foi igual ao efetuado nos ensaios estáticos. Primeiro foi iniciado o programa de recolha de dados, de seguida, a potência do motor foi controlada por intervalos de 30 segundos por patamares. Devido ao escoamento do túnel de vento, entre as 2500/3000 RPM, obteve-se uma estabilidade razoável do motor para a recolha de dados coerentes, e daí ter-se assumido esse valor, como o primeiro patamar do ensaio. Sendo que os seguintes foram estabelecidos de 1000 em 1000 RPM até ao máximo que o diâmetro do hélice permitiu. Ao contrário dos ensaios estáticos, onde alguns hélices limitaram o motor a RPM inferiores às que teoricamente alcançariam, adicionando escoamento, irá resultar numa diminuição de binário gerado pelos hélices, alcançando assim, RPM máximas mais elevadas. Outro efeito que será de esperar é a diminuição tanto da força, como do binário a serem debitados pelo sistema propulsivo, isto mais uma vez devido ao escoamento que o sistema vai estar sujeito, facilitando e “ajudando” no desempenho do conjunto.

A única diferença existente nestes testes, relativamente ao *setup* utilizado, foi a exclusão do hélice 38x18, única e exclusivamente por ter sido um hélice que nos

ensaios estáticos demonstrou provocar valores de binário muito elevados, não tendo sido possível avaliar com coerência e precisão o seu desempenho. Para não esforçar em excesso a bancada de testes, e uma vez que nos testes dinâmicos os resultados recolhidos iriam também ser deficientes, decidiu-se retirar do estudo o hélice 38x18. Assim, os hélices que foram testados no sistema propulsivo foram os seguintes:

1. Hélice 32x16 (Tri-pá)
2. Hélice 36x16
3. Hélice 36x18
4. Hélice 38x14
5. Hélice 38x16

Neste subcapítulo, tal como no anterior, vão ser apresentados os gráficos e as tabelas representativas dos valores de força e binário respetivos a cada hélice.

4.2.1 Hélice 32x16

Na próxima Figura 4.10, pode observar-se o comportamento das curvas relativas aos valores de força e binário, obtidos nos ensaios dinâmicos relativos ao hélice 32x16. Apesar de um comportamento idêntico aos ensaios estáticos, tal como mencionado em cima, os ensaios dinâmicos apresentaram uma diminuição nos valores tanto de força como de binário.

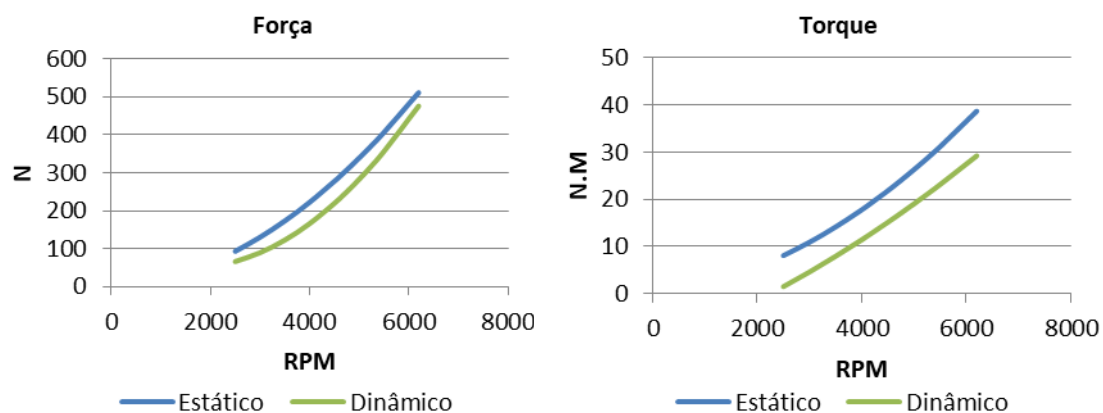


Figura 4.10 - Gráfico de força e binário, do hélice 32x16

Na tabela 4-12, pode observar-se mais detalhadamente os valores de força e binário obtidos nos ensaios dinâmicos, estando também representados os valores obtidos primeiramente nos ensaios estáticos, podendo-se assim fazer uma comparação mais detalhada.

Tabela 4-12 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 32x16

RPM	Força (N)		Binário (N.M)	
	Estático	Dinâmico	Estático	Dinâmico
2500	93	66	8	1
3000	130	90	11	5
3500	173	123	14	8
4000	222	166	18	11
4500	278	219	22	15
5000	339	283	26	19
5500	406	356	31	23
6200	511	476	39	29

4.2.2 Hélice 36x16

Relativamente ao hélice 36x16 pode-se observar na Figura 4.11, as curvas resultantes dos valores obtidos de força e binário nos ensaios dinâmicos. Tal como no caso anterior, podemos ver um decréscimo nos valores da curva de força, mas um aproximar dos valores de binário.

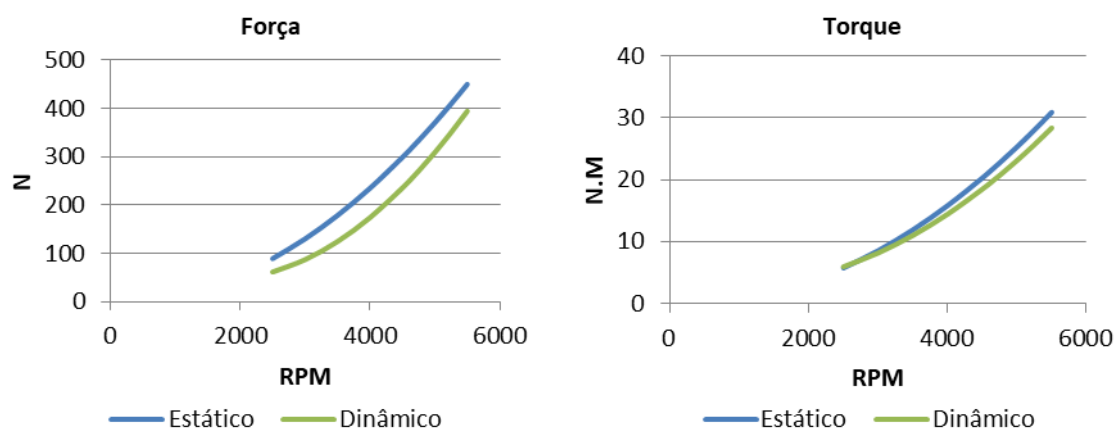


Figura 4.11 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x16

Na tabela 4-13, estão representados de forma mais detalhada os valores que dão origem aos gráficos demonstrados em cima. Através dela é possível fazer uma comparação entre valores obtidos nos ensaios estáticos e os valores obtidos nos ensaios dinâmicos.

Tabela 4-13 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 36x16

RPM	Força (N)		Binário (N.M)	
	Estático	Dinâmico	Estático	Dinâmico
2500	89	62	6	6
3000	130	87	9	8
3500	179	125	12	11
4000	235	174	16	14
4500	299	236	20	18
5000	371	309	25	23
5500	450	395	31	28

4.2.3 Hélice 36x18

Este hélice foi um dos casos que limitou o motor nos ensaios estáticos. Tal efeito também se sucedeu nos ensaios dinâmicos, mas devido ao escoamento que o sistema propulsivo sofreu proveniente do túnel de vento retardou as RPM em que tal aconteceu. Na Figura 4.12, para além de se verificar, tal como nos hélices anteriores, um decréscimo nas curvas de força e binário, comparativamente com os ensaios estáticos, vê-se esse efeito ser compensado, pelo facto referido anteriormente, em que com escoamento neste hélice consegue alcançar as 5000 RPM.

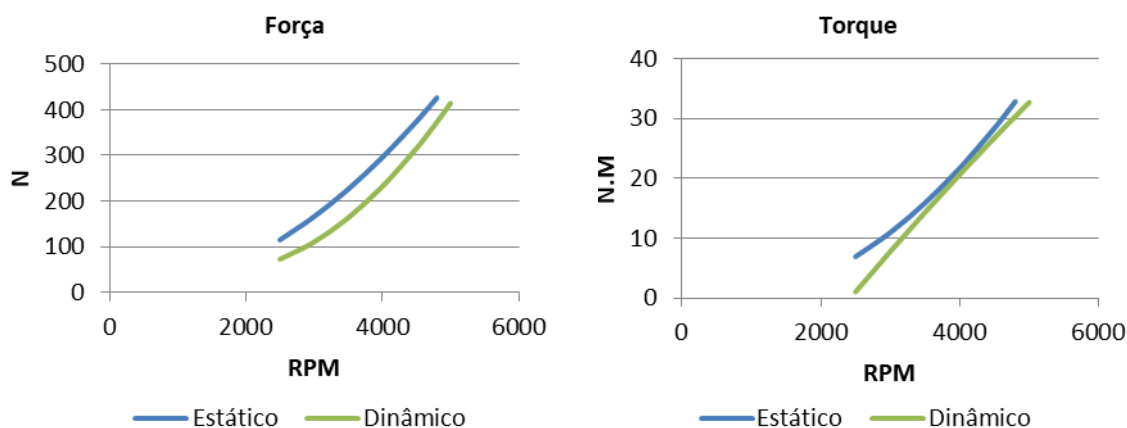


Figura 4.12 - Gráfico de força e binário, do hélice 36x18

Na tabela 4-14, estão representados os valores obtidos tanto nos ensaios estáticos como nos ensaios dinâmicos. Pode-se constatar que nos ensaios estáticos o hélice limitou o motor às 4800 RPM conseguindo proporcionar cerca de 426 N de força, cerca de 43 Kgs, e nos ensaios dinâmicos, visto o hélice alcançar as 5000 RPM, consegue assim um valor de força idêntico, 414 N, cerca de 42 Kgs.

Tabela 4-14 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 36x18

RPM	Força (N)		Binário (N.M)	
	Estático	Dinâmico	Estático	Dinâmico
2500	115	73	7	1
3000	166	111	11	8
3500	226	164	16	14
4000	296	232	22	21
4500	375	316	28	27
4700	409	353	31	29
5000		415		33

4.2.4 Hélice 38x14

Relativamente ao hélice 38x14, o seu comportamento foi conforme o esperado, não tendo sido assinalado nenhum tipo de comportamento fora do normal. Nos ensaios estáticos, já tinha tido a capacidade de esgotar as suas RPM permitidas, e no ensaio dinâmico a situação foi idêntica, mas com maior facilidade, e produzindo por isso um valor de força inferior, como se pode ver na Figura 4.13. Este comportamento ocorreu ao longo de todas as RPM tal como nos casos anteriores.

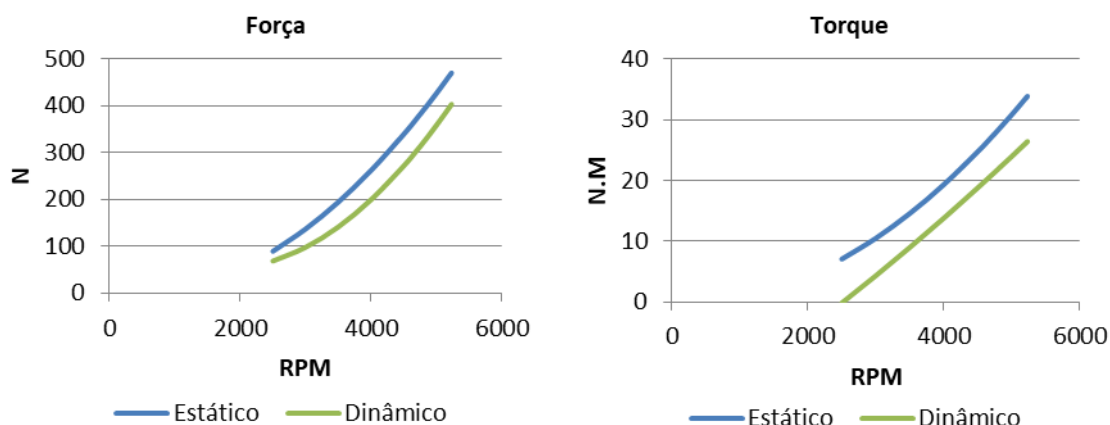


Figura 4.13 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x14

Na tabela 4-15, são apresentados os valores que constituem as curvas da Figura 4.13. Uma vez que este hélice, tendo atingido o seu limite de RPM, pode observar-se um decréscimo em todos os parâmetros, resultante do efeito do túnel de vento.

Tabela 4-15 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 38x14

RPM	Força (N)		Binário (N.M)	
	Estático	Dinâmico	Estático	Dinâmico
2500	89	69	7	0
3000	137	98	10	4
3500	194	141	15	9
4000	262	199	19	14
4500	339	271	25	19
5000	426	358	31	24
5230	469	402	34	26

4.2.5 Hélice 38x16

Uma vez que, o hélice 38x18, como já referido anteriormente, foi eliminado desta última fase dos ensaios dinâmicos, o hélice 38x16 é portanto o último hélice a ser analisado. Este hélice, juntamente com o 36x18 e o 38x18 na fase dos ensaios estáticos, foram os hélices que limitaram o motor antes de terem atingido as suas RPM máximas. Neste caso, o hélice 38x16 apesar de nos ensaios estáticos ter atingido apenas as 4800 RPM, nos ensaios dinâmicos conseguiu atingir o seu limite, às 5230 RPM. Pode-se observar na Figura 4.14, que apesar das curvas de força e binário serem inferiores, o facto de se ter atingido RPM mais elevadas, conseguiu assim produzir valores de força e binário idênticos.

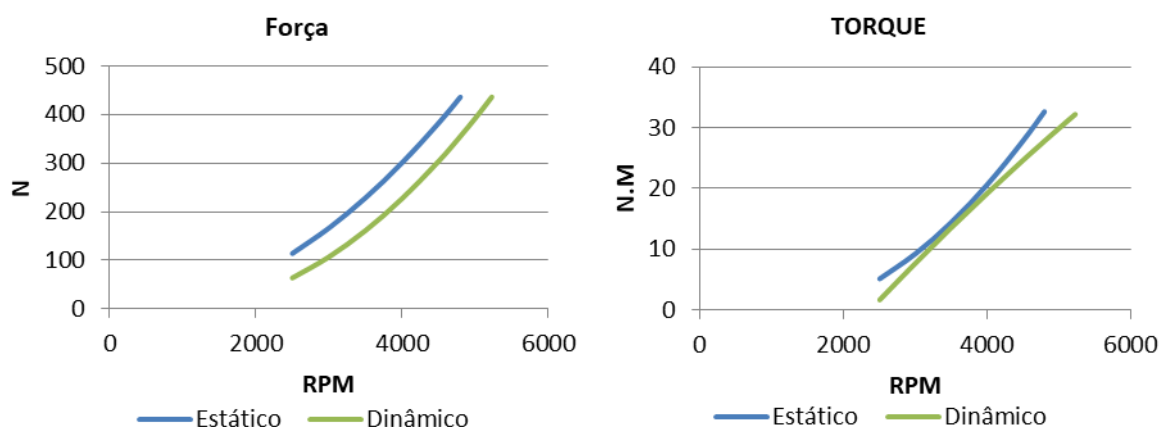


Figura 4.14 - Gráfico de força e binário, do hélice 38x16

Na tabela 4-16, estão representados os valores de força e binário correspondentes às curvas demonstradas em cima referentes ao hélice 38x16. Através dela, é possível ver que no ensaio dinâmico, o hélice conseguiu no seu máximo debitar cerca de 436 N, correspondente a 44 Kgs, menos 4 kgs que no ensaio estático, que foi de cerca 470 N, 48 kgs. Os valores de binário não foram muito diferentes, no seu máximo não chegaram a variar 1 kg.

Tabela 4-16 - Valores obtidos nos testes estáticos e dinâmicos do hélice 38x16

RPM	Força (N)		Binário (N.M)	
	Estático	Dinâmico	Estático	Dinâmico
2500	114	64	5	2
3000	167	107	9	8
3500	229	161	14	14
4000	300	227	21	19
4500	382	304	28	25
4800	436	355	33	28
5000		392		29
5230		436		32

4.3 Coeficiente de Força, Potência e gráfico de Eficiência

Para o cálculo da eficiência dos diferentes hélices é preciso calcular o coeficiente de força e de potência, através dos gráficos resultantes desses parâmetros é também possível ver a integridade dos resultados. Por fim, tendo os valores de eficiência, pode-se então, construir o gráfico com as diferentes eficiências correspondentes aos diversos hélices, e através da comparação dos mesmos, se possível, definir o melhor hélice.

4.3.1 Coeficiente de Força

Na Figura 4.15, estão representadas as diferentes curvas relativas ao coeficiente de força dos diferentes hélices testados. Fazendo referência ao capítulo 2, onde é apresentado um gráfico ilustrativo do comportamento esperado deste parâmetro, podemos observar, uma semelhança no que diz respeito a uma tendência decrescente de todas as curvas. Podemos também constatar a tendência

entre hélices com o mesmo diâmetro mas com diferentes passos, isto é, ângulos diferentes. Ainda no capítulo 2, o gráfico referente aos coeficientes de força de hélices com o mesmo diâmetro e com passo menor, observava-se que as curvas tinham valores inferiores, tal situação, acontece nos resultados obtidos no presente estudo, que pode ser constatado na Figura 4.15.

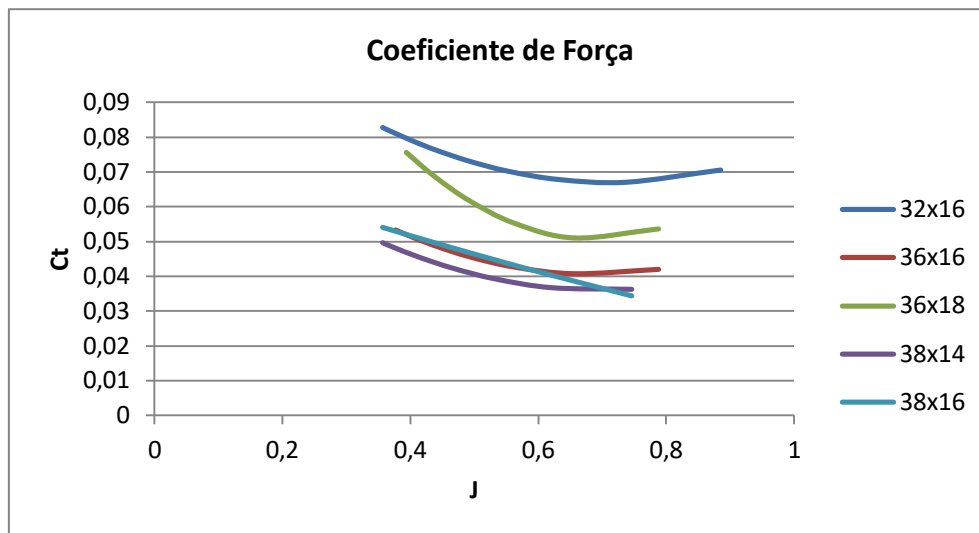


Figura 4.15 - Curvas do coeficiente de força dos diferentes hélices

4.3.2 Coeficiente de Potência

Na próxima Figura 4.16, estão representadas as diversas curvas relativas ao coeficiente de potência dos diferentes hélices. Também aqui se pode observar uma semelhança no comportamento das diferentes curvas relativamente ao gráfico respeitante a este parâmetro apresentado no capítulo 2. É expectável que entre hélices do mesmo diâmetro e com passos diferentes, que o coeficiente de potência diminua com a diminuição do passo, facto que se pode constatar através da análise da Figura 4.16.

A determinação destes dois parâmetros, coeficiente de força e de potência, e a sua correta correspondência com os fundamentos teóricos, tornam-se num bom indicador para a validação da bancada desenvolvida.

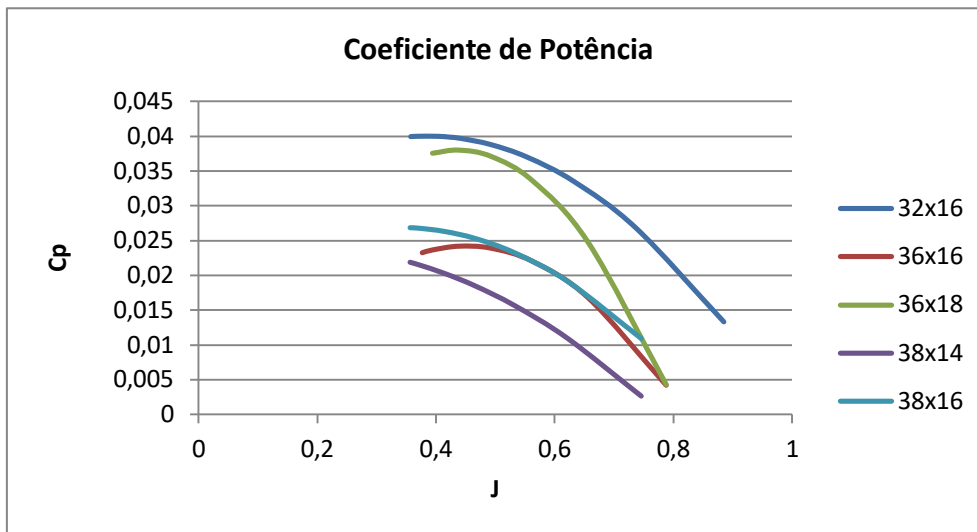


Figura 4.16 - Curvas do coeficiente de potência dos diferentes hélices

4.3.3 Gráfico de Eficiência

Apesar de se terem obtido tendências correspondentes aos gráficos teóricos correspondentes aos coeficientes de força e potência, devido ao problema já observado em resultados anteriores relacionado com a leitura do valor de binário, por vezes originou valores de coeficiente de potência inferiores ao que seria de esperar. Estando o valor de eficiência diretamente relacionado com o C_t e o C_p , quando os valores de C_p eram inferiores ao de esperar, originou valores de eficiência muito grandes não estando de acordo com o que seria de esperar. Para resolver esta situação, para a determinação do valor de eficiência e conseqüentemente o respetivo gráfico, foi feita uma filtragem através da eliminação de valores não conformes com o esperado, isto é, inferiores a 0 e superiores a 1. Só assim foi possível determinar valores de eficiência coerentes, e construir as curvas respetivas com tendências credíveis.

No gráfico de eficiência, Figura 4.17, tem-se num dos eixos a razão de avanço, e no outro eixo o rendimento do hélice. À medida que a razão de avanço aumenta, obtemos valores de eficiência menores, isto porque, com o aumento da razão de avanço, o ângulo de ataque da pá diminuiu e conseqüentemente produz menos força propulsiva. Ao invés disso, com o diminuir da razão de avanço, os valores de eficiência aumentam, pois com um ângulo de ataque maior, o hélice produz uma força propulsiva maior. No entanto, através da observação da Figura

4.17, pode-se constatar uma nova diminuição após um máximo, no seguimento da diminuição da razão de avanço, isto porque, o balanço entre a força de tração gerada e o binário exigido é crescentemente desfavorável. É preciso por isso, encontrar um ponto de equilíbrio entre estes fatores, a fim de se identificar a melhor solução.

Para além disso, há certos comportamentos que são de esperar quando se analisa um gráfico de eficiência deste tipo. Com o aumentar do passo de um hélice, o ângulo de ataque aumenta, e conseqüentemente exige mais binário ao motor, por isso, é de esperar que os valores de eficiência máxima para passos mais elevados, ocorram em valores de J mais elevados, pois ocorrem a RPM menores. Aumentando os diâmetros das hélices é de esperar que resultem em eficiências máximas superiores, uma vez que conseguem produzir valores maiores de força face ao exigido pelo binário.

Analisando o gráfico de eficiência, pode-se confirmar que os hélices com valores maiores de eficiência são os de maior diâmetro (38x14 e 38x16). O hélice 36x16 apesar de ser de dimensões inferiores tem um comportamento muito idêntico a estes dois casos. O facto do hélice 36x18 apresentar um valor de eficiência baixo, pode ser justificado pelo facto do hélice exigir um valor maior de binário face à força que ele consegue debitar. Como era de esperar o hélice 32x16 é também um dos casos que apresenta menor valor de eficiência máxima.

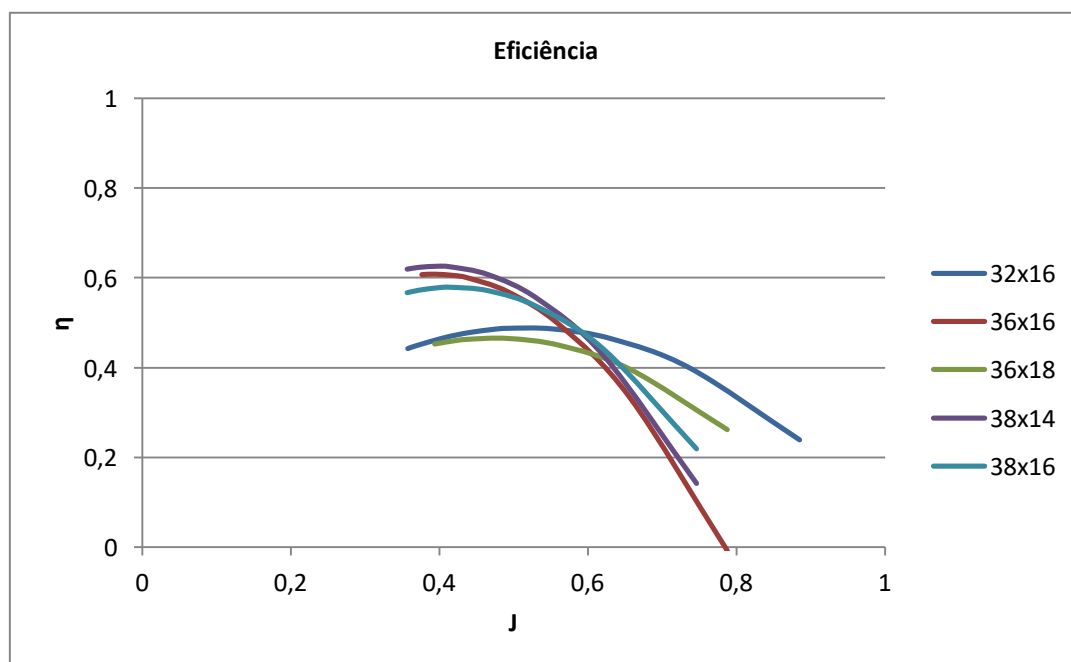


Figura 4.17 – Gráfico de eficiência dos diferentes hélices testados

Na tabela 4-17 pode observar-se os valores de forma mais detalhada respeitantes às eficiências de cada hélice. Pode-se concluir que os três hélices que apresentam melhores eficiências são o 36x16, o 38x14 e o 38x16, sendo que, estes dois últimos apesar de serem de passos diferentes apresentam os seus valores de máxima eficiência para os mesmos valores de J. Comparando o hélice 36x16 com o hélice 36x18, comprova-se positivamente o efeito mencionado em cima. O 36x18, tendo um passo maior, obteve a sua eficiência máxima para um valor de J mais elevado que o hélice 36x16.

Tabela 4-17 – Valores de eficiência em função do J dos diferentes hélices

RPM	J(32in)	32x16	J(36in)	36x16	36x18	J(38in)	38x14	38x16
2500	0,89	0,24	0,79	-0,01	0,26	0,75	0,14	0,22
3000	0,74	0,40	0,66	0,33	0,40	0,62	0,43	0,44
3500	0,63	0,46	0,56	0,49	0,45	0,53	0,55	0,53
4000	0,55	0,49	0,49	0,57	0,47	0,47	0,61	0,57
4500	0,49	0,49	0,44	0,60	0,46	0,42	0,63	0,58
4700	0,47	0,49	0,42	0,61	0,46	0,40	0,63	0,58
5000	0,44	0,48	0,39	0,61	0,45	0,37	0,62	0,57
5230	0,42	0,47	0,38	0,61		0,36	0,62	0,57
5500	0,40	0,47	0,36			0,34		
6000	0,37	0,45	0,33			0,31		
6200	0,36	0,44	0,32			0,30		

4.4 Análise comparativa dos resultados obtidos

Por último, após da análise de todos os parâmetros individualmente, pode-se concluir que a bancada desenvolvida fornece condições para que seja feita uma comparação entre todos os hélices, e assim, definir-se a melhor opção de hélice para um UAV classe 1 de 150 quilos. As conclusões retiradas deste capítulo serão norteadas segundo os dados de partida:

- Aeronave: ANTEX-X03
- Velocidade Cruzeiro: 60 Kts
- Peso: 150 Kgs
- Hélice: 38x16
- Regime RPM: 4300-4500 RPM

Relembrando os dados obtidos nos testes estáticos, na tabela 4-18, estão representados os valores máximos obtidos para cada hélice. Recorde-se que o hélice que debitou mais força foi o 32x16. Excluindo o hélice 38x18 desta análise, pelas razões já referidas anteriormente, o hélice que se demonstrou mais limitado em termos de RPM foi o hélice 36x18, produzindo também o valor mais baixo de força. Restam os três hélices: 36x16, 38x14 e 38x16. Entre estes três hélices só o 38x16 limitou o motor nas 4800 RPM. Na tabela 4-19, estão representados os valores máximos de binário debitados pelo hélice nos ensaios estáticos. Observando a tabela, pode-se constatar que o hélice que debita mais binário é também o 32x16. Dos três hélices que produziram mais força, o que debita mais binário é o 38x14.

Tabela 4-18 – Valores máximos de força, obtidos nos testes estáticos

Força (N)					
32x16	36x16	36x18	38x14	38x16	38x18
510 (6200)	450 (5500)	418 (4700)	469 (5230)	436 (4800)	414 (4500)

Tabela 4-19 - Valores máximos de binário, obtidos nos testes estáticos

Binário (N.M)					
32x16	36x16	36x18	38x14	38x16	38x18
39 (6200)	31 (5500)	30 (4700)	34 (5230)	33 (4800)	38 (4500)

Na Figura 4.18, está representado o gráfico comparativo das curvas de força obtidas pelos diversos hélices nos ensaios dinâmicos, que servirão de ponto de partida para a obtenção do melhor hélice para o UAV ANTEX-X03.

Tendo em conta os dados operacionais do UAV ANTEX-X03 equipada com o hélice 38x16, o melhor regime de voo situa-se entre as 4300 e as 4500 RPM, a uma velocidade de cerca de 60 Kts. Para esta análise irá assumir-se as 4500 RPM. Confrontando estes valores com as tabelas do fabricante do motor (ANEXO D), conclui-se que é neste regime que também o SFC⁶ é mais reduzido, o que auxilia na determinação da melhor solução para este UAV. Observando o gráfico apresentado na Figura 4.18, às 4500 RPM, o hélice é capaz de produzir cerca de 300 N.

⁶ SFC – *Specific Fuel Consumption*

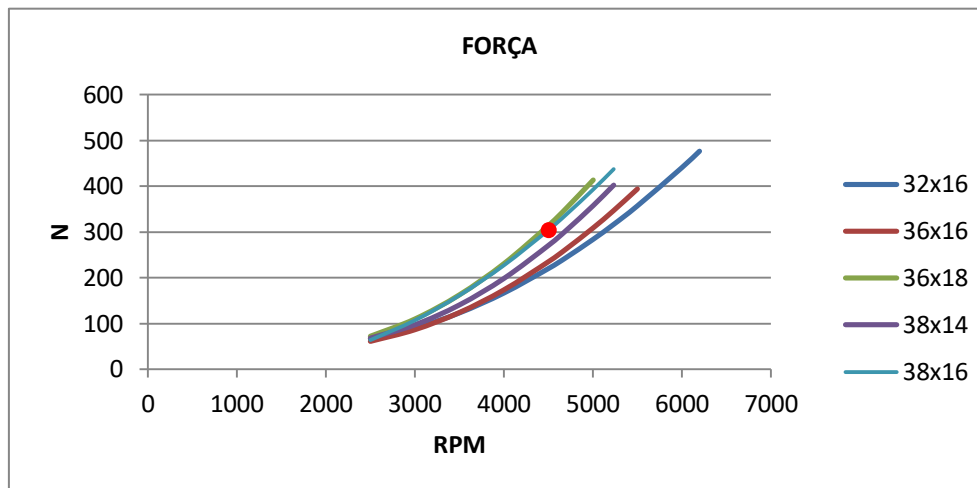


Figura 4.18 - Gráfico comparativo das diferentes curvas de força nos ensaios dinâmicos

Pode-se assumir então, que para um voo de nível a 60 Kts, o UAV ANTEX-X03 exige cerca de 300 N. Na tabela 4-20, estão assinalados a amarelo, os valores de RPM correspondente aos 300 N referentes aos hélice 36x16 e hélice 38x14, Apenas estes hélices estão assinalados, pois em conjunto com o hélice 38x16, foram os que obtiveram melhores desempenhos, analisando o gráfico de eficiência já demonstrado anteriormente na Figura 4.17.

Tabela 4-20 - Valores de força obtidos nos ensaios dinâmicos

RPM	32x16 (N)	36x16 (N)	36x18 (N)	38x14 (N)	38x16 (N)
2500	67	62	73	68	64
3000	90	87	110	98	107
3500	123	125	163	141	162
4000	167	174	231	199	228
4500	220	236	315	271	304
4700	244	263	352	304	338
5000	284	309	414	358	393
5230	316	347		402	437
5500	357	395			
6000	441				
6200	477				

Através da fórmula 2.4 apresentada no capítulo 2, e com os valores de RPM determinados na tabela 4.20, determinou-se o valor de J para o qual o hélice é capaz de produzir os 300 N exigidos pela aeronave. Como se pode observar de forma detalhada na Tabela 4-21, apresentam valores de eficiência interessantes, bem como o hélice 38x16.

Tabela 4-21 - Valores de eficiência em função do J dos diferentes hélices

RPM	J(32in)	32x16	J(36in)	36x16	36x18	J(38in)	38x14	38x16
2500	0,89	0,24	0,79	-0,01	0,26	0,75	0,14	0,22
3000	0,74	0,40	0,66	0,33	0,40	0,62	0,43	0,44
3500	0,63	0,46	0,56	0,49	0,45	0,53	0,55	0,53
4000	0,55	0,49	0,49	0,57	0,47	0,47	0,61	0,57
4500	0,49	0,49	0,44	0,60	0,46	0,42	0,63	0,58
4700	0,47	0,49	0,42	0,61	0,46	0,40	0,63	0,58
5000	0,44	0,48	0,39	0,61	0,45	0,37	0,62	0,57
5230	0,42	0,47	0,38	0,61		0,36	0,62	0,57
5500	0,40	0,47	0,36			0,34		
6000	0,37	0,45	0,33			0,31		
6200	0,36	0,44	0,32			0,30		

Perante os dados anteriores, é possível propor o hélice mais adequado ao caso de estudo, o UAV ANTEX-X03. Atendendo a que o hélice se situa na parte traseira da aeronave logo a seguir à fuselagem, quanto menor for o seu diâmetro, maiores perturbações irá sofrer, diminuindo o escoamento existente para produzir força. Entre os três hélices que melhor desempenho apresentaram, exclui-se o hélice 36x16 por ser o mais pequeno. Em relação ao binário debitado pelos hélices, que está intimamente relacionado com os consumos específicos, constata-se que o hélice 38x14 debita mais binário. Assim, o hélice 38x16, para além do seu valor de eficiência máxima ser coincidente com o regime deste UAV, e próximo dos outros hélices em análise, sendo maior que o 36x16 e conseguindo debitar menor binário que o 38x14, torna-se na melhor proposta de hélice para o UAV ANTEX-X03.

Resumindo, os três hélices em análise (Hélice 36x16, o 38x14 e o 38x16), apresentam-se como boas opções para um UAV de classe 1 de 150 quilos. No entanto, a escolha irá depender da aeronave em causa, uma vez que as características aerodinâmicas influenciam os regimes de voo.

Não esquecendo o objetivo principal deste trabalho, e recuando à problemática inicial levantada no capítulo 1, assumiu-se que o objetivo só seria atingido, se dentro do âmbito definido, fosse possível dar uma resposta a soluções de hélices face aos resultados apresentados, o que se pôde comprovar neste capítulo. Pode-se então afirmar, que a bancada desenvolvida fornece condições para que nela seja testado o desempenho de hélices de UAV classe 1 de 150 quilos.

Capítulo 5. Conclusões

Neste capítulo vai ser realizado um balanço final da dissertação realizada. Irá ser feita uma breve síntese do estudo realizado, apresentadas as diversas limitações encontradas ao longo do estudo. Por último serão propostas recomendações e sugestões para possíveis trabalhos futuros relacionados com a temática desta dissertação.

5.1 Síntese da Dissertação

Esta dissertação teve como objetivo o desenvolvimento de uma bancada de testes que permitisse o teste do desempenho de hélices de UAV pertencentes à classe 1 de 150 quilos. Para atingir esse objetivo, o trabalho experimental foi dividido em quatro fases. Uma primeira fase correspondente ao desenvolvimento de uma bancada de testes, uma segunda fase referente à criação do *software* de aquisição de dados, uma terceira fase que se dividiu em dois momentos, um primeiro momento em que foram realizados testes estáticos ao sistema propulsivo, e um segundo momento em que foram realizados testes dinâmicos. Por último, a quarta fase compreendeu a realização dos gráficos de desempenho dos diversos hélices, com a finalidade de efectuar-se uma análise comparativa dos resultados obtidos, a fim de se analisar a fiabilidade da bancada desenvolvida.

O desenvolvimento da bancada de testes para determinação do desempenho de hélices abrangeu várias tarefas, desde o desenho, à conceção, incluindo a aquisição de todos os sensores necessários para a realização dos testes. Finalizada a bancada de testes, e tendo sido adquirido todo o *hardware* de recolha de dados, foi necessário desenvolver um *software* para a aquisição de dados, mais concretamente para a interpretação dos mesmos. Assim, o *software* foi desenvolvido com recurso a um Arduíno como *hardware* de interligação entre o *hardware* integrado na bancada e o *software* criado em Matlab. Este *software* permitiu para além da recolha de todos os dados respeitantes a RPM, força e binário, a amostragem em tempo real dos gráficos respeitantes às curvas de força de modo a permitir ao utilizador ter uma perceção da validade dos ensaios. Tendo a bancada, o respetivo *hardware* e *software* bem consolidados, deu-se início à fase dos testes práticos dos diferentes hélices. Como referido em cima, esta fase dividiu-se em dois momentos. Primeiramente foram realizados testes sem escoamento a incidir no sistema propulsivo, ou seja, testes estáticos. Nestes testes, foram realizadas algumas aferições a nível de erro que a bancada poderia suscitar aos valores obtidos. Em seguida, foram também retirados os valores de força e binário que o hélice debitou. Nos ensaios práticos foram estudados seis hélices diferentes: 32x16 (tri-pá); 36x16; 36x18; 38x14; 38x16; 38x18. O segundo momento compreendeu a realização dos testes com a inclusão de escoamento no túnel de vento, ensaios

dinâmicos. Através da configuração do túnel de vento para um escoamento de 30 m/s, simulou-se o regime de voo a que aeronave ANTEX-X03, com 150 kgs, está sujeita na sua operação. Nestes ensaios, foi retirado do estudo o hélice 38x18, uma vez que excedeu o limite máximo admissível pelo sensor de binário nos ensaios estáticos, indo assim ao encontro de uma das limitações desta dissertação.

Após a realização dos testes práticos aos diferentes hélices que compuseram este estudo, foram calculados os diversos parâmetros de desempenho dos hélices, e criados os respetivos gráficos com o intuito de perceber a fiabilidade da bancada desenvolvida. Perante as constatações efetuadas, três hélices: o hélice 36x16, o hélice 38x14 e o hélice 38x16, apresentam-se como boas opções. A escolha vai sempre depender da aeronave em causa e do próprio motor, porque uma vez tendo características aerodinâmicas diferentes, poderá ter regimes de operação não compatíveis com o UAV ANTEX-X03. Foi ainda, selecionada a melhor opção para o caso do UAV utilizado como ferramenta deste estudo, o ANTEX-X03.

Após estas conclusões, e como foi constatado no final do capítulo anterior pode-se responder à pergunta de partida de forma positiva, sendo de facto possível, validar a bancada de testes desenvolvida, com a finalidade de testar o desempenho de hélices de UAV classe 1 de 150 quilos. Relativamente à escolha dos hélices, não será possível definir um melhor hélice para a classe 1 de UAV, uma vez que vai depender do regime de voo da aeronave em causa. No entanto, pode-se indicar as três opções de hélice mencionadas em cima que, tendo eles demonstrado os melhores valores de desempenho na realização dos ensaios, serão certamente as melhores opções para o efeito.

5.2 Limitações

As maiores limitações que foram sentidas na realização do presente estudo relacionaram-se principalmente com a bancada de testes desenvolvida. A necessidade do desenvolvimento de uma bancada de testes deveu-se ao facto de não existir nenhuma na FA, mais concretamente no CIAFA. Tendo em conta as dimensões do motor em causa, o motor AR741-38BHP, tal como referido no capítulo 3, o ideal seria a construção de uma bancada tipo berço, em que o motor estaria assente em rolamentos de modo a garantir a rotação livre do motor, permitindo

assim, a leitura do binário. No entanto, esta hipótese teoricamente mais válida, foi abandonada pois iriam ser necessários rolamentos de dimensões não comportáveis, sendo necessários processos de construção que saíam fora dos objetivos desta dissertação. Para além disso, acrescia a dificuldade referente à medição de força do conjunto. Tendo em conta todas estas condicionantes, desenvolveu-se uma solução, que embora não fosse a ideal, adequou-se aos objetivos e às capacidades para a execução da mesma, existentes no CIAFA. A bancada tal como descrita no capítulo 3, e que sustentou a realização do estudo efetuado, apresentou a sua maior limitação na medição do valor de binário. Como se pode constatar no capítulo 4, os valores que pontualmente surgiram fora do expectável, estão relacionados com os valores de binário, provenientes das elevadas vibrações que o seu sensor sofreu. Como foi descrito no capítulo 3, o binário foi medido através do deslizamento relativo de duas placas onde estava afixado o motor. Foram realizados inúmeros esforços referentes ao polimento e à lubrificação das duas placas, para reduzir ao máximo o atrito existente entre ambas. As próprias furações, apesar de terem sido desenhadas em *SolidWorks* e elaboradas através de máquinas laser, a fim de garantir o sentido da rotação do motor e permitir a rotação do mesmo, assim como a inserção de rolamentos na primeira placa, não foi possível eliminar na totalidade as folgas existentes. Mesmo tendo sido utilizada uma rótula para retirar o máximo da folga do braço e garantir um posicionamento o mais paralelo possível, as ligeiras folgas apresentadas pelo mesmo, foram um fator adicional a somar aos restantes mencionados. Por isso, apesar de todos os esforços realizados para minimizar os impactos das dificuldades da medição do binário, este foi severamente afetado em termos de precisão pelos fatores mencionados anteriormente. Inclusive, um dos seis hélices que compunham o objeto de estudo inicial, o 38x18, teve de ser retirado do estudo, por essas mesmas razões. Todavia, embora os resultados de binário terem sido afetados, como foi constatado no capítulo anterior, estes não devem ser descurados, nem desvalorizados pois, foram úteis para o estudo e ainda assim conseguiram dar fiabilidade à bancada de testes desenvolvida.

5.3 Perspetivas para trabalhos futuros

Apesar dos principais objetivos desta dissertação terem sido alcançados, seria errado dizer que o trabalho está totalmente concluído, não existindo margem para melhoria. Pelo contrário, existem vários aspetos que sendo melhorados permitirão obter de forma mais rigorosa e precisa resultados referentes ao desempenho de hélices desta classe de UAV. Tendo em conta as limitações apresentadas anteriormente, existem algumas melhorias que poderão ser efetuadas na bancada de testes desenvolvida. Estas melhorias podem assentar em dois aspetos: reduzir as vibrações e as folgas. As vibrações causadas pelo motor à bancada poderão ser reduzidas eventualmente, através da adição de sinoblocos nas fixações diretas ao motor. Esta solução não foi utilizada neste trabalho, pois embora os sinoblocos absorvam grande parte das vibrações, vão também adulterar em certa parte os valores de força, pois também vão absorver o impulso do motor. No entanto, o facto de se reduzir as vibrações, pode-se beneficiar na leitura do binário, sendo assim um aspeto que seria interessante averiguar. Outro pormenor que poderia ser melhorado relaciona-se com as folgas existentes na bancada, principalmente no braço do sensor de binário e nas restantes furações, seja do motor ou dos diversos sensores. Visto tratar-se de um trabalho mecânico, será sempre uma tarefa desafiante, pois será difícil a extracção completa de folgas em todo o sistema, no entanto qualquer melhoria neste aspeto leva certamente a resultados mais precisos.

Para além das melhorias mencionadas em cima referentes à bancada de testes, seria benéfico a introdução de uma componente prática de ensaios em voo, pois permitirá a realização de uma “triagem” dos hélices que obtiveram melhores desempenhos. Provavelmente, através dos ensaios em voo, reduzir-se-ia o conjunto de três hélices, a um hélice. Os ensaios em voo poderiam ser realizados através da técnica *The Bootstrap Approach* (TBA).

Por último, efetuar a validação da proposta dos três hélices (36x16; 38x14; 38x16), como boas opções para um UAV classe 1 de 150 quilos, e o caso específico do 38x16 para o UAV ANTEX-X03, através de um trabalho hipotético-dedutivo assente em referências analíticas e experimentais.

Referências Bibliográficas

- Arduino. (2018). Arduino UNO. Retrieved from <https://store.arduino.cc/arduino-uno-rev3>
- Baptista, C. S., & Sousa, M. J. (2011). *Como Fazer Investigação, Dissertações, Teses e Relatórios Segundo Bolonha*. (Pactor, Ed.). Lisboa.
- Blom, J. D. (2010). *Unmanned Aerial Systems: a historical perspective*. Retrieved from <http://usacac.army.mil/cac2/cgsc/carl/download/csipubs/OP37.pdf>
- Borges, M. (2015). *Design of an Apparatus for Wind Tunnel Tests of Electric UAV Propulsion Systems*. Instituto Superior Técnico.
- CAE Oxford Aviation Academy. (2015). *Powerplant ATPL Ground Training Series Book 4*. United Kingdom.
- Caetano, J. (2016). *Aeronaves Não Tripuladas na Força Aérea*. Sintra: Centro de Investigação, Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea (CIDIFA).
- Caetano, J., Matos, M., Morgado, J., & Sousa, J. B. (2015). From Research to Operations: The PITVANT UAS Training Experience. In *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles* (pp. 2525–2560).
- Chaney, C. S., Bahrami, J. K., Gavin, P. A., Shoemaker, E. D., Barrow, E. S., & Matveev, K. I. (2014). Car-Top Test Module as a Low-Cost Alternative to Wind Tunnel Testing of UAV Propulsion Systems. *Journal of Aerospace Engineering*, 27(6), 6014005. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000425](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000425)
- Fortin, M.-F. (2003). *O processo de investigação: da concepção à realização*. (3^a). Loures: Lusociência.

- Freixo, M. J. V. (2009). *Metodologia científica: fundamentos, métodos e técnicas*. Lisboa: Instituto Piaget.
- JAPCC. (2010). *Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO*. (Joint Air Power Competence Centre, Ed.).
- Morgado, J., & Sousa, J. (2009). O Programa de Investigação e Tecnologia em veículos aéreos autónomos não-tripulados da Academia da Força Aérea. In 4 (pp. 9–24). Cadernos do IDN.
- Nordian AS. (2003). *Principles of Flight*. Nordian AS.
- Oxford Aviation Academy. (2008). *Principles of Flight (Fourth)*.
- Pereira, A. (2015). *Caracterização do sistema de propulsão do UAS ANTEX-X02*. Academia da Força Aérea.
- Richmond Industries. (2017). *Certificate Of Conformity*.
- Richmond Industries. (2018). S Beam Load Cell 500N 1kN 2.5kN 5kN. Retrieved from <https://www.loadcellshop.co.uk/load-cells/s-beam-load-cells/s-beam-load-cell-500n-1kn-2-5kn-5kn-detail>
- Spakovszky, Z. S. (2009). *Thermodynamics & Propulsion*. Retrieved from <http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/propulsion/notes/index.html>
- Torrinha, I. (2010). *Desenvolvimento de Software em LabVIEW para Banco de Ensaios de motores de UAV* ' S. Universidade da Beira Interior.
- UAV engines Ltd. (1999). *Operators manual for the rotary engine*.
- UAV Engines Ltd. (1999). *AR741-38BHP For small surveillance UAVs*.

Vilelas, J. (2009). *Investigação - O Processo de Construção do Conhecimento (1ª)*.
Lisboa.

Anexos

Anexo A – Código do <i>Software</i> Arduino	A-1
Anexo B – Código do <i>Software</i> MatLab.....	B-1
Anexo C – Cálculo dos valores de força e binário em MatLab	C-1
Anexo D – Dados do fabricante do motor AR741-38BHP	D-1

Anexo A – Código do Software Arduino

☉ Sensores__RPM | Arduino 1.8.5

Ficheiro Editar Rascunho Ferramentas Ajuda

```
☑ ↻ 📄 ⬆️ ⬇️
Sensores__RPM
// byte has 1 byte
// int has 2 bytes
// unsigned long has 5 bytes
/*
https://www.arduino.cc/reference/en/language/functions/time/micros/
Returns the number of microseconds since the Arduino board
began running the current program. This number will overflow
(go back to zero), after approximately 70 minutes. On 16 MHz
Arduino boards (e.g. Duemilanove and Nano), this function has
a resolution of four microseconds (i.e. the value returned
is always a multiple of four).
*/

int refsig = 500; //for converting the analog signal coming from hall sensor to digital through arduino code
int val;//the digital value of the incoming analog signals
int prev_val = 0;

int period_counter = 0;
unsigned long t;
double P, f;
unsigned int f_i;
unsigned long t_s;
unsigned long sample_time = 1000; // tempo de amostragem em ms

unsigned long print_time = 100;
unsigned long t_p;

unsigned int freq;

// force1, force2, force3, force4, rpm
byte pins[] = {0, 1, 2, 3, 4};
const byte num_pins = 5;

unsigned long marca_temporal;
unsigned int valor_lido;
byte check1, check2;
int soma;

// structure of message:
// header1, header2, time0, time1, time2, time3, time4
// sensor0_0, sensor0_1, ..., sensorN_0, sensorN_1, check0, check1

const int num_sensores = 5;
const int tamanho_mensagem = 2 + 4 + 2 * num_sensores + 2; // header + time + sensors + checksum
byte mensagem[tamanho_mensagem];

int offset = 2 + 4; // offset for start writing sensor values = header + time
int i;

void setup()
{
  mensagem[0] = 0xA0; // set header, never changes
  mensagem[1] = 0x05;
```

```

//default is 8 data bits, no parity, one stop bit.
Serial.begin(115200);          // setup serial
t = micros();
t_s = t_p = millis();
}

// funcao escreve o valor da variavel val (que tem 2 bytes)
// no vector mensagem, comecando na posicao indice
void writeIntInBuf(unsigned int val, int indice){
  mensagem[indice] = (byte) (val >> 8);
  mensagem[indice+1] = (byte) (val & 0x00FF);
}

// funcao escreve o valor da variavel val (que tem 4 bytes)
// no vector mensagem, comecando na posicao indice
void writeLongInBuf(unsigned long val, int indice){
  mensagem[indice] = (byte) (val >> 24);
  mensagem[indice+1] = (byte) ((val >> 16) & 0xFF);
  mensagem[indice+2] = (byte) ((val >> 8) & 0xFF);
  mensagem[indice+3] = (byte) (val & 0xFF);
}

unsigned int calc_freq(int pc){
  // calcular a frequencia
  P = (micros() - t) / period_counter; // periodo em micros
  f = 1000000 / P;
  f_i = f * 100;
  // Serial.print("pc="); Serial.print(period_counter);
  // Serial.print(" int="); Serial.print(micros() - t);
  // Serial.print(" freq="); Serial.println(f);
  return f_i;
}

void processar(unsigned int f_i){

  // Serial.print("pc="); //print the frequency Hz
  // Serial.print(period_counter); //print the frequency Hz
  // Serial.print(" P="); //print the frequency Hz
  // Serial.print(P); //print the frequency Hz
  // Serial.print(" t="); //print the frequency Hz
  // Serial.print(t); //print the frequency Hz
  // Serial.print(" f_i="); //print the frequency Hz
  // Serial.print(f_i); //print the frequency Hz
  // Serial.print(" f="); //print the frequency Hz
  // Serial.println(f); //print the frequency Hz

  // ler dos sensores e escrever na mensagem
  marca_temporal = micros();
  for(i=0; i<num_pins-1; i++){ //num_pins - 1 pois nao incluimos o sensor RPM
    valor_lido = analogRead(pins[i]); // read the input pin
    writeIntInBuf(valor_lido, offset + i*2); // + offset para saltar header e marca temporal
  }

  // escrever marca temporal e frequencia na mensagem
  writeLongInBuf(marca_temporal, 2);
  writeIntInBuf(f_i, offset + 4*2);
}

```

```

// compute checksum
soma = 0;
check1 = mensagem[2]; // check1 is sum of time and all sensor bytes
check2 = mensagem[2]; // check2 is xor of time and all sensor bytes
for(i=3; i<tamanho_mensagem-2; i++){
    check1 += mensagem[i];
    check2 ^= mensagem[i];
}
mensagem[tamanho_mensagem-2] = check1;
mensagem[tamanho_mensagem-1] = check2;

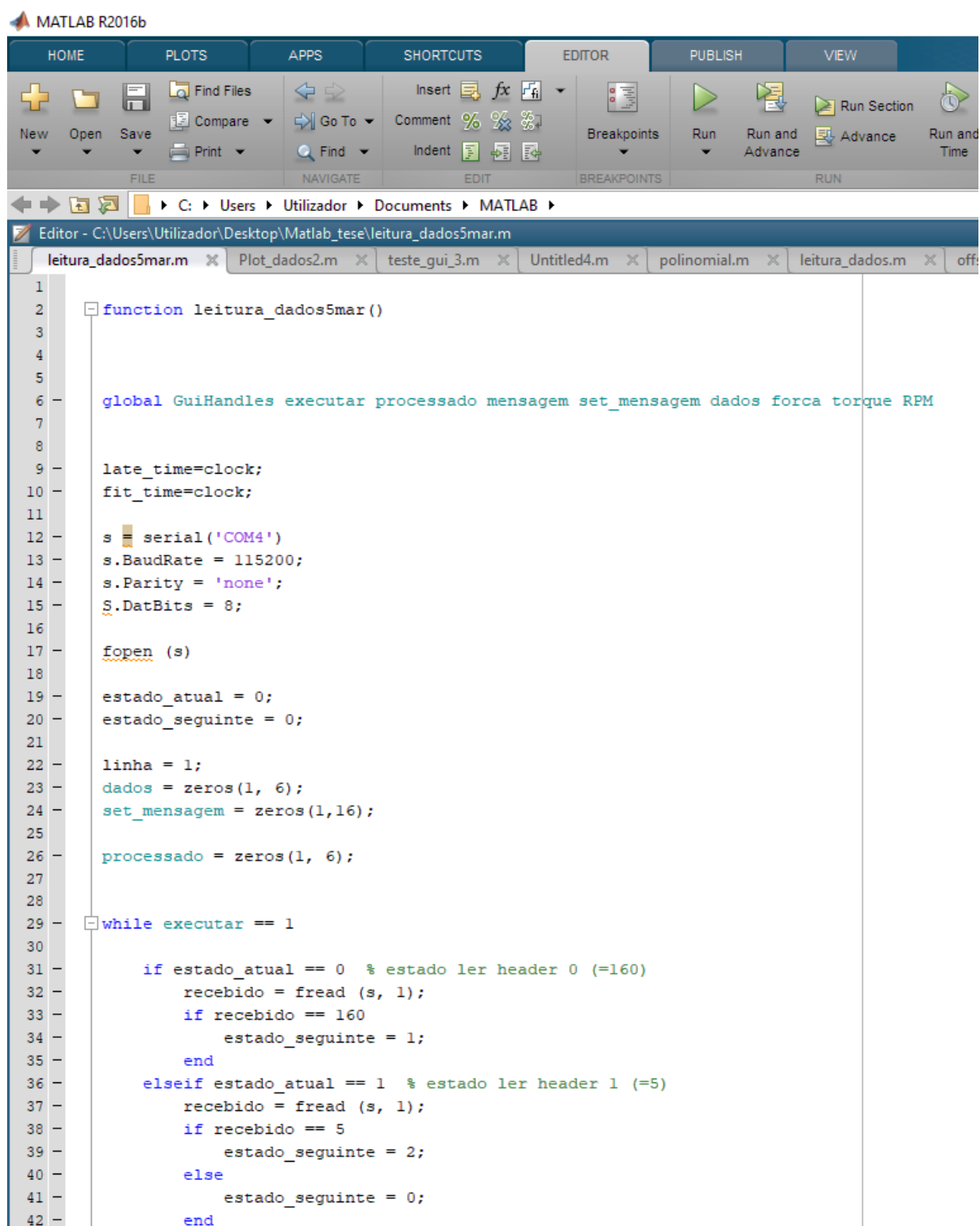
// send to serial
Serial.write(mensagem, tamanho_mensagem);
}

void loop()
{
    int sig = analogRead(A4); //read raw value of hall sensor
    if (sig > refsig) val = HIGH; //convert it to digital 0,1 form
    else val = LOW;
    //Serial.print("sig="); Serial.println(sig);
    //Serial.print("pc="); Serial.println(period_counter);
    if (prev_val == 0 && val == 1) { //check for rising edge
        period_counter = period_counter + 1; //adiciona um periodo ao contador
        // calcular freq a cada sample_time ms
        if (millis() - t_s > sample_time){
            //if (period_counter > 20){
                //freq = calc_freq(period_counter);
                P = (micros() - t) / period_counter; // periodo em micros
                f = 1000000 / P;
                f_i = f * 60;
            //    Serial.print("pc="); Serial.print(period_counter);
            //    Serial.print(" int="); Serial.print(micros() - t);
            //    Serial.print(" freq="); Serial.println(f);
                t_s = millis();
                t = micros();
                period_counter = 0;
            }
        }

        // enviar dados a cada print_time ms
        if ((millis()-t_p) > print_time){
            processar(f_i);
            t_p = millis();
        }
        prev_val = val;
    }
}

```


Anexo B – Código do Software MatLab



```
1  
2 function leitura_dados5mar()  
3  
4  
5  
6 global GuiHandles executar processado mensagem set_mensagem dados forca torque RPM  
7  
8  
9 late_time=clock;  
10 fit_time=clock;  
11  
12 s = serial('COM4')  
13 s.BaudRate = 115200;  
14 s.Parity = 'none';  
15 s.DatBits = 8;  
16  
17 fopen (s)  
18  
19 estado_atual = 0;  
20 estado_seguinte = 0;  
21  
22 linha = 1;  
23 dados = zeros(1, 6);  
24 set_mensagem = zeros(1,16);  
25  
26 processado = zeros(1, 6);  
27  
28  
29 while executar == 1  
30  
31     if estado_atual == 0 % estado ler header 0 (=160)  
32         recebido = fread (s, 1);  
33         if recebido == 160  
34             estado_seguinte = 1;  
35         end  
36     elseif estado_atual == 1 % estado ler header 1 (=5)  
37         recebido = fread (s, 1);  
38         if recebido == 5  
39             estado_seguinte = 2;  
40         else  
41             estado_seguinte = 0;  
42         end
```

```

43 - elseif estado_atual == 2 % estado ler mensagem
44 -     mensagem = fread (s, 16, 'uint8');
45 -     set_mensagem(linha,:) = mensagem;
46 -     chk0 = mensagem(1);
47 -     chk1 = mensagem(1);
48 -     for indice = 2:14
49 -         chk0 = rem(chk0 + mensagem(indice), 256);
50 -         chk1 = bitxor(chk1, mensagem(indice));
51 -     end
52 -     if chk0 ~= mensagem(15)
53 -         disp('chk0 esta mal')
54 -     end
55 -     if chk1 ~= mensagem(16)
56 -         disp('chk1 esta mal')
57 -     end
58 -     estado_seguinte = 3;
59 - elseif estado_atual == 3 % estado processar
60 -     dados(linha, 1) = typecast(uint8(flip(mensagem(1:4))), 'uint32');
61 -     dados(linha, 2) = typecast(uint8(flip(mensagem(5:6))), 'uint16');
62 -     dados(linha, 3) = typecast(uint8(flip(mensagem(7:8))), 'uint16');
63 -     dados(linha, 4) = typecast(uint8(flip(mensagem(9:10))), 'uint16');
64 -     dados(linha, 5) = typecast(uint8(flip(mensagem(11:12))), 'uint16');
65 -     dados(linha, 6) = typecast(uint8(flip(mensagem(13:14))), 'uint16');
66 -
67 -     processado(linha, 1) = dados(linha, 1);
68 -     processado(linha, 2) = dados(linha,2) * 5 / 1023; % sensor 1
69 -     processado(linha, 3) = dados(linha,3) * 5 / 1023; % sensor 2
70 -     processado(linha, 4) = dados(linha,4) * 5 / 1023; % sensor 3
71 -
72 -     processado(linha, 5) = dados(linha,5) * 5 / 1023; % sensor 4
73 -     processado(linha, 6) = dados(linha,6); % RPM
74 -
75 -
76 -     estado_seguinte = 4;
77 - elseif estado_atual == 4 % estado reportar
78 -     disp(processado(linha, 2:6))
79 -     linha = linha + 1;
80 -     estado_seguinte = 0;
81 - end
82 - estado_atual = estado_seguinte;
83 -
84 - [forca,RPM,torque]=Plot_dados2(processado);
85 -
86 -
87 -
88 - if abs(etime(clock,late_time))>1
89 -     late_time=clock;
90 -
91 - plot(GuiHandles.axes1,RPM,forca,'b*')
92 - plot(GuiHandles.axes2,RPM,torque,'b*')
93 - hold(GuiHandles.axes1,'on')
94 - hold(GuiHandles.axes2,'on')
95 - grid(GuiHandles.axes1,'on')
96 - grid(GuiHandles.axes2,'on')
97 -
98 -
99 - end
100 -
101 -
102 -

```

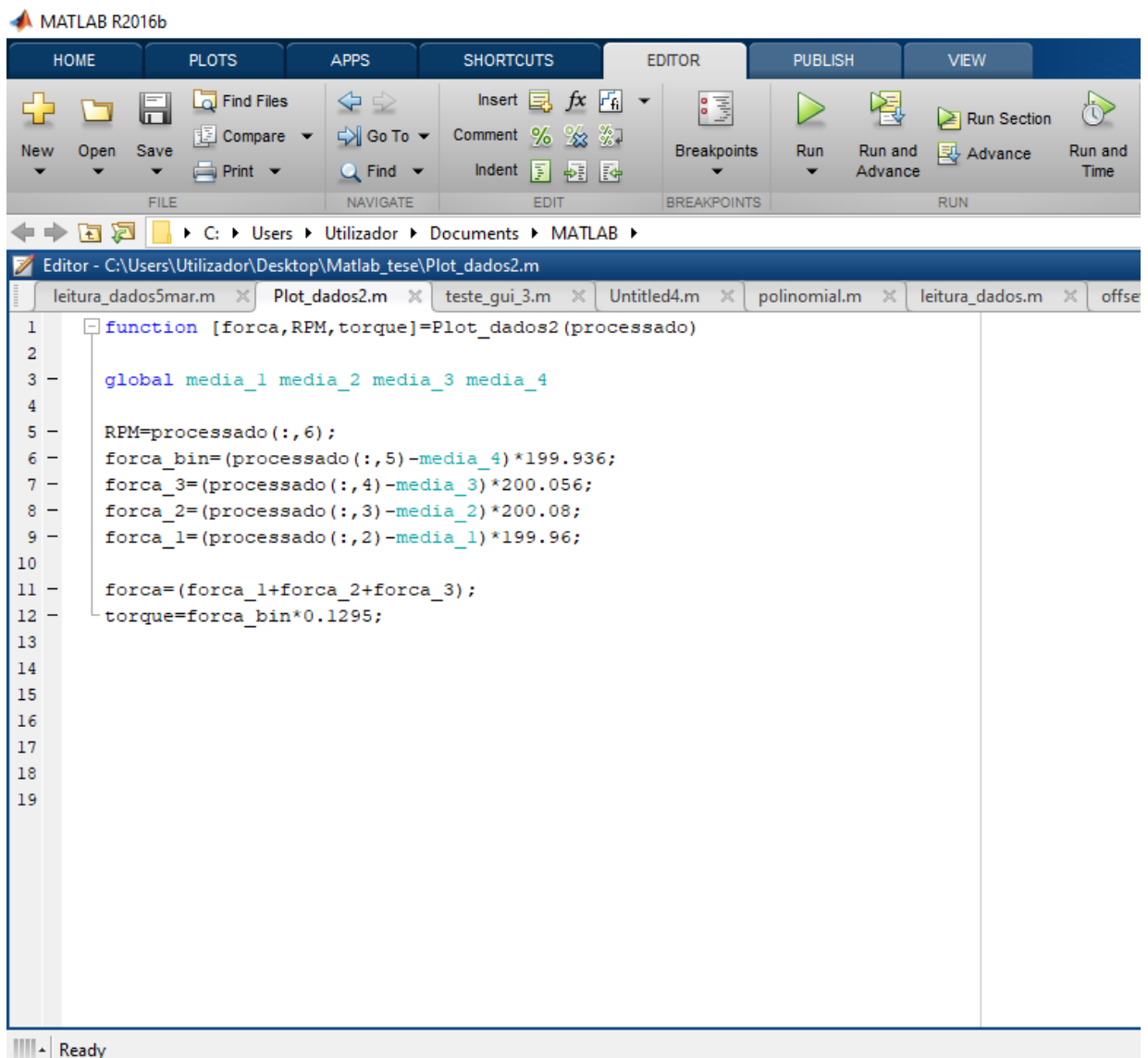
```

103 -   if abs(etime(clock,fit_time))>5
104 -       fit_time=clock;
105
106 -   hold(GuiHandles.axes1,'off')
107 -   hold(GuiHandles.axes2,'off')
108
109
110 -   fun = @(z,RPM) (z(1)+z(2).*RPM+z(3).*RPM.^2);
111 -   x0 = [1 1 1];
112 -   z_f = lsqcurvefit(fun,x0,RPM,forca);
113 -   z_t = lsqcurvefit(fun,x0,RPM,torque);
114 -   forca_fit=@(x) z_f(1)+z_f(2).*x+z_f(3).*x.^2;
115 -   torque_fit=@(x) z_t(1)+z_t(2).*x+z_t(3).*x.^2;
116
117
118 -   plot(GuiHandles.axes1,RPM,forca,'b*')
119 -   plot(GuiHandles.axes2,RPM,torque,'b*')
120 -   hold(GuiHandles.axes1,'on')
121 -   hold(GuiHandles.axes2,'on')
122 -   grid(GuiHandles.axes1,'on')
123 -   grid(GuiHandles.axes2,'on')
124 -   fplot(GuiHandles.axes1, forca_fit, [0 8000],'r');
125 -   hold(GuiHandles.axes1,'on')
126 -   grid(GuiHandles.axes1,'on')
127 -   fplot(GuiHandles.axes2, torque_fit, [0 8000],'r');
128 -   hold(GuiHandles.axes2,'on')
129 -   grid(GuiHandles.axes2,'on')
130
131
132
133
134 -   end
135 -   drawnow
136 -   end
137
138
139 -   fclose(s)
140

```

Ready

Anexo C – Cálculo dos valores de força e binário em MatLAB



The image shows the MATLAB R2016b editor window. The title bar reads "MATLAB R2016b". The ribbon includes tabs for HOME, PLOTS, APPS, SHORTCUTS, EDITOR, PUBLISH, and VIEW. The EDITOR tab is active, showing a toolbar with icons for New, Open, Save, Find Files, Compare, Print, Go To, Find, Comment, Indent, Breakpoints, Run, Run and Advance, Run Section, and Run and Time. The file path is "C:\Users\Utilizador\Documents\MATLAB". The editor window title is "Editor - C:\Users\Utilizador\Desktop\Matlab_tese\Plot_dados2.m". The script content is as follows:

```
1 function [forca,RPM,torque]=Plot_dados2(processado)
2
3 global media_1 media_2 media_3 media_4
4
5 RPM=processado(:,6);
6 forca_bin=(processado(:,5)-media_4)*199.936;
7 forca_3=(processado(:,4)-media_3)*200.056;
8 forca_2=(processado(:,3)-media_2)*200.08;
9 forca_1=(processado(:,2)-media_1)*199.96;
10
11 forca=(forca_1+forca_2+forca_3);
12 torque=forca_bin*0.1295;
13
14
15
16
17
18
19
```

The status bar at the bottom left shows "Ready".

Anexo D – Dados do fabricante do motor AR741-38BHP

Tabela D-1 – Extrato da tabela de dados do fabricante do motor AR741-38BHP, adaptado de (UAV Engines Ltd., 1999)

ENG SPEED RPM	TORQUE LB@14"	TORQUE LB@14"	TORQUE LB.FT	POWER BHP	BMEP PSI	FUEL FLOW IMP.PNT/ HRLB	SFC BHP/HR	FUEL FLOW CC/MIN	SFC LB/BHP/ HR	AMB P MM.HG	AMB T C	CORR POW BHP	CIIT C	RAOC	EGTC
5500 RPM															
5501.000	20.710	21.150	24.675	25.855	147.101		0.000	171.000	0.635	763.700	14.000	25.685	181.000	124.000	782.000
5499.000	19.700	20.140	23.497	24.611	140.076		0.000	158.000	0.617	763.700	14.000	24.449	180.000	127.000	796.000
5489.000	18.570	19.010	22.178	23.188	132.217		0.000	148.000	0.613	763.700	14.000	23.036	178.000	126.000	805.000
5503.000	17.700	18.140	21.163	22.183	126.166		0.000	138.000	0.598	763.700	14.000	22.037	175.000	125.000	815.000
5504.000	16.730	17.170	20.032	21.001	119.420		0.000	129.000	0.590	763.700	14.000	20.863	168.000	123.000	820.000
5489.000	15.010	15.450	18.025	18.846	107.457		0.000	118.000	0.602	763.700	14.000	18.722	161.000	120.000	799.000
5499.000	13.040	13.480	15.727	16.473	93.755		0.000	105.000	0.612	763.700	14.000	16.364	147.000	112.000	781.000
5478.000	11.220	11.660	13.603	14.194	81.097		0.000	93.900	0.636	763.700	14.000	14.101	138.000	107.000	774.000
5499.000	9.500	9.940	11.597	12.147	69.134		0.000	83.200	0.658	763.700	14.000	12.067	130.000	103.000	773.000
5000 RPM															
4995.000	20.100	20.540	23.963	22.799	142.858		0.000	154.000	0.649	763.700	14.000	22.650	167.000	114.000	729.000
5004.000	19.170	19.610	22.878	21.806	136.390		0.000	142.000	0.626	763.700	14.000	21.663	170.000	118.000	743.000
5001.000	18.040	18.480	21.560	20.537	128.531		0.000	129.000	0.604	763.700	14.000	20.402	168.000	119.000	758.000
5019.000	16.250	16.690	19.472	18.615	116.081		0.000	116.000	0.599	763.700	14.000	18.493	161.000	118.000	762.000
5007.000	14.540	14.980	17.477	16.668	104.188		0.000	104.000	0.600	763.700	14.000	16.558	154.000	115.000	759.000
4967.000	12.470	12.910	15.062	14.250	89.791		0.000	97.900	0.660	763.700	14.000	14.156	143.000	111.000	749.000
4947.000	10.790	11.230	13.102	12.346	78.106		0.000	82.800	0.644	763.700	14.000	12.264	135.000	106.000	732.000
5012.000	8.540	8.980	10.477	10.002	62.457		0.000	69.400	0.667	763.700	14.000	9.936	122.000	99.000	725.000
5018.000	7.210	7.650	8.925	8.531	53.207		0.000	60.400	0.680	763.700	14.000	8.475	113.000	93.000	726.000
4500 RPM															
4509.000	18.910	19.350	22.575	19.389	134.582		0.000	129.000	0.639	763.700	14.000	19.261	150.000	102.000	701.000
4489.000	18.120	18.560	21.653	18.515	129.087		0.000	112.000	0.581	763.700	14.000	18.393	159.000	110.000	741.000
4504.000	17.100	17.540	20.463	17.556	121.993		0.000	104.000	0.569	763.700	14.000	17.440	158.000	112.000	745.000
4506.000	15.810	16.250	18.958	16.272	113.021		0.000	100.000	0.591	763.700	14.000	16.165	154.000	113.000	733.000
4502.000	14.510	14.950	17.442	14.957	103.979		0.000	94.800	0.609	763.700	14.000	14.858	147.000	111.000	712.000
4511.000	13.540	13.980	16.310	14.014	97.233		0.000	90.200	0.618	763.700	14.000	13.922	142.000	108.000	714.000
4499.000	11.980	12.420	14.490	12.417	86.383		0.000	82.800	0.641	763.700	14.000	12.336	134.000	104.000	704.000
4460.000	10.800	11.240	13.113	11.140	78.176		0.000	76.200	0.657	763.700	14.000	11.067	127.000	101.000	688.000
4480.000	9.350	9.790	11.422	9.746	68.091		0.000	68.900	0.679	763.700	14.000	9.682	120.000	97.000	680.000
4491.000	7.290	7.730	9.018	7.715	53.763		0.000	53.400	0.665	763.700	14.000	7.664	110.000	91.000	675.000
4484.000	6.550	6.990	8.155	6.965	48.616		0.000	50.300	0.694	763.700	14.000	6.919	101.000	85.000	682.000