

**Estudo do Confinamento da Hélice para o  
Sistema Propulsivo do Avião do Air Cargo  
Challenge 2021/2022**  
(Versão final após defesa)

**Edson Lopes Barbosa Leite**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Mestrado integrado)

Orientador: Prof. Doutor Miguel Ângelo Rodrigues Silvestre

**Covilhã, Abril de 2022**



# **Agradecimentos**

Gostaria de expressar a minha gratidão ao meu orientador, Professor Miguel Silvestre, por todo o apoio e supervisão ao longo da realização desta dissertação.

Gostaria de agradecer aos meus amigos e familiares por todos os grandes momentos e por estarem sempre presentes.

Gostaria também de agradecer a Pedro Alves e Viktor Zombori pela ajuda nos testes experimentais que foram cruciais para que o presente trabalho acontecesse.



# Resumo

No âmbito da participação da equipa AERO@UBI no Air Cargo Challenge (ACC) 2021/2022, foi realizado um estudo de viabilidade da utilização de uma hélice em ducto de forma a maximizar a tração da aeronave. Este ducto é projetado com base num estudo numérico realizado no *Ducted Fan Design Code* (DFDC). O estudo numérico serve de base para o desenho e fabrico, com tecnologias de impressão 3D por deposição de filamento fundido, de um protótipo utilizado em testes de validação da solução em ensaios no túnel de vento. Nestes ensaios, concluiu-se que os resultados numéricos obtidos eram otimistas e o desempenho do conjunto propulsivo em túnel de vento mostrou-se inferior ao da hélice não confinada para velocidades superiores a 10 m/s. Portanto a utilização de um ducto não seria viável para a aeronave ACC 2021/2022.

# Palavras-chave

Hélice em ducto, Hélice confinada, DFDC, Air Cargo Challenge.



# Índice

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
1.1	Motivação . . . . .	1
1.2	Objectivos . . . . .	3
1.3	Estrutura . . . . .	3
<b>2</b>	<b>Revisão Bibliográfica</b>	<b>5</b>
2.1	Fundamentos Teóricos . . . . .	5
2.1.1	A Configuração de Rotor com Ducto . . . . .	5
2.1.2	Teoria do Disco Atuador . . . . .	5
2.1.3	Operação Estática . . . . .	6
2.1.4	Operação Dinâmica . . . . .	10
2.2	Estado da Arte . . . . .	12
<b>3</b>	<b>Metodologia</b>	<b>15</b>
3.1	Ferramenta numérica <i>Ducted Fan Design Code</i> (DFDC) . . . . .	15
3.1.1	Ficheiro de Entrada . . . . .	15
3.1.1.1	Módulo <i>OPER</i> . . . . .	16
3.1.1.2	Módulo <i>AERO</i> . . . . .	16
3.1.1.3	Módulo <i>ROTOR</i> . . . . .	18
3.1.1.4	Módulo <i>GEOM</i> . . . . .	19
3.1.2	Utilização do DFDC . . . . .	20
3.2	Ferramenta numérica QPROP . . . . .	21
3.3	Modelo de um Motor Elétrico (MME) . . . . .	21

3.4	Medição das Características de um Motor Elétrico . . . . .	23
3.4.1	Constante do Motor . . . . .	23
3.4.2	Resistência aos terminais do motor . . . . .	23
3.4.3	Corrente em Vazio . . . . .	24
3.5	Modelação do Conjunto Propulsivo . . . . .	24
3.6	Projeto do Ducto . . . . .	26
3.6.1	Rotor . . . . .	26
3.6.2	Estatore . . . . .	27
3.6.2.1	Posição Relativa . . . . .	27
3.6.2.2	Perfil Alar . . . . .	28
3.6.2.3	Corda . . . . .	29
3.6.2.4	Incidência . . . . .	29
3.6.2.5	Número de Pás . . . . .	30
3.6.3	Corpo do Ducto . . . . .	31
3.6.3.1	Perfil Alar . . . . .	32
3.6.3.2	Corda do Perfil Alar . . . . .	32
3.6.3.3	Razão de expansão do difusor . . . . .	33
3.6.4	Corpo Central . . . . .	34
3.7	Fabrico do Protótipo com Manufatura Aditiva . . . . .	34
3.7.1	Interface com o Sistema de Recolha de Dados . . . . .	36
3.8	Análise Experimental do Protótipo . . . . .	37
3.8.1	Calibração do Sistema de Medição . . . . .	37
3.8.2	Operação do Sistema de Medição . . . . .	38

**4 Resultados**

4.1	Resultados teóricos para operação dinâmica . . . . .	41
4.2	Validação das Especificações do Motor . . . . .	42
4.3	DFDC . . . . .	43
4.4	Resultados Experimentais . . . . .	44
<b>5</b>	<b>Conclusão</b>	<b>47</b>
5.1	Conclusões . . . . .	47
5.2	Trabalhos Futuros . . . . .	48
	<b>Bibliografia</b>	<b>49</b>



# Lista de Figuras

1.1	Geometria e dimensões da caixa de transporte. Adaptado do regulamento.	2
1.2	Geometria e dimensões da caixa para o avião montado. Adaptado do regulamento. . . . .	2
2.1	Representação esquemática do escoamento através de um rotor aberto (RA).	6
2.2	Representação esquemática do escoamento através de um rotor com ducto (RD). . . . .	6
2.3	Influência da razão de expansão do difusor do ducto, $\sigma_d$ , na fração de tração total produzida pelo rotor. . . . .	9
2.4	Comparação da influência da razão de expansão do difusor do ducto, $\sigma_d$ , na tração produzida pelo rotor com ducto relativamente ao rotor aberto. . . .	10
2.5	Ilustração da configuração apresentada por Hamel. . . . .	13
2.6	Registos fotográficos do <i>Stipa-Caproni</i> durante os ensaios de voo. . . . .	13
2.7	Registo fotográfico do XAZ-1 Marvelette. . . . .	14
2.8	Registo fotográfico do Airbus E-Fan. . . . .	14
3.1	Interface do comando <i>GDES</i> do DFDC. . . . .	21
3.2	Representação gráfica dos resultados no DFDC. . . . .	22
3.3	Resultados da análise para o conjunto propulsivo no DFDC. . . . .	22
3.4	Fluxograma do processo iterativo. . . . .	25
3.5	Vista em secção do conjunto propulsivo. . . . .	26
3.6	Comparação entre os resultados numéricos obtidos com a hélice interpolada e os resultados experimentais obtidos com a hélice real. . . . .	27
3.7	Tração produzida para diferentes posições do estator. . . . .	28
3.8	Perfil alar utilizado no estator - Selig S9000. . . . .	28

3.9	Polares de sustentação do perfil Selig S9000. . . . .	29
3.10	Distribuição de ângulo de ataque ao longo da posição radial adimensional. . . . .	30
3.11	Tração produzida pelas duas filosofias em função da velocidade. . . . .	31
3.12	Tração produzida a diferentes velocidades para diferentes números de pás. . . . .	31
3.13	Perfil alar utilizado no ducto. . . . .	32
3.14	Desempenho dos ductos com os perfis a 2/3 e 1/2 de espessura relativamente ao perfil original. . . . .	33
3.15	Tração produzida a diferentes velocidades para diferentes ângulos de estreitamento. . . . .	34
3.16	Geometria do corpo central. . . . .	34
3.17	Desenho do Protótipo em CATIA V5. . . . .	35
3.18	Peça a ser fabricada com manufatura aditiva. . . . .	36
3.19	Pormenor da fixação do protótipo ao sistema de recolha de dados. . . . .	36
3.20	Representação esquemática do sistema de medição. . . . .	37
3.21	Representação esquemática do sistema de calibração. . . . .	39
4.1	Comparação da influência da razão de expansão do difusor do ducto, $\sigma_d$ , na tração produzida pelo rotor com ducto relativamente ao rotor aberto. . . . .	41
4.2	Tração produzida estimada a diferentes velocidades. . . . .	43
4.3	Montagem experimental no túnel de vento do laboratório do DCA. . . . .	44
4.4	Comparação entre os resultados numéricos e experimentais do Ducto. . . . .	45
4.5	Tração medida a diferentes velocidades. . . . .	46

# Lista de Tabelas

3.1	Palavras chave delimitadoras dos módulos relevantes a este trabalho. . . . .	15
3.2	Definição dos parâmetros do módulo <i>OPER</i> . . . . .	16
3.3	Definição dos parâmetros do módulo <i>AERO</i> . . . . .	17
3.4	Definição dos parâmetros do módulo <i>ROTOR</i> . . . . .	18
3.5	Sensores utilizados e incerteza das medições. . . . .	38
4.1	Validação das especificações do motor. . . . .	42
4.2	Dados atmosféricos medidos aquando da realização dos testes experimentais.	44



# Nomenclatura

$\alpha$	Ângulo de ataque	<i>graus</i>
$\alpha_d$	Ângulo de estreitamento do ducto	<i>graus</i>
$\lambda_i$	Razão do escoamento induzido	–
$\rho$	Densidade do ar	<i>kg/m<sup>3</sup></i>
$\sigma_d$	Razão de expansão do difusor	–
$\omega$	Velocidade angular	<i>rad/s ou rpm</i>
$A$	Área do disco atuador	<i>m<sup>2</sup></i>
$b$	declive da polar $C_{dx}C_l^2$	–
$C_D$	Coefficiente de arrasto	–
$C_L$	Coefficiente de sustentação	–
$C_P$	Coefficiente de portência	–
$C_T$	Coefficiente de tração	–
$F$	Força	<i>N</i>
$g$	Aceleração gravítica	<i>m/s<sup>2</sup></i>
$I$	Corrente elétrica	<i>A</i>
$I_0$	Corrente em vazio do motor elétrico	<i>A</i>
$K_V$	Constante de velocidade do motor elétrico	<i>Vs/rad</i>
$L$	Comprimento	<i>m</i>
$\dot{m}$	Caudal mássico	<i>kg/s</i>
$m$	Massa	<i>kg</i>
$p_{atm}$	Pressão atmosférica	<i>Pa</i>
$P_i$	Potência induzida	<i>W</i>
$P_e$	Potência no eixo do motor	<i>W</i>
$Q$	Torque produzido pelo motor	<i>Nm</i>
$Re$	Número de Reynolds	–
$R_m$	Resistência entre fases do motor elétrico	$\Omega$
$T$	Tração produzida	<i>N</i>
$U_{bat}$	Tensão da bateria	<i>V</i>
$U_{bemf}$	Tensão da força eletromotriz inversa	<i>V</i>
$v_0$	Velocidade do escoamento livre	<i>m/s</i>
$v_i$	Velocidade induzida pelo rotor	<i>m/s</i>



# Lista de Acrónimos

ACC	<i>Air Cargo Challenge</i>
APAE	Associação Portuguesa da Aeronáutica e Espaço
DCA	Departamento de Ciências Aeroespaciais
DFDC	<i>Ducted Fan Design Code</i>
ESC	<i>Electronic Speed Control</i>
MME	Modelo de um Motor Elétrico
RA	Rotor Aberto
RD	Rotor com Ducto
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado



# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 Motivação

O *Air Cargo Challenge* (ACC) é uma competição bienal para estudantes de engenharia onde uma aeronave não tripulada é projetada e construída para competir contra outras equipas de todo o mundo numa missão definida pelo regulamento de cada edição que consiste, essencialmente, em transportar uma carga.

A primeira edição do ACC teve lugar em Lisboa em 2003, organizada pela Associação da Aeronáutica e Espaço (APAE), e contou com a participação exclusiva de universidades portuguesas. Mais tarde, em 2007, o evento foi internacionalizado despertando o interesse de várias equipas europeias e posteriormente internacionais.

A competição consiste em construir um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) controlado remotamente por rádio de acordo com um conjunto de regras e missão definidos pela equipa organizadora, sendo que o evento é organizado pela equipa vencedora da edição anterior. O regulamento da próxima edição da competição [1], ACC 2021/2022, define que a aeronave deve:

1. Ser capaz de descolar numa distância igual ou inferior a 60 metros, havendo uma bonificação de pontos se for realizada em menos de 40 metros;
2. Subir por 60 segundos e é pontuado pela altura máxima alcançada, até um máximo de 120 metros;
3. Efetuar um voo livre durante 120 segundos com o objetivo de percorrer a maior distância possível;
4. Aterrar em segurança.

Além de capaz de realizar a missão, a aeronave de ser desmontável, e possibilitar a carga e descarga da carga útil de forma rápida e prática, uma vez que esta operação é pontuada.

Quando desmontada, a aeronave deve caber numa caixa de transporte paralelepípedica com  $250 \times 400 \times 1100 \text{ mm}^3$  como representado na Figura 1.1. Quando montada, a aeronave

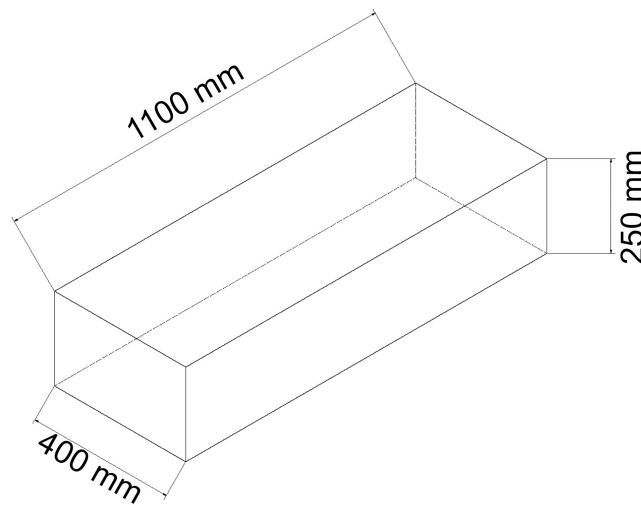
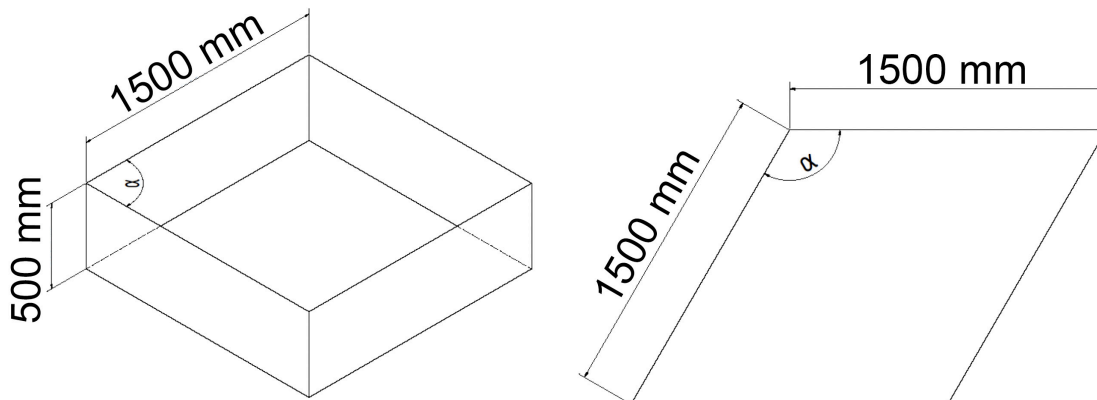


Figura 1.1: Geometria e dimensões da caixa de transporte. Adaptado do regulamento [1].

não deve exceder as dimensões da caixa representada na Figura 1.2 onde  $\alpha$  é um ângulo arbitrário definido pela equipa.



(a) Vista isométrica.

(b) Vista de topo.

Figura 1.2: Geometria e dimensões da caixa para o avião montado. Adaptado do regulamento [1].

O sistema propulsivo da aeronave também é restringido pelo regulamento que indica a utilização de um motor AXI 2826/10 GOLD LINE V2 com uma hélice APC-E 10x6E ou Aeronaut CAMcarbon Light 10x6.

O presente tema de trabalho é motivado pela perspectiva de melhorar o desempenho da aeronave na missão desta competição - descolagem curta, subida rápida de 100 m com máximo peso e velocidade máxima de voo de cruzeiro - através da maximização da tração

fornecida pelo sistema propulsivo do regulamento no intervalo de velocidades do VANT.

## **1.2 Objectivos**

O principal objetivo deste trabalho é estudar a viabilidade de confinar a hélice regulamentada num ducto de forma a maximizar a tração da aeronave nas velocidades de voo relevantes.

Este ducto é projetado com base num estudo numérico realizado no *Ducted Fan Design Code* (DFDC) [2] onde diferentes configurações de perfil alar e razão de convergência do ducto são testadas, além de uma série de configurações para as pás do estator onde o perfil alar, a incidência, a corda e o afilamento têm que ser dimensionados.

O estudo numérico serve de base para o desenho e fabrico de um protótipo utilizado em testes de validação da solução em ensaios no túnel de vento.

## **1.3 Estrutura**

Esta dissertação está organizada em seis capítulos: Introdução; Revisão Bibliográfica; Metodologia; Resultados; e Conclusão.

O primeiro capítulo descreve maioritariamente o trabalho, a sua motivação, objetivos e importância. A Revisão Bibliográfica foca-se em trabalhos anteriores que servirão de base para o desenvolvimento desta dissertação. A Metodologia descreve as equações, modelos e ideias que formam a abordagem ao problema, bem como o desenvolvimento do protótipo a ensaiar em túnel de vento, o processo de projeto e análise do estator é descrito bem como os resultados numéricos obtidos. No capítulo dos Resultados, as medições efetuadas com o protótipo em túnel de vento são comparadas aos resultados numéricos e a medições realizadas com a hélice previsivelmente mais adequada à utilização no VANT sem ducto. Na Conclusão, as conclusões principais e comentários deste trabalho são apresentados. Aqui, as sugestões para trabalhos futuros também são sugeridos com o objetivo de incentivar mais investigação neste tópico.



# Capítulo 2

## Revisão Bibliográfica

### 2.1 Fundamentos Teóricos

#### 2.1.1 A Configuração de Rotor com Ducto

Os ventiladores em ductos são uma configuração alternativa para a integração de hélices em aeronaves. Este tipo de configuração consiste na utilização de um anel em torno da hélice que geralmente apresenta uma secção de perfil alar. Este tipo de configuração tem vindo a ser estudado em detalhe por resultar em ganhos de desempenho (aumento de tração produzida e diminuição de potência requerida) significativos quando comparado a rotores abertos em determinados pontos de operação das aeronaves.

#### 2.1.2 Teoria do Disco Atuador

Uma das formas mais simples de modelar o comportamento de um rotor é através da Teoria do Disco Atuador que utiliza a lei de conservação de massa e momento e simplificações como escoamento invíscido, incompressível, permanente e axial. Nesta abordagem, assume-se que o rotor apenas incrementa o momento axial do escoamento, sendo outros efeitos aerodinâmicos como a componente tangencial do escoamento (*swirl*) desprezados. Quando aplicada a rotores com ducto, esta teoria assume que a pressão de saída no plano de saída do ducto é igual à pressão atmosférica.

As Figuras 2.1 e 2.2 representam o escoamento a atravessar um rotor simples e com ducto, respetivamente. Em cada figura, o estágio 0 representa o escoamento livre antes do rotor, os 1 e 2 representam o escoamento imediatamente antes e após o rotor, e o estágio 3 representa o escoamento infinitamente após o rotor ou no plano de saída do ducto, respetivamente para o rotor aberto e para o rotor com ducto.

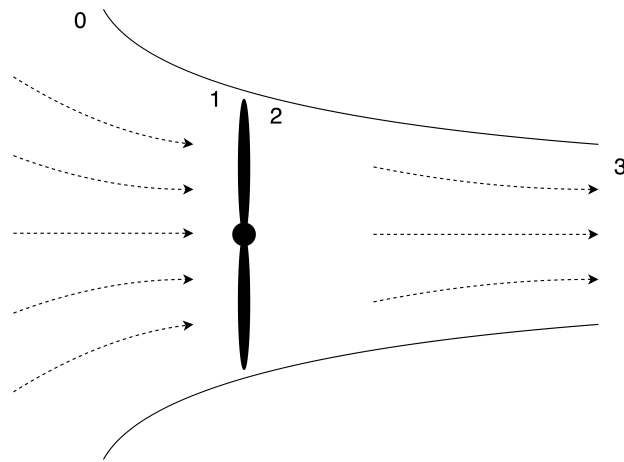


Figura 2.1: Representação esquemática do escoamento através de um rotor aberto (RA).

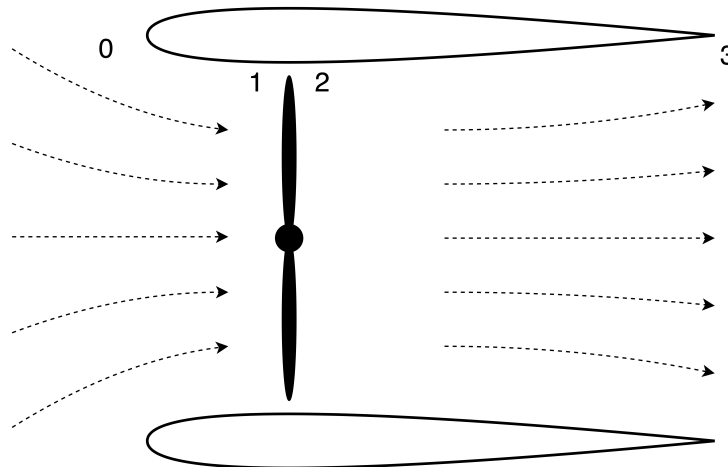


Figura 2.2: Representação esquemática do escoamento através de um rotor com ducto (RD).

### 2.1.3 Operação Estática

Antes de iniciar o desenvolvimento do modelo do disco atuador para operação estática seguindo o trabalho de Pereira [3], é necessário definir algumas das variáveis de interesse. A velocidade do escoamento livre,  $v_0$ , é nula,  $v_0 = 0$ ; a velocidade induzida pelo rotor,  $v_i$ , é igual à velocidade do escoamento nos estágios 1 e 2,  $v_i = v_1 = v_2$ ; a área do disco,  $A$ , é igual à área nos estágios 1 e 2,  $A = A_1 = A_2$ ; a pressão nos estágios 0 e 3 é a pressão atmosférica,  $p_0 = p_3 = p_{atm}$ .

No caso de operação de um rotor aberto (Figura 2.1), utilizam-se as equações 2.1 a 2.4 para definir o problema, sendo estas respetivamente, a conservação da massa, conservação do

momento, conservação da energia e o modelo do disco atuador.

$$\dot{m} = \rho A v_i \quad (2.1)$$

$$T_{RA} = \dot{m}(v_3 - v_0) = \dot{m}v_3 \quad (2.2)$$

$$P_{i_{RA}} = \frac{1}{2}\dot{m}v_3^2 \quad (2.3)$$

$$T_{RA} = (p_2 - p_1)A = \Delta p A \quad (2.4)$$

A potência induzida pelo rotor é dada pela equação 2.5:

$$P_{i_{RA}} = T_{RA}v_i \quad (2.5)$$

Ao aplicar a equação de Bernoulli entre os estágios 0 e 1 e os estágios 2 e 3, tem-se:

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho v_0^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 \quad (2.6)$$

$$p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 = p_3 + \frac{1}{2}\rho v_3^2 \quad (2.7)$$

Daqui conclui-se que:

$$\Delta p = (p_2 - p_1) = \frac{1}{2}\rho v_3^2 \quad (2.8)$$

Substituindo as equações 2.2 e 2.3 na equação 2.5, temos:

$$\frac{1}{2}\dot{m}v_3^2 = \dot{m}v_3v_i \Leftrightarrow v_3 = 2v_i \quad (2.9)$$

Substituindo as equações 2.1 e 2.9 na equação 2.2, obtém-se:

$$v_i = \sqrt{\frac{T_{RA}}{2\rho A}} \quad (2.10)$$

Substituindo a equação 2.10 na equação 2.5, obtém-se:

$$P_{i_{RA}} = \frac{T_{RA}^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.11)$$

No caso de operação de um rotor com ducto (Figura 2.2), utilizam-se as equações 2.12, 2.14 e 2.16 para definir o problema, sendo estas respetivamente, a conservação da massa, conservação do momento e conservação da energia.

$$\dot{m} = \rho A v_i = \rho A_3 v_3 \quad (2.12)$$

A partir da equação 2.12, deduz-se que:

$$v_3 = v_i \frac{A}{A_3} = \frac{v_i}{\sigma_d}, \quad \sigma_d = \frac{A_3}{A} \quad (2.13)$$

$$T_{\text{total}} = \dot{m} v_3 = \rho A \frac{v_i^2}{\sigma_d} \quad (2.14)$$

A partir da equação 2.14, conclui-se que:

$$v_i = \sqrt{\frac{\sigma_d T_{\text{total}}}{\rho A}} \quad (2.15)$$

$$P_{iRD} = \frac{1}{2} \dot{m} v_3^2 = \frac{1}{2} \rho A \frac{v_i^3}{\sigma_d^2} \quad (2.16)$$

Substituindo a equação 2.15 na equação 2.16, obtém-se a seguinte expressão para a potência induzida:

$$P_{iRD} = \frac{T_{\text{total}}^{3/2}}{\sqrt{4\sigma_d \rho A}} \quad (2.17)$$

A partir da equação 2.16 calcula-se a tração produzida pelo rotor:

$$T_{\text{rotor}} = \frac{P_{iRD}}{v_i} = \frac{1}{2} \rho A v_3^2 \quad (2.18)$$

E consegue-se determinar a fração da tração total produzida pelo rotor através das equações 2.14 e 2.18:

$$\frac{T_{\text{rotor}}}{T_{\text{total}}} = \frac{1/2 \rho A v_3^2}{(\rho A v_i) v_3} = \frac{1}{2\sigma_d} \quad (2.19)$$

Na Figura 2.3 representa-se a equação 2.19 para um intervalo de razões de expansão do difusor do ducto,  $\sigma_d$ , típico.

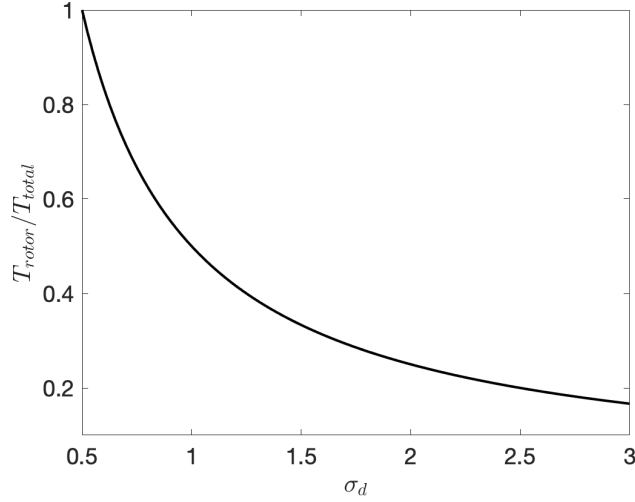


Figura 2.3: Influência da razão de expansão do difusor do ducto,  $\sigma_d$ , na fração de tração total produzida pelo rotor.

De modo a adimensionalizar o problema, utilizam-se as grandezas seguintes:

$$C_{T_{total}} = \frac{T_{total}}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (2.20)$$

$$C_{T_{rotor}} = \frac{T_{rotor}}{\rho A (\Omega R)^2} = \frac{1}{2\sigma_d} C_{T_{total}} \quad (2.21)$$

$$\lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R} = \sqrt{\sigma_d C_{T_{total}}} = \sigma_d \sqrt{2 C_{T_{rotor}}} \quad (2.22)$$

$$C_{P_{i_{RD}}} = \frac{P_i}{\rho A (\Omega R)^3} = \frac{C_{T_{total}}^{3/2}}{2\sqrt{\sigma_d}} = \sqrt{2}\sigma_d C_{T_{rotor}}^{3/2} = \lambda_i C_{T_{rotor}} \quad (2.23)$$

Com o objetivo de comparar um rotor aberto a um rotor com ducto, pode-se fazer o quociente das potências induzidas por cada uma das soluções:

$$\frac{P_{i_{RD}}}{P_{i_{RA}}} = \left( \frac{T_{total}^{3/2}}{\sqrt{4\sigma_d \rho A_{RD}}} \right) / \left( \frac{T_{RA}^{3/2}}{\sqrt{2\rho A_{RA}}} \right) = \frac{1}{\sqrt{2\sigma_d}} \left( \frac{T_{RD}}{T_{RA}} \right)^{3/2} \left( \frac{A_{RA}}{A_{RD}} \right)^{1/2} \quad (2.24)$$

Esta razão depende apenas da tração e área do disco de cada solução, e da razão de expansão do difusor do ducto. Para um par de sistemas com área do disco e potência induzida iguais, temos:

$$\frac{T_{RD}}{T_{RA}} = (2\sigma_d)^{1/3} \quad (2.25)$$

Na Figura 2.4 está representada a tração produzida por um sistema de rotor aberto e outro

sistema de rotor fechado com área do disco e potência induzida iguais. Conclui-se que nestas situações, o aumento da razão de expansão do difusor do ducto,  $\sigma_d$ , causará um aumento na tração produzida pelo conjunto.

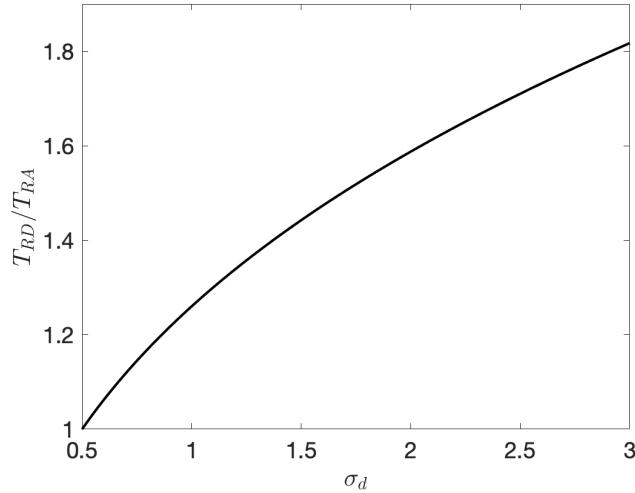


Figura 2.4: Comparação da influência da razão de expansão do difusor do ducto,  $\sigma_d$ , na tração produzida pelo rotor com ducto relativamente ao rotor aberto.

#### 2.1.4 Operação Dinâmica

O desenvolvimento do modelo do disco atuador para operação dinâmica é semelhante ao caso estático. Neste caso, a velocidade do escoamento livre,  $v_0$ , é não nula; a velocidade induzida pelo rotor,  $v_i$ , é igual à velocidade do escoamento nos estágios 1 e 2,  $v_i = v_1 = v_2$ ; a área do disco,  $A$ , é igual à área nos estágios 1 e 2,  $A = A_1 = A_2$ ; a pressão nos estágios 0 e 3 é a pressão atmosférica,  $p_0 = p_3 = p_{atm}$ .

No caso de operação de um rotor aberto (Figura 2.1), utilizam-se as equações 2.1, 2.4, 2.26 e 2.27 para definir o problema, sendo estas respetivamente, a conservação da massa, conservação do momento, conservação da energia e o modelo do disco atuador.

$$T_{RA} = \dot{m}(v_3 - v_0) \quad (2.26)$$

$$P_{i_{RA}} = \frac{1}{2} \dot{m}(v_3^2 - v_0^2) \quad (2.27)$$

A potência induzida pelo rotor continua a ser dada pela equação 2.5.

Ao aplicar a equação de Bernoulli entre os estágios 0 e 1 e os estágios 2 e 3, dados pelas equações 2.6 e 2.7, respetivamente, conclui-se que:

$$\Delta p = \frac{1}{2}\rho v_3^2 - \frac{1}{2}\rho v_0^2 \quad (2.28)$$

Substituindo as equações 2.26 e 2.27 na equação 2.5, aplicando a Formula resolvente e um caso notável da multiplicação, temos:

$$\frac{1}{2}\dot{m}(v_3^2 - v_0^2) = \dot{m}(v_3 - v_0)v_i \Leftrightarrow v_3 = v_i \pm (v_i - v_0) \Leftrightarrow v_3 = 2v_i - v_0 \quad (2.29)$$

A solução positiva foi escolhida por representar a situação em que o rotor está a produzir tração.

Substituindo as equações 2.1 e 2.29 na equação 2.26 e aplicando a fórmula resolvente, obtém-se:

$$\begin{aligned} T_{RA} = \dot{m}(v_3 - v_0) &= \rho A v_i (2v_i - 2v_0) \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow v_i^2 - v_i v_0 - \frac{T_{RA}}{2\rho A} &= 0 \Leftrightarrow v_i = \frac{v_0 + \sqrt{v_0^2 + \frac{2T_{RA}}{\rho A}}}{2} \quad (2.30) \end{aligned}$$

A solução positiva foi escolhida por garantir que  $v_i > 0$  sempre que  $T_{RA} > 0$ .

$$P_{iRA} = T_{RA} v_i = T_{RA} \frac{v_0 + \sqrt{v_0^2 + \frac{2T_{RA}}{\rho A}}}{2} \quad (2.31)$$

No caso de operação de um rotor com ducto (Figura 2.2), utilizam-se as equações 2.12, 2.32, e 2.34 para definir o problema, sendo estas, respetivamente, a conservação da massa, conservação do momento e conservação da energia.

$$T_{RD} = \dot{m}v_3 - \dot{m}v_0 = \rho A_3 v_3^2 - \rho A_3 v_3 v_0 = \rho A_3 v_3 (v_3 - v_0) \Leftrightarrow$$

$$T_{RD} = \rho A v_i \left( \frac{v_i}{\sigma_d} - v_0 \right) \quad (2.32)$$

A partir da equação 2.32, conclui-se que:

$$T_{RD} = \rho A \frac{v_i^2}{\sigma_d} - \rho A v_i v_0 \Leftrightarrow \rho A \frac{v_i^2}{\sigma_d} - \rho A v_i v_0 - T_{RD} = 0 \Leftrightarrow$$

$$v_i = \frac{\rho A v_0 + \sqrt{\rho^2 A^2 v_0^2 + 4 \left( \frac{\rho A}{\sigma_d} T_{RD} \right)}}{\frac{2\rho A}{\sigma_d}} \quad (2.33)$$

A potência induzida pelo rotor,  $P_{i_{RD}}$ , pode ser calculada através de:

$$P_{i_{RD}} = \frac{1}{2} \dot{m} (v_3^2 - v_0^2) = \frac{1}{2} \rho A v_i \left( \frac{v_i^2}{\sigma_d^2} - v_0^2 \right) \quad (2.34)$$

onde  $v_i$  é dado pela equação 2.33.

Com o objetivo de comparar um rotor aberto a um rotor com ducto, pode-se calcular o quociente das potências induzidas por cada uma das soluções,  $P_{i_{RD}}/P_{i_{RA}}$ . A partir desta razão, pode-se obter a razão de trações,  $T_{RD}/T_{RA}$ , entre um par de rotores (um aberto e outro com ducto) a operar com a mesma potência induzida,  $P_i$ , velocidade do escoamento livre,  $v_0$ , e área do disco da hélice,  $A$ .

## 2.2 Estado da Arte

O primeiro registro oficial do conceito de rodear um rotor com uma estrutura é uma patente atribuída a Georges Hamel em 1923 [4] onde uma aeronave de asa fixa com hélices embutidas nas asas foi apresentada. Estas hélices embutidas nas asas e orientadas com o eixo vertical, ilustrado na Figura 2.5, tinham o objetivo de combinar as vantagens do avião com aquelas do helicóptero de modo a obter bom desempenho em voo de cruzeiro (como um avião) mas permitir voo muito lento e descolagens e aterragens verticais ou quase verticais (como um helicóptero). A influência dos ductos no desempenho da hélice

não foi abordada neste trabalho inicial.

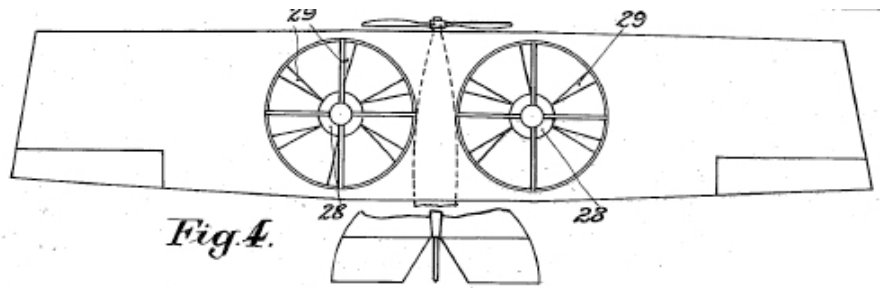


Figura 2.5: Ilustração da configuração apresentada por Hamel [4].

A primeira aeronave construída a utilizar o conceito de rotor em ducto foi o *Stipa-Caproni*, construído em 1932 por Luigi Stipa. Nesta aeronave, todo o conjunto propulsivo (motor e hélice) foi colocado dentro de uma fugelagem em tubo com geometria convergente-divergente como representado na Figura 2.6. Esta geometria permite que o escoamento acelere por efeito Venturi aumentando a tração do conjunto propulsivo. Quando testado em voo, observou-se que a aeronave descolava mais rapidamente do que o esperado [5]. No entanto, o incremento de área molhada aumentava drasticamente o arrasto da aeronave que não era capaz de ultrapassar 130 km/h [5].

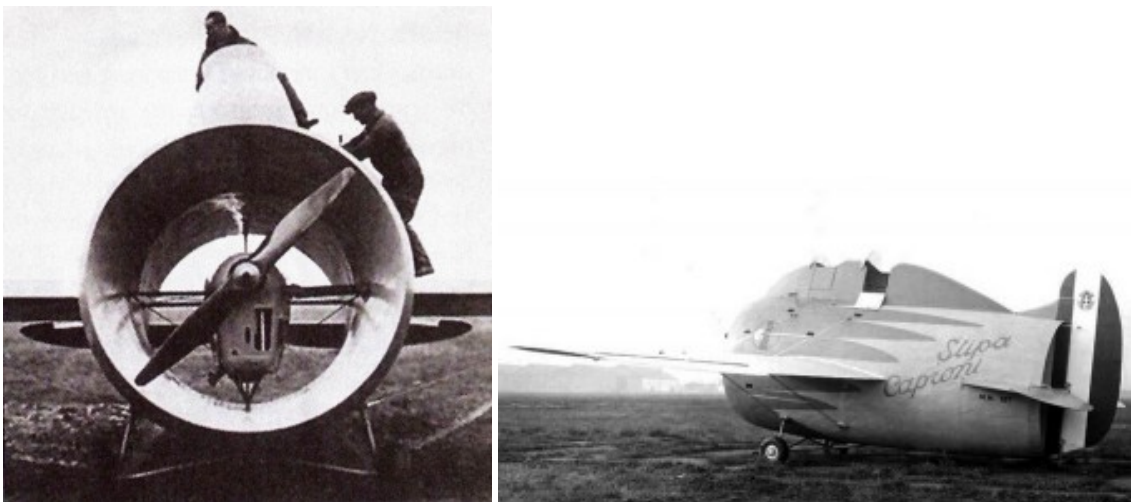


Figura 2.6: Registos fotográficos do *Stipa-Caproni* durante os ensaios de voo [5].

Mais tarde, em 1963, o XAZ-1 Marvelette, ilustrado na Figura 2.7, foi construído com o objetivo de continuar a investigar rotores com ducto montados à fuselagem. Tal como o *Stipa-Caproni*, esta aeronave apresenta uma excelente capacidade de aceleração durante a descolagem, sendo capaz de acelerar de 0 a 112 km/h em 17 segundos apesar da incidência das pás não estar otimizada para tração máxima a baixas velocidades de vento relativo [6].



Figura 2.7: Registo fotográfico do XAZ-1 Marvelette [6].

Nesta época, também se explorou a utilização de rotores de eixo vertical com ducto, à semelhança da patente de Hamel [4], ou rotores inclináveis para reduzir a distância de decolagem e aterragem. Algumas das aeronaves com estas configurações foram os Ryan XV-5A e XV-5B "Vertifan" [7], o Doak VZ-4 [8], e o Bell Aerosystems X-22A [9].

Mais recentemente, em 2014, o Airbus E-Fan voou pela primeira vez. Esta aeronave, representada na Figura 2.8, é um bimotor elétrico que utiliza hélices com ducto para gerar tração [10].



Figura 2.8: Registo fotográfico do Airbus E-Fan [11].

# Capítulo 3

## Metodologia

### 3.1 Ferramenta numérica *Ducted Fan Design Code* (DFDC)

O *Ducted Fan Design Code* (DFDC) é uma ferramenta desenvolvida pelo MIT para o projeto e análise de um rotor em ducto. Esta ferramenta é baseada na representação das linhas de sustentação (*Lifting Line Theory*) das pás do rotor juntamente com uma representação de painel axissimétrico (*Vortex Panel Method*) do ducto e do corpo central [12]. Para as pás do rotor, o modelo utiliza a teoria do elemento de pá onde as características de sustentação, momento e arrasto do perfil alar são utilizadas para determinar o carregamento e as perdas viscosas no rotor [12].

A fidelidade desta abordagem, é superior às abordagens de Betz [13] e Glauert [14], mas inferior a um método baseado em *3-D vortex-lattice*. A maior vantagem da modelação implementado nesta ferramenta é a sua rapidez e simplicidade dos dados de entrada, facilitando o design iterativo [12].

#### 3.1.1 Ficheiro de Entrada

A introdução dos dados da geometria da hélice, ducto ou outros elementos aerodinâmicos é feita através de um ficheiro de entrada. Neste ficheiro utilizam-se as palavras chave indicadas na Tabela 3.1 para delimitar as diferentes secções que definem as condições de operação e geometria do conjunto propulsivo.

Tabela 3.1: Palavras chave delimitadoras dos módulos relevantes a este trabalho.

Palavra Chave	Descrição
OPER	Condições de operação do rotor com ducto.
AERO	Características aerodinâmicas do perfil alar.
ROTOR	Descrição da geometria e posição do rotor.
GEOM	Geometria do ducto e corpo central.

### 3.1.1.1 Módulo *OPER*

Este módulo contém informação sobre as condições de operação e é colocado no início do ficheiro de entrada. A estrutura do módulo é a seguinte:

OPER

```
!   Vinf           Vref           RPM1           RPM2
    0.000          30.000         0.0000         9440.
!   Rho            Vso            Rmu
    1.109          340.00         0.18750E-04    0.0000
!   XDwake         Nwake
    0.80000        20
!   wrlx
    F
```

ENDOPER

A definição de cada parâmetro é dada pela Tabela 3.2.

Tabela 3.2: Definição dos parâmetros do módulo *OPER*.

Parâmetro	Descrição	Unidades
Vinf	Velocidade do vento relativo.	<i>m/s</i>
Vref	Velocidade de referência .	<i>m/s</i>
RPM1	Velocidade angular do primeiro rotor.	<i>rpm</i>
RPM2	Velocidade angular do segundo rotor.	<i>rpm</i>
Rho	Massa volúmica do fluido.	<i>kg/m<sup>3</sup></i>
Vso	Velocidade do som.	<i>m/s</i>
Rmu	Viscosidade dinâmica do fluido.	<i>Pa s</i>
XDwake	Comprimento do vórtice da esteira adimensionalizado pelo diâmetro do ducto (deve-se utilizar um valor entre 0.75 e 2).	–
Nwake	Número de pontos utilizados para representar a esteira.	–
wrlx	Realinhamento automático da esteira. Este parâmetro não é utilizado.	–

### 3.1.1.2 Módulo *AERO*

Este módulo contém informação sobre as características aerodinâmicas do perfil alar do rotor e é colocado antes de um módulo *ROTOR*.

A estrutura deste módulo é a seguinte:

```

AERO
! #sections
  1
! Xisection
  0.0000
! Aodeg      dCLdA      CLmax      CLmin
  0.0000     6.2800     1.5000     -1.0000
! dCLdAstall dCLstall    Cmconst    Merit
  0.50000    0.20000    0.0000     0.70000
! CDmin      CLCDmin     dCDdCL^2
  0.12000E-01 0.10000    0.50000E-02
! Reref      REexp
  0.20000E+06 0.35000
ENDAERO

```

A definição de cada parâmetro é dada pela Tabela 3.3. O coeficiente de arrasto é calculado

Tabela 3.3: Definição dos parâmetros do módulo *AERO*.

Parâmetro	Descrição	Unidades
#sections	Indicação da secção.	—
Xisection	Indicação da posição da secção mais próxima do eixo do rotor.	—
Aodeg	Ângulo de sustentação nula .	<i>graus</i>
dCLdA	Declive da curva de sustentação.	—
CLmax	Coeficiente de sustentação máximo.	—
CLmin	Coeficiente de sustentação mínimo.	—
dCLdAstall	Declive da curva de sustentação antes da perda.	—
dCLstall	Incremento do $C_l$ para a perda.	—
Cmconst	Coeficiente de momento de arfagem.	—
Merit	Número de Mach crítico.	—
CDmin	Coeficiente de arrasto mínimo.	—
CLCDmin	$C_l$ no ponto de $C_d$ mínimo.	—
dCDdCL^2	Declive da polar $C_d x C_l^2$ .	—
Reref	Número de Reynolds utilizado na determinação dos parâmetros anteriores.	—
REexp	Expoente de escala do número de Reynolds.	—

pelo DFDC com estes parâmetros através da Equação 3.1:

$$C_D = \left( C_{D0} + b(C_{L0} - C_L)^2 \right) \left( \frac{Re}{Re_{ref}} \right)^f \quad (3.1)$$

onde  $C_D$  é o coeficiente de arrasto,  $C_{D_0}$  é o coeficiente de arrasto mínimo (CDmin),  $b$  é o declive da polar  $C_{dx}C_l^2$  ( $dCDdCL^2$ ),  $C_{L_0}$  é o coeficiente de sustentação mínimo (CLmin),  $C_L$  é o coeficiente de sustentação,  $Re$  é o número de Reynolds,  $Re_{ref}$  é o número de Reynolds de referência (REref), e  $f$  é o expoente de escala do número de Reynolds (REexp). Caso se pretenda definir as características aerodinâmicas de um estator, as características aerodinâmicas do perfil alar devem ser adaptadas da seguinte forma para garantir a correta representação do perfil alar invertido:  $-CL_{max}$  é inserido como  $CL_{min}$ ;  $-CL_{min}$  é inserido como  $CL_{max}$ ;  $CLCD_{min}$  é modificado para  $-CLCD_{min}$ ; e  $A_0$  é dado por  $-A_0$ .

### 3.1.1.3 Módulo ROTOR

Este módulo contém informação sobre a geometria da hélice. De acordo com as necessidades do problema, podem ser utilizados vários rotores consecutivos. No caso de se pretender utilizar um estator, este pode ser definido como um rotor com velocidade angular nula.

ROTOR

```
! Xdisk          Nblds          NRsta
    0.70000E-01      3              25
! #stations
    2
! r              Chord          Beta
    0.000           4.5E-02        75
    0.130           4.5E-02        84
```

ENDROTOR

A definição de cada parâmetro é dada pela tabela 3.4.

Tabela 3.4: Definição dos parâmetros do módulo ROTOR.

Parâmetro	Descrição	Unidades
Xdisk	Posição em X do plano do rotor.	<i>m</i>
Nblds	Número de pás.	—
NRsta	Número de elementos de pá utilizado para representar a pá do rotor.	<i>graus</i>
#stations	Número de secções.	—
r	Posição radial da secção.	<i>m</i>
Chord	Corda da secção.	<i>m</i>
Beta	Ângulo de incidência da secção.	<i>graus</i>

### 3.1.1.4 Módulo *GEOM*

Neste módulo, a geometria da secção do estator e do corpo central são definidas a partir de duas nuvens de pontos bidimensionais que caracterizam, respetivamente, cada um destes corpos. Este módulo segue a estrutura abaixo:

```
GEOM
FatDuct + CB test case
    0.252647    0.0148135
    0.251084    0.015105
    0.247525    0.015714
    (...)
    0.000645    0.0025135
    0.000173    0.001317
    0.000000    0.000000
999.0 999.0
    0.251095    0.124133
    0.247509    0.125835
    0.242671    0.128092
    (...)
    0.244477    0.123584
    0.248160    0.123391
    0.250985    0.123241
ENDGEOM
```

Nesta descrição, utilizou-se (...) para indicar que existem outros pontos naquele intervalo. Para definir a geometria corretamente deve-se utilizar tantos pontos quanto necessário de modo a garantir coerência nas regiões de maior curvatura. A definição destes pontos é feita de acordo com um sistema de coordenadas onde o eixo x, cujos valores da coordenada são indicados na primeira coluna, é coincidente com o eixo de rotação do rotor e o eixo y, cujos valores da coordenada são indicados na segunda coluna, é perpendicular ao eixo x.

Diferentes nuvens de pontos são separadas pela linha *999.0 999.0*. Neste exemplo, definiu-se primeiramente a geometria do corpo central e, após a linha de separação, a geometria da secção do ducto. Em problemas mais complexos, podem-se definir outros corpos axis-simétricos.

### 3.1.2 Utilização do DFDC

Tendo preparado o ficheiro de entrada, pode-se iniciar a análise abrindo o DFDC num *Command Prompt* (CMD). Nesta interface, pode-se criar ou editar o ficheiro de entrada. No entanto, por simplicidade, optou-se por não utilizar esta funcionalidade.

Em primeiro lugar, utiliza-se o comando *LOAD* para carregar os dados do ficheiro de entrada. Após esta operação, os dados são exibidos no CMD para permitir a confirmação dos dados de entrada.

A configuração do ângulo de estreitamento do ducto é feita através do comando *GDES* que quando ativado mostra a janela representada na Figura 3.1. Nesta janela a posição relativa dos diferentes corpos é representada em tempo real. Para alterar a posição de um corpo deve-se, em primeiro lugar escolher o corpo de trabalho introduzindo o número deste. A numeração dos corpos é feita de acordo com a ordem de declaração no ficheiro de entrada. Tendo definido o corpo de trabalho, pode-se modificar a geometria com diversas ferramentas; neste trabalho, utilizaram-se as ferramentas *TRAN* e *ADEG* para transladar e rodar, respetivamente, a geometria. Ao rodar um corpo, é necessário definir o centro de rotação com a ferramenta *REF*; quando se pretende alterar o ângulo de estreitamento do ducto, esta ferramenta é utilizada para definir o centro de rotação junto da ponta do rotor de modo a garantir que não há afastamento nem interferência do ducto relativamente à periferia do rotor. Para guardar as alterações da geometria, prime-se a tecla *enter* e de seguida utiliza-se o comando *SAVE*.

Tendo definido todos os parâmetros necessários à execução da ferramenta, a análise pode ser realizada com o comando *OPER* seguido do comando *EXEC*. Entre análises, a velocidade do vento relativo e a velocidade angular podem ser alteradas com os comandos *VINF* e *RPM*, respetivamente, tendo em atenção o rotor selecionado.

Após a realização da análise, os resultados são mostrados de duas formas: através de um gráfico com a distribuição do coeficiente de pressão,  $C_P$  calculado em relação à velocidade de referência, (Figura 3.2); e através de tabelas de resultados. Na Figura 3.3 representa-se a tabela de resultados correspondente ao sistema (rotor+estator+ducto). Desta tabela pode-se retirar informações tais como a tração gerada, a potência utilizada, e o incremento de tração causado pelo ducto.

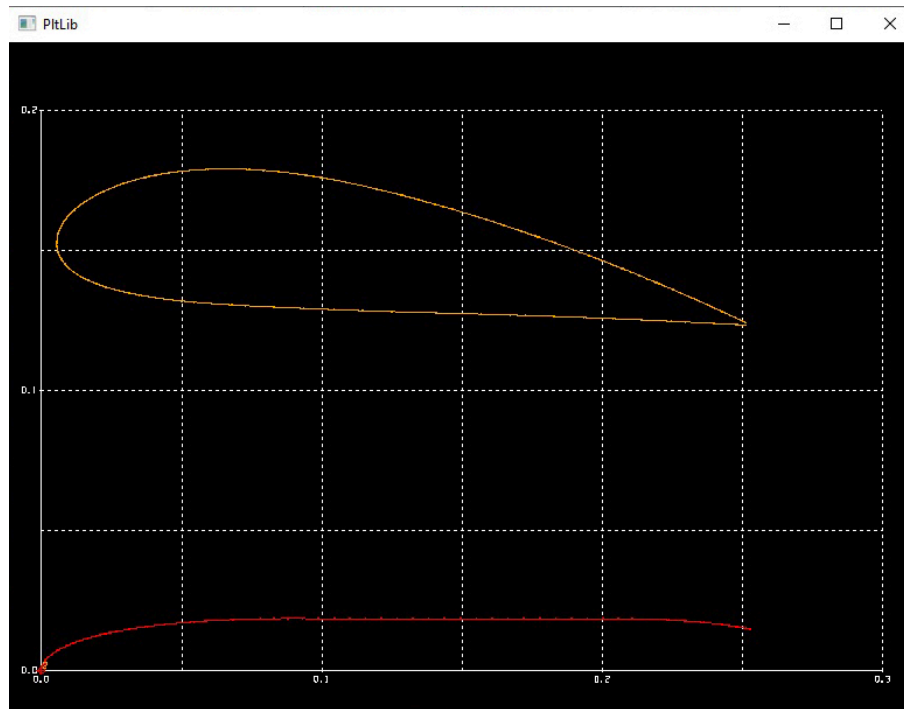


Figura 3.1: Interface do comando *GDES* do DFDC.

### 3.2 Ferramenta numérica QPROP

O QPROP [15] é uma ferramenta desenvolvida por Mark Drela um dos autores do DFDC. Esta ferramenta, com uma estrutura e metodologia similar ao DFDC, é indicada para a análise numérica de hélices. Em paralelo à presente tese, um outro trabalho foi desenvolvido por Zombori [16] onde diferentes hélices foram ensaiadas experimentalmente. Alguns destes resultados foram utilizados para validar resultados do QPROP.

### 3.3 Modelo de um Motor Elétrico (MME)

De modo a estimar o desempenho propulsivo do conjunto e facilitar o processo de otimização, é necessário modelar o comportamento de um motor elétrico. Esta modelação é feita através de uma folha de cálculo em Excel.

O primeiro passo é definir as características do motor eléctrico a utilizar. Estas são: a constante de velocidade do motor,  $K_V$ ; a resistência aos terminais do motor,  $R_m$ ; e a corrente em vazio,  $I_0$ . Além destas, também é necessário definir a tensão da bateria,  $U_{bat}$ .

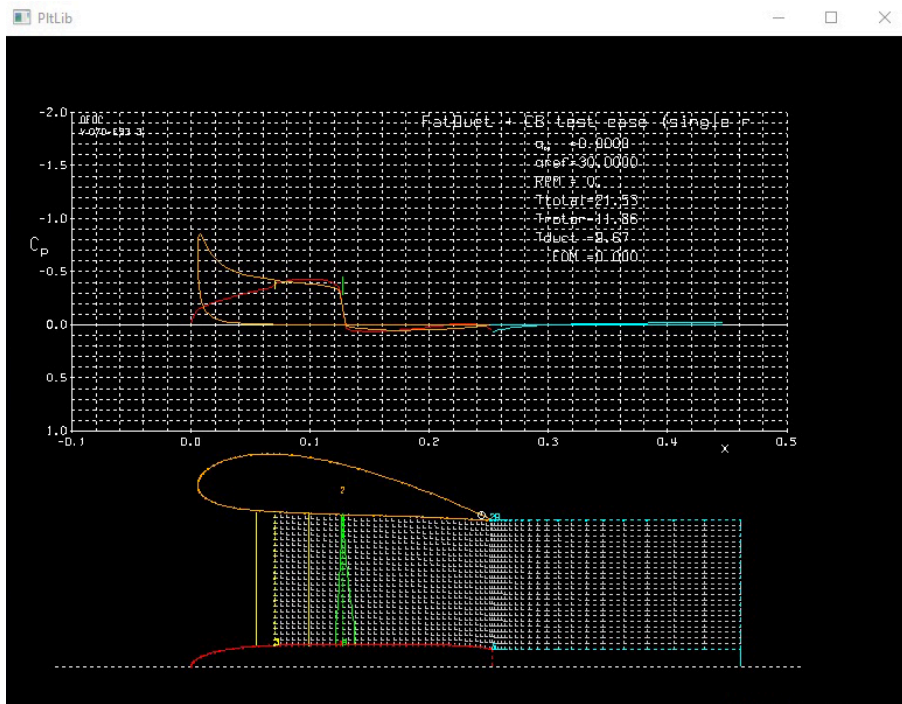


Figura 3.2: Representação gráfica dos resultados no DFDC.

Flow Condition and total Forces				No blade blockage correction			
Vinf(m/s) :	0.000	Alt.(km) :	0.000	DeltaT(dgC):	0.0000		
rho(kg/m3) :	1.1090	Vsound(m/s):	340.000	mu(kg/m-s) :	0.1875E-04		
Thrust(N) :	21.5	Power(W) :	248.	Efficiency :	0.0000		
Tvisc (N) :	-0.2033	Pvisc(W) :	15.9	Induced Eff:	0.0000		
Tduct(N) :	9.6721	torQue(N-m):	0.875E-01	Ideal Eff :	0.0000		
Area:	0.05230	Radius:	0.13030	Omega:	0.00000	Reference data	
Ct:	0.00000	Cp:	0.00000	J:	NaN	by(Rho,N,Dia)	
Tc:	0.00000	Pc:	0.00000	adv:	NaN	by(Rho,Vinf,Area)	
CT0:	0.00000	CP0:	0.00000	FOM:	0.00000	by(Rho,R*Omg,Area)	

Figura 3.3: Resultados da análise para o conjunto propulsivo no DFDC.

A força contraeletromotriz,  $U_{bemf}$ , é dada por:

$$U_{bemf} = \frac{\omega}{K_V} \quad (3.2)$$

onde  $\omega$  é a velocidade angular do motor em  $rad/s$ .

A corrente elétrica utilizada,  $I$ , calcula-se com:

$$I = \frac{U_{bat} - U_{bemf}}{R_m} \quad (3.3)$$

E o torque produzido pelo motor,  $Q$ , é calculado com:

$$Q = \frac{(I - I_0)}{K_V} \quad (3.4)$$

onde a constante de velocidade do motor,  $K_V$ , é dada em  $Vs/rad$ . Com estes dados é possível calcular a potência no eixo,  $P_e$ :

$$P_e = Q\omega \quad (3.5)$$

### **3.4 Medição das Características de um Motor Elétrico**

A qualidade da modelação do MME depende da exatidão das especificações introduzidas neste modelo. Como tal, é necessário que estas características sejam medidas ou calculadas a partir de testes experimentais com o objetivo de validar os dados fornecidos pelo fabricante.

#### **3.4.1 Constante do Motor**

Para esta medição, conectam-se os terminais de duas das fases do motor aos terminais de um osciloscópio, modelo RIGOL DS1054Z.

Com uma aparafusadora, faz-se girar o motor a diferentes velocidades angulares. Para cada velocidade de rotação do motor, pode-se retirar do osciloscópio o valor da força contraeletromotriz máxima produzida pelo motor,  $V$ , e a frequência da onda elétrica, equivalente à velocidade angular do motor,  $\omega$ . Com estas medições é possível traçar  $U_{bemf}$  versus  $\omega$  e fazer uma regressão linear onde o declive representa a constante de velocidade do motor,  $K_V$ .

#### **3.4.2 Resistência aos terminais do motor**

A resistência foi medida diretamente utilizando o multímetro de alta precisão, modelo Hewlett Packard 34401A, disponível no laboratório.

Em primeiro lugar, mede-se a resistência interna do multímetro,  $R_{mult}$ , tocando as duas pontas de prova. De seguida, coloca-se as pontas de prova em dois dos três terminais do

motor e retira-se o valor da resistência total,  $R_{total}$ . O valor da resistência entre fases do motor,  $R_m$ , é dado pela Equação 3.6.

$$R_m = R_{total} - R_{mult} \quad (3.6)$$

Este procedimento é repetido para as três combinações de terminais e define-se a resistência entre fases do motor como sendo a média das três medições.

### 3.4.3 Corrente em Vazio

A corrente em vazio foi medida com um amperímetro de garra, modelo UNI-T UT210E. A medição é feita com o motor em operação sem hélice num dos terminais da fonte de alimentação com tensão 12 V. Embora este valor não varie significativamente com o valor de acelerador do motor, o teste foi realizado para diferentes níveis de acelerador.

## 3.5 Modelação do Conjunto Propulsivo

Para modelar o conjunto propulsivo, é necessário combinar os resultados do modelo do rotor em ducto, obtidos com o DFDC como descrito na Secção 3.1 com os resultados do modelo do motor elétrico, obtidos com a metodologia descrita na secção 3.3.

O processo iterativo, esquematizado na Figura 3.4, começa com a atribuição de uma velocidade angular,  $\omega$ , ao rotor. Com esta velocidade angular calcula-se a potência no eixo através do DFDC e do MME. Caso a potência no eixo resultante do DFDC seja superior ao resultado do MME, a velocidade angular deve ser reduzida; caso contrário, deve ser aumentada. Este processo repete-se até ambas as potências convergirem.

Após a convergência dos resultados, podem-se retirar todos os dados de desempenho do conjunto.

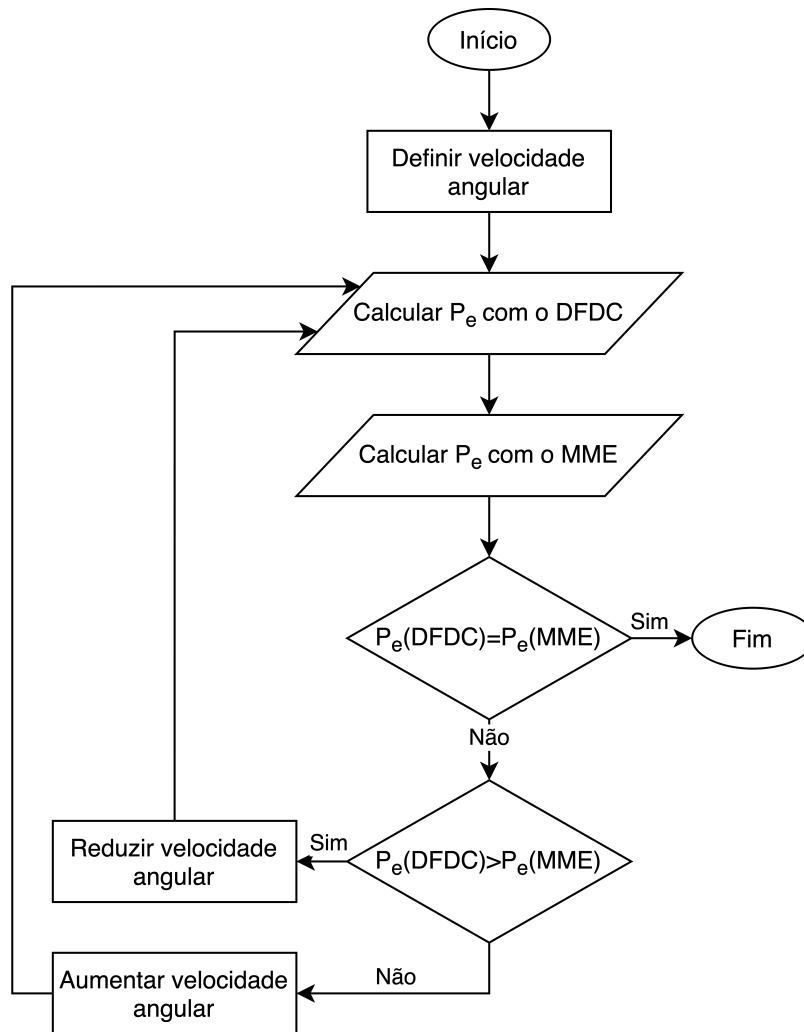


Figura 3.4: Fluxograma do processo iterativo.

## 3.6 Projeto do Ducto

O projeto do ducto é feito com base na metodologia apresentada anteriormente. Para caracterizar o sistema propulsivo, são necessários quatro componentes distintos: rotor, estator, corpo do ducto, e corpo central.

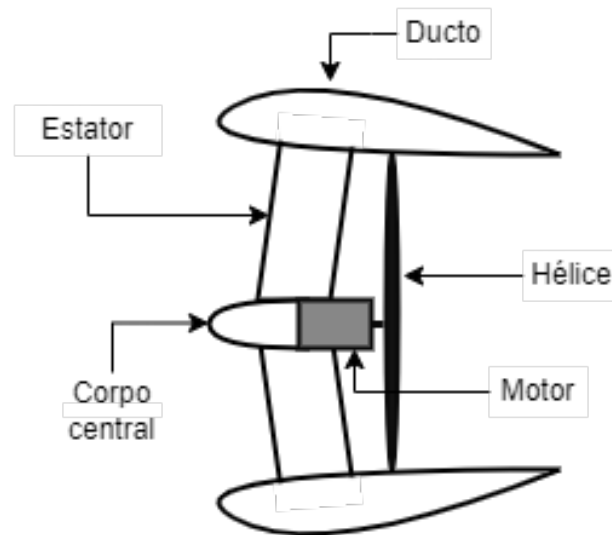


Figura 3.5: Vista em secção do conjunto propulsivo.

### 3.6.1 Rotor

O rotor a utilizar (ver Figura 3.5) é definido pelo regulamento do ACC 2021/2022. Neste trabalho, o sistema propulsivo será desenvolvido em torno da hélice APC-E 10x6E.

Para definir corretamente a hélice no DFDC, utilizou-se como base um ficheiro de entrada de exemplo para o QPROP [15] - um software de análise de hélices com estrutura semelhante da DFDC. Este ficheiro, produzido para uma hélice APC-E 16x10E, foi modificado de modo a ser representativo da geometria da hélice de projeto, APC-E 10x6E. As propriedades aerodinâmicas do perfil alar da hélice APC-E 16x10E - Módulo AERO - mantiveram-se inalteradas; a geometria da hélice - Módulo ROTOR - foi interpolada a partir de outras hélices semelhantes cuja geometria está disponibilizada numa base de dados de hélices da Universidade de Illinois em Urbana-Champaign (UIUC) [17]. O processo de interpolação consistiu em calcular a média dos valores de corda e incidência para cada posição radial entre as hélices APC-E 10x5E e APC-E 10x7E.

De forma a validar a hélice interpolada, simulou-se o seu desempenho propulsivo utilizando o QPROP e comparou-se com dados experimentais obtidos com a mesma hélice no

túnel de vento do DCA. Os detalhes sobre este ensaio encontra-se em [16]. A comparação dos resultados encontra-se representada na Figura 3.6 onde se pode constatar que a hélice interpolada apresenta notavelmente desempenho quase idêntico à hélice real. Assim, a hélice interpolada e definida no QPROP foi considerada representativa da realidade e pode, assim ser utilizada no DFDC.

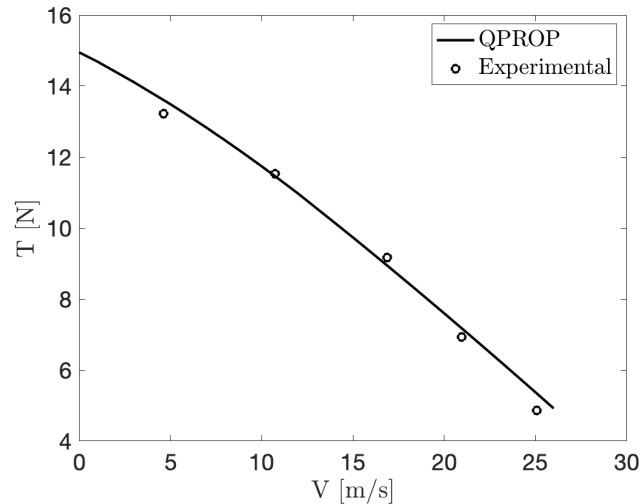


Figura 3.6: Comparação entre os resultados numéricos obtidos com a hélice interpolada e os resultados experimentais obtidos com a hélice real.

### 3.6.2 Estator

O estator (ver Figura 3.5) é uma estrutura que, além de segurar o corpo central e motor nas suas posições, contribui com um acréscimo na tração. O projeto deste componente divide-se em três fases realizadas de forma iterativa: escolha da posição, escolha do perfil alar, e escolha da corda, incidência e número de pás do estator.

#### 3.6.2.1 Posição Relativa

Para definir a melhor posição para o estator, testaram-se dois conceitos de projeto - estator a montante e a jusante da hélice - e um terceiro conceito de controlo - estator inexistente. Por motivos estruturais, de forma a permitir o suporte do corpo central e motor, foi considerado que o apoio do motor se encontra a 30% da corda da secção de pá do estator. Como tal, a distância entre o estator e o plano da hélice manteve-se constante nesta análise.

Para o estudo do estator, utilizou-se uma configuração de três pás, com incidência tal que o ângulo de ataque fosse o ângulo de  $C_l/C_d$  máximo, e com 45 mm de corda. Os resultados,

representados na Figura 3.7, indicam que a presença do estator a jusante reduz a tração produzida pelo conjunto propulsivo. Esta redução é resultado do aumento de arrasto que não é compensado por um incremento de tração. Quando colocado a montante, o estator aumenta a tração ao longo de todo o espectro de velocidades. Assim, foi decidido que o estator seria colocado a montante do plano da hélice.

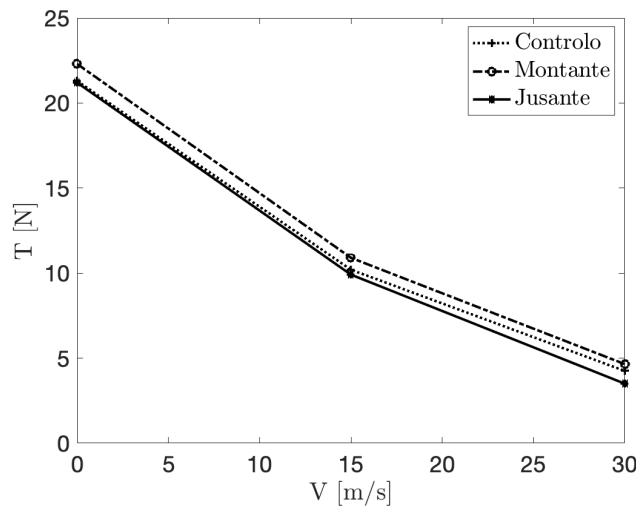


Figura 3.7: Tração produzida para diferentes posições do estator.

### 3.6.2.2 Perfil Alar

Uma vez que o estator opera a números de Reynolds extremamente baixos, a escolha do perfil alar focou-se maioritariamente na seleção de um perfil suficientemente espesso para garantir a rigidez e com uma geometria adequada ao fabrico aditivo, i.e., com curvatura uniforme e suficientemente espesso na região do bordo de fuga, mas que tivesse um número de Reynolds crítico suficientemente baixo para permitir o bom desempenho do perfil nas condições de operação do ducto. Escolheu-se o perfil alar S9000, representado na Figura 3.8, pois além destas características qualitativas, também se verificou ter um bom desempenho a números de Reynolds muito baixos.

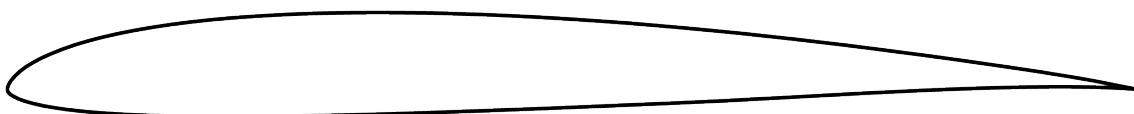


Figura 3.8: Perfil alar utilizado no estator - Selig S9000.

### 3.6.2.3 Corda

Na escolha da corda ideal, tem-se como primeiro critério a garantia da rigidez do estator para suportar o corpo central, motor e rotor. Como tal, é necessário que a corda seja suficientemente alta; com este intuito, definiu-se 45 mm como sendo a corda mínima possível. O segundo critério prende-se com o desempenho aerodinâmico do perfil alar. A partir da Figura 3.9, pode-se constatar que o comportamento aerodinâmico melhora consideravelmente com a variação do número de Reynolds até  $Re = 50000$ . A partir deste número de Reynolds crítico do perfil, o comportamento é aproximadamente constante. Assim, ficam definidos os dois critérios de seleção da corda:

1. Corda superior a 45 mm;
2. Número de Reynolds superior a 50000;

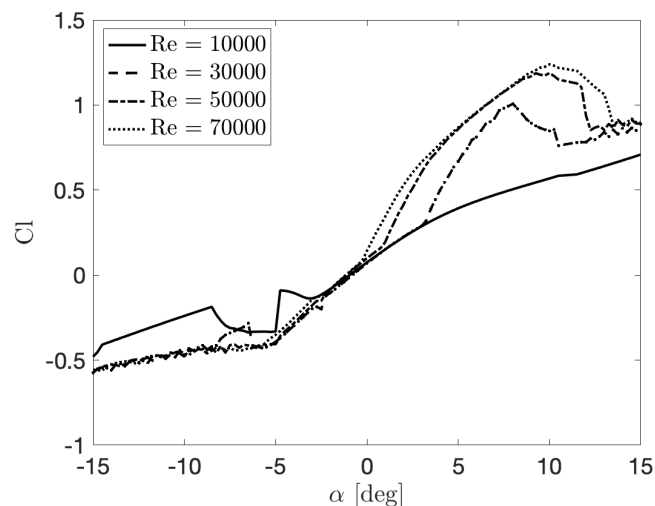


Figura 3.9: Polares de sustentação do perfil Selig S9000.

Ao simular um ducto com um estator de 3 pás, com 45 mm de corda, com vento relativo entre 0 a 30 m/s, constatou-se que o número de Reynolds nas pás do estator variava entre aproximadamente 50000 e 80000. Deste modo, ficou definido que a corda do estator teria 45 mm ao longo de todo o raio.

### 3.6.2.4 Incidência

Para determinar a melhor distribuição de incidência, decidiu-se testar dois conceitos diferentes:

1. Incidência tal que o ângulo de ataque maximize o  $C_l/C_d$  - 5 graus;
2. Incidência tal que o ângulo de ataque maximize o  $C_l$  - 10 graus.

Os valores dos ângulos foram escolhidos para corresponder os conceitos tendo em conta o número de Re em todos os pontos de operação.

Por simplicidade, estabeleceu-se que a distribuição de incidência seria linear ao longo do raio. Assim, o ângulo de ataque não é constante, mas é próximo dos valores estabelecidos anteriormente como se pode concluir a partir da Figura 3.10.

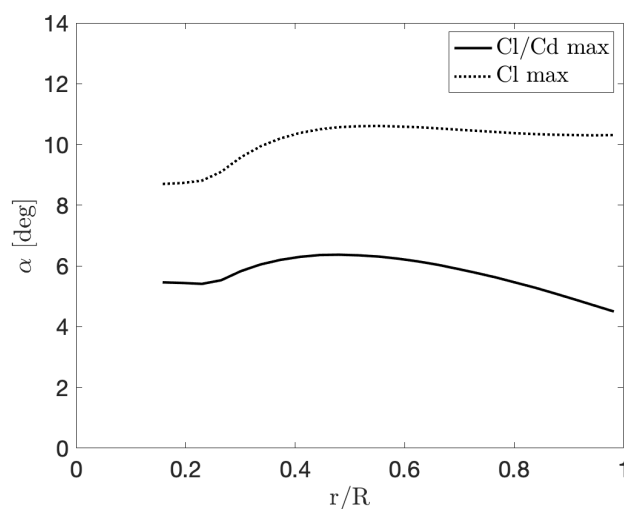


Figura 3.10: Distribuição de ângulo de ataque ao longo da posição radial adimensional.

Os resultados desta análise, representados na Figura 3.11, mostram que o melhor conceito depende da velocidade de operação. Uma vez que o segundo conceito (maximizar  $C_l$ ) só se mostra vantajosa a baixa velocidade, o risco de perda - visto que o ponto de  $C_l$  máximo é próximo da perda - não é justificado. Como tal, optou-se pelo primeiro conceito de projeto que resultou numa distribuição de incidência linear entre 15 graus na raiz e 6 graus na ponta.

### 3.6.2.5 Número de Pás

De modo a garantir que as as duas pás da hélice nunca se sobrepõem simultaneamente às pás do estator, o número de pás do estator deve ser ímpar. Testaram-se duas configurações de estator no DFDC: uma com 3 pás e outra com 5 pás. Dos resultados desta análise, representados na Figura 3.12, pode-se concluir que não há uma variação significativa na tração produzida pelo conjunto para diferentes números de pás. Apesar da configuração

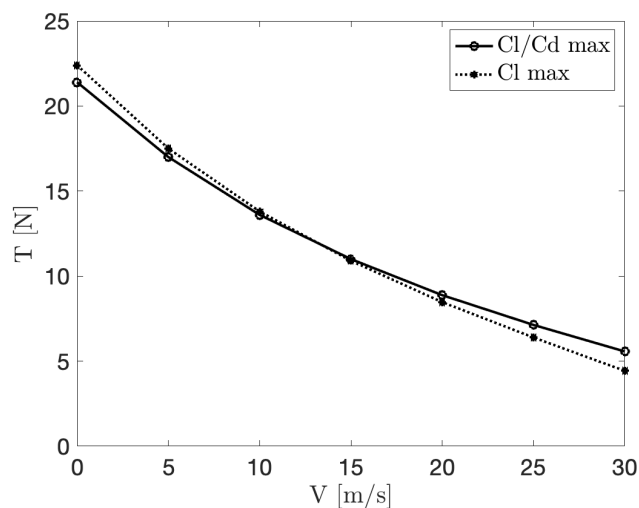


Figura 3.11: Tração produzida pelas duas filosofias em função da velocidade.

de 5 pás aumentar a tração estática gerada pelo rotor, a tração do conjunto não varia significativamente pois também há um aumento no arrasto produzido pelo estator. Assim, decidiu-se utilizar um estator com 3 pás de modo a reduzir a massa desta estrutura.

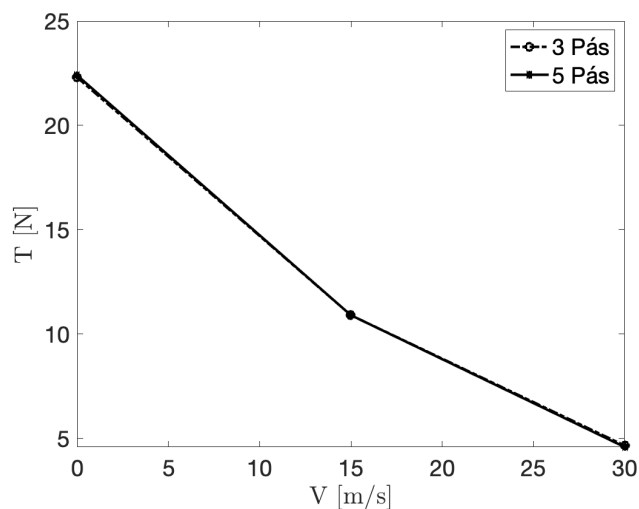


Figura 3.12: Tração produzida a diferentes velocidades para diferentes números de pás.

### 3.6.3 Corpo do Ducto

O projeto do ducto, ilustrado na Figura 3.5, pode ser reduzido a quatro decisões principais: escolha do perfil alar, escolha da corda do perfil alar, e escolha da razão de expansão do difusor.

### 3.6.3.1 Perfil Alar

O perfil alar utilizado deve ter uma geometria simples, preferencialmente com um intradorso plano para simplificar a geometria do interior do ducto e simplificar o posicionamento da hélice. O perfil alar também deve ter baixo arrasto de modo a maximizar a tração produzida pelo conjunto. Optou-se por utilizar o perfil de exemplo do DFDC, representado na Figura 3.13, por respeitar todas as características desejadas e ter um bordo de ataque com elevado raio. A curvatura do extradorso deste perfil também é suave, o que melhora o desempenho até a perda. Para estudar o efeito que uma redução na espessura

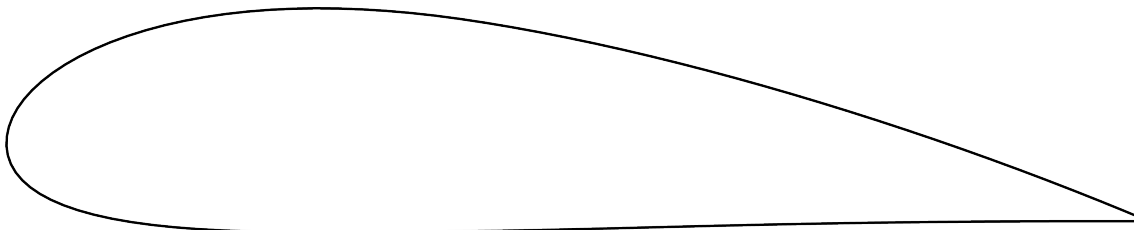


Figura 3.13: Perfil alar utilizado no ducto.

do perfil alar teria no desempenho do ducto, foram criados dois novos perfis a partir do perfil da Figura 3.13. O primeiro com  $2/3$  da espessura e o segundo com  $1/2$  da espessura. O desempenho relativo de ductos produzidos com estes dois perfis encontra-se representado na Figura 3.14 para dois valores distintos da razão de expansão do ducto através do seu ângulo de estreitamento. Um ângulo de estreitamento de  $0$  graus corresponde a uma razão de expansão de  $1$  e  $3$  graus corresponde a uma razão de expansão de  $0.97$  ou seja, um ducto convergente, na tentativa de obter uma tração significativa até à maior velocidade possível do vento relativo, maximizando, assim, a velocidade máxima do avião (um dos objetivos da missão do avião segundo o regulamento do ACC 2021/2022).

Destes resultados conclui-se que, independentemente do ângulo de estreitamento do ducto,  $\alpha_d$ , o desempenho do ducto é maximizado para o perfil original. Como tal, utilizou-se este perfil alar espesso no restante do projeto do ducto.

### 3.6.3.2 Corda do Perfil Alar

A escolha da corda do perfil alar do ducto, i.e., o comprimento do ducto, deve ser feita tal que o ducto seja suficientemente grande para o escoamento não se separar para a razão de expansão utilizada. Por outro lado, um ducto exageradamente comprido aumenta o arrasto degradando assim o desempenho do conjunto propulsivo.

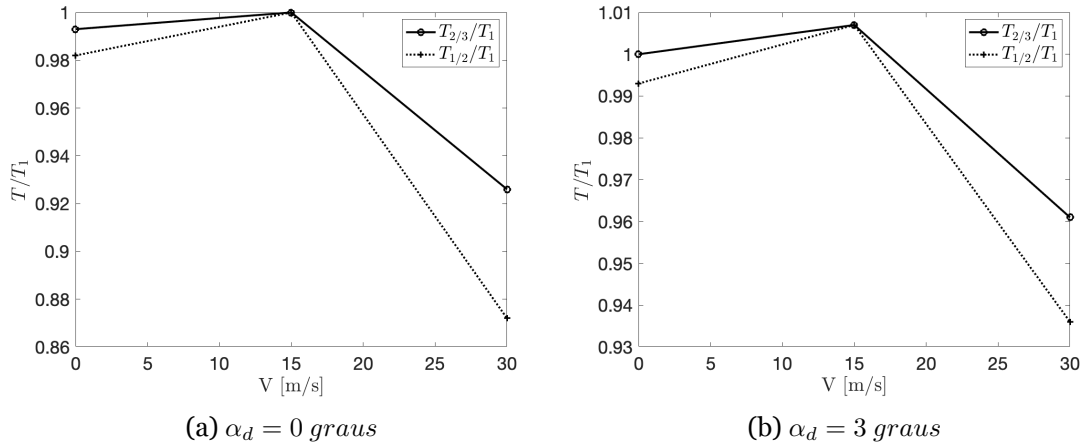


Figura 3.14: Desempenho dos ductos com os perfis a 2/3 e 1/2 de espessura relativamente ao perfil original.

Utilizando resultados anteriores da literatura [3], concluiu-se que para este ducto, um comprimento de um raio a jusante do plano da hélice seria um bom compromisso. A montante da hélice, estabeleceu-se também um comprimento de um raio; esta região é maioritariamente utilizada para a fixação do estator ao ducto e do motor elétrico ao corpo central.

### 3.6.3.3 Razão de expansão do difusor

No Capítulo 2 mostrou-se que a razão de expansão do difusor tem um grande impacto no desempenho do conjunto propulsivo. Para facilitar a definição da geometria na ferramenta de análise, utilizou-se o ângulo de estreitamento,  $\alpha_d$ , que é um parâmetro de projeto equivalente à razão de expansão.

Nas três velocidades de teste, o m/s que representa a fase de descolagem, 15 m/s a subida mais rápida e 30 m/s para velocidade máxima, utilizaram-se ângulos de estreitamento entre 0 e 10 graus o que corresponde a razões de expansão do difusor entre 1,0 e 0,85, respetivamente. Os resultados, representados na Figura 3.15 indicam que, tal como demonstrado no Capítulo 2, pela Figura 4.1, o impacto de uma dada razão de expansão do difusor (ou ângulo de estreitamento) depende da velocidade de interesse. Neste caso, observa-se que o caso estático beneficia de um ângulo de estreitamento baixo e o voo a 30 m/s beneficia de um ângulo de estreitamento em torno de 8 graus. Assim, é necessário definir um bom compromisso entre o desempenho a baixa e alta velocidade. Optou-se por um ângulo de estreitamento de 3 graus, correspondente a  $\sigma_d = 0,97$ , por garantir elevados níveis de tração tanto no caso estático - importante para a descolagem - como no voo

rápido - importante para a execução da missão.

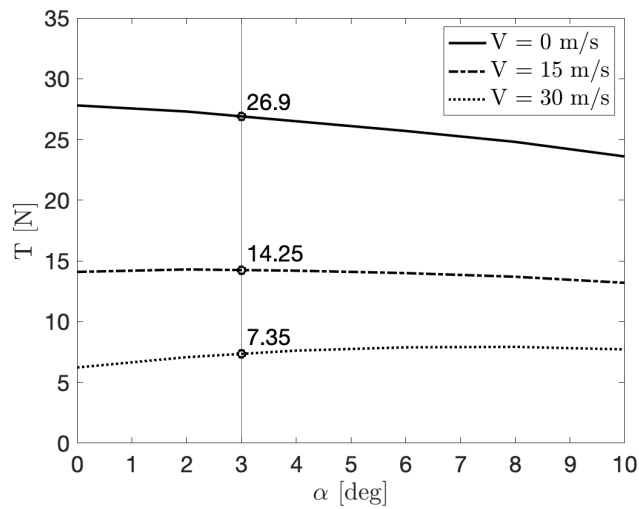


Figura 3.15: Tração produzida a diferentes velocidades para diferentes ângulos de estreitamento.

### 3.6.4 Corpo Central

O corpo central localiza-se a montante do motor e tem como função principal carená-lo e suportá-lo. Como tal, a geometria deste corpo é relevante para a minimização do arrasto do conjunto propulsivo.

Devido à sua simplicidade, optou-se por não otimizar a geometria do corpo central, tendo sido utilizada a geometria contida nos ficheiros de exemplo do DFDC, representada na Figura 3.16.

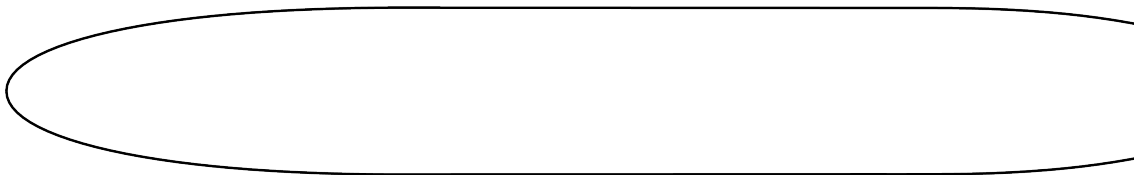


Figura 3.16: Geometria do corpo central.

## 3.7 Fabrico do Protótipo com Manufatura Aditiva

O processo de fabrico do protótipo inicia-se com a elaboração de um desenho em CATIA V5 do conjunto propulsivo (Figura 3.17).

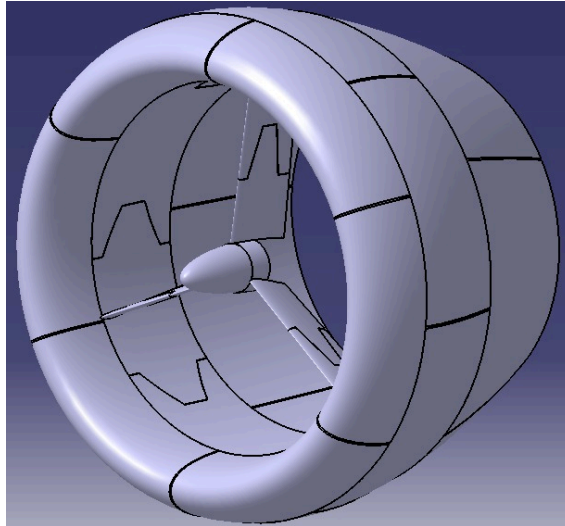


Figura 3.17: Desenho do Protótipo em CATIA V5.

Na elaboração deste desenho, dividiu-se o conjunto em 25 componentes de modo a que cada componente fosse suficientemente pequeno para ser fabricado no equipamento disponível. Nesta divisão também se teve em conta os requerimentos estruturais do conjunto, pelo que se separaram as regiões mais carregadas, a ser fabricadas com mais material (maior enchimento e espessura das paredes), das regiões menos carregadas, a ser fabricadas com menos material. Os bordos de ataque e fuga do ducto, por exemplo, foram fabricados em *Vase Mode* de forma a reduzir os gastos de material.

A fabricação dos componentes começou com a exportação de cada geometria em formato .stl. Este formato permite que a geometria seja interpretada pelo *slicer*, neste caso o *Pru-saSlicer 2.3.0*, onde são estipulados os parâmetros de impressão. Alguns parâmetros relevantes são:

- Temperatura de Impressão: 200 °C;
- Altura da camada: 0.4 mm;
- Preenchimento: 0% a 20%.

A impressora utilizada é de fabrico próprio e conta com um volume de impressão de 200x200x200  $mm^3$ . Na Figura 3.18 pode-se observar o processo de impressão de um dos componentes do Ducto.

A montagem do protótipo foi feita através de colagem com cola de cianoacrilato. Também se utilizou bicarbonato de sódio para preencher as pequenas lacunas nas superfícies de

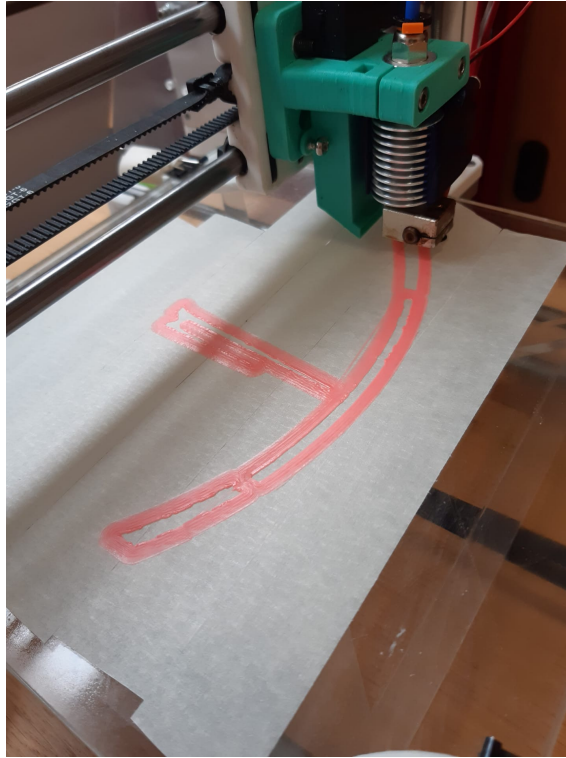


Figura 3.18: Peça a ser fabricada com manufatura aditiva.

contacto e acelerar a cura da cola. Com todas as partes juntas foi feito um acabamento na superfície com lixa.

### 3.7.1 Interface com o Sistema de Recolha de Dados

O protótipo é montado no sistema de recolha de dados através de uma viga vertical que consiste numa secção de alumínio extrudido carenada com um perfil alar simétrico [18]. A fixação do protótipo à viga de alumínio, representado da Figura 3.19, é feita através de dois parafusos aparafusados em porcas T nos carris da secção de alumínio.

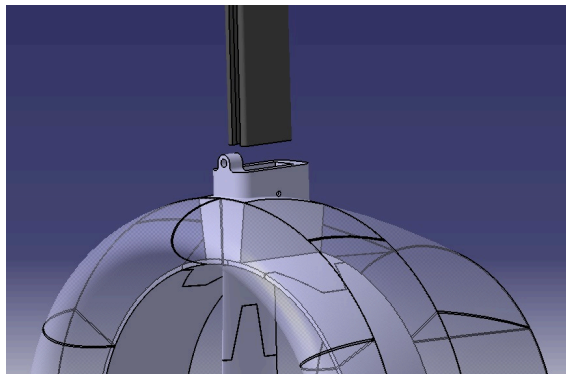


Figura 3.19: Pormenor da fixação do protótipo ao sistema de recolha de dados.

### 3.8 Análise Experimental do Protótipo

A análise experimental do protótipo foi feita nas instalações do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior utilizando o sistema de medição do desempenho de hélices de baixo número de Reynolds desenvolvido por Alves [18]. Este sistema, representado na Figura 3.20, utiliza uma célula de carga para medir a tração produzida pelo conjunto propulsivo. Esta célula de carga é colocada numa estrutura em "T" e a sua posição pode ser variada para medir diferentes magnitudes de força de tração. Além

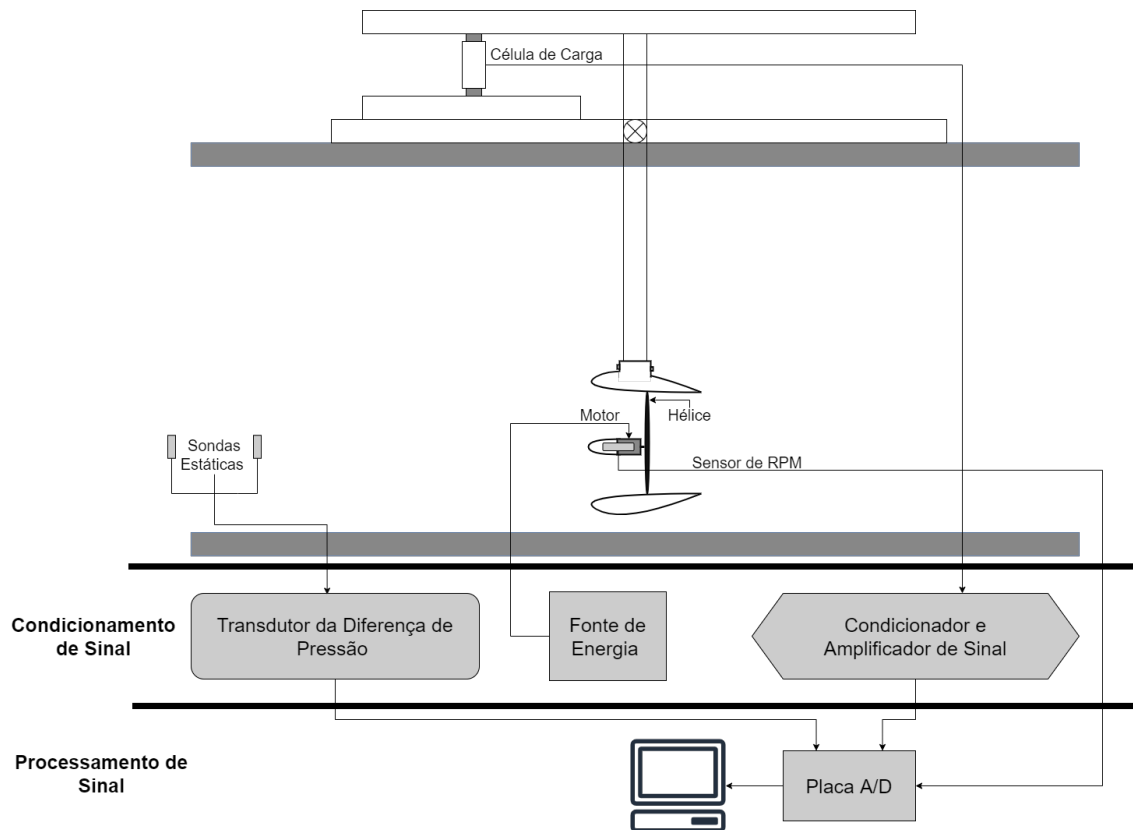


Figura 3.20: Representação esquemática do sistema de medição. Baseado em [18].

da tração, também são medidos outros parâmetros como a velocidade angular da hélice, a temperatura e pressão atmosférica, e o diferencial de pressão estática. Os sensores utilizados estão descritos na Tabela 3.5.

#### 3.8.1 Calibração do Sistema de Medição

Antes de utilizar qualquer sistema de medição, este deve ser devidamente calibrado. A calibração do subsistema de medição de tração é feita através de pesos e polias na Figura 3.21. Em primeiro lugar pesa-se, numa balança de alta precisão, os dois pesos a utilizar

Tabela 3.5: Sensores utilizados e incerteza das medições. Retirado de [18]

Parâmetro	Sensor	Incerteza
Tração, $T$	FGP FN3148	0.05 $N$
Termómetro atmosférico, $T_{atm}$	National Instruments LM335	1.0 $K$
Pressão atmosférica, $P_{atm}$	Freescale Semiconductor MPXA4115A	30.0 $Pa$
Velocidade de rotação do rotor, $\omega$	Fairchild Semiconductor QRD1114	5 $RPM$
Diferença de pressão estática, $(p_1 - p_2)$	MKS 226A	0.3% * <i>Reading</i>

no procedimento de calibração. Estes pesos devem ser seleccionados de forma a serem representativos do intervalo de trações esperado para os testes experimentais. Estes dois pesos são depois utilizados no procedimento de calibração pré programado no sistema de medição. A conversão do peso para a força na célula de carga é feita da seguinte forma:

O equilíbrio de momentos em torno do pivô flexoral é dado por:

$$F_{Célula}L_2 = mgL_1 \quad (3.7)$$

onde  $m$  é a massa do peso,  $g$  é a aceleração gravítica, e  $L_1$  e  $L_2$  são as distâncias assinaladas na Figura 3.21. Resolvendo a equação em ordem à força na célula de carga, obtém-se:

$$F_{Célula} = mg \frac{L_1}{L_2} \quad (3.8)$$

O subsistema de medição do diferencial de pressão estática é calibrado conectando os dois sensores utilizando um tubo flexível. Nesta configuração, a pressão do ar é igual nos dois sensores pelo que o diferencial de pressão estática é zerado.

### 3.8.2 Operação do Sistema de Medição

Tendo montado a configuração experimental e calibrado os sensores relevantes, pode-se dar início ao processo de recolha de dados.

Em primeiro lugar, com o computador do laboratório ligado, abre-se o *software* de controlo e, de seguida, liga-se o controlador do motor do túnel de vento. A fonte de alimentação conectada ao ESC do motor elétrico também é ligada com a tensão desejada.

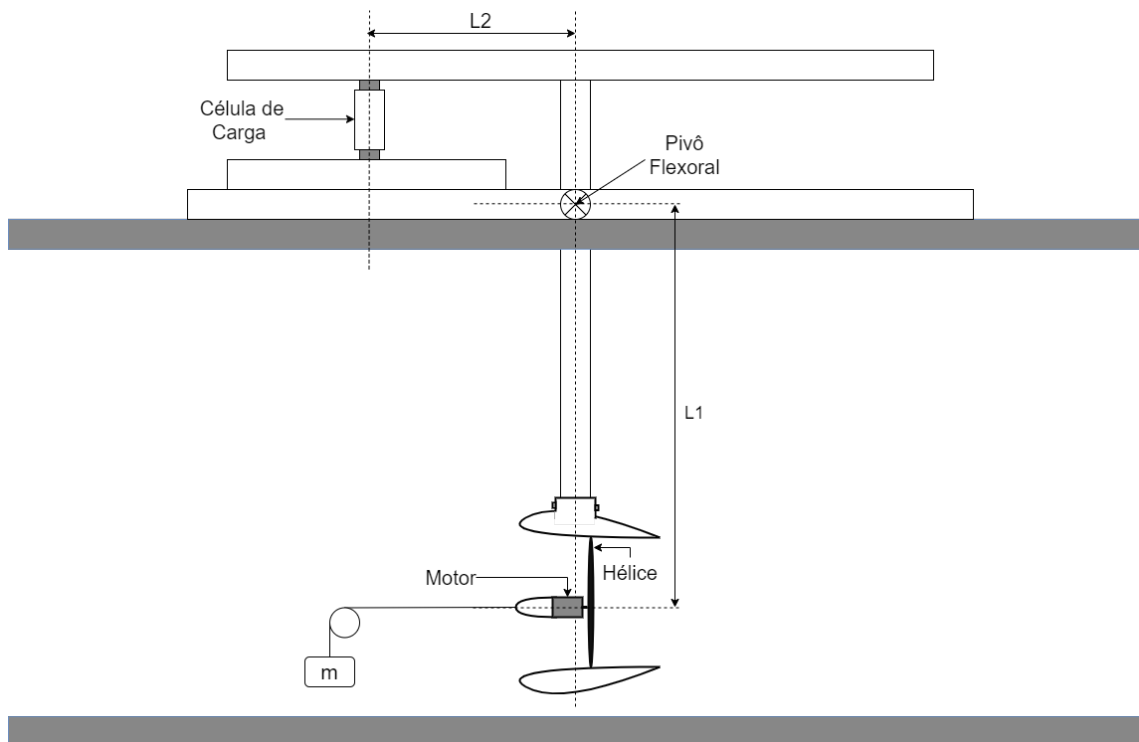


Figura 3.21: Representação esquemática do sistema de calibração. Baseado em [18].

Para o caso de medição de tração estática, começa-se por abrir as janelas de acrílico da secção de teste do túnel de vento; este passo garante que o próprio sistema propulsivo em teste não induz vento no túnel de vento, garantindo uma condição de operação próxima de vento relativo nulo. O motor do túnel de vento é travado para não afetar o escoamento de saída do conjunto propulsivo.

Para medir a tração em condições não estáticas, é necessário garantir que as janelas de acrílico da secção de teste estão fechadas. De seguida, define-se, no *software* de controlo, a velocidade do vento relativo e valor de acelerador desejados. Uma vez que a operação do conjunto propulsivo afeta a velocidade do escoamento no túnel de vento, o sistema de controlo controla a velocidade angular do motor do túnel de vento para que a velocidade do escoamento convirja até ao valor pretendido. Quando as variáveis do teste, velocidade angular da hélice e velocidade do vento relativo, se encontram convergidas, inicia-se a recolha de dados que consiste na medição de 200 pontos e apresentação da média destes. Entre os dados recolhidos encontram-se a tração produzida, a velocidade angular da hélice, a velocidade do vento relativo, a corrente elétrica no motor elétrico, e a tensão da fonte de alimentação.



# Capítulo 4

## Resultados

Neste capítulo descreve-se o desempenho numérico e experimental do conjunto propulsivo projetado. Também é feita uma comparação entre os resultados obtidos pelos dois métodos de estudo.

### 4.1 Resultados teóricos para operação dinâmica

Uma vez que está a razão de trações,  $T_{RD}/T_{RA}$ , obtida pela metodologia da secção , não pode ser resolvida analiticamente, criou-se um *script* em Matlab para poder visualizar os resultados numericamente. Numa primeira análise, observou-se que, ao contrário do caso estático, os resultados desta razão dependem da área do disco da hélice,  $A$ , e da potência induzida considerada,  $P_{i_{RD}}$  e  $P_{i_{RA}}$ . Para facilitar a comparação, construiu-se o gráfico da Figura 4.1 com valores de  $A$  e  $P_{i_{RD}} = P_{i_{RA}}$  esperados para a configuração da aeronave do *Air Cargo Challenge 2022*;  $P = 250$  W e  $A = 0,2027$  m<sup>2</sup>.

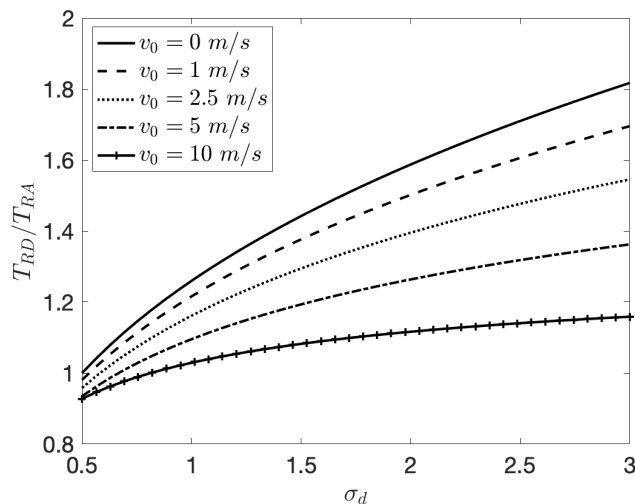


Figura 4.1: Comparação da influência da razão de expansão do difusor do ducto,  $\sigma_d$ , na tração produzida pelo rotor com ducto relativamente ao rotor aberto.

A partir da Figura 4.1 conclui-se que há um incremento na tração produzida por um rotor com ducto com o aumento da razão de expansão do difusor do ducto,  $\sigma_d$ . Também se

observa que o incremento de tração proporcionado pelo ducto é mais significativo tanto quanto menor for a velocidade do escoamento livre,  $v_0$ .

## 4.2 Validação das Especificações do Motor

Para garantir que os resultados do modelo de um motor elétrico (Secção 3.3) representam adequadamente o comportamento real do motor, decidiu-se validar as especificações do motor fornecidas pelo fabricante utilizando os procedimentos descritos na Secção 3.4. Os resultados obtidos encontram-se descritos na Tabela 4.2 e demonstram que as características anunciadas são muito próximas do medido experimentalmente.

Tabela 4.1: Validação das especificações do motor.

Parâmetro	Valor anunciado	Valor medido	Erro Relativo
Constante de Velocidade, $K_V$ [rpm/V]	920	927	0.008
Resistência Entre Fases, $R_m$ [m $\Omega$ ]	20	22	0.09
Corrente em Vazio, $I_0$ [A]	1.7	1.74	0.02

Embora se tenha demonstrado que as características reais do motor são semelhantes ao anunciado pelo fabricante, observou-se numa fase preliminar que os resultados do MME (Secção 3.3) não correspondiam à realidade, apresentava a potencia no eixo para uma determinada velocidade angular superior ao observado. Esta diferença foi atribuída ao facto de serem utilizados condutores elétricos compridos entre a fonte de alimentação e o ESC e entre o ESC e o motor na montagem experimental no túnel de vento. Estes cabos aumentam a resistência interna do sistema pelo que o valor utilizado em  $R_m$  no MME não deve ser apenas representativo do motor, mas de todo o conjunto.

Para encontrar um valor de  $R_m$  representativo do sistema propulsivo, seguiu-se o seguinte procedimento:

1. Mediu-se, no túnel de vento com o motor acoplado a uma hélice, a potência no eixo para duas velocidades angulares diferentes.
2. Na folha de cálculo onde o MME está implementado, modificou-se o valor de  $R_m$  até os resultados se aproximarem aos da medição. Este valor, assim, apurado  $R_m = 71$  m $\Omega$ , foi utilizado daqui em diante.

### 4.3 DFDC

O conjunto propulsivo, com a geometria descrita na Secção 3.6, foi simulado no DFDC seguindo a metodologia da Secção 3.1. Também se simulou a hélice sem ducto no QPROP, como sistema de controlo. Os resultados de tração produzida em função da velocidade encontram-se representados na Figura 4.2. Daqui, conclui-se que a utilização deste ducto

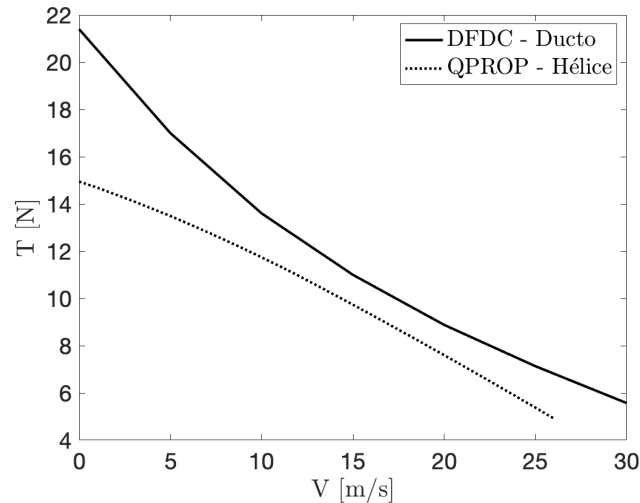


Figura 4.2: Tração produzida estimada a diferentes velocidades.

resulta no aumento da tração produzida estimada ao longo de todo o intervalo de velocidades. Como seria de esperar, este incremento é mais significativo a velocidades mais baixas onde se verifica um aumento de tração de até 40%. A velocidades mais altas, também se verifica um aumento consistente e considerável na tração produzida. É de notar que a convexidade da curva de tração versus velocidade é invertida quando se utiliza um ducto; assim, o aumento de tração é mais significativo a velocidades muito baixas, e a velocidades elevadas.

Esta estimativa, permite concluir que haveria uma vantagem enorme em utilizar o ducto num avião do ACC 2021/2022. Esta vantagem traduzir-se-ia em:

1. Maior peso à descolagem nos 60 m de corrida de descolagem permitida;
2. Maior peso para uma subida de 100 m em um minuto a cerca de 15 m/s;
3. Maior velocidade máxima do avião com maior peso. É de relembrar que os objetivos desta edição do ACC são maximização do peso de carga útil e da velocidade máxima para um ganho de altitude após a descolagem de 100 m num intervalo de 1 minuto.

## 4.4 Resultados Experimentais

Tendo verificado numericamente que a utilização do ducto projetado seria uma mais-valia para a aeronave do ACC 2021/2022, procedeu-se ao desenho em CATIA V5 e preparação de um protótipo, através dos procedimentos descritos nas Secções 3.5 e 3.7, com o objetivo de realizar ensaios experimentais no túnel de vento do laboratório do DCA. Estes ensaios foram realizados de acordo com a metodologia descrita na Secção 3.8 para o conjunto propulsivo com ducto (ver Figura 4.3) e para a hélice. Os dados atmosféricos aquando da realização dos testes experimentais encontram-se na Tabela 4.2.

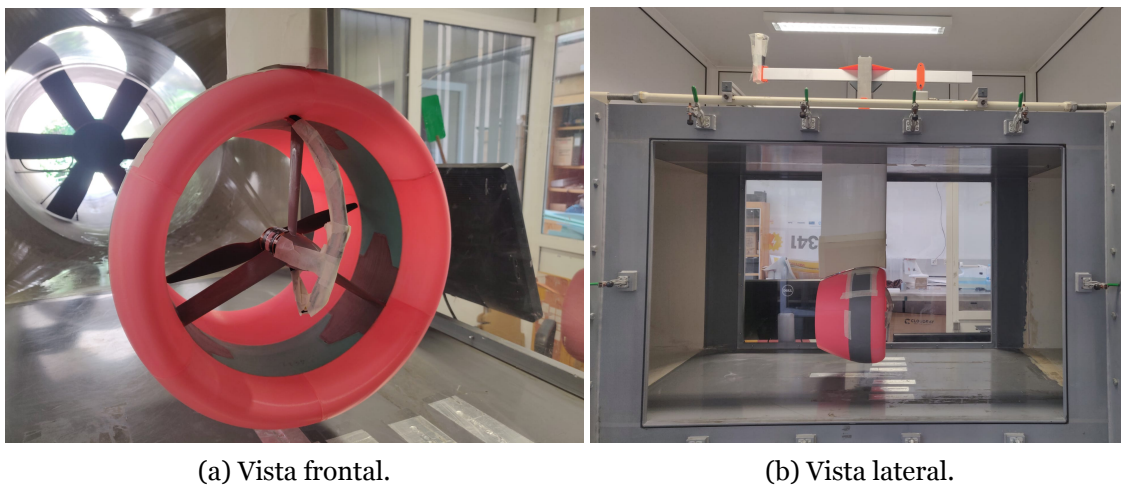


Figura 4.3: Montagem experimental no túnel de vento do laboratório do DCA.

Tabela 4.2: Dados atmosféricos medidos aquando da realização dos testes experimentais.

Parâmetro	Valor
Temperatura atmosférica	28.06 °C
Humidade relativa	48.6 %
Pressão atmosférica	94826 Pa
Densidade do ar	1.089 kg/m <sup>3</sup>

Na Figura 4.4, os resultados experimentais são comparados com os resultados numéricos para o Ducto. Nas simulações numéricas, procurou-se garantir que todos os parâmetros da atmosfera seriam representativos do panorama experimental.

Na comparação para a hélice, Figura 3.6, verifica-se que os resultados experimentais praticamente coincidem com a previsão numérica. No entanto, para a comparação com o ducto, Figura 4.4, verifica-se que a previsão numérica é consistentemente mais elevada que os resultados experimentais. Esta diferença é tanto maior quanto maior é a velocidade. Também se observa uma diferença significativa na curva de tendência da tração:

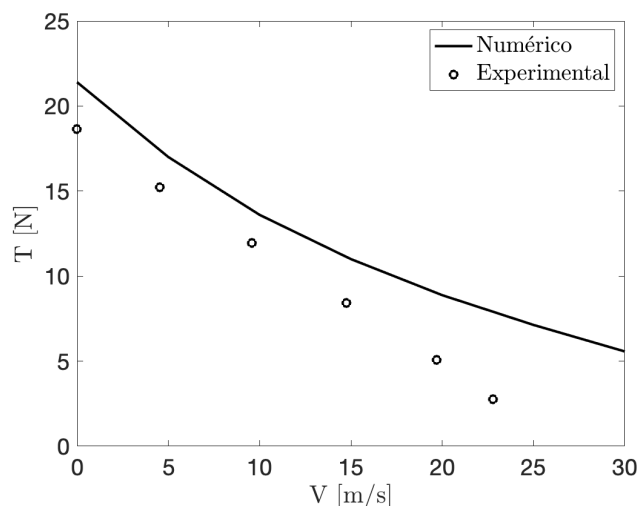


Figura 4.4: Comparação entre os resultados numéricos e experimentais do Ducto.

nos resultados numéricos, esta curva é concava; nos resultados experimentais tem um comportamento semelhante ao expectável para uma hélice por ser praticamente linear.

Numa tentativa de justificar a divergência entre os resultados numéricos e experimentais, estabeleceram-se alguns fatores que podem ter enviesado os resultados.

- Na montagem experimental, os fios do motor (ver Figura 4.3a) não são corpos fuse-lados, ou perfilados, o que aumenta o arrasto do conjunto.
- O ducto apresenta uma folga de 0.75 mm a 1 mm entre a ponta da hélice e o corpo do ducto que não é modelada numericamente. Esta folga indesejada é causada pelo tocar da hélice na parede interior do ducto devido às vibrações que ocorrem durante a operação. Esta folga é definida pela rigidez do estator visto que este funciona como estrutura de suporte do corpo central, motor e rotor.
- Devido a limitações no sistema de medição, o ducto não foi colocado no centro do túnel de vento. A proximidade do conjunto à parede inferior do túnel de vento, visível na figura 4.3a, pode ter gerado algum arrasto de interferência no ducto com a parede do túnel de vento.
- O DFDC não considera a componente tangencial da velocidade do escoamento a montante do disco atuador, neste caso da hélice, o que altera as condições de escoamento no estator simulado. Esta componente causa, na realidade, um aumento no ângulo de ataque local do estator que não é modelado pelo DFDC.

Comparando os resultados experimentais das duas configurações, representados na Fi-

gura 4.5, constata-se que a utilização do conjunto propulsivo ACC 2021/2022 com ducto só é vantajosa para velocidades até cerca de 10 m/s. Assim, de acordo com estes resultados experimentais, conclui-se que a configuração ideal para a aeronave do ACC 2021/2022 é uma hélice sem ducto por apresentar maior tração nas condições de voo - que representam a maior fatia do tempo de prova.

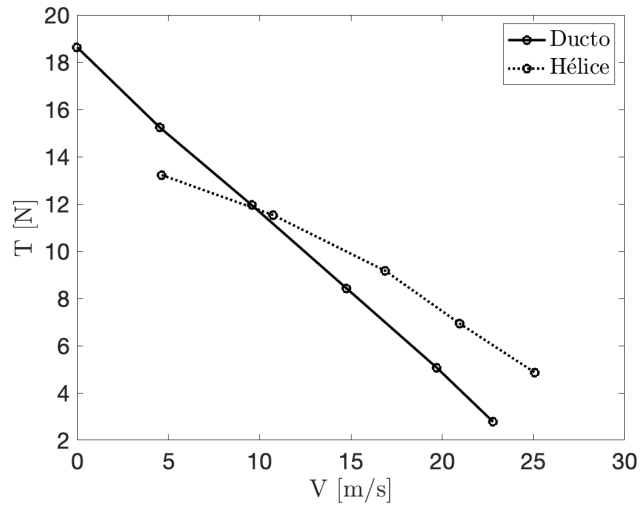


Figura 4.5: Tração medida a diferentes velocidades.

# Capítulo 5

## Conclusão

### 5.1 Conclusões

O principal objetivo deste trabalho foi atingido com o desenvolvimento de um conjunto propulsivo com o confinamento da hélice em ducto para a aeronave do *Air Cargo Challenge 2021/2022* com o objetivo de maximizar a tração disponível no intervalo de velocidades de operação do avião.

A revisão bibliográfica e os desenvolvimentos analíticos demonstraram a viabilidade da utilização deste sistema com o objetivo de maximizar a tração produzida pela hélice. Tendo estabelecido esta base de conhecimentos, foi desenvolvido o conjunto propulsivo utilizando o *Ducted Fan Design Code* e um Modelo do Motor Elétrico.

Os resultados numéricos promissores ao longo de todo o intervalo de velocidades relevante justificaram a fabricação do conjunto propulsivo utilizando fabrico aditivo. Observou-se que o protótipo fabricado apresentava boa fidelidade geométrica além de ter sido rápido e económico de produzir.

No túnel de vento do DCA, ensaiou-se experimentalmente o conjunto propulsivo desenvolvido além de uma das hélices definidas no regulamento do ACC 2021/2022. Nestes ensaios, concluiu-se que os resultados numéricos obtidos eram otimistas e o desempenho do conjunto propulsivo em túnel de vento mostrou-se inferior ao da hélice não confinada ao longo da grande maioria do intervalo de velocidades relevante. Estas diferenças entre os resultados numéricos e experimentais pode ser justificada por imprecisões na modelação do DFDC, bem como limitações nas condições experimentais.

De forma geral, conclui-se que a utilização de um ducto é um método válido para aumentar a tração produzida por uma hélice a operar em condições de velocidade muito reduzida, até cerca de 8 m/s. Para velocidades mais altas, como a velocidade de cruzeiro da aeronave do ACC 2021/2022, em torno dos 28 m/s, o conjunto propulsivo desenvolvido não oferece benefício. A principal limitação foi a geometria da hélice determinada pelo regulamento

da competição.

## **5.2 Trabalhos Futuros**

Em trabalhos futuros, a utilização de ferramentas de maior fidelidade como a utilização de modelos de turbulência em simulações de dinâmica de fluidos computacional para otimizar a geometria do ducto pode produzir resultados mais precisos para o desenvolvimento dos protótipos com desempenho mais competitivo relativamente à hélice não confinada. Para além disso, as vantagens da utilização de uma hélice adequada à operação em ductos poderiam ser investigadas.

# Bibliografia

- [1] A. München, “Participation handbook version 01.11,” Mar 2021. [https://akamodel1-muenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations\\_acc\\_2022\\_munich\\_v01\\_11.pdf](https://akamodel1-muenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations_acc_2022_munich_v01_11.pdf). 1, 2
- [2] H. Youngren, M. Drela, and S. Sanders, “DFDC - ducted fan design code,” 2005. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/dfdc/>. 3
- [3] J. L. Pereira, *Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design*. University of Maryland, College Park, 2008. 6, 33
- [4] G. Hamel, “Aeroplane.” US Patent No. 1,463,694, Jul 31, 1923 Application filed Apr 4, 1922; Serial No. 549,576. 12, 13, 14
- [5] Historic Wings, “Stipa-caproni: The flying barrel.” <https://web.mit.edu/drela/Public/web/dfdc/>, [Acedido a 07/10/2021]. 13
- [6] G. Bryant and S. Roberts, “The marvel project. part b. report of pre-liminary flight testing of Marvelette XAZ-1,” tech. rep., Mississippi State University, 1963. 13, 14
- [7] R. Gerdes, “Lift-fan aircraft-lessons learned from XV-5 flight experience,” in *International Powered Lift Conference*, p. 4838, 1993. 14
- [8] S. Markman, *Show Tags Catalog Detail Straight up: a history of vertical flight*. Atglen, 2000. 14
- [9] W. B. Rhodes, “Initial military flight tests of the X-22A VSTOL research aircraft,” *Journal of Aircraft*, vol. 7, no. 2, pp. 169–174, 1970. 14
- [10] Airbus Group, “E-Fan - the new way to fly.” <https://web.archive.org/web/20170418132656/http://www.airbusgroup.com/service/mediacenter/download/?uuid=48b1bd2c-a428-4c65-82e5-ed3e923bd142>, [Acedido a 07/10/2021]. 14
- [11] J. Mervelet, “Airbus E-Fan | Paris Airshow 2015.” <https://www.airliners.net/photo/Airbus/Airbus-E-Fan/2658833>, [Acedido a 13/10/2021]. 14
- [12] M. Drela and H. Youngren, “Axisymmetric analysis and design of ducted rotors,” *DFDC Software Manual*, 2005. 15

- [13] A. Betz, "Airscrews with minimum energy loss," *Report, Kaiser Wilhelm Institute for Flow Research*, 1919. 15
- [14] H. Glauert, *The elements of aerofoil and airscrew theory*. Cambridge University Press, 1937. 15
- [15] M. Drela, "Qprop," 2007. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/>. 21, 26
- [16] V. Zombori, "Study of Electronic Speed Control Strategies for a Fixed Battery, Motor and Propeller Aircraft Propulsion Set," Master's thesis, Universidade da Beira Interior, 2021. 21, 27
- [17] J. B. Brandt, R. W. Deters, G. K. Ananda, and M. S. Selig, "UIUC propeller database," *University of Illinois at Urbana-Champaign*, retrieved from <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>. Downloaded on 30/05/2021. 26
- [18] P. Alves, "Low Reynolds Number Propeller Performance Measurement in Wind Tunnel Test Rig," Master's thesis, Universidade da Beira Interior, 2014. 36, 37, 38, 39