



**TECNOLOGIA
SETÚBAL**

ESCOLA SUPERIOR
POLITÉCNICO SETÚBAL

RODRIGO AMADO
ALPALHÃO

**Estudo Experimental de um
Sistema de Propulsão Coaxial de
UAVs**

Relatório de Projeto do Mestrado em Engenharia
e Gestão de Energia na Indústria e Edifícios

ORIENTADOR

Prof. Doutor Nuno Pereira

Dezembro, 2025

RODRIGO AMADO
ALPALHÃO

**Estudo Experimental de um
Sistema de Propulsão Coaxial de
UAVs**

JÚRI

Presidente: Prof. Doutor Paulo Fontes, ESTSetúbal

Orientador: Prof. Doutor Nuno Pereira, ESTSetúbal

Vogal: Prof. Doutor Amândio Rebola, ESTSetúbal

Dezembro, 2025

Agradecimentos

A execução deste relatório de projeto final de Mestrado apenas foi possível com a cooperação de um conjunto de pessoas e entidades aos quais não poderia deixar de fazer referência.

Primeiramente quero agradecer a toda a minha família, em especial aos meus pais, pelo enorme apoio, acompanhamento e incentivo que me proporcionaram. Nunca me deixaram desistir dos meus objetivos, fossem quais fossem as adversidades e, que nunca duvidaram das minhas capacidades. Sem eles provavelmente não teria chegado tão longe.

Quero, igualmente, agradecer aos meus amigos mais próximos, por toda a paciência, a compreensão, o apoio, o incentivo e essencialmente o convívio, sem nunca falharem. Também transmitir agradecimento aos meus colegas e amigos Bolseiros, o Ricardo Silva, o Rafael Alho de Jesus, o Pedro Cardoso, a Sara Martins, o Tiago Antunes e o Bruno Alves, por todo o companheirismo, *stress*, brincadeiras, disponibilidade e paciência ao longos destes últimos dois anos.

Um agradecimento muito especial à Escola Superior de Tecnologia de Setúbal, aos meus colegas de Mestrado e a todos os funcionários e Professores com quem trabalho diariamente e que me ajudaram na concretização deste projeto, destacando: a Professora Susana Cravo, o Professor João Marques, o Professor Pedro Ferreira e o Professor Nuno Nunes.

Por fim, gostaria de expressar a minha gratidão ao meu Orientador, Professor Nuno Pereira, e aos meus Orientadores da Bolsa de Investigação, Professor Ricardo Cláudio e Professor Aníbal Valido. Tem sido uma honra contar com o vosso acompanhamento de todo o meu trabalho, sempre transmitindo conhecimento, exigência e rigor, e demonstrando constante disponibilidade e apoio. Não poderia ter pedido melhor orientação.

Resumo

Neste trabalho analisou-se experimentalmente o desempenho de dois tipos diferentes de hélices usadas em UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*) e o impacto no desempenho propulsivo das hélices quando colocadas no interior de uma conduta de entrada suave (tipo *bellmouth*) com 17,1" de diâmetro, utilizando um banco de ensaios desenvolvido no âmbito do projeto ILAN-VR. Foram realizados ensaios com hélices de 16" e 17" em configurações simples e coaxiais, em que se avaliou o impulso, potência elétrica, rotação e eficiência propulsiva. Comparando os resultados obtidos com e sem conduta verificou-se que esta só tem vantagens para velocidades de rotação elevadas e quando a distância entre a parede da conduta e a ponta das hélices é reduzida. Com a hélice de 17" em configuração simples, beneficiando da reduzida folga entre a ponta e a parede da conduta, registou-se um aumento da força de impulso de 18% para a velocidade máxima testada. Com a hélice de 17" em baixas velocidades de rotação e para as hélices de 16" o uso da tubeira não melhora o impulso, apenas melhora ligeiramente a eficiência propulsiva. No estudo experimental realizado com as hélices coaxiais procurou-se identificar a relação ótima de velocidades de rotação entre a primeira e a segunda hélice. Os ensaios revelaram que o conjunto das duas hélices opera com maior eficiência quando a segunda hélice possui velocidade de rotação inferior à primeira em cerca de 20%. Esta conclusão deverá ser utilizada para controlo diferenciado da velocidade de rotação das hélices, dado que o aumento da eficiência propulsiva permitirá aumentar a autonomia de voo dos UAVs. Este estudo permitiu aprofundar o conhecimento do comportamento de hélices em ambiente confinado e validar metodologias experimentais, recomendando-se como trabalho futuro a melhoria da geometria da entrada da conduta, usando outros perfis alares, a redução da folga entre a ponta da hélice e a parede com aumento da rigidez da conduta de modo a evitar o contacto com as hélices.

Palavras-chave: Hélices; Coaxial; Conduta; Impulso; Eficiência; Ensaios experimentais; Drones.

Abstract

This work experimentally analyzed the performance of two different types of propellers used in UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) and the impact on propulsive performance when operating inside a smooth-inlet duct (bellmouth type) with a 17.1" diameter, using a test bench developed within the ILAN-VR project. Tests were carried out with 16" and 17" propellers in single and coaxial configurations, evaluating thrust, electrical power, rotational speed and propulsive efficiency. Comparing the results obtained with and without the duct showed that performance gains only occur at high rotational speeds and when the distance between the duct wall and the blade tip is small. With the 17" propeller in single configuration, benefiting from the reduced tip clearance, a thrust increase of 18% was recorded at the maximum tested speed. At low rotational speeds, and for the 16" propellers, the duct did not improve thrust, providing only a slight increase in propulsive efficiency. In the coaxial study, the objective was to identify the optimal rotational speed ratio between the upper and lower propellers. The tests revealed that the system operates more efficiently when the lower propeller rotates approximately 20% slower than the upper one. This finding should support differentiated rotor-speed control, as improved propulsive efficiency can extend UAV flight endurance. This study enhanced the understanding of propeller behavior in confined environments and validated experimental methodologies, recommending as future work the optimization of the duct inlet geometry using alternative airfoil profiles, reduction of tip clearance, and increased duct stiffness to prevent blade contact.

Keywords: Propeller; Coaxial; Duct; Thrust; Efficiency; Experimental tests; Drones.

Índice

Agradecimentos	i
Resumo	ii
Abstract	iii
Índice	iv
Lista de Figuras	vi
Lista de Siglas e Acrónimos	vii
Lista de Símbolos	viii
Capítulo 1 Introdução e objetivos	1
1.1. Enquadramento	1
1.2. Motivação	2
1.3. Objetivo	2
1.4. Impacto esperado	3
1.5. Estrutura do relatório	3
Capítulo 2 Revisão Bibliográfica	4
2.1. Configuração coaxial em drones	4
2.2. <i>Ducted Fans / Propellers</i>	6
2.3. Perdas de ponta	7
2.4. Ganhos típicos após implementação da conduta	8
2.5. Desvantagens	8
Capítulo 3 Banco de Ensaios e Modificações	10
3.1. Banco de ensaios	10
3.2. Desenvolvimento da conduta (<i>Ducted Fan</i>)	12
3.2.1. <i>Conceção e requisitos</i>	<i>12</i>
3.2.2. <i>Modelação e desenvolvimento geométrico</i>	<i>13</i>
3.2.3. <i>Fabrico e integração no banco de ensaios</i>	<i>15</i>
3.2.4. <i>Calibração e preparação para os ensaios</i>	<i>18</i>
Capítulo 4 Descrição dos Ensaios Experimentais	19
4.1. Metodologia experimental	19
4.2. Ensaios com conduta	20

4.2.1. Relação ótima de velocidade de rotação	20
Capítulo 5 Discussão e Análise de Resultados.....	22
5.1. Resultados obtidos com as hélices de 16”	22
5.1.1. Ensaio em configuração axial.....	22
5.1.2. Ensaio em configuração de hélice única.....	24
5.2. Resultados obtidos com a hélice de 17”	26
5.3. Resultados obtidos da rotação ótima	27
Capítulo 6 Conclusões e propostas de trabalhos futuros.....	30
6.1. Conclusões	30
6.2. Proposta de trabalhos futuros.....	31
Bibliografia	32
Anexo I Desenho técnico conduta.....	34
Anexo II Tabelas de desempenho 5.1.1.....	35
Anexo III Tabelas de desempenho 5.1.2.....	37
Anexo IV Tabelas de desempenho 5.2.	39
Anexo V Tabelas de desempenho 5.3.	41

Lista de Figuras

Figura 2.1 - Imagem representativa em plano da configuração coaxial.	4
Figura 2.2 - Impulso e eficiência propulsiva em função da percentagem de <i>throttle</i> para as configurações de hélices testadas [8].	5
Figura 2.3 - Secção em corte de um motor integrado numa conduta em voo estacionário [12].	6
Figura 2.4 - Vórtices de ponta visíveis nas hélices de um Lockheed C-130 Hercules [18].	7
Figura 3.1 - Banco de ensaios de hélices.	10
Figura 3.2 - Gráfico obtido através do T-Motor DataLink V2.	11
Figura 3.3 - Imagem CAD da conduta desenvolvida.	14
Figura 3.4 - Representação do perfil NACA 2412 [20].	14
Figura 3.5 - Peça de suporte para tubos, motores e ESCs.	16
Figura 3.6 - Exemplificação da curta distância entre a ponta da hélice de 17" e a parede interna da conduta.....	16
Figura 3.7 - Conduta com hélices de 16" instalada no banco de ensaios.	17
Figura 3.8 - Banco de ensaios com vista lateral da conduta.	17
Figura 4.1 - Hélice T-Motor modelo P16×5.4.	20
Figura 4.2 - Hélice T-Motor modelo NS17×5.8.....	20
Figura 5.1 - Comparação do impulso e da eficiência propulsiva das hélices de 16" em configuração coaxial, com e sem conduta, em função do <i>throttle</i>	23
Figura 5.2 - Comparação do impulso e da eficiência propulsiva da hélice de 16" em configuração única, com e sem conduta, em função do <i>throttle</i>	25
Figura 5.3 - Comparação do impulso e da eficiência propulsiva da hélice de 17" em configuração única, com e sem conduta, em função do <i>throttle</i>	26
Figura 5.4 - Evolução da razão de rotação e da eficiência propulsiva em função do <i>throttle</i> da hélice inferior, com a hélice superior estabilizada a 30%.	28
Figura 5.5 - Evolução da razão de rotação e da eficiência propulsiva em função do <i>throttle</i> da hélice inferior, com a hélice superior estabilizada a 40%.	28
Figura 5.6 - Evolução da razão de rotação e da eficiência propulsiva em função do <i>throttle</i> da hélice inferior, com a hélice superior estabilizada a 50%.	29

Lista de Siglas e Acrónimos

CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
PETG	Polietileno Tereftalato Glicol
PLA	Ácido Polilático
PWM	<i>Pulse-Width Modulation</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>

Lista de Símbolos

η Eficiência propulsiva

I Impulso

P Potência

N Newtons

W Watts

Capítulo 1

Introdução e objetivos

Neste capítulo é apresentado o enquadramento do trabalho e os objetivos do estudo desenvolvido, o qual tem como finalidade avaliar a influência da implementação de uma conduta no desempenho propulsivo dos drones.

1.1. Enquadramento

O desenvolvimento e a utilização de veículos aéreos não tripulados (UAVs) têm assumido um papel cada vez mais relevante em diversos setores industriais e científicos. A versatilidade destas plataformas, aliada à evolução dos sistemas de controlo, sensores e tecnologias de fabrico, tem permitido o seu emprego em tarefas de inspeção, monitorização e manutenção de infraestruturas, em substituição de métodos tradicionais mais lentos ou dispendiosos.

Neste contexto, surge o projeto ILAN-VR (identificação de anomalias em superfícies de aeronaves), integrado na agenda AERO.NEXT Portugal [1], que tem como objetivo o desenvolvimento de uma plataforma que realize um voo autónomo para inspeção de superfícies de aeronaves. O projeto procura otimizar o processo de manutenção e reduzir os custos operacionais associados, através da implementação de um drone especializado, capaz de realizar a inspeção visual de fuselagens de aeronaves de forma rápida, segura e eficiente.

No âmbito deste projeto, foi concebido e desenvolvido um banco de ensaios experimental dedicado ao estudo do desempenho de sistemas de propulsão aplicados a drones multirrotores. Esta infraestrutura experimental permite a avaliação de parâmetros como o impulso gerado, o consumo energético e a eficiência propulsiva, possibilitando a comparação entre diferentes configurações e condições de operação. O presente trabalho dá continuidade a esse desenvolvimento, aprofundando o estudo através da introdução e análise de uma conduta (*duct*) envolvente, com o propósito de avaliar o seu impacto aerodinâmico e energético no sistema propulsivo.

A relevância desta investigação reside na necessidade de compreender de que forma soluções geométricas e construtivas, como o uso de condutas, podem contribuir para a melhoria do desempenho global do drone, particularmente em contextos onde a eficiência energética, o controlo de ruído e a estabilidade do escoamento assumem importância crítica para a operação autónoma e segura.

1.2. Motivação

Apesar do contínuo avanço no desenvolvimento de drones e na caracterização dos seus sistemas de propulsão, ainda persistem incertezas quanto ao impacto real de soluções aerodinâmicas complementares, como a utilização de condutas (*ducts*). Estas estruturas são frequentemente referidas como potenciais melhoradoras da eficiência e estabilidade do escoamento, mas os resultados apresentados na literatura permanecem contraditórios e fortemente dependentes da geometria adotada.

Neste contexto, e tendo por base o banco de ensaios desenvolvido no projeto ILAN-VR, torna-se relevante conduzir um estudo experimental dedicado à análise do comportamento de hélices com conduta, de modo a preencher lacunas existentes no conhecimento e fornecer uma base científica sólida para futuros desenvolvimentos na área da propulsão de drones.

As motivações principais deste trabalho podem ser resumidas em:

- Relevância científica, pois irá aprofundar o entendimento sobre os efeitos aerodinâmicos da conduta e validar conceitos teóricos existentes;
- Pertinência tecnológica, uma vez que explorará uma solução potencialmente eficiente para sistemas propulsivos de drones em ambientes controlados;
- Continuidade experimental, pois aproveita e expandirá o banco de ensaios do ILAN-VR, consolidando-o como ferramenta de investigação.

1.3. Objetivo

O presente trabalho tem como objetivo principal avaliar o impacto da implementação de uma conduta no desempenho de um sistema de propulsão aplicado a drones multirrotores, comparando os resultados com os obtidos em configuração aberta (sem conduta).

De forma mais detalhada, definem-se os seguintes objetivos específicos:

- Caracterizar experimentalmente o comportamento do sistema propulsivo com e sem conduta, através de medições de impulso, corrente, tensão e velocidade de rotação;
- Determinar a influência da conduta na eficiência propulsiva e na estabilidade do escoamento;
- Analisar comparativamente os resultados obtidos, identificando ganhos ou penalizações associadas à presença da conduta;
- Identificar a relação ótima entre as velocidades de rotação da primeira e da segunda hélice em sistemas multirrotor;
- Apoiar futuras decisões de projeto no âmbito do desenvolvimento de drones do projeto ILAN-VR, contribuindo para a otimização aerodinâmica e energética do sistema.

1.4. Impacto esperado

O desenvolvimento deste estudo experimental visa gerar um contributo relevante tanto para a comunidade científica como para o desenvolvimento tecnológico do projeto ILAN-VR. Ao nível do conhecimento científico, espera-se que os resultados obtidos clarifiquem a influência real das condutas em sistemas de propulsão de pequena escala, especificamente no que diz respeito à interação entre a folga da ponta da hélice (*tip clearance*) e a eficiência propulsiva em configurações coaxiais e simples. No âmbito tecnológico, este estudo terá um impacto direto nas decisões de design do drone que está a ser desenvolvido no âmbito do ILAN-VR. A validação experimental permitirá determinar se a complexidade e a massa adicional de uma conduta são compensadas pelos ganhos de eficiência energética e segurança operacional. Adicionalmente, espera-se que a identificação da relação ótima de rotação entre hélices coaxiais forneça diretrizes para o desenvolvimento de algoritmos de controlo de voo mais eficientes, permitindo maximizar a autonomia das aeronaves, um fator crítico para a viabilidade de missões de inspeção autónoma.

1.5. Estrutura do relatório

O presente relatório está organizado de forma a assegurar uma ordem lógica do trabalho desenvolvido, contendo seis capítulos:

- Capítulo 1, Introdução - apresenta o enquadramento do estudo, as motivações que o sustentam, os objetivos definidos, o impacto esperado e a estrutura do documento;
- Capítulo 2, Revisão bibliográfica - reúne a fundamentação teórica necessária ao desenvolvimento do estudo, abordando os princípios de propulsão de drones, o comportamento aerodinâmico de hélices e condutas, bem como estudos experimentais relevantes;
- Capítulo 3, Banco de ensaios e modificações - descreve a configuração do banco de ensaios, os equipamentos utilizados, os procedimentos de calibração e o planeamento dos ensaios realizados;
- Capítulo 4, Ensaios experimentais - apresenta e descreve a metodologia adotada ao longo de todos os ensaios efetuados;
- Capítulo 5, Discussão de resultados - apresenta e discute os resultados obtidos, comparando o desempenho do sistema de propulsão com e sem conduta e avaliando a sua eficiência global;
- Capítulo 6, Conclusões e trabalhos futuros - sintetiza as principais conclusões do estudo e propõe desenvolvimentos futuros que possam dar continuidade à investigação iniciada.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

Este capítulo reúne os principais conceitos teóricos necessários à compreensão do estudo, abordando o princípio de propulsão dos drones, o funcionamento de condutas aplicadas a hélices e os efeitos aerodinâmicos associados. São ainda apresentados trabalhos relevantes que analisam a eficiência e o comportamento de sistemas *ducted* em comparação com configurações abertas.

2.1. Configuração coaxial em drones

A configuração coaxial (Figura 2.1) tem sido amplamente adotada em veículos aéreos não tripulados devido à sua capacidade de gerar elevados níveis de impulso sendo compacto. Nesta disposição, dois motores são montados no mesmo eixo e giram geralmente em sentidos opostos, anulando momentos de reação e aumentando a densidade propulsiva, o que se revela particularmente vantajoso em UAVs com restrições de espaço e elevada exigência não só de *payload* mas também de redundância de sistemas [2], [3]. Embora eficiente, esta configuração introduz desafios aerodinâmicos relevantes, sobretudo devido à interferência entre a hélice superior e a hélice inferior.



Figura 2.1 - Imagem representativa em plano da configuração coaxial.

Diversos estudos identificam que o rotor inferior tende a operar num escoamento perturbado pelo *swirl* (componente de rotação do escoamento gerada pela hélice, que cria um movimento helicoidal no ar à saída da hélice [4]) e pela indução descendente resultante do rotor superior, conduzindo a reduções de eficiência que tipicamente variam entre 10% e 25% [2], [5]. A otimização do espaçamento entre rotores, da distribuição de potência e da rotação relativa pode, contudo, mitigar estes efeitos, conforme demonstrado em trabalhos dedicados ao dimensionamento e otimização de propulsão coaxial [6]. Resultados recentes também mostram

que a integração desta configuração com condutas reduz perdas de ponta, estabiliza o escoamento e melhora de forma significativa o desempenho em *hover* (voo estacionário) [7].

Os resultados experimentais apresentados num estudo reforçam esta perspetiva, demonstrando que, apesar de introduzir uma penalização média de cerca de 20,6% no impulso e uma redução aproximada de 14,4% na eficiência propulsiva quando comparada com as obtidas considerando duas hélices isoladas, a solução coaxial continua a ser altamente competitiva em aplicações onde dimensões mais compactas e a densidade de impulso são determinantes [8], [9]. O trabalho em questão evidencia ainda que o intervalo ótimo de operação situa-se entre 20% e 40% de *throttle*, como é evidenciado no gráfico da Figura 2.2, faixa na qual se obtém o melhor compromisso entre consumo energético e desempenho [8]. Verificou-se também que hélices de menor diâmetro, como as 16"×5.4", sofrem perdas relativas inferiores em regime coaxial, sugerindo que o dimensionamento adequado pode mitigar parte das penalizações associadas à interferência entre rotores [8], [9]. No conjunto, estas conclusões validam a relevância da configuração coaxial em UAVs compactos e fornecem orientações práticas para a escolha de hélices e estratégias de operação, abrindo caminho para investigações adicionais sobre espaçamento entre rotores, combinações de passo e dimensionamento desigual de hélices para minimizar perdas de interferência.

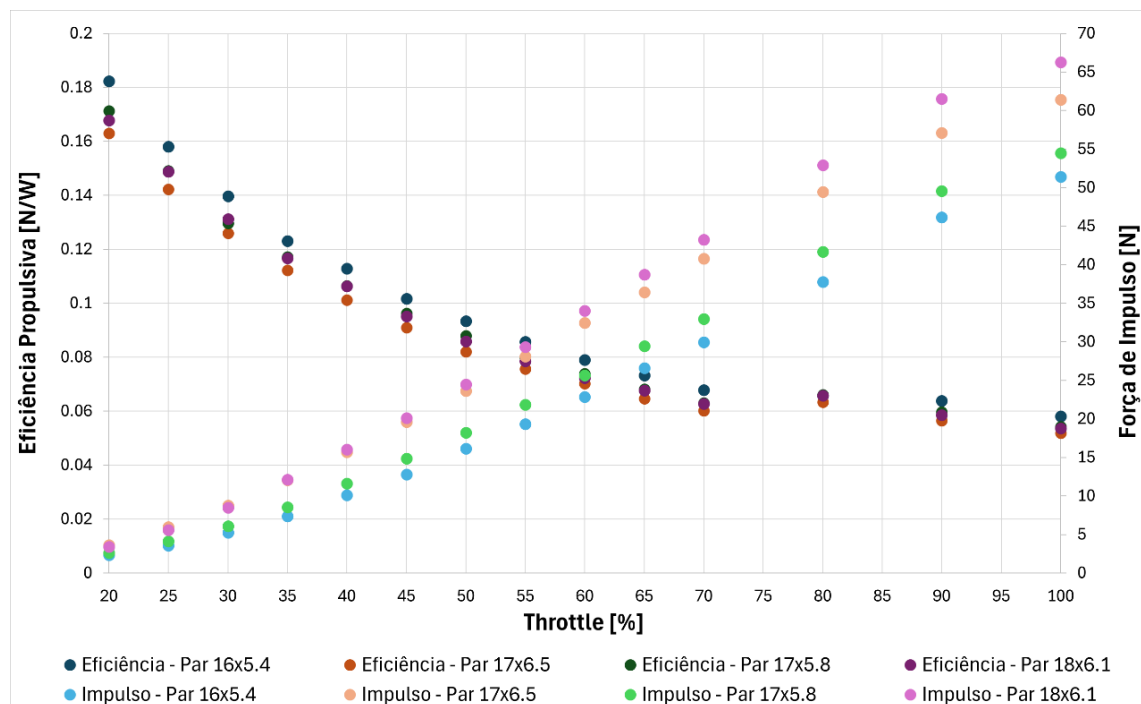


Figura 2.2 - Impulso e eficiência propulsiva em função da percentagem de *throttle* para as configurações de hélices testadas [8].

2.2. Ducted Fans / Propellers

Os sistemas de propulsão do tipo *ducted fan* têm vindo a ganhar crescente relevância no desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados, sobretudo em aplicações que exigem elevada estabilidade, maior densidade de impulso e redução da dimensão da aeronave [10], [11]. A utilização de uma conduta em torno da hélice (Figura 2.3) atua como um elemento aerodinâmico que condiciona e orienta o escoamento, reduzindo perdas laterais e maximizando o fluxo descendente produzido pelo rotor. Estes efeitos permitem aumentar a eficiência propulsiva, sobretudo em regimes de voo estacionário (*hover*), onde a interação entre escoamento induzido e fluxo ambiente se torna mais crítica [7], [12].

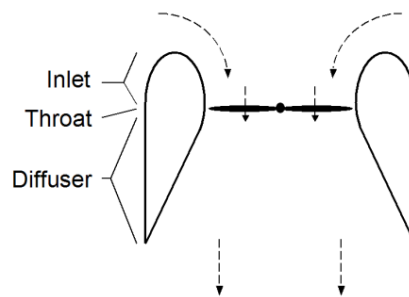


Figura 2.3 - Secção em corte de um motor integrado numa conduta em voo estacionário [12].

A literatura evidencia que, ao reduzir a dissipação radial do escoamento, a conduta funciona como uma barreira aerodinâmica que minimiza a formação de vórtices de ponta, uma das principais fontes de perda de desempenho das hélices isoladas [13], [14]. Estudos experimentais demonstram que estas estruturas permitem alcançar ganhos significativos de impulso para o mesmo consumo de potência elétrica, podendo ultrapassar incrementos superiores a 30% consoante a geometria da conduta e o *tip clearance* (distância entre a ponta da hélice e a parede interior da conduta) [12], [15]. A conjugação destes fatores explica a adoção de *ducted fans* em UAVs dedicados a inspeções de proximidade, segurança ou missões prolongadas, onde a estabilidade e a previsibilidade do escoamento são essenciais.

No caso de drones em configuração coaxial, as vantagens são ainda mais evidentes. A interação entre os rotores superior e inferior gera zonas de turbulência, *swirl* residual e perda de alinhamento do escoamento, penalizando a eficiência do rotor inferior [2], [5], [7], [16]. A presença da conduta funciona, nestes cenários, como elemento estabilizador, mitigando assim a interferência entre rotores e melhorando a regularidade do jato [10], [17]. Assim, configurações coaxiais com condutas implementadas permitem combinar dimensões reduzidas e proteção para as hélices com uma maior eficiência propulsiva, justificando o seu estudo para aplicações em UAVs.

2.3. Perdas de ponta

As perdas de ponta (*tip losses*) são um fenómeno amplamente documentado em sistemas propulsivos baseados em hélices [12], [14]. Estas perdas têm origem na diferença de pressão entre as faces da pá, que induz a formação de vórtices na extremidade de cada lâmina. Estes vórtices, que podem ser, por vezes, observados em aviões turbo hélice (Figura 2.4), transportam energia para regiões laterais, reduzindo a componente axial do impulso e aumentando a resistência induzida. O seu impacto é tal que, em hélices convencionais, representam uma parcela significativa da perda global de eficiência.



Figura 2.4 - Vórtices de ponta visíveis nas hélices de um Lockheed C-130 Hercules [18].

No caso específico de configurações coaxiais, estas perdas agravam-se ainda mais. O escoamento do rotor superior introduz elevada turbulência, *swirl* e perturbações no fluxo que chega ao rotor inferior, comprometendo o seu rendimento [2], [5]. Estudos mostram que a eficiência do rotor inferior pode diminuir entre 20% e 30% em função da disposição e velocidade de operação, efeito diretamente associado ao escoamento perturbado e à intensificação dos vórtices de ponta [8], [16], [19].

A introdução de uma conduta reduz substancialmente este fenómeno ao criar uma barreira física entre a ponta da pá e o escoamento circundante, diminuindo a intensidade dos vórtices e canalizando o escoamento [10], [12], [15]. Ensaaios experimentais e simulações CFD apontam para reduções consideráveis dos vórtices de ponta e melhorias significativas na uniformidade do escoamento induzido [13], [14]. Em termos práticos, quanto menor o *tip clearance*, isto é, a folga entre a ponta da hélice e a parede interna da conduta, maior a atenuação destas perdas, embora exista a necessidade de evitar contacto físico entre elas [2].

2.4. Ganhos típicos após implementação da conduta

Os ganhos decorrentes da utilização de condutas estão amplamente documentados na literatura. Entre as melhorias mais citadas encontram-se as seguintes:

- Aumento de força de impulso entre 10% e 94%, dependendo da geometria e *tip clearance* [12], [15];
- Redução de potência necessária entre 20% e 40% [7], [10], [11];
- Melhor desempenho em *hover* e regimes de baixa velocidade [10], [15];
- Redução do *swirl* e melhoria no comportamento do escoamento [12], [13];
- Menor sensibilidade à turbulência ambiente [15].

Estudos recentes com configurações coaxiais mostram reduções de 32% a 38% na potência necessária para gerar 500 gF de força de impulso quando comparado com a mesma configuração sem conduta [10]. Outros trabalhos apontam ainda para melhorias de 4% a 6% apenas devido à otimização da geometria da secção da conduta [13].

De uma forma geral, a bibliografia demonstra que os ganhos proporcionados por uma conduta são máximos em regimes estacionários, diminuindo gradualmente à medida que a velocidade de avanço aumenta [12], [19]. Contudo, em UAVs que operam predominantemente em *hover*, nomeadamente em missões de inspeção ou de plataformas de monitorização estabilizada, os benefícios de eficiência e estabilidade compensam amplamente a massa adicional introduzida pela conduta [10], [17].

2.5. Desvantagens

Apesar dos benefícios identificados anteriormente, a integração de condutas em sistemas propulsivos de UAVs apresenta limitações que devem ser cuidadosamente avaliadas. O principal impacto negativo reside no aumento da massa estrutural associada à conduta, o qual, mesmo quando fabricado em materiais leves, pode anular parcialmente os ganhos de eficiência proporcionados pelo aumento de impulso [10], [14]. Adicionalmente, em voo horizontal, a conduta aumenta significativamente a resistência frontal, penalizando a autonomia e a eficiência energética do UAV [12], [13]. Esta característica torna-se particularmente relevante em missões que exigem deslocamentos contínuos a velocidades elevadas entre diferentes pontos, onde a resistência aerodinâmica desempenha um papel determinante no consumo energético.

Outra limitação importante está relacionada com a sensibilidade ao *tip clearance*, isto é, variações muito pequenas podem alterar de forma substancial a eficiência propulsiva [2], [7], o que exige tolerâncias de fabrico rigorosas e aumenta a complexidade estrutural do conjunto. Acrescentam-se ainda fatores como vibrações, riscos de contacto ocasional com a conduta, custos de fabrico elevados e maior exigência de manutenção [14], [15]. Assim, embora as

condutas possam trazer ganhos significativos em regimes estacionários, a sua implementação deve ser ponderada de acordo com o perfil de missão e com o impacto real no desempenho global do sistema [10], [17].

Capítulo 3

Banco de Ensaio e Modificações

Apresenta-se uma breve descrição do banco de ensaios utilizado, bem como as alterações efetuadas para integrar a conduta no sistema experimental. Detalharam-se os componentes principais, os materiais utilizados, o método de calibração da extensometria e as adaptações necessárias para garantir medições fiáveis e comparáveis aos ensaios sem conduta.

3.1. Banco de ensaios

Como já foi referido anteriormente, com o objetivo de se avaliar o desempenho aerodinâmico e energético de diferentes configurações de propulsão para veículos aéreos não tripulados, foi desenvolvido, no âmbito do projeto ILAN-VR, um banco de ensaios dedicado à caracterização de hélices em montagem simples e coaxial [8], [9] (Figura 3.1). Este banco foi concebido para permitir medições precisas de impulso, rotação, corrente e tensão, assegurando a repetibilidade e fiabilidade dos resultados obtidos.

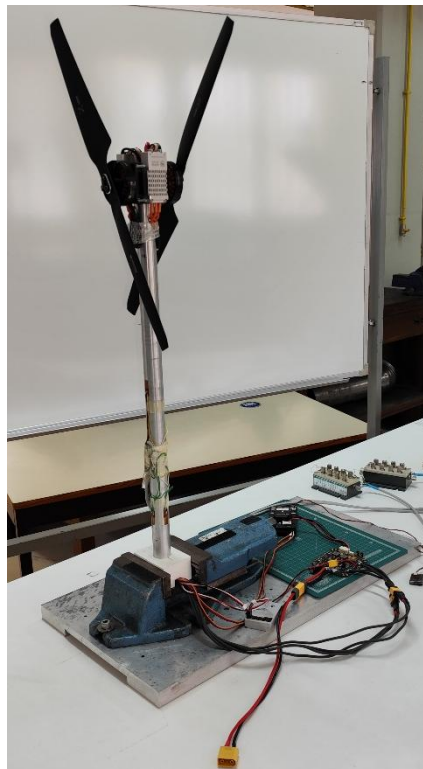


Figura 3.1 - Banco de ensaios de hélices.

A estrutura base do sistema é composta por um tubo em alumínio instrumentado com extensometria elétrica de resistência, configurada em ponte de *Wheatstone* completa, de forma a permitir a medição direta da força axial gerada pelos conjuntos propulsivos. O tubo encontra-se fixo numa base rígida, de material polimérico obtida por fabrico aditivo (impressão 3D) com enchimento de 100%, garantindo a rigidez necessária para minimizar vibrações e deformações durante os ensaios.

O sistema de propulsão é composto por motores T-Motor Antigravity MN5008-340KV, controlados por ESCs (Controladores Eletrônicos de Velocidade) T-Motor Alpha 40A, capazes de fornecer dados de tensão, corrente e rotação através da interface T-Motor DataLink V2, como se pode observar na Figura 3.2. A alimentação é assegurada por duas baterias LiPo de 6 células (22,2 V, 10 Ah), previamente carregadas antes de cada ensaio, de modo a reduzir a variabilidade associada à tensão de entrada.

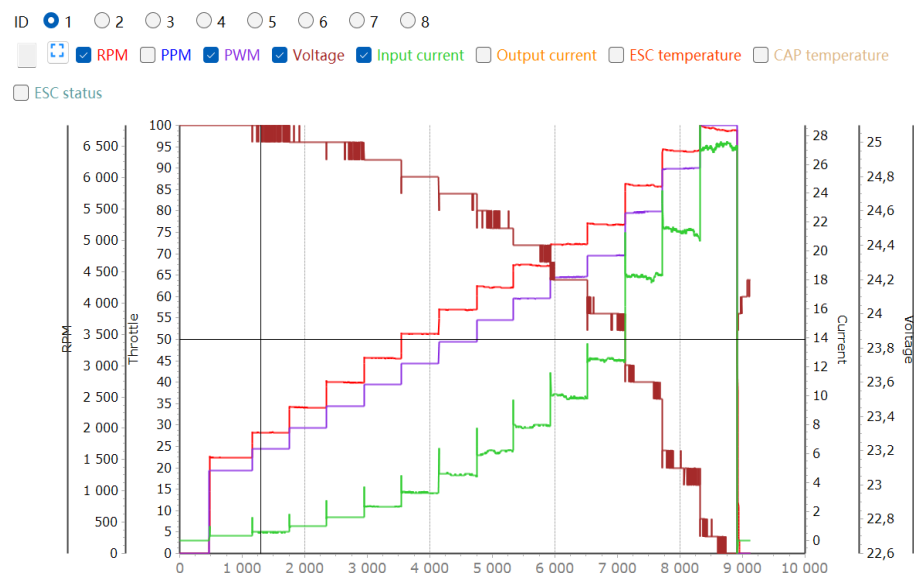


Figura 3.2 - Gráfico obtido através do T-Motor DataLink V2.

O controlo do *throttle* é efetuado através do protocolo MAVLink, o que permite o envio de comandos precisos e repetitivos. Este contém valores PWM (*Pulse-Width Modulation*) que são emitidos diretamente a partir do software QGroundControl (programa que permite o controlo e monitorização de parâmetros de UAVs), eliminando a incerteza associada ao uso de rádio-comando convencional, pois este apresenta variações de sinal PWM e limitações de resolução que comprometem os resultados e os procedimentos dos ensaios.

Durante o desenvolvimento do sistema, foram privilegiados dois aspetos fundamentais:

- Precisão nas medições, através da utilização de sensores calibrados e aquisição de dados sincronizada entre os canais de força e de potência elétrica;
- Segurança e robustez, assegurando a integridade estrutural e elétrica durante o

funcionamento em regimes de potência elevados.

O banco de ensaios foi concebido para ser utilizado em ambiente controlado, em laboratório, de forma a eliminar a influência de correntes de ar e garantir com isso, medições consistentes. O sistema de extensometria foi responsável pelo registo das medições de impulso ao longo de cada ensaio, permitindo o seu posterior tratamento e análise. Em simultâneo, os restantes sistemas de aquisição registaram os parâmetros elétricos, cinemáticos e dinâmicos, garantindo a correspondência temporal entre todas as variáveis. Esta integração revelou-se essencial para assegurar a consistência e fiabilidade dos dados utilizados na avaliação do desempenho do conjunto propulsivo.

3.2. Desenvolvimento da conduta (*Ducted Fan*)

Após a caracterização do banco de ensaios, validação dos procedimentos de medição e início dos primeiros testes em configuração aberta, foi desenvolvida uma conduta destinada à realização de ensaios em configuração *ducted fan*. Esta fase teve como objetivo conceber e integrar um componente que permitisse avaliar, de forma controlada, a influência do escoamento canalizado no desempenho propulsivo do conjunto hélice-motor. O processo incluiu o desenvolvimento do modelo geométrico, a sua fabricação e a adaptação ao banco de ensaios existente, assegurando compatibilidade estrutural e funcional com os sistemas de medição e aquisição de dados.

3.2.1. Conceção e requisitos

Com base no drone conceito que está a ser desenvolvido no âmbito do projeto ILAN-VR, foi definida a necessidade de projetar uma conduta compatível com hélices de 17". A escolha deste tamanho resulta do estudo prévio realizado no projeto, o qual determinou que, para garantir um voo estacionário indoor de aproximadamente 20 minutos, transportando cerca de 5 kg de *payload*, e utilizando oito motores em configuração coaxial, seria necessário recorrer a hélices de 17" (431,8 mm) devido ao seu compromisso entre eficiência, impulso máximo e área discal disponível.

Um dos principais requisitos de conceção da conduta relaciona-se com a folga entre a ponta da hélice e a parede interna, parâmetro crítico no desempenho de configurações *ducted fan*. A literatura indica que, para minimizar as perdas de ponta e maximizar o efeito de canalização, esta distância deve situar-se entre 1,5% e 3% do raio da hélice [7]. No caso concreto das hélices de 17", estes valores resultam numa folga reduzida, sensível ao alinhamento e às tolerâncias de fabrico. Adicionalmente, foram consideradas restrições de segurança, estabelecendo que a folga não deveria ser inferior a 1 mm, para evitar contacto com a estrutura durante vibrações ou dilatações térmicas, nem superior a 2 mm, para não degradar de forma significativa o efeito de contenção do escoamento [15].

Outro requisito relevante diz respeito à espessura da parede da conduta. Esta não pode ser excessiva, para evitar um aumento desnecessário de massa, fator crítico num sistema propulsivo embarcado, mas também não pode ser demasiado reduzida, sob pena de comprometer a rigidez estrutural, induzir deformações sob carga aerodinâmica ou amplificar vibrações durante a operação. Uma parede demasiado fina também se torna mais vulnerável a danos por impacto.

Desde o início, estabeleceu-se que a conduta seria fabricada através de fabrico aditivo (impressão 3D). Esta opção apresenta várias vantagens relevantes para o contexto do projeto, tais como as que se seguem:

- Flexibilidade geométrica, permitindo testar e iterar facilmente diferentes perfis e soluções construtivas;
- Redução de custos na fase experimental, dado não exigir moldes ou processos de maquinagem;
- Rapidez de produção, facilitando adaptações necessárias;
- Possibilidade de integração de zonas de reforço, canais de fixação ou espessuras diferenciadas diretamente no modelo digital.

Contudo este tipo de fabrico apresenta igualmente limitações que foram consideradas na conceção da conduta, nomeadamente a fragilidade entre camadas devido ao processo de deposição, as tolerâncias dimensionais reduzidas e a menor resistência térmica e ao impacto comparativamente com materiais compósitos. Estas restrições foram integradas no desenvolvimento, tentando assegurar que a geometria final se mantivesse compatível com os requisitos aerodinâmicos e estruturais definidos.

3.2.2. Modelação e desenvolvimento geométrico

Todo o processo de desenvolvimento e modelação da conduta foi realizado em *software* CAD (Desenho Assistido por Computador), recorrendo à plataforma 3DEXperience, que permitiu uma abordagem iterativa ao design e à análise geométrica do componente. A Figura 3.3 apresenta a representação tridimensional da conduta desenvolvida, evidenciando o seu perfil interno, a estrutura de reforço exterior e a interface de montagem no banco de ensaios.



Figura 3.3 - Imagem CAD da conduta desenvolvida.

A definição da geometria da entrada suave da conduta (*bellmouth*) foi um desenvolvimento bastante importante, uma vez que este elemento tem impacto direto na forma como o escoamento é guiado para o interior do canal. O perfil utilizado teve como base o NACA 2412 (Figura 3.4) [20], mas foi alvo de algumas adaptações geométricas para otimizar a transição entre a zona exterior e a secção interna da conduta. Estas modificações incluíram o ajuste da curvatura inicial, de forma a reduzir gradientes bruscos de pressão na entrada, e o prolongamento ligeiro da zona do difusor, permitindo minimizar perturbações no escoamento induzido pela hélice em funcionamento.

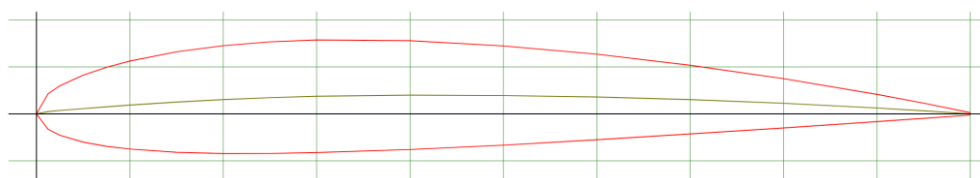


Figura 3.4 - Representação do perfil NACA 2412 [20].

A conduta foi desenhada com 2 mm de espessura, valor que representa um compromisso entre rigidez estrutural, peso e limitações do processo de fabrico aditivo, de qualquer modo, para aumentar ainda mais o reforço estrutural, foram adicionadas pequenas nervuras, em redor da parede longitudinalmente. O diâmetro interior da conduta foi definido em 437 mm, garantindo compatibilidade com hélices de 17" (431,8 mm) e proporcionando uma folga aproximada de 3 mm entre as pontas da hélice e a parede interna. Embora esta distância exceda ligeiramente o intervalo recomendado na literatura (1 a 2 mm), optou-se por aumentar a folga devido às tolerâncias reduzidas das impressoras 3D utilizadas, que podem originar variações dimensionais de várias décimas de milímetro e possíveis deformações da circularidade da

conduta. Esta margem adicional reforça também a segurança operacional, prevenindo o risco de contacto entre as pás e a conduta em caso de vibrações, deformações térmicas ou pequenas imperfeições no alinhamento do conjunto.

O desenho técnico completo da conduta, contendo todas as cotas relevantes e secções necessárias para fabrico, encontra-se incluído em anexo (Anexo I), permitindo a sua reprodução e inspeção dimensional

3.2.3. *Fabrico e integração no banco de ensaios*

Tal como previamente definido na fase de conceção, toda a estrutura da conduta foi produzida através de fabrico aditivo, recorrendo a uma impressora 3D de grande volume (500x500x500 mm). A dimensão considerável da peça implicou diversas dificuldades durante o processo de fabrico, levando a várias tentativas malsucedidas motivadas por falhas de aderência e extrusão, por deformações térmicas e por variações dimensionais ao longo da impressão.

Como material foi seleccionado PETG, um polímero que apresenta um compromisso adequado entre rigidez, facilidade de impressão. Comparativamente ao PLA, o PETG oferece melhor resistência mecânica e menor tendência para fratura frágil, sendo simultaneamente menos suscetível a deformações térmicas com temperaturas mais elevadas. No entanto, a sua menor rigidez relativa torna-o mais sensível à flexão em peças de grandes dimensões, como é o caso da conduta desenvolvida [21].

A conduta foi impressa com 100% de *infill*, ou seja, com preenchimento interno integral. A escolha deste parâmetro teve como objetivo maximizar a rigidez e minimizar a deformação da parede sob carga aerodinâmica, embora resultasse num aumento significativo do tempo de impressão e da massa final. Mesmo assim, a peça revelou uma massa total próxima de 0,8 kg, que pode ser considerada um pouco elevada tendo em conta que é um parâmetro importante.

Após a instalação inicial da conduta no banco de ensaios, verificou-se que a sua rigidez era insuficiente. A estrutura apresentava ovalização visível devido ao peso próprio e à falta de uniformidade inerente ao processo de fabrico. Adicionalmente, a qualidade irregular da impressão comprometeu as tolerâncias dimensionais, tornando inviável a utilização segura das hélices de 17" inicialmente previstas. A variação dimensional ao longo da circunferência da conduta provocava zonas de aproximação excessiva entre as pás e a parede interna, impossibilitando a realização dos ensaios.

Para mitigar este problema, foi desenvolvida uma peça intermédia de suporte, representada na Figura 3.5, com dupla função:

1. Sustentar os motores e os ESCs, garantindo um alinhamento mais rígido e estável;
2. Permitir a ligação da conduta a um tubo de carbono posicionado na extremidade oposta, criando assim, dois pontos de apoio e eliminando a deformação por achatamento da conduta.

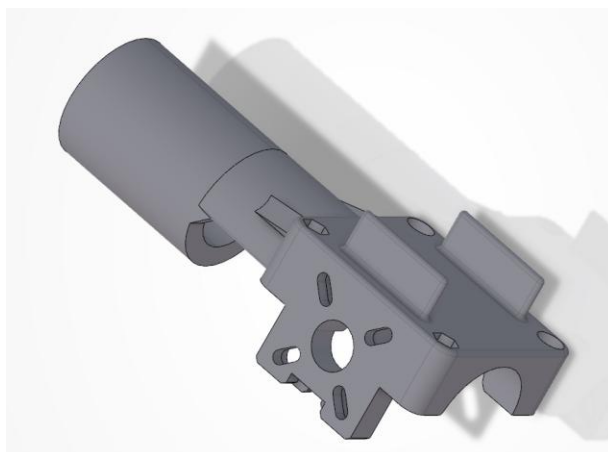


Figura 3.5 - Peça de suporte para tubos, motores e ESCs.

Esta solução aproximou o comportamento da montagem experimental à configuração que o conceito final do drone pertencente ao Projeto ILAN-VR irá utilizar, uma vez que no veículo real a conduta será igualmente atravessada por um tubo estrutural. A adição deste segundo ponto de fixação melhorou significativamente a forma geométrica da conduta durante o funcionamento, reduzindo deformações e vibrações.

Apesar das melhorias introduzidas, apenas foi possível instalar e operar de forma segura uma hélice de 17", pois com a montagem da segunda hélice não foi possível evitar que ocorresse contacto com a parede interna por existir alguma deformação da conduta. A Figura 3.6 mostra, numa das posições, a curta distância entre a parede interna e a ponta da hélice que foi testada. Consequentemente, todos os ensaios em configuração coaxial foram realizados com hélices de 16", por garantirem uma folga operacional estável e segura.



Figura 3.6 - Exemplificação da curta distância entre a ponta da hélice de 17" e a parede interna da conduta.

A decisão de não se produzir uma outra conduta resultou de limitações do processo de fabrico, devido ao custo dos materiais e da indisponibilidade de uma outra impressora 3D capaz

de produzir uma nova conduta com tolerâncias mais reduzidas. A Figura 3.7 e a Figura 3.8 apresentam a última versão do banco de ensaios, onde foram realizados todos os ensaios realizados para este trabalho.



Figura 3.7 - Conduta com hélices de 16" instalada no banco de ensaios.

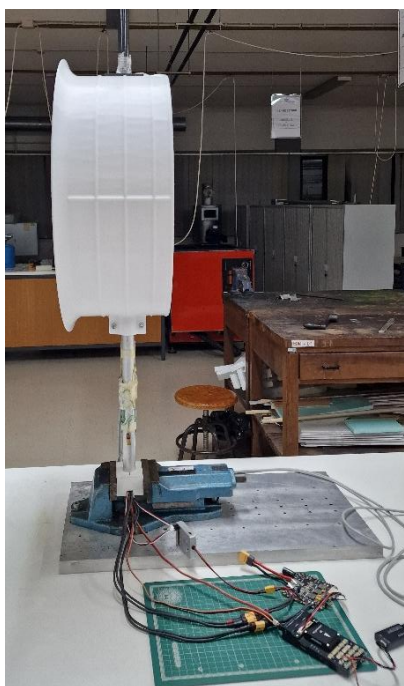


Figura 3.8 - Banco de ensaios com vista lateral da conduta.

3.2.4. Calibração e preparação para os ensaios

Durante os primeiros ensaios em configuração coaxial foi observado um aumento de impulso inesperado, incompatível com o comportamento típico deste tipo de montagem. Como tal, colocou-se em causa a fiabilidade das leituras de força fornecidas pelo sistema de extensometria, o que motivou a realização de uma nova calibração da cadeia de medição.

A calibração focou-se na determinação do fator multiplicativo, parâmetro utilizado no processamento do sinal de extensometria para converter a tensão elétrica medida no valor correspondente de força (no caso, impulso). Este fator incorpora a sensibilidade do extensómetro, o ganho do circuito de condicionamento e a resposta global da ponte de *Wheatstone*. Em termos práticos, o fator multiplicativo atua como uma constante de conversão, permitindo que o sistema apresente diretamente a força resultante da deformação medida no tubo instrumentado [9].

Para recalibrar este parâmetro, recorreu-se à mesma folha de cálculo utilizada aquando da calibração inicial do banco de ensaios. Foram aplicadas massas de referência, permitindo estabelecer a relação entre o que estava a ser lido com o valor real aplicado. A partir dos pontos registados foi construída a respetiva curva de calibração, sendo posteriormente ajustada por regressão linear.

Este processo conduziu à alteração do fator multiplicativo de 10,039 para 5,874, valor significativamente inferior ao inicialmente utilizado. Esta correção revelou que o sistema estava a sobrestimar o impulso medido, justificando os valores anómalos observados nos ensaios coaxiais iniciais. Importa ainda referir que, o novo fator, o valor constante ajustado para a carga média aplicada, o sistema apresentou diferenças máximas na ordem de 0,3 kgF relativamente à massa aplicada, erro a rondar os 10% considerado aceitável face às condições experimentais e às limitações inerentes à técnica de extensometria utilizada. Após a atualização do fator multiplicador, a cadeia de medida foi novamente verificada e estabilizada, assegurando a confiabilidade das leituras antes do reinício dos ensaios experimentais.

Capítulo 4

Descrição dos Ensaios Experimentais

Este capítulo descreve a metodologia adotada para a validação da conduta, incluindo os diferentes ensaios realizados.

4.1. Metodologia experimental

A metodologia experimental adotada neste estudo foi estruturada para garantir a recolha rigorosa e repetível dos dados necessários à caracterização do desempenho propulsivo de hélices operadas no interior de uma conduta. Como já foi referido no Capítulo 1, o objetivo central consistiu em avaliar a influência da conduta no comportamento aerodinâmico de configurações simples e coaxiais, mantendo condições de ensaio controladas e comparáveis às utilizadas previamente sem conduta.

Tal como foi também referido no Capítulo 3, a aquisição dos parâmetros elétricos e mecânicos foi efetuada através do sistema T-Motor DATALINK V2, que forneceu medições sincronizadas de tensão, corrente, potência e rotação. Em paralelo, o impulso foi obtido por extensometria previamente calibrada, garantindo convertibilidade rigorosa entre sinal elétrico e força. A integração destes dois sistemas permitiu caracterizar com precisão o comportamento propulsivo em cada patamar de *throttle*.

A definição dos níveis de *throttle* foi realizada via comandos MAVLink enviados pelo QGroundControl, evitando variações associadas ao controlo por rádio. Seguiu-se o mesmo perfil do estudo anterior: incrementos de 5% entre 20% a 70% e de 10% dos 70% aos 100%, permitindo maior resolução nas zonas de melhor eficiência e reduzindo efeitos térmicos em regimes elevados [8]. O intervalo de tempo entre cada patamar de potência foi de 20 segundos.

Cada conjunto de hélices foi ensaiado nas configurações simples (hélice isolada) mas apenas as hélices de 16" foram ensaiadas em configuração coaxial. No caso particular deste estudo, todos os ensaios foram realizados com a conduta instalada, garantindo que a influência aerodinâmica da parede interna e do escoamento canalizado fosse capturada em todas as medições. Entre ensaios consecutivos, foi assegurado um intervalo de carregamento das baterias permitindo um arrefecimento suficiente dos motores e dos ESCs

A metodologia descrita permitiu obter um conjunto consistente, comparável e estatisticamente robusto de medições de impulso, rotação e potência elétrica, constituindo a base para a análise experimental apresentada nas secções seguintes.

4.2. Ensaios com conduta

No total, foi ensaiado um par de hélices de 16" (P16×5.4) e um par de 17" (NS17×5.8), todos provenientes da fabricante T-Motor e ilustrados nas figuras seguintes (Figura 4.1, Figura 4.2). É importante referir que ambos os modelos utilizados são para funcionamento livre, dado que possuem desenhos da extremidade das hélices otimizados para a redução do vórtice de ponta, enquanto os hélices para utilização em conduta possuem uma geometria da ponta mais simples.



Figura 4.1 - Hélice T-Motor modelo P16×5.4.



Figura 4.2 - Hélice T-Motor modelo NS17×5.8.

Foram efetuados, no total, onze ensaios, organizados na seguinte sequência:

- **Ensaios 1 e 2**, primeiros testes com conduta, destinados à validação do banco de ensaios, do alinhamento da montagem e da consistência da aquisição de dados;
- **Ensaios 3 a 8**, ensaios principais, realizados em configuração simples, abrangendo os dois modelos de hélices considerados (P16×5.4 e NS17×5.8) e em configuração coaxial apenas o modelo de 16";
- **Ensaios 9 a 11**, testes dedicados ao estudo da rotação ótima da hélice P16×5.4 inferior, mantendo a hélice P16×5.4 superior estabilizada a um determinado valor de *throttle*, permitindo observar a interação aerodinâmica em configuração coaxial.

4.2.1. Relação ótima de velocidade de rotação

Nos últimos ensaios realizados (Ensaios 9 a 11), o objetivo principal foi analisar o comportamento da hélice inferior em configuração coaxial, variando progressivamente o seu

valor de *throttle* enquanto a hélice superior permanecia num valor fixo. Esta metodologia permitiu observar como a interação entre hélices influencia o impulso total e a eficiência, identificando eventuais pontos de operação mais favoráveis para a hélice inferior.

No primeiro ensaio deste conjunto, a hélice superior foi mantida a 30% de *throttle*, enquanto a hélice inferior foi ajustada em incrementos de 2%, variando entre 20% e 40%. No segundo ensaio, a hélice superior foi estabilizada a 40%, sendo a inferior variada entre 30% a 50%, novamente com incrementos de 2%. Finalmente, no terceiro ensaio, a hélice superior manteve-se a 50%, e a hélice inferior foi conduzida entre 40% e 60%, seguindo o mesmo procedimento incremental.

A literatura demonstra que a distribuição de potência entre os dois rotores de um sistema coaxial tem um impacto direto no seu desempenho aerodinâmico. Estudos experimentais e numéricos mostram que o rotor inferior é particularmente sensível ao escoamento induzido pelo rotor superior, sendo frequentemente necessário ajustar a sua rotação para atenuar as perdas de eficiência decorrentes da interferência de esteira. Trabalhos recentes apontam que estratégias de variação independente do *throttle* entre rotores podem melhorar o comportamento global em regimes estacionários, identificando pontos de operação onde o equilíbrio entre rotação superior e inferior minimiza perdas induzidas e maximiza a eficiência propulsiva [6].

Este conjunto de ensaios permitiu estudar a atuação do rotor inferior para diferentes regimes de funcionamento do rotor superior, fornecendo informação essencial para a identificação de possíveis condições de rotação ótima em sistemas coaxiais, particularmente relevantes para aplicações que exigem voo estacionário eficiente.

Capítulo 5

Discussão e Análise de Resultados

Neste capítulo são apresentados e analisados os resultados obtidos nos ensaios com conduta, comparando-os com os valores previamente medidos sem conduta. Discutem-se os efeitos da implementação da conduta no impulso, na potência tomada e na eficiência propulsiva, identificando os principais ganhos e limitações observados. Com e sem conduta estuda-se o efeito da variação da velocidade de rotação das hélices nos sistemas multirrotores e discute-se qual a melhor relação.

5.1. Resultados obtidos com as hélices de 16”

Como foi referido no capítulo anterior, os ensaios utilizando as hélices T-Motor P16×5.4 foram divididos em dois tipos. Inicialmente em configuração coaxial, tendo sido as únicas hélices que permitiram que este teste fosse realizado, e posteriormente o ensaio em configuração de hélice única.

É importante salientar que os resultados obtidos nos ensaios com a conduta foram comparados com os ensaios já efetuados anteriormente sem a conduta [8], [9]. Acrescenta-se que a eficiência propulsiva utilizada nesta análise foi definida como o quociente entre a força de impulso gerada e a potência elétrica tomada como pode ser observado na equação 5.1 onde “ I ” corresponde ao valor de impulso medido através do sistema de extensometria em Newtons e “ P ” à potência elétrica medida em Watts. Este procedimento segue o mesmo critério utilizado em estudo anteriores sobre configurações coaxiais, garantido desta forma, uma consistência metodológica entre ensaios experimentais diferentes e permitindo uma comparação direta dos resultados.

$$\eta_p = \frac{I [N]}{P [W]} \quad (5.1)$$

5.1.1. Ensaio em configuração axial

Para suportar esta análise, são apresentadas em anexo as tabelas completas contendo os valores medidos com conduta implementada e sem conduta, permitindo a comparação direta entre ambas as condições de operação (Anexo II).

A Figura 5.1, ilustra a evolução simultânea do impulso e da eficiência propulsiva em

função do *throttle*, tanto com conduta como na montagem sem conduta. Visualmente, demonstra-se que as curvas de impulso separam-se progressivamente, criando um diferencial onde os valores com conduta (pontos roxos) permanecem abaixo da configuração aberta (pontos verdes). Inversamente, as curvas de eficiência iniciam-se com vantagem para a conduta, mas acabam por convergir e sobrepor-se perto dos 100% de *throttle*. O gráfico em questão evidencia de forma clara o comportamento típico referido na bibliografia e observado também no estudo efetuado anteriormente, em que o impulso cresce de forma praticamente linear com o aumento do *throttle*, enquanto a eficiência apresenta a tendência inversa, diminuindo progressivamente à medida que o sistema se aproxima da potência máxima [8].

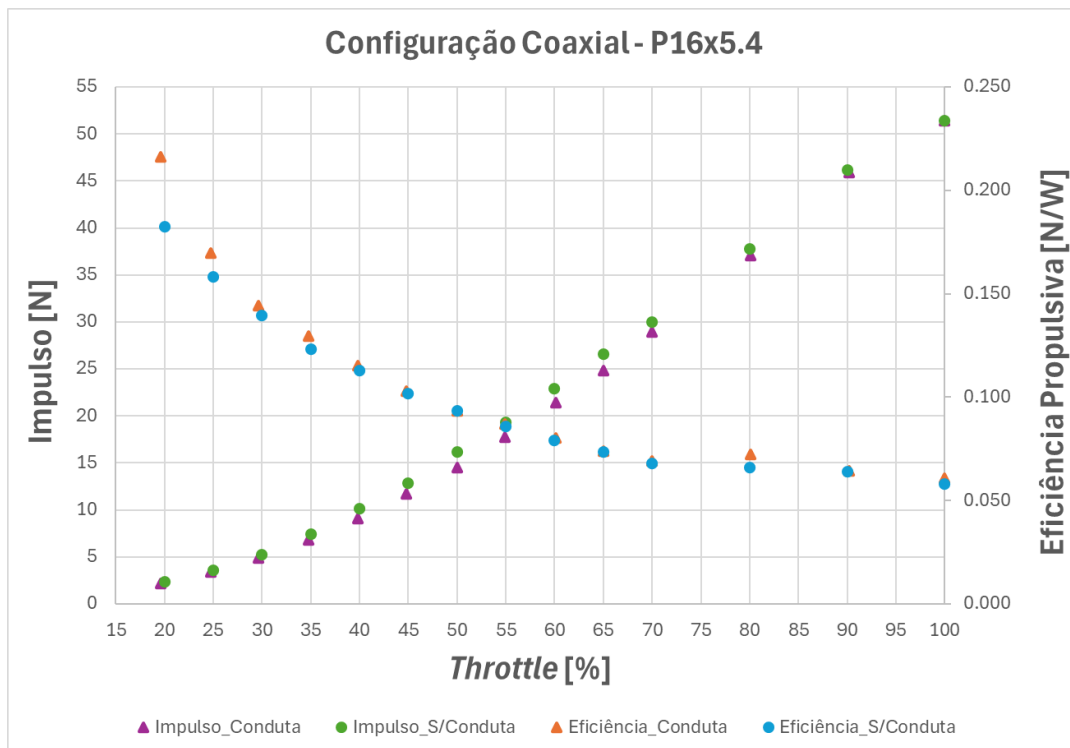


Figura 5.1 - Comparação do impulso e da eficiência propulsiva das hélices de 16" em configuração coaxial, com e sem conduta, em função do throttle.

Os dados mostram que o impulso é sistematicamente inferior quando a conduta está instalada, sobretudo entre 40% e 70% de *throttle*, refletindo-se numa redução média de 6,1% no impulso ao longo de todo o regime de potência.

Este comportamento é coerente com o que é descrito na literatura sobre sistemas coaxiais, onde a interação entre o rotor superior e inferior conduz a perdas aerodinâmicas devido ao escoamento induzido perturbado e à intensificação dos vórtices de ponta [8]. No presente caso, estas perdas são agravadas pelo facto de a distância entre a ponta das hélices de 16" e a parede da conduta ser significativamente elevada, impedindo a conduta de atuar como elemento de aumento de pressão e canalização do escoamento, mas permanecendo atrito na parede da

conduta. Tal como referido anteriormente, esta conduta foi projetada para hélices de 17", pelo que a folga adicional reduz drasticamente o efeito de confinamento do escoamento, fenómeno referido no Capítulo 2, onde a eficácia da conduta depende fortemente da proximidade entre a ponta da pá e a parede interna [10], [11].

Em contraste, verifica-se que a eficiência propulsiva é superior nos ensaios com conduta, especialmente para valores de *throttle* baixos e intermédios, traduzindo um aumento médio global de 4,2% relativamente à configuração sem conduta. Um outro indicador que reforça esta conclusão é o facto de a diferença de rotação entre as duas hélices ser menor nos ensaios com conduta, o que sugere que a hélice inferior opera num escoamento menos perturbado e necessita de menor acréscimo de potência para gerar a força correspondente. Assim, a menor exigência energética sobre o motor da hélice inferior contribui para o aumento global da eficiência propulsiva observado na configuração com conduta.

À medida que o *throttle* aumenta, ambas as curvas convergem, dado que as perdas aerodinâmicas próprias dos regimes de alta rotação (aumento da turbulência, intensificação dos vórtices de ponta e maior carga induzida) passam a dominar o comportamento do sistema, comportamento já identificado também em outros trabalhos experimentais [6], [22].

Em síntese, a conduta não melhora o impulso neste caso particular, devido ao facto de existir uma folga excessiva entre as hélices de 16" e a parede (incompatível com um funcionamento eficaz do conceito *ducted fan*), mas proporciona uma ligeira melhoria consistente da eficiência energética, sobretudo na região mais relevante, em voo estacionário a 50% de *throttle*. O compromisso entre redução de força e ganho de eficiência deve, portanto, ser ponderado em função dos requisitos operacionais da aplicação.

5.1.2. Ensaios em configuração de hélice única

A análise dos ensaios realizados em configuração de hélice única permite avaliar de forma isolada o efeito da conduta no desempenho da hélice, sem a existência da influência aerodinâmica do sistema coaxial. Ao observar o gráfico presente na Figura 5.2 e, contrariamente com o que foi observado e analisado nos ensaios em configuração coaxial, é notável algumas melhorias nos resultados. Distingue-se a formação de um arco de desempenho superior nas zonas intermédias a máximas de *throttle*, onde as curvas de impulso da versão com conduta “descolam” claramente das versões sem conduta. Em anexo (Anexo III) também se apresentam as tabelas completas contendo os valores medidos com conduta implementada e sem conduta.

A evolução obtida na Figura 5.2 confirma e permite retirar as seguintes conclusões:

- No intervalo entre 20% e 60% de *throttle*, a diferença entre as duas configurações é particularmente evidente, com a conduta a proporcionar incrementos entre os 10% a 20% no impulso instantâneo;
- Em valores de *throttle* elevados (acima de 80%), ambas as curvas de eficiência

convergem, uma vez que a capacidade da conduta de induzir ganhos adicionais diminui com o aumento da velocidade do escoamento e da turbulência induzida pela própria hélice;

- Em termos de valores médios, os resultados mostram um aumento de 12,2% no impulso e uma melhoria de 8,7% na eficiência propulsiva relativamente aos ensaios sem conduta.

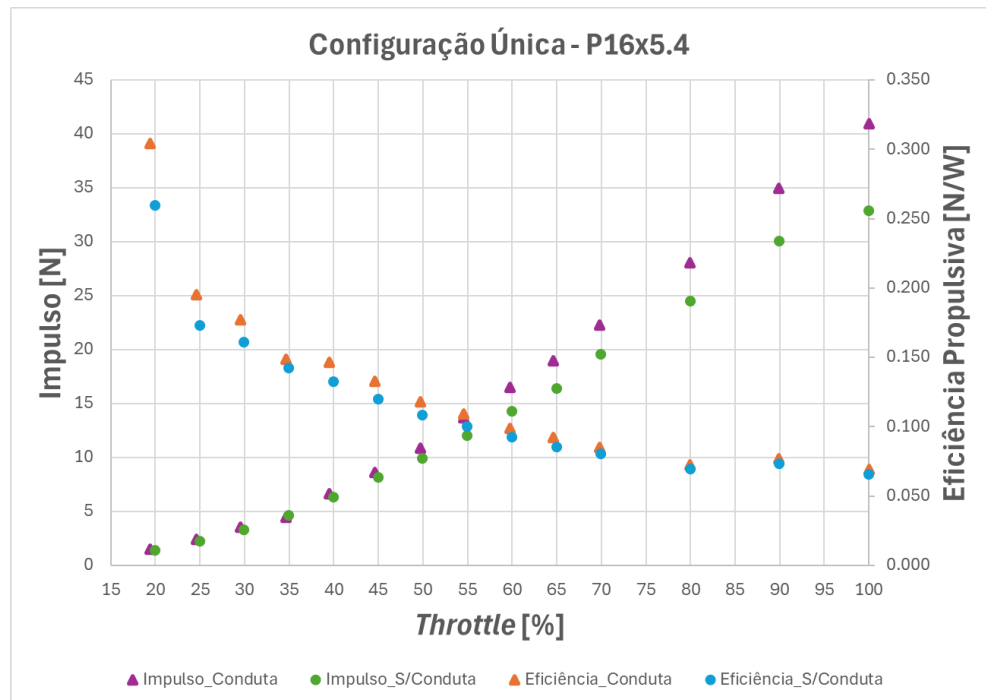


Figura 5.2 - Comparação do impulso e da eficiência propulsiva da hélice de 16'' em configuração única, com e sem conduta, em função do *throttle*.

Apesar da folga ser relativamente elevada entre a ponta da hélice e a parede interna, isso não impediu a obtenção de ganhos contrariamente ao que foi observado na montagem coaxial. Tal comportamento encontra suporte na literatura, que indica que efeitos positivos de canalização do escoamento são mais evidentes em rotores isolados, onde não existe interferência induzida por um segundo rotor na direção do escoamento [7], [23], [24].

Em síntese, os ensaios em hélice única demonstram que a conduta melhora simultaneamente o impulso e a eficiência, validando o seu benefício aerodinâmico quando o rotor opera isolado. Estes resultados contrastam com a penalização observada na configuração coaxial, reforçando que o efeito da conduta depende fortemente do regime de escoamento e da interação entre rotores.

5.2. Resultados obtidos com a hélice de 17"

A análise dos ensaios realizados com a hélice de 17" (T-Motor NS17×5.8), que ocorreram nas mesmas condições que os ensaios anteriores, permite avaliar a influência direta da conduta no desempenho desta configuração. A Figura 5.3 e as tabelas em anexo (Anexo IV) mostram que, ao contrário do observado na hélice de 16" em ambas as configurações testadas, a utilização da conduta melhora substancialmente tanto o impulso como a eficiência propulsiva ao longo de quase todo o regime de potência. Aqui, observa-se um “deslocamento” vertical consistente das curvas, que se mantêm praticamente paralelas com exceção do primeiro e último ponto da eficiência com a conduta que apresentam valores algo irregulares comparativamente aos restantes, indicando que a configuração com conduta é superior em todo o domínio de potência.

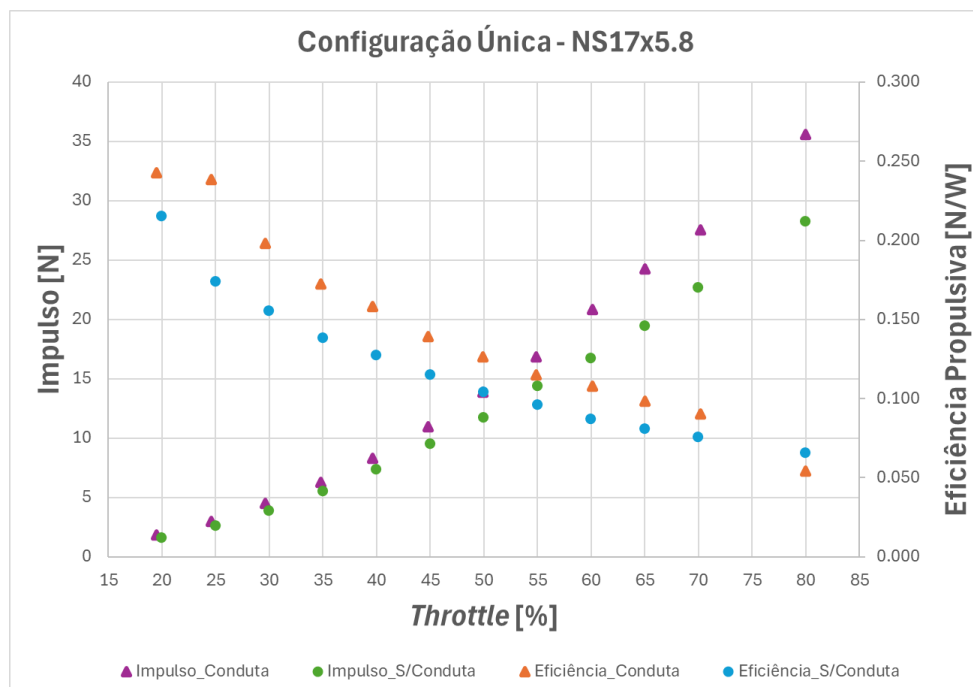


Figura 5.3 - Comparação do impulso e da eficiência propulsiva da hélice de 17" em configuração única, com e sem conduta, em função do *throttle*.

A análise dos valores medidos revela que a conduta proporciona um aumento consistente do impulso ao longo de praticamente toda a gama de *throttle*. Com a conduta implementada, observam-se valores de impulso sistematicamente superiores aos registados no ensaio sem a mesma, com melhorias que variam maioritariamente entre 12% e 26% (valor registado no 100% de *throttle*). A média dos incrementos percentuais da força de impulso ao longo de todo o regime é de 17,9%, evidenciando que a conduta contribui para a melhor canalização do fluxo, redução das perdas e diminuição do *swirl*, efeitos característicos do comportamento das hélices quando envolvidas por estas estruturas.

A eficiência propulsiva apresenta um comportamento igualmente favorável. A comparação entre os dois ensaios mostra que a presença da conduta conduz a melhorias consideráveis, com incrementos situados entre 13% e 37%, resultando numa melhoria média de 19,7% relativamente ao ensaio sem conduta. Estes valores demonstram que a potência elétrica está a ser utilizada de forma mais eficaz, uma vez que o escoamento estabilizado pela conduta reduz perdas aerodinâmicas.

Este resultado positivo era esperado, uma vez que a conduta utilizada foi originalmente projetada para hélices de 17", garantindo uma folga reduzida e, por consequência, um efeito de confinamento eficaz.

Ao analisar globalmente todas as tabelas e resultados presentes em anexo (Anexos II, III e IV), conclui-se que apenas em regimes de *throttle* mais elevados se verifica um aumento de impulso suficientemente significativo para compensar a massa adicional da conduta. Embora não tenha sido possível testar experimentalmente a configuração coaxial com a hélice de 17", é previsível, com base no comportamento observado nas hélices de 16", que mesmo nesse caso a compensação apenas ocorreria na mesma faixa superior de *throttle*.

Por outro lado, a eficiência propulsiva aumentou em todos os ensaios realizados, independentemente do diâmetro da hélice ou da configuração testada. Este aumento de eficiência atenua, até certo ponto, o facto de a conduta não proporcionar ganhos de impulso suficientes para compensar o seu peso em regimes de operação abaixo dos 60% de *throttle*, precisamente a zona onde os drones operam na maioria das missões realizadas.

No contexto específico do drone desenvolvido no projeto ILAN-VR, a utilização de uma conduta poderá não constituir a solução ideal. Para além do aspeto aerodinâmico, seria necessário reforçar estruturalmente a conduta para que esta pudesse atuar como elemento de proteção contra impactos, o que implicaria um acréscimo de massa significativo. Outro elemento negativo está relacionado com a sua fabricação em material polimérico que teria de ser de maior desempenho, possivelmente reforçado com fibra de carbono, e recorrendo a uma tecnologia de impressão que permitisse tolerâncias dimensionais mais apertadas, garantindo simultaneamente robustez estrutural e uma folga entre a parede da conduta e a ponta da hélice otimizada. Todos estes fatores levam, também, a um aumento do custo.

5.3. Resultados obtidos da rotação ótima

Os Ensaios 9, 10 e 11 tiveram como objetivo avaliar a influência da rotação da hélice inferior no desempenho global da configuração coaxial, mantendo a hélice superior a um valor fixo de *throttle* (M1), com as respetivas tabelas de resultados em anexo (Anexo V). Para cada um dos três ensaios, a hélice inferior (M2) foi ajustada progressivamente, permitindo observar de que forma a sua rotação afeta o impulso total, a razão entre rotações e, sobretudo, a eficiência propulsiva.

Os resultados obtidos revelam de forma consistente que a eficiência não atinge o seu valor máximo quando ambas as hélices operam a rotações semelhantes, mas sim quando a hélice inferior trabalha a regimes inferiores. Em todos os ensaios são visíveis picos bem definidos de eficiência pois, graficamente, nota-se que o pico da curva de eficiência (pontos azuis) ocorre enquanto a curva da razão de rotação (pontos laranjas) ainda está em ascensão linear, muito antes de atingir o valor unitário (1.0). Isto demonstra que a quebra de eficiência se inicia antes de as hélices igualarem a velocidade. No primeiro ensaio (Figura 5.4), com a hélice superior a 30% de *throttle*, o pico de eficiência surge próximo dos 22%. No segundo (Figura 5.5), com a hélice superior estabilizada a 40%, o valor máximo ocorre em torno dos 30%. Finalmente, quando a hélice superior opera a 50% (Figura 5.6), o ponto de maior eficiência situa-se próximo dos 46% de *throttle* da hélice inferior.

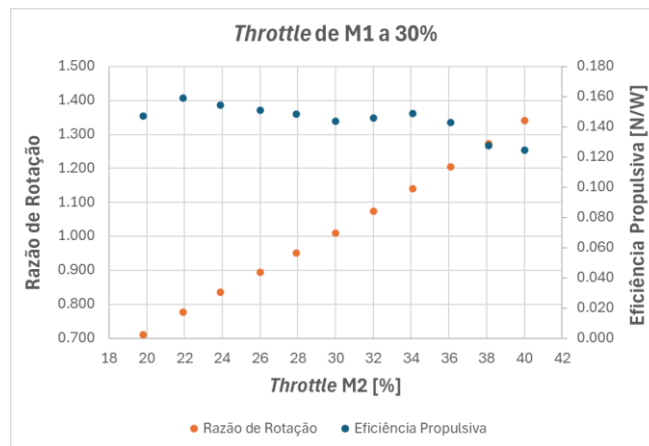


Figura 5.4 - Evolução da razão de rotação e da eficiência propulsiva em função do *throttle* da hélice inferior, com a hélice superior estabilizada a 30%.

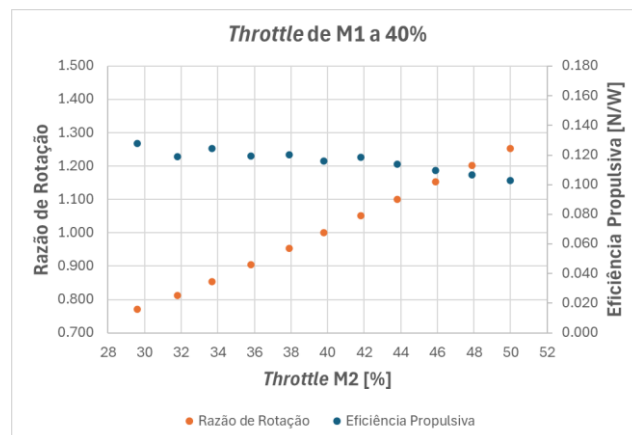


Figura 5.5 - Evolução da razão de rotação e da eficiência propulsiva em função do *throttle* da hélice inferior, com a hélice superior estabilizada a 40%.

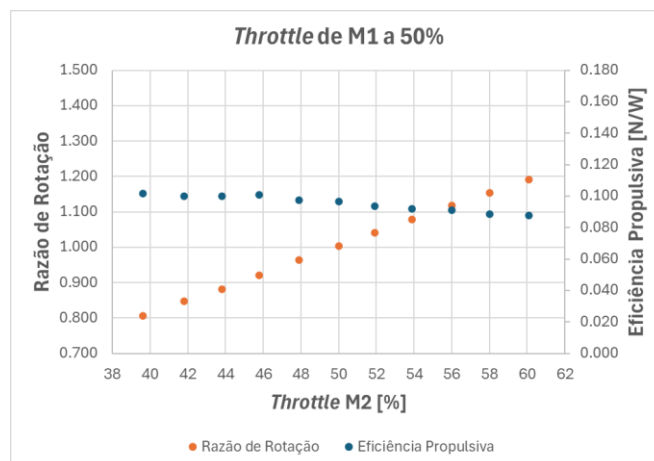


Figura 5.6 - Evolução da razão de rotação e da eficiência propulsiva em função do *throttle* da hélice inferior, com a hélice superior estabilizada a 50%.

Estes máximos representam os regimes em que o rotor inferior consegue extrair o máximo rendimento da potência elétrica disponível, antes de entrar numa zona de funcionamento em que o acréscimo de rotação deixa de produzir impulsos proporcionais à energia adicional consumida. A partir desses valores ótimos, a eficiência diminui progressivamente à medida que a hélice inferior acelera, refletindo o aumento das perdas aerodinâmicas associadas à interação com a esteira induzida pelo rotor superior. Assim, embora a razão de rotação entre os dois rotores continue a aproximar-se da unidade com o aumento do *throttle* da hélice inferior, este ponto não corresponde ao melhor desempenho energético do sistema.

Em síntese, os resultados mostram que a configuração coaxial atinge o seu funcionamento mais eficiente quando a hélice inferior trabalha ligeiramente abaixo do regime da hélice superior, apresentando picos de eficiência nos valores de *throttle* referidos. Estes picos confirmam que a operação em regimes mais moderados permite à hélice inferior lidar de forma mais eficaz com o escoamento já perturbado e acelerado pela hélice superior, maximizando a eficiência propulsiva antes de entrar em zonas de funcionamento menos favoráveis. O comportamento observado é coerente com a teoria da interferência coaxial e reforça a importância da gestão diferenciada do *throttle* entre rotores em sistemas coaxiais.

Adicionalmente, observa-se que o sistema é mais eficiente, no sentido de proporcionar um melhor aproveitamento da energia elétrica disponível, quando a hélice superior opera a baixas rotações e a hélice inferior funciona num regime ainda mais reduzido. No entanto, o conjunto coaxial demonstra também a capacidade de gerar impulsos significativamente superiores em regimes elevados de rotação, embora com um custo energético mais acentuado. Assim, a escolha do ponto de operação ideal depende do compromisso entre eficiência e capacidade de carga, sendo que regimes mais baixos favorecem a autonomia, enquanto regimes elevados maximizam o impulso disponível.

Capítulo 6

Conclusões e propostas de trabalhos futuros

Neste capítulo apresentam-se as principais conclusões do trabalho experimental realizado e avançam-se algumas propostas para a continuação do trabalho no futuro.

6.1. Conclusões

O presente trabalho permitiu aprofundar o conhecimento sobre o comportamento de sistemas de propulsão de UAVs, validando experimentalmente o impacto da utilização de uma conduta no desempenho aerodinâmico e energético. A análise comparativa entre as configurações com e sem conduta revelou que a eficácia desta solução estrutural está intrinsecamente dependente da geometria da montagem, com destaque crítico para a folga entre a ponta da hélice e a parede interna.

Os ensaios demonstraram que, quando esta folga é minimizada, os ganhos de desempenho são substanciais. No caso da hélice de 17", que beneficiou de uma folga reduzida, a presença da conduta resultou num aumento máximo de 26,1% de impulso (aos 100% de *throttle*) resultando num valor médio de 17,9% e numa melhoria média da eficiência propulsiva na ordem dos 19,7% ao longo de todo o regime de funcionamento. Em contrapartida, nos ensaios com as hélices de 16", onde a distância à parede era excessiva, a conduta foi incapaz de potenciar os valores de impulso desejado, registando-se até uma penalização média de 6,1% na configuração coaxial. No entanto, é relevante notar que, mesmo nestas condições não ótimas, a conduta promoveu um aumento da eficiência propulsiva, confirmando a sua capacidade de estabilizar o escoamento e reduzir perdas energéticas, independentemente da configuração testada.

No que diz respeito à operação em configuração coaxial, o estudo permitiu identificar a existência de uma relação ótima de velocidades entre rotores. Os dados experimentais evidenciaram que a eficiência máxima do conjunto não é atingida quando ambas as hélices rodam à mesma velocidade, mas sim quando a hélice inferior opera num regime de rotação inferior ao da hélice superior. Verificou-se que o sistema lida melhor com a interferência aerodinâmica e o escoamento perturbado quando existe um diferencial de *throttle*, sugerindo que estratégias de controlo diferenciado são essenciais para maximizar a autonomia de voo em plataformas coaxiais.

Apesar dos benefícios aerodinâmicos comprovados, a viabilidade prática da

implementação desta conduta no drone do projeto ILAN-VR enfrenta desafios relacionados com a massa total da estrutura. O peso da conduta fabricada em PETG (cerca de 0,8 kg) revelou-se significativo, sendo que o ganho de impulso gerado apenas compensa esta massa adicional em regimes de potência elevados, superiores a 60% de throttle. Conclui-se, portanto, que embora a conduta ofereça vantagens claras ao nível da eficiência energética e da proteção das hélices e dos objetos próximos, a sua adoção definitiva dependerá da capacidade de otimizar o processo de fabrico e os materiais utilizados, de modo a garantir uma estrutura mais leve e com tolerâncias dimensionais que assegurem a manutenção de uma folga reduzida.

6.2. Proposta de trabalhos futuros

Tendo em conta as limitações identificadas durante a execução do projeto, nomeadamente ao nível do fabrico da conduta e das restrições de montagem, sugerem-se as seguintes linhas de investigação e desenvolvimento futuro:

- Otimização do material de fabrico, ou seja, substituir o processo de impressão 3D em PETG por materiais compósitos reforçados (por exemplo fibra de carbono);
- Redução da folga (*tip clearance*), isto é, desenvolver uma nova conduta com tolerâncias de fabrico que permitam reduzir a folga entre a hélice e a parede para valores muito inferiores. Esta alteração é fundamental para maximizar o efeito de barreira aerodinâmica e aumentar o impulso gerado, especialmente em configurações coaxiais.
- Estudo da geometria de entrada, pois devem-se realizar ensaios comparativos com diferentes perfis de entrada de ar além do NACA 2412 adotado, para avaliar qual a geometria que minimiza a pressão numa maior área da entrada da conduta (*bellmouth*) em diferentes regimes de voo, devendo esse estudo paramétrico da entrada da conduta ser realizado com recurso ao cálculo numérico computacional.
- Ensaios coaxiais de 17", com uma conduta mais rígida e precisa, repetir os ensaios coaxiais com as hélices de 17". Prevê-se que esta configuração, impossível de testar neste trabalho por questões de segurança, apresente os melhores resultados globais de eficiência e impulso;
- Integração de algoritmos de controlo, nomeadamente desenvolver e testar em voo real um algoritmo de controlo que ajuste automaticamente a velocidade da hélice inferior para manter a relação ótima de eficiência identificada neste estudo.

Bibliografia

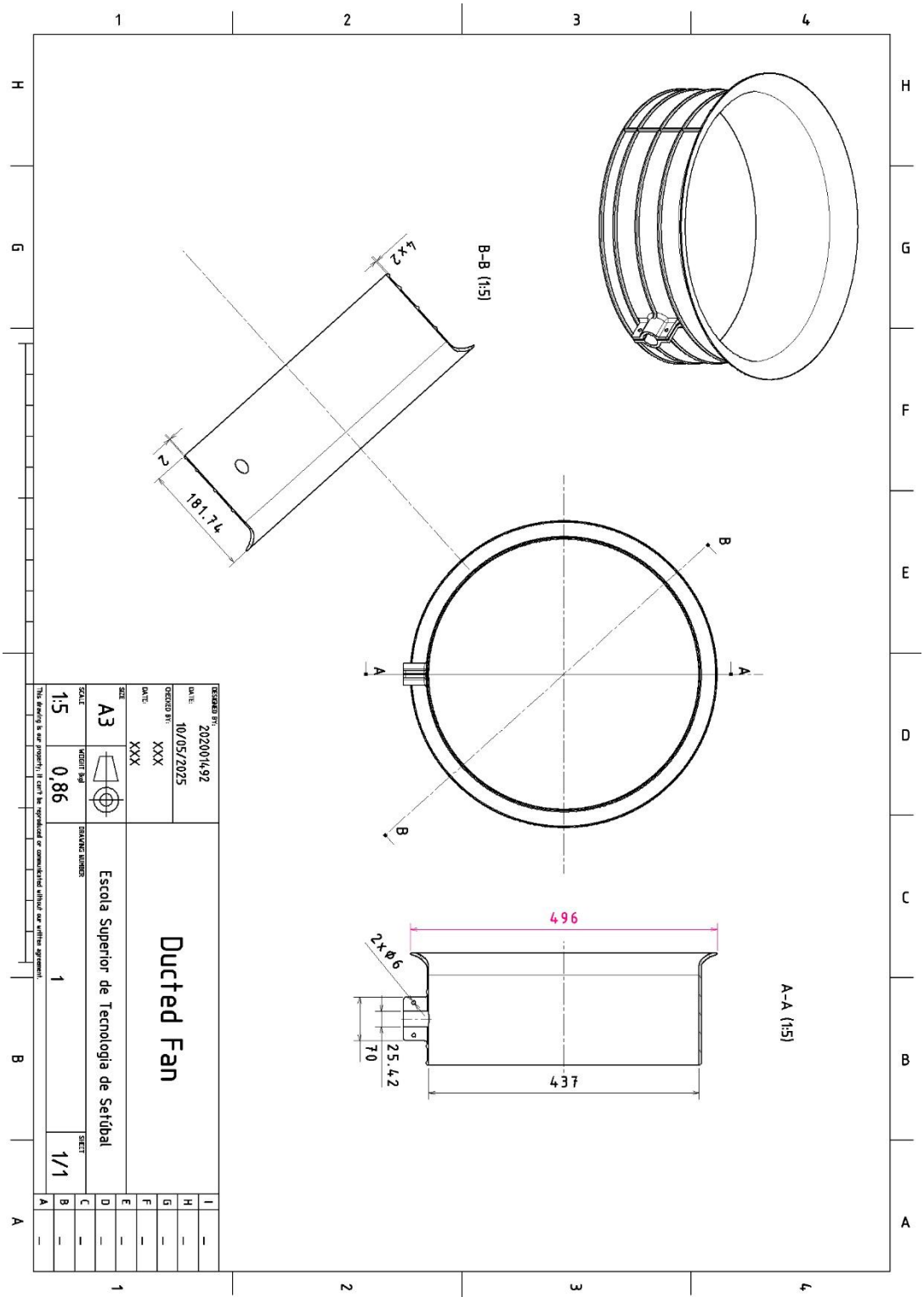
- [1] «AeronextPortugal - ILAN-VR», <https://www.aeronextportugal.pt/ilan-vr>.
- [2] J. G. Leishman e S. Ananthan, «Aerodynamic Optimization of a Coaxial Proprotor», 2006. [Em linha]. Disponível em: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:114731920>
- [3] W. Z. Stepniewski e C. N. Keys, *Rotary-wing Aerodynamics*, n. vol. 1. em Dover Books on Aeronautical Engineering Series. Dover Publications, 1984. [Em linha]. Disponível em: <https://books.google.pt/books?id=LjG-wAx2duMC>
- [4] B. H. Hjertager, «Swirl flows: A. K. Gupta, D. G. Lilley and N. Syred, Abacus Press, 1984, 475 pp. £32.95», *Int J Heat Mass Transf*, vol. 28, n. 5, p. 1055, 1985, doi: [https://doi.org/10.1016/0017-9310\(85\)90288-1](https://doi.org/10.1016/0017-9310(85)90288-1).
- [5] C. P. Coleman, «A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research», 1997. Acedido: 23 de Novembro de 2025. [Em linha]. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19970015550/downloads/19970015550.pdf>
- [6] J. Prasad Rao, J. E. Holzsager, M. M. Maia, e J. F. Diez, «Experimental Study into Optimal Configuration and Operation of Two-Four Rotor Coaxial Systems for eVTOL Vehicles», *Aerospace*, vol. 9, n. 8, 2022, doi: 10.3390/aerospace9080452.
- [7] H. Li, Z. Chen, e H. Jia, «Experimental Investigation on Hover Performance of a Ducted Coaxial-Rotor UAV», *Sensors*, vol. 23, n. 14, Jul. 2023, doi: 10.3390/s23146413.
- [8] R. Alpalhão *et al.*, «ScienceDirect Analysis of Coaxial Propulsion System Configurations for a Multirotor Unmanned Aerial Vehicle Application», 2025. [Em linha]. Disponível em: www.sciencedirect.com
- [9] Ricardo Fernandes da Silva, «Ensaio de Hélices», Setúbal, Mai. 2025.
- [10] B. L. R. Omkar, A. S. Arockia Doss, e T. Christo Michael, «Design and Analysis of Coaxial Ducted Propulsion Systems of Unmanned Aerial Vehicles», *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*, vol. 1012, n. 1, p. 012024, Jan. 2021, doi: 10.1088/1757-899x/1012/1/012024.
- [11] E. Kuantama e R. Tarca, «Quadcopter thrust optimization with ducted-propeller», *MATEC Web of Conferences*, vol. 126, p. 01002, Jan. 2017, doi: 10.1051/mateconf/201712601002.
- [12] J. L. Pereira, «Title of dissertation: HOVER AND WIND-TUNNEL TESTING OF SHROUDED ROTORS FOR IMPROVED MICRO AIR VEHICLE DESIGN», 2008.
- [13] H. F. Bento, R. de Vries, e L. L. Veldhuis, «Aerodynamic Performance and Interaction Effects of Circular and Square Ducted Propellers», em *AIAA Scitech 2020 Forum*, em AIAA SciTech Forum. , American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020. doi: doi:10.2514/6.2020-1029.

- [14] T. Koronowicz, Z. Krzemianowski, T. Tuskowska, e J. Szantyr, «A complete design of ducted propellers using the new computer system», *Polish Maritime Research*, vol. 16, n. 2, pp. 34–39, 2009, doi: 10.2478/v10012-008-0019-3.
- [15] J. Z. Han, B. Y. Jiang, C. W. Zhuang, e X. C. Du, «Experimental Investigation on Aerodynamic Characteristics of Propeller in a Ducted-Fan Type VTOL UAV», *Applied Mechanics and Materials*, vol. 711, pp. 12–15, 2015, doi: 10.4028/www.scientific.net/AMM.711.12.
- [16] P. Beaumier, «A Low Order Method For Co-Axial Propeller And Rotor Performance Prediction», 2014, Acedido: 23 de Novembro de 2025. [Em linha]. Disponível em: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2014/data/papers/2014_0448_paper.pdf
- [17] C. Martins Simões, «Optimizing a Coaxial Propulsion System to a Quadcopter».
- [18] «Can these vortices be dangerous?», aviation.stackexchange.com.
- [19] S. Y. Ahmed, R. Sarker, e Dr. A. Halder, «Aerodynamic Performance Evaluation of Coaxial Propellers Using a Custom-Built Hover Test Stand», em *2025 Regional Student Conferences*, em AIAA Regional Student Conferences. , American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2025. doi: doi:10.2514/6.2025-98152.
- [20] «Airfoil Tools NACA 2414». Acedido: 29 de Novembro de 2025. [Em linha]. Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il>
- [21] R. F. Martins *et al.*, «Mechanical Properties of Additively Manufactured Polymeric Materials—PLA and PETG—For Biomechanical Applications», *Polymers (Basel)*, vol. 16, n. 13, 2024, doi: 10.3390/polym16131868.
- [22] E. Manetti, «CFD Analysis, Experimental Validation and Optimization of an Octocopter Drone with Counter-Rotating Propellers», *Aerotecnica Missili & Spazio*, vol. 102, n. 1, pp. 17–27, 2023, doi: 10.1007/s42496-022-00140-7.
- [23] B. G. Jimenez e R. Singh, «Effect of Duct-Rotor Aerodynamic Interactions on Blade Design for Hover and Axial Flight», em *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, em AIAA SciTech Forum. , American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015. doi: doi:10.2514/6.2015-1030.
- [24] T. Ai, W. Fan, B. Xu, C. Xiang, Y. Zhang, e Z. Zhao, «Aerodynamic analysis and modeling of coaxial ducted fan aircraft with the ceiling effect», *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, vol. 15, n. 1, pp. 1563–1584, Jan. 2021, doi: 10.1080/19942060.2021.1984311.

Anexo I

Desenho técnico conduta

Desenho técnico completo da conduta, contendo todas as cotas relevantes.



Anexo II

Tabelas de desempenho 5.1.1.

Dados resultantes do ensaio com hélices T-Motor P16x5.4 em configuração coaxial sem conduta.

Ensaio no Lab D121 - Caracterização da combinação de hélices com o mesmo diâmetro														
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/Ω) [Nm]	Impulso		Eficiência		Ruído [dB]	Temperatura a Max. [°C]
									[N]	[gF]	[g/W]	[mW]		
MNS008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	H2 - P16x5.4R (Puxe)	0.094	20	25.10	0.30	7.65	1572	0.05	2.34	238.61	31.19	0.306	62	45
		0.149	25	25.10	0.50	12.66	1967	0.06	3.61	368.10	29.08	0.285	61	
		0.204	30	25.01	0.80	20.09	2363	0.08	5.26	536.35	26.70	0.262	65	
		0.260	35	24.97	1.30	32.56	2768	0.11	7.39	753.54	23.14	0.227	69	
		0.315	40	24.88	2.00	49.84	3162	0.15	10.13	1032.94	20.73	0.203	73	
		0.371	45	24.72	2.91	71.89	3545	0.19	12.81	1306.21	18.17	0.178	75	
		0.426	50	24.59	3.99	98.19	3932	0.24	16.15	1646.78	16.77	0.164	78	
		0.482	55	24.41	5.23	127.64	4296	0.28	19.35	1973.08	15.46	0.152	81	
		0.537	60	24.21	6.73	162.92	4647	0.33	22.88	2333.03	14.32	0.140	81	
		0.592	65	23.96	8.45	202.41	4975	0.39	26.61	2713.37	13.41	0.131	84	
		0.648	70	23.69	10.48	248.27	5292	0.45	29.99	3058.02	12.32	0.121	85	
		0.759	80	23.19	12.72	294.84	5899	0.48	37.78	3852.35	13.07	0.128	87	
		0.870	90	22.58	17.73	400.33	6440	0.59	46.18	4708.88	11.76	0.115	91	
		1.000	100	22.05	22.27	491.02	6732	0.70	51.43	5244.21	10.68	0.105	92	
MNS008 KV340 (Motor 2 & ESC 2)	H1 - P16x5.4L (Empurra)	0.094	20	25.10	0.21	5.19	1600	0.03	2.34	238.61	46.00	0.451	62	38
		0.149	25	25.10	0.41	10.18	1987	0.05	3.61	368.10	36.18	0.365	61	
		0.204	30	25.00	0.70	17.57	2365	0.07	5.26	536.35	30.53	0.289	65	
		0.260	35	24.96	1.10	27.48	2768	0.09	7.39	753.54	27.43	0.269	69	
		0.315	40	24.87	1.61	39.92	3155	0.12	10.13	1032.94	25.87	0.254	73	
		0.371	45	24.72	2.19	54.07	3558	0.15	12.81	1306.21	24.16	0.237	75	
		0.426	50	24.60	3.03	74.61	3938	0.18	16.15	1646.78	22.07	0.216	78	
		0.482	55	24.42	4.00	97.73	4316	0.22	19.35	1973.08	20.19	0.198	81	
		0.537	60	24.22	5.23	126.67	4668	0.26	22.88	2333.03	18.42	0.181	81	
		0.592	65	23.98	6.70	160.54	4994	0.31	26.61	2713.37	16.90	0.166	84	
		0.648	70	23.72	8.16	193.60	5334	0.35	29.99	3058.02	15.80	0.155	85	
		0.759	80	23.23	12.04	279.66	5954	0.45	37.78	3852.35	13.78	0.135	87	
		0.870	90	22.63	14.21	321.60	6507	0.47	46.18	4708.88	14.64	0.144	91	
		1.000	100	22.10	17.80	393.44	6866	0.55	51.43	5244.21	13.33	0.131	92	
														Temperatura a Max. [°C]
														Soma Potência
														12.84
														22.84
														37.66
														60.03
														89.76
														125.96
														172.80
														225.37
														289.59
														362.95
														441.87
														574.50
														721.33
														884.46
														Eficiência Global [N/W]
														0.182294202
														0.158088605
														0.139676177
														0.123095437
														0.112506068
														0.101697932
														0.085658831
														0.079009409
														0.073315781
														0.06787075
														0.065761213
														0.063367233
														0.05814852

Dados resultantes do ensaio com hélices T-Motor P16x5.4 em configuração coaxial com conduta.

Ensaio no Lab D121 - Rotação Ótima M1 a 30% (Com baterias)														
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso Total		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	Soma de Potência [W]
MN5008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	H2 - P16x5,4R (Puxa)	0,254	30	25,1	0,8	18,8	2354	0,08	3,51	357,91	19,01	0,186	26	23,8
		0,254	30	25,1	0,8	18,8	2356	0,08	3,79	386,46	20,53	0,201		23,8
		0,254	30	25,1	0,8	18,8	2367	0,08	4,07	415,01	22,05	0,216		26,4
		0,254	30	25,1	0,8	18,8	2368	0,08	4,36	444,58	23,62	0,232		28,9
		0,254	30	25,1	0,8	18,8	2368	0,08	4,66	475,17	25,24	0,248		31,4
		0,254	30	25,1	0,7	17,6	2379	0,07	5,05	514,94	29,31	0,287		35,1
		0,254	30	25,0	0,7	17,5	2382	0,07	5,47	557,76	31,87	0,313		37,5
		0,254	30	25,0	0,6	15,0	2384	0,06	5,95	606,71	40,45	0,397		40,0
		0,254	30	25,0	0,6	15,0	2391	0,06	6,43	655,65	43,71	0,429		45,0
		0,254	30	25,0	0,7	17,5	2390	0,07	7,01	714,80	40,85	0,401		55,0
		0,254	30	25,1	0,7	17,6	2388	0,07	7,48	762,72	43,41	0,426		60,0
MN5008 KV340 (Motor 2 & ESC 2)	H1 - P16x5,4L (Empura)	0,150	20	25,1	0,2	5,0	1674	0,03	3,51	357,91	71,30	0,699	28	0,147
		0,171	22	25,1	0,2	5,0	1831	0,03	3,79	386,46	76,98	0,755		0,159
		0,191	24	25,1	0,3	7,5	1976	0,04	4,07	415,01	55,11	0,541		0,154
		0,212	26	25,1	0,4	10,0	2116	0,05	4,36	444,58	44,28	0,434		0,151
		0,233	28	25,1	0,5	12,6	2252	0,05	4,66	475,17	37,86	0,371		0,149
		0,254	30	25,1	0,7	17,5	2401	0,07	5,05	514,94	29,37	0,288		0,144
		0,275	32	25,0	0,8	20,0	2558	0,07	5,47	557,76	27,89	0,274		0,146
		0,295	34	25,0	1,0	25,0	2719	0,09	5,95	606,71	24,27	0,238		0,149
		0,316	36	25,0	1,2	30,0	2881	0,10	6,43	655,65	21,86	0,214		0,143
		0,337	38	25,0	1,5	37,5	3041	0,12	7,01	714,80	19,06	0,187		0,127
		0,358	40	25,0	1,7	42,4	3200	0,13	7,48	762,72	17,98	0,176		0,125

Anexo III

Tabelas de desempenho 5.1.2.

Dados resultantes do ensaio com a hélice T-Motor P16x5.4 em configuração única sem conduta.

Ensaio no Lab D121 - Caracterização da hélice L																										
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso		Eficiência		Ruído [dB]	Temperatura a Max. [°C]												
									[N]	[gF]	[g/W]	[N/W]														
7 (03/04/25)	MN5008 K/V340 (Motor 1 & ESC 1)													43												
															0.094	20	25.10	0.21	5.21	1564	0.03	1.35	137.66	26.44	0.259	55
															0.149	25	25.10	0.50	12.62	1966	0.06	2.18	222.29	17.62	0.173	58
															0.204	30	25.02	0.81	20.14	2357	0.08	3.24	330.38	16.40	0.161	62
															0.260	35	25.00	1.30	32.43	2762	0.11	4.6	469.05	14.46	0.142	65
															0.315	40	24.90	1.90	47.40	3151	0.14	6.28	640.36	13.51	0.132	68
															0.371	45	24.81	2.72	67.48	3544	0.18	8.09	824.92	12.23	0.120	70
															0.426	50	24.70	3.69	91.15	3932	0.22	9.86	1005.40	11.03	0.108	72
															0.482	55	24.58	4.90	120.41	4309	0.27	12.01	1224.64	10.17	0.100	73
															0.537	60	24.41	6.30	153.81	4672	0.31	14.22	1449.98	9.43	0.092	76
															0.592	65	24.23	7.94	192.51	5013	0.37	16.37	1669.22	8.67	0.085	79
															0.648	70	24.01	10.16	243.96	5340	0.44	19.56	1994.49	8.18	0.080	79
0.759	80	23.63	14.97	353.61	5987	0.56	24.45	2493.12	7.05	0.069	84															
0.870	90	23.13	17.73	409.97	6567	0.60	30.05	3064.14	7.47	0.073	83															
1.000	100	22.61	22.30	504.19	6942	0.69	32.88	3352.71	6.65	0.065	86															

Dados resultantes do ensaio com a hélice T-Motor P16x5.4 em configuração única com conduta.

Ensaio no Lab D121 - Caracterização com apenas uma hélice														
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [Nm]	Impulso		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	
									[N]	[gF]	[g/W]	[N/W]		
4 (19/11/25)	MN5008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	H1 - P16x5.4L (Puxa)	0.150	19	25.2	0.2	5.0	1576	0.03	1.53	156.01	31.02	0.304	
			0.202	25	25.1	0.5	12.6	1969	0.06	2.45	249.82	19.91	0.195	
			0.254	30	25.1	0.8	20.1	2360	0.08	3.56	363.01	18.08	0.177	
			0.306	35	25.1	1.2	30.1	2775	0.10	4.48	456.82	15.17	0.149	
			0.358	40	25.1	1.8	45.1	3178	0.14	6.61	674.01	14.95	0.147	
			0.410	45	25.0	2.6	65.0	3578	0.17	8.64	881.00	13.55	0.133	
			0.462	50	24.9	3.7	92.1	3984	0.22	10.86	1107.37	12.02	0.118	
			0.514	55	24.9	5.1	125.5	4352	0.28	13.68	1394.92	11.12	0.109	
			0.566	60	24.8	6.8	167.1	4735	0.34	16.54	1686.55	10.10	0.099	
			0.618	65	24.7	8.4	205.8	5101	0.39	18.99	1936.37	9.41	0.092	
			0.670	70	24.5	10.7	262.2	5455	0.46	22.3	2273.89	8.67	0.085	
			0.774	80	24.3	16.0	388.0	6151	0.60	28.03	2858.16	7.37	0.072	
			0.878	90	24.0	19.0	455.1	6768	0.64	34.98	3566.84	7.84	0.077	
			0.982	100	23.6	25.1	592.4	7155	0.79	40.96	4176.61	7.05	0.069	

44

Anexo IV

Tabelas de desempenho 5.2.

Dados resultantes do ensaio com a hélice T-Motor NS17x5.8 em configuração única sem conduta.

Ensaio no Lab D121 - Caracterização da hélice L															
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [Nm]	Impulso		Eficiência		Ruído [dB]	Temperatura Max. [°C]	
									[N]	[gF]	[g/W]	[N/W]			
9 (08/04/25)	MINS008 K/V340 (Motor 1 & ESC 1)	H5 - NS17x5.8L (Puxe)	0.094	20	25.10	0.30	7.58	1517	0.05	1.63	166.21	21.93	0.215	59	53
			0.149	25	25.09	0.60	15.03	1930	0.07	2.61	266.14	17.71	0.174	60	
			0.204	30	25.00	1.00	25.00	2332	0.10	3.88	395.64	15.83	0.155	62	
			0.260	35	24.99	1.60	40.04	2733	0.14	5.54	564.90	14.11	0.138	66	
			0.315	40	24.90	2.33	57.95	3118	0.18	7.39	753.54	13.00	0.128	69	
			0.371	45	24.80	3.33	82.53	3505	0.22	9.51	969.72	11.75	0.115	72	
			0.426	50	24.70	4.55	112.50	3892	0.28	11.73	1196.08	10.63	0.104	74	
			0.482	55	24.54	6.11	150.02	4253	0.34	14.41	1469.36	9.79	0.096	76	
			0.537	60	24.39	7.91	192.97	4604	0.40	16.76	1708.98	8.86	0.087	79	
			0.592	65	24.20	9.93	240.28	4938	0.46	19.47	1985.32	8.26	0.081	79	
			0.648	70	24.00	12.50	299.85	5257	0.54	22.69	2313.65	7.72	0.076	80	
0.759	80	23.60	18.26	430.76	5878	0.70	28.25	2880.60	6.69	0.066	83				
0.870	90	23.09	21.40	494.26	6431	0.73	34.03	3469.97	7.02	0.069	85				
1.000	100	22.67	27.22	617.24	6779	0.87	37.7	3844.19	6.23	0.061	88				

Dados resultantes do ensaio com a hélice T-Motor NS17x5.8 em configuração única com conduta.

Ensaio no Lab D121 - Caracterização com apenas uma hélice														
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	
									[N]	[gF]	[g/W]	[N/W]		
5 (20/11/25)	MN5008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	HG - NS17x5.8R (Puxa)	0.150	20	25.2	0.3	7.5	1544	0.05	1.83	186.60	24.73	0.243	42
			0.202	25	25.1	0.5	12.6	1939	0.06	2.99	304.88	24.29	0.238	
			0.254	30	25.1	0.9	22.6	2345	0.09	4.48	456.82	20.22	0.198	
			0.306	35	25.1	1.5	36.3	2764	0.13	6.27	639.34	17.60	0.173	
			0.358	40	25.0	2.1	52.5	3156	0.16	8.3	846.33	16.12	0.158	
			0.410	45	25.0	3.2	78.6	3556	0.21	10.95	1116.55	14.21	0.139	
			0.462	50	24.9	4.4	109.6	3943	0.27	13.86	1413.28	12.90	0.127	
			0.514	55	24.8	5.9	146.3	4317	0.32	16.85	1718.16	11.74	0.115	
			0.566	60	24.7	7.8	192.7	4683	0.39	20.82	2122.97	11.02	0.108	
			0.618	65	24.6	10.1	246.7	5034	0.47	24.29	2476.80	10.04	0.098	
			0.670	70	24.4	12.5	305.0	5390	0.54	27.58	2812.28	9.22	0.090	
			0.774	80	24.2	27.1	654.5	6040	1.03	35.62	3632.10	5.55	0.054	

Anexo V

Tabelas de desempenho 5.3.

Dados resultantes do ensaio de rotação ótima com hélice superior a 30% de *throttle*.

Ensaio no Lab D121 - Rotação Ótima M1 a 30% (Com baterias)															Razão de Rotação
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso Total		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	Soma de Potência [W]	
									[N]	[gF]	[gW]	[mW]			
MNS008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	H2 - P16x5,4FR (Puxa)	0.254	30	25.1	0.8	18.8	2354	0.08	3.51	357.91	19.01	0.186	23.8	0.711	
		0.254	30	25.1	0.8	18.8	2356	0.08	3.79	386.46	20.53	0.201	23.8	0.777	
		0.254	30	25.1	0.8	18.8	2367	0.08	4.07	415.01	22.05	0.216	26.4	0.835	
		0.254	30	25.1	0.8	18.8	2368	0.08	4.36	444.58	23.62	0.232	28.9	0.893	
		0.254	30	25.1	0.8	18.8	2368	0.08	4.66	475.17	25.24	0.248	31.4	0.951	
		0.254	30	25.1	0.7	17.6	2379	0.07	5.05	514.94	29.31	0.287	35.1	1.009	
		0.254	30	25.0	0.7	17.5	2382	0.07	5.47	557.76	31.87	0.313	37.5	1.074	
		0.254	30	25.0	0.6	15.0	2384	0.06	5.95	606.71	40.45	0.397	40.0	1.140	
		0.254	30	25.0	0.6	15.0	2391	0.06	6.43	655.65	43.71	0.429	45.0	1.205	
		0.254	30	25.0	0.7	17.5	2390	0.07	7.01	714.80	40.85	0.401	55.0	1.273	
MNS008 KV340 (Motor 2 & ESC 2)	H1 - P16x5,4L (Empura)	0.254	30	25.1	0.7	17.6	2388	0.07	7.48	762.72	43.41	0.426	60.0	1.340	
		0.150	20	25.1	0.2	5.0	1674	0.03	3.51	357.91	71.30	0.699	0.147		
		0.171	22	25.1	0.2	5.0	1831	0.03	3.79	386.46	76.98	0.755	0.159		
		0.191	24	25.1	0.3	7.5	1976	0.04	4.07	415.01	55.11	0.541	0.154		
		0.212	26	25.1	0.4	10.0	2116	0.05	4.36	444.58	44.28	0.434	0.151		
		0.233	28	25.1	0.5	12.6	2252	0.05	4.66	475.17	37.86	0.371	0.149		
		0.254	30	25.1	0.7	17.5	2401	0.07	5.05	514.94	29.37	0.288	0.144		
		0.275	32	25.0	0.8	20.0	2558	0.07	5.47	557.76	27.89	0.274	0.146		
		0.296	34	25.0	1.0	25.0	2719	0.09	5.95	606.71	24.27	0.238	0.149		
		0.316	36	25.0	1.2	30.0	2881	0.10	6.43	655.65	21.86	0.214	0.143		
MNS008 KV340 (Motor 2 & ESC 2)	H1 - P16x5,4L (Empura)	0.337	38	25.0	1.5	37.5	3041	0.12	7.01	714.80	19.06	0.187	0.127		
		0.358	40	25.0	1.7	42.4	3200	0.13	7.48	762.72	17.98	0.176	0.125		

Dados resultantes do ensaio de rotação ótima com hélice superior a 40% de *throttle*.

Ensaio no Lab D121 - Rotação Ótima M1 40% (Com baterias)															Razão de Rotação
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso Total		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	Soma de Potência [W]	
MNS008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	H2 - P16x5.4R (Puxa)	0.358	40	25.1	1.7	42.7	3178	0.13	7.06	719.89	16.87	0.165	55.2	0.771	
		0.358	40	25.0	1.8	45.0	3186	0.13	7.44	758.64	16.86	0.165	62.6	0.811	
		0.358	40	25.0	1.7	42.5	3184	0.13	7.77	792.29	18.64	0.183	62.5	0.854	
		0.358	40	25.0	1.7	42.5	3185	0.13	8.2	836.14	19.67	0.193	68.8	0.905	
		0.358	40	25.0	1.7	42.5	3193	0.13	8.73	890.18	20.95	0.205	72.5	0.954	
		0.358	40	25.0	1.7	42.5	3191	0.13	9.27	945.24	22.24	0.218	80.0	1.001	
		0.358	40	24.9	1.6	39.8	3192	0.12	9.88	1007.44	25.29	0.248	83.4	1.051	
		0.358	40	24.9	1.6	39.8	3191	0.12	10.34	1054.35	26.46	0.260	90.9	1.101	
		0.358	40	24.9	1.6	39.8	3189	0.12	10.92	1113.49	27.95	0.274	99.6	1.154	
		0.358	40	24.9	1.6	39.8	3188	0.12	11.69	1192.01	29.92	0.283	109.5	1.203	
10 (19/11/25)		0.358	40	24.9	1.6	39.8	3188	0.12	12.27	1251.15	31.40	0.308	119.2	1.253	
MNS008 KV340 (Motor 2 & ESC 2)	H1 - P16x5.4L (Empura)														
		PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso Total		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	Eficiência Global [N/W]	
		0.254	30	25.1	0.5	12.6	2450	0.05	7.06	719.89	57.36	0.563	0.128		
		0.275	32	25.2	0.7	17.6	2585	0.07	7.44	758.64	43.01	0.422	0.119		
		0.295	34	25.0	0.8	20.0	2718	0.07	7.77	792.29	39.61	0.389	0.124		
		0.316	36	25.0	1.1	26.3	2882	0.09	8.2	836.14	31.85	0.312	0.119		
		0.337	38	25.0	1.2	30.0	3045	0.09	8.73	890.18	29.67	0.291	0.120		
		0.358	40	25.0	1.5	37.5	3195	0.11	9.27	945.24	25.21	0.247	0.116		
		0.379	42	24.9	1.8	43.6	3355	0.12	9.88	1007.44	23.12	0.227	0.118		
		0.399	44	24.9	2.1	51.0	3514	0.14	10.34	1054.35	20.66	0.203	0.114		
		0.420	46	24.9	2.4	59.8	3680	0.16	10.92	1113.49	18.63	0.183	0.110		
0.441	48	24.9	2.8	69.6	3835	0.17	11.69	1192.01	17.12	0.168	0.107				
0.462	50	24.8	3.2	79.4	3995	0.19	12.27	1251.15	15.77	0.155	0.103				

Dados resultantes do ensaio de rotação ótima com hélice superior a 50% de *throttle*.

Ensaio no Lab D121 - Rotação Ótima M1 50% (Com baterias)																
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso Total		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	Soma de Potência [W]	Razão de Rotação	
11 (19/11/25)	MNS008 KV340 (Motor 1 & ESC 1)	H2 - P16x5.4R (Puxa)	0.462	50	24.90	3.50	87.15	3986	0.21	11.89	1212.40	13.91	0.136		117.2	0.806
			0.462	50	24.90	3.50	87.15	3984	0.21	12.48	1272.56	14.60	0.143		124.6	0.848
			0.462	50	24.90	3.40	84.66	3994	0.20	12.97	1322.52	15.62	0.153		129.5	0.882
			0.462	50	24.90	3.30	82.17	3991	0.20	13.58	1384.73	16.85	0.165		134.5	0.922
			0.462	50	24.80	3.40	84.32	3994	0.20	14.18	1445.91	17.15	0.168		145.3	0.964
			0.462	50	24.80	3.40	84.32	3989	0.20	14.99	1528.50	18.13	0.178		155.0	1.004
			0.462	50	24.80	3.40	84.32	3988	0.20	15.44	1574.39	18.67	0.183		164.8	1.042
			0.462	50	24.70	3.40	83.98	3984	0.20	16.21	1652.90	19.68	0.193		176.6	1.079
			0.462	50	24.70	3.20	79.04	3983	0.19	17	1733.46	21.93	0.215		186.9	1.118
			0.462	50	24.70	3.10	76.57	3986	0.18	17.57	1791.58	23.40	0.229		198.3	1.153
			0.462	50	24.60	3.00	73.80	3985	0.18	18.55	1891.51	25.63	0.251		211.1	1.192
Modelo	Hélice	PWM	Throttle [%]	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência Elétrica [W]	Rotações [RPM]	Torque (T = P/ω) [N.m]	Impulso Total		Eficiência		Temperatura Máx. [°C]	Eficiência Global [N/W]		
MNS008 KV340 (Motor 2 & ESC 2)	H1 - P16x5.4L (Empura)	0.358	40	25.0	1.2	30.0	3211	0.09	11.89	1212.40	40.41	0.396				
		0.379	42	25.0	1.5	37.5	3376	0.11	12.48	1272.56	33.98	0.333				
		0.399	44	24.9	1.8	44.8	3522	0.12	12.97	1322.52	29.51	0.289				
		0.420	46	24.9	2.1	52.3	3679	0.14	13.58	1384.73	26.48	0.260				
		0.441	48	24.8	2.5	61.0	3851	0.15	14.18	1445.91	23.70	0.232				
		0.462	50	24.8	2.9	70.7	4005	0.17	14.99	1528.50	21.63	0.212				
0.483	52	24.8	3.3	80.5	4154	0.19	15.44	1574.39	19.56	0.192	31	0.094				
0.503	54	24.7	3.8	92.6	4299	0.21	16.21	1652.90	17.85	0.175		0.092				
0.524	56	24.7	4.4	107.9	4454	0.23	17	1733.46	16.07	0.158		0.091				
0.545	58	24.6	5.0	121.8	4597	0.25	17.57	1791.58	14.71	0.144		0.089				
0.566	60	24.6	5.6	137.3	4749	0.28	18.55	1891.51	13.78	0.135		0.088				