

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA NAVAL

BRUNA MOREIRA DE OLIVEIRA

FERRAMENTA PARA ANÁLISE E SELEÇÃO DE PERFIS HIDRO E
AERODINÂMICOS PARA O PROJETO DE ASAS E PROPULSORES

Joinville
2022

BRUNA MOREIRA DE OLIVEIRA

FERRAMENTA PARA ANÁLISE E SELEÇÃO DE PERFIS HIDRO E
AERODINÂMICOS PARA O PROJETO DE ASAS E PROPULSORES

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Naval, no curso Engenharia Naval da Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Orientador: Prof. Dr. Thiago Pontin Tancredi

Joinville
2022

BRUNA MOREIRA DE OLIVEIRA

FERRAMENTA PARA ANÁLISE E SELEÇÃO DE PERFIS HIDRO E
AERODINÂMICOS PARA O PROJETO DE ASAS E PROPULSORES

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Naval, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 13 de dezembro de 2022.

Banca Examinadora:

Orientador: Prof. Dr. Thiago Pontin Tancredi
Orientador(a)
Presidente

Prof. Dr. Lucas Weihmann
Membro(a)
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Dr. Ricardo Aurélio Quinhões Pinto
Membro(a)
Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, minha âncora e fortaleza, que me sustentou até aqui por todos esses anos, me manteve de pé mesmo em meio as provações e me capacitou para que eu chegasse onde cheguei, sem Ele eu nada seria.

Agradeço aos meus pais que sempre me apoiaram, e não mediram esforços para que eu pudesse concluir a graduação, me ajudaram nas horas mais difíceis e vibraram comigo pelas minhas conquistas. Agradeço também ao meu irmão Davi, que mesmo tão pequeno, compreendeu as minhas ausências em tantos momentos importantes e foi combustível para eu continuar.

Ao meu esposo, Fernando, que está comigo quase desde o início dessa jornada, me apoiando, compreendendo, e incentivando. Agradeço por toda dedicação, amor, paciência e companheirismo.

Ao meu orientador Thiago Pontin por todos os ensinamentos e aprendizados, não somente acadêmicos, mas também sobre a vida. Agradeço por toda paciência durante essa árdua jornada do trabalho de conclusão de curso e por acreditar em mim.

Agradeço à minha pastora Margarete por me socorrer nas horas de angústia, e me fazer enxergar que eu sou capaz. Aos meus líderes espirituais Glade e Simone que também foram peças fundamentais nessa jornada.

Por fim, agradeço a todos os professores e colegas que passaram pela minha vida durante a graduação e que contribuíram para a minha caminhada.

"Você não pode mudar o vento,
mas pode ajustar as velas do
barco para chegar onde quer."

Confúcio

RESUMO

A correta seleção do sistema propulsivo é um dos principais aspectos a serem estudados em um projeto naval, pois impacta diretamente na eficiência e no desempenho da embarcação. Esse processo depende de uma estimativa confiável da relação entre o torque aplicado no eixo e o empuxo gerado pelo propulsor. Nessa conjuntura, este trabalho apresenta o desenvolvimento de uma ferramenta computacional, para análise e seleção de perfis hidro e aerodinâmicos para o projeto de propulsores do tipo hélice. Desenvolvida em Delphi e integrada ao programa XFOIL, a ferramenta utiliza o método dos painéis e a teoria do momento do elemento de pá para estimar o desempenho do hélice, analisando as forças atuantes em cada seção da pá. Para a verificação da ferramenta foram analisados 5 perfis aerodinâmicos de geometria conhecida e cujos resultados encontram-se disponíveis na literatura. Por fim, o módulo de estimativa de desempenho do propulsor foi verificado com base em um estudo de caso também disponível na literatura. Embora tenham sido observados alguns resultados discrepantes, em especial para ângulos de ataque superiores a 10° , o módulo de análise de perfis alcançou erros médios inferiores a 10%, indicando um bom desempenho da ferramenta desenvolvida. Por fim, o módulo de desempenho do propulsor alcançou rigorosamente os mesmos resultados do estudo de caso utilizado como referência, indicando a correta implementação da ferramenta desenvolvida.

Palavras-chave: Propulsão. Hélice. Ferramenta computacional. Teoria do momento do elemento de pá. Perfil aerodinâmico.

ABSTRACT

The correct selection of the propulsive system is one of the main aspects to be studied in a naval project, as it directly impacts the efficiency and performance of the vessel. This process depends on a reliable estimate of the relationship between the torque applied to the axis and the thrust generated by the propeller. In this context, this work presents the development of a computational tool for the analysis and selection of hydro and aerodynamic profiles for the design of propeller-type thrusters. Developed in Delphi and integrated into the XFOIL program, the tool uses the panel method and the blade element momentum theory to estimate propeller performance, analyzing the forces acting on each blade section. To verify the tool, analyzes were performed on 5 aerodynamic profiles of known geometry and whose results are available in the literature. Finally, the propeller performance estimation module was verified based on a case study also available in the literature. Although some discrepant results were observed, especially for attack angles greater than 10, the profile analysis module reached average errors below 10%, indicating a good performance of the developed tool. Finally, the propeller performance module strictly achieved the same results as the case study used as a reference, indicating the correct implementation of the developed tool.

Keywords: Propulsion system. Propeller. Computational tool. Blade element momentum theory. Aerodynamic profile.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Diferença de pressão na pá	17
Figura 2 – Linhas de construção do hélice	18
Figura 3 – Passo do hélice	19
Figura 4 – Razão de área	20
Figura 5 – Diagrama de águas abertas	21
Figura 6 – Geometria de um fólio	22
Figura 7 – Sustentação positiva	23
Figura 8 – Ângulo de ataque nulo	23
Figura 9 – Ângulo de ataque de sustentação nula	24
Figura 10 – Sustentação negativa	24
Figura 11 – Ângulo de ataque crítico	24
Figura 12 – Arrasto	25
Figura 13 – Volume de controle para um hélice ideal	26
Figura 14 – Momento angular gerado pelo hélice	28
Figura 15 – Divisão dos elementos de pá de um hélice	29
Figura 16 – Forças e velocidades em um elemento de pá	30
Figura 17 – Metodologia de trabalho	34
Figura 18 – Fluxograma de funcionamento - Módulo Análise de Seção	36
Figura 19 – Fluxograma de funcionamento - Módulo Análise do Propulsor	37
Figura 20 – Algoritmo BEMT	38
Figura 21 – Interface Ferramenta	40
Figura 22 – Parâmetros de entrada - Seção	41
Figura 23 – Perfis incluídos na ferramenta	42
Figura 24 – Seções do fólio	42
Figura 25 – Cálculo de Forças	43
Figura 26 – Abas interface - Análise Seção	44
Figura 27 – Exemplo de Geração de Perfil	44
Figura 28 – Curvas de coeficientes geradas pela ferramenta	45
Figura 29 – Curvas de forças de arrasto e sustentação geradas pela ferramenta	46
Figura 30 – Interface - Análise Propulsor	47
Figura 31 – Parâmetros de entrada - Propulsor	47
Figura 32 – Resultados do BEMT para cada seção do propulsor	48
Figura 33 – Resultados gerais de desempenho do propulsor	48

Figura 34 – Geometrias dos perfis geradas pela ferramenta	50
Figura 35 – Comparação entre os resultados - NACA M3	51
Figura 36 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA M3	53
Figura 37 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA 4412	54
Figura 38 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA 2412	55
Figura 39 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA CYH	56
Figura 40 – Curvas comparativas para C_L e C_D - RAF 30	57
Figura 41 – Parâmetros de entrada utilizados - BEMT	58
Figura 42 – Comparação entre os resultados - NACA4412	63
Figura 43 – Comparação entre os resultados - NACA2412	64
Figura 44 – Comparação entre os resultados - NACA CYH	65
Figura 45 – Comparação entre os resultados - RAF 30	66

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Métodos numéricos para modelagem de hélices	32
Tabela 2 – Erros calculados para cada perfil para C_L	51
Tabela 3 – Erros calculados para cada perfil para C_D	52
Tabela 4 – Comparação resultados - BEMT	58

LISTA DE SÍMBOLOS E SIGLAS

α	Ângulo de ataque
η_0	Eficiência do propulsor
μ	Viscosidade dinâmica
Ω	Velocidade rotacional
θ	Ângulo de passo geométrico
a	Fator de indução axial
A_0	Área do disco
A_∞	Área da seção transversal a montante do disco atuador
A_D	Área do disco atuador
A_E	Área expandida
A_S	Área da seção transversal a jusante do disco atuador
b	Fator de indução tangencial
C_D	Coeficiente de arrasto
C_L	Coeficiente de sustentação
D	Diâmetro do hélice
dD	Força de arrasto em um elemento de pá
dL	Força de sustentação em um elemento de pá
F_D	Força de arrasto
F_L	Força de sustentação
J	Coeficiente de avanço
K_Q	Coeficiente de torque
K_T	Coeficiente de empuxo

n	Rotação do hélice
P	Passo do hélice
p^+	Pressão estática imediatamente a jusante do disco atuador
p^-	Pressão estática imediatamente a montante do disco atuador
P_∞	Pressão estática a montante do disco atuador
P_D	Potência entregue pelo eixo
P_E	Potência efetiva
P_S	Pressão estática a jusante do disco atuador
Q	Torque
Re	Número de Reynolds
T	Empuxo
V	Velocidade nominal do escoamento
V_∞	Velocidade do escoamento na região de corrente livre
V_A	Velocidade de avanço
V_D	Velocidade do escoamento no plano do disco atuador
V_S	Velocidade do escoamento a jusante do disco atuador
V_{rot}	Velocidade de fluxo angular
W	Vetor de velocidade de fluxo local da seção
Z	Número de pás
ρ	Densidade do fluido

BEMT Blade Element Momentum Theory

BET Blade Element Theory

CFD Computational Fluid Dynamic

EAR Razão de área

IDE Integrated Development Environment

MIT Massachusetts Institute of Technology

NACA National Advisory Committee for Aeronautics

RAF Royal Aircraft Factory

SI Sistema Internacional de Unidades

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Objetivo Geral	15
1.2	Objetivos Específicos	15
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	16
2.1	Hélice propulsor	16
2.1.1	Geometria de um hélice	16
2.1.1.1	Diâmetro do hélice	18
2.1.1.2	Número de pás	18
2.1.1.3	Passo do hélice	19
2.1.1.4	Razão de área (EAR)	19
2.2	Diagrama de águas abertas	20
2.3	Perfil aerodinâmico	21
2.3.1	Forças hidrodinâmicas atuantes em um fólio	22
2.4	Teoria do momento	25
2.4.1	Momento angular	28
2.5	Teoria do elemento de pá	29
2.6	Teoria do momento do elemento de pá	31
3	METODOLOGIA	34
3.1	Metodologia adotada para o módulo de análise da seção de pá	35
3.2	Metodologia adotada para o módulo de análise do propulsor	36
4	DESENVOLVIMENTO	40
4.1	Análise Seção	41
4.1.1	Parâmetros de entrada - Seção	41
4.1.2	Resultados da Análise da Seção	43
4.2	Análise Propulsor	46
4.2.1	Parâmetros de entrada - Propulsor	47
4.2.2	Resultados da Análise do Propulsor	48
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	49
5.1	Verificação da Análise de Seção de Hélice	49
5.2	Verificação da Análise do Propulsor	58
6	CONCLUSÕES	59
	REFERÊNCIAS	61

APÊNDICE A - COMPARAÇÕES ENTRE RESULTADOS	63
ANEXO A - CÓDIGO MATLAB - BEMT	67
ANEXO B - COORDENADAS DOS AEROFÓLIOS	70

1 INTRODUÇÃO

O sistema propulsivo é um dos principais tópicos de estudo a ser realizado no projeto de uma embarcação, pois dentre os diferentes elementos que compõe esse sistema, o propulsor é aquele destinado a gerar a força de empuxo, responsável pelo deslocamento do navio (MOLLAND; TURNOCK; HUDSON, 2017).

Embora existam diversos tipos de propulsores (azimutais, cicloidais, roda de pás, jato d'água, etc) os propulsores do tipo hélice são, de longe, os mais utilizados (TRINDADE, 2012). O princípio de funcionamento desses propulsores se baseia na alteração da quantidade de movimento do fluido que, ao ser empurrado para trás, impulsiona a embarcação para frente, transferindo a potência gerada pelo motor para o fluido (FAVACHO; VAZ; MESQUITA, 2014).

Nesse caso, a seleção de um propulsor depende de uma estimativa confiável da relação entre o torque aplicado no eixo e o empuxo líquido gerado pelo hélice (MOLLAND; TURNOCK; HUDSON, 2017). Paradoxalmente são poucas as ferramentas disponíveis para o projeto de propulsores, sendo que as poucas opções existentes apresentam elevado custo, interface pouco amigável e/ou requerem um alto poder computacional (LEME, 2021).

É importante destacar que, no caso de hélices navais, o funcionamento do propulsor pode levar a cavitação, fenômeno no qual ocorre a formação de bolhas de vapor devido a vaporização do fluido causada pela redução da pressão decorrente da aceleração do escoamento no entorno das pás. Assim, o projeto desses componentes deve avaliar tanto o desempenho teórico, quanto a possibilidade de ocorrência de cavitação, pois esse fenômeno compromete tanto a eficiência quanto a integridade do sistema (KAMIENSKI, 2016).

Nesse contexto, este trabalho propõe o desenvolvimento de uma ferramenta computacional para a análise e a seleção de perfis hidro e aerodinâmicos destinados ao projeto de hélices, a qual também pode ser utilizada para o projeto de asas e hidrofólios.

O desenvolvimento realizado é dividido em dois módulos principais. O primeiro módulo refere-se à análise de um único perfil hidrodinâmico, onde utiliza-se o programa XFOIL para a obtenção dos coeficientes de sustentação e de arrasto do perfil analisado. Com a obtenção desses coeficientes, a ferramenta calcula as forças de sustentação e de arrasto, exibindo a geometria do perfil e as respectivas curvas de desempenho em função do ângulo de ataque do perfil.

O segundo módulo refere-se à análise do desempenho geral do propulsor, a

qual é realizada com base no modelo matemático da teoria do momento do elemento de pá (do inglês "*Blade Element Momentum Theory*- BEMT), introduzida por Glauert em 1935. Neste módulo, os coeficientes determinados para cada uma das seções das pás são integrados, permitindo-se estimar o desempenho teórico de um propulsor.

1.1 Objetivo Geral

Diante da problemática descrita, este trabalho objetiva o desenvolvimento de uma ferramenta computacional para análise e seleção de perfis hidro e aerodinâmicos para o projeto de asas e propulsores navais do tipo hélice.

1.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos são:

- a. Caracterização dos parâmetros que descrevem a geometria de um hélice;
- b. Caracterização dos parâmetros que descrevem a geometria de um perfil;
- c. Elaboração de um procedimento de integração com o programa XFOIL;
- d. Elaboração de uma interface para pré e pós processamento das análises;
- e. Elaboração de um memorial de cálculo utilizando a teoria do momento do elemento de pá para, a partir das forças atuantes em cada seção da pá, obter o empuxo e o torque produzidos por um hélice;
- f. Implementação de uma ferramenta computacional que, utilizando a integração com o programa XFOIL, permita estimar o desempenho de um perfil;
- g. Implementação de uma ferramenta computacional que, utilizando as equações da teoria do momento do elemento de pá, permita estimar o desempenho de um propulsor do tipo hélice;
- h. Verificação dos resultados obtidos no módulo de análise de perfis aerodinâmicos, comparando-os com eventuais dados disponíveis na literatura;
- i. Verificação da implementação da teoria do momento do elemento de pá usando um estudo de caso disponível na literatura.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são abordados os principais conceitos que sustentam o desenvolvimento realizado neste trabalho. Inicialmente, são descritos os principais parâmetros associados à geometria e ao funcionamento de um hélice, além das características geométricas do perfil aerodinâmico da seção de uma pá. A seguir, são descritas as teorias que fundamentam o funcionamento da ferramenta desenvolvida.

2.1 Hélice propulsor

O sistema propulsivo é um elemento vital de uma embarcação, pois é ele o responsável pela geração da força de empuxo capaz de movimentar a embarcação. Apesar dos vários tipos de propulsores existentes, os propulsores do tipo hélice continuam sendo os mais utilizados (TRINDADE, 2012).

Nesse sistema, o torque gerado pelo motor é transmitido ao hélice através de um eixo, o qual, por sua vez, modifica a quantidade de movimento do fluido, resultando em uma força contrária à resistência ao avanço.

Os hélices são geralmente colocados na popa do navio, com o objetivo de recuperar parte da energia dispendida para vencer a resistência ao avanço e produzir força suficiente para mover a embarcação (TRINDADE, 2012).

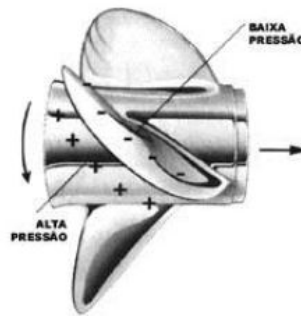
A correta seleção e dimensionamento de um hélice depende de diversos fatores, dentre os quais destacam-se o rendimento, a cavitação e a interação com o casco. Assim, o bom desempenho do sistema propulsivo decorre da correta combinação entre a forma do casco, o motor e o hélice, sendo que sistemas mal projetados podem resultar em um excessivo consumo de combustível e/ou exigir mais manutenção (NASSEH, 1999).

De acordo com Passos (2013), um hélice transforma energia rotacional em força axial, devido a mudança do fluxo causada pelas pás, cujo formato tem grande influência nessa conversão e, portanto, no desempenho do propulsor.

2.1.1 Geometria de um hélice

Os propulsores do tipo hélice são formados por superfícies de sustentação dinâmica, tal como as asas de aeronaves, sendo o empuxo gerado pela diferença de pressão entre a face e o dorso das pás (Figura 1).

Figura 1 – Diferença de pressão na pá



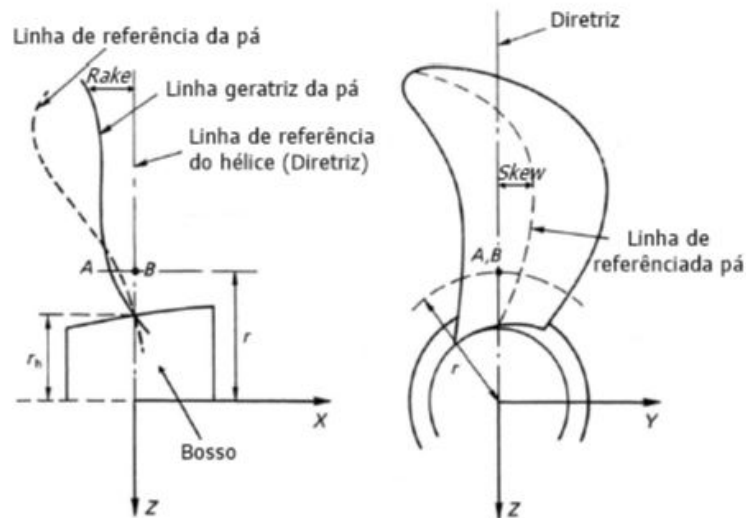
Fonte: Nasseh (1999)

Buscando maximizar a eficiência, a geometria típica de um hélice é complexa, consistindo em um conjunto de pás distribuídas uniformemente em torno de um cubo, o qual também é chamado de *boss* ou *hub* (TRINDADE, 2012). Já a localização das pás é definida pelas linhas de referência do hélice, as quais também são conhecidas por linhas diretrizes (*propeller reference line* ou *directrix*), sendo que cada uma das pás é modelada com base na linha geratriz (*generator line*) (TONÁCIO, 2014). Por fim, a linha de referência da pá (*blade reference line*) é outro aspecto importante da construção de um hélice, sendo definida pelos pontos centrais de cada seção da pá.

Tal como discutido por Carlton (2007), entre os principais parâmetros que descrevem a geometria de um propulsor, destacam-se o caimento, ou *rake* e o *skew*. O primeiro corresponde à distância entre a linha geratriz e a linha diretriz de uma pá, enquanto o segundo descreve a assimetria de contorno de pá e corresponde à distância entre a linha de referência e a linha diretriz.

Para facilitar a visualização, na Figura 2 são mostrados os principais parâmetros geométricos de um propulsor, os quais foram descritos nesta seção.

Figura 2 – Linhas de construção do hélice



Fonte: Adaptado de Carlton (2007)

2.1.1.1 Diâmetro do hélice

O diâmetro pode ser considerado a principal dimensão de um propulsor (PASSOS, 2013). De modo geral, quanto maior for o diâmetro, maior será o empuxo gerado. Além disso, segundo Padovezi (1997), a eficiência do hélice tende a aumentar com o aumento do diâmetro, pois ocorre o decréscimo do carregamento específico das pás.

No entanto, alguns fatores são limitantes para o aumento do diâmetro, como o espaço disponível para a instalação na embarcação, além do fenômeno de cavitação, que pode ocorrer quando a velocidade nas extremidades das pás é elevada (CARLTON, 2007). Por fim, o aumento do diâmetro pode acarretar no aumento das vibrações ocasionadas, levando à perda de eficiência e diversos outros problemas estruturais (TRINDADE, 2012).

2.1.1.2 Número de pás

Em tese, a eficiência do hélice é maior quanto menor for o número de pás (LEME, 2021). No entanto, a irregularidade das forças geradas pelas pás pode ocasionar vibrações no casco e/ou propulsor.

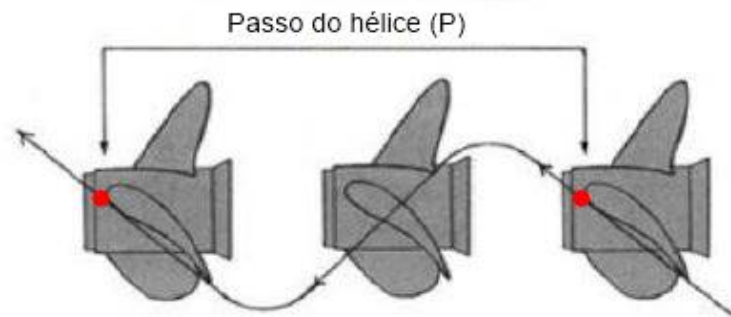
Portanto, é importante que essa seleção seja feita ponderando-se o rendimento, a cavitação e as vibrações induzidas pelo propulsor. Usualmente, o número de pás de um propulsor naval varia entre 2 e 8, sendo que navios mercantes costumam utilizar hélices de 4 à 6 pás, enquanto que lanchas e outros barcos de menor porte, costumam ter hélices com 2 à 3 pás. Por fim, os propulsores com mais de 6 pás são menos usuais e costumam ser utilizados em aplicações específicas, tais como submarinos militares

(CARLTON, 2007).

2.1.1.3 Passo do hélice

O passo (*pitch*), mostrado na Figura 3, corresponde à distância axial percorrida por um ponto do hélice ao completar uma revolução. Dividindo essa distância pelo diâmetro do hélice, obtêm-se a razão passo diâmetro (P/D), parâmetro importante para caracterização de um propulsor (PINHEIRO, 2014).

Figura 3 – Passo do hélice



Fonte: Pinheiro (2014)

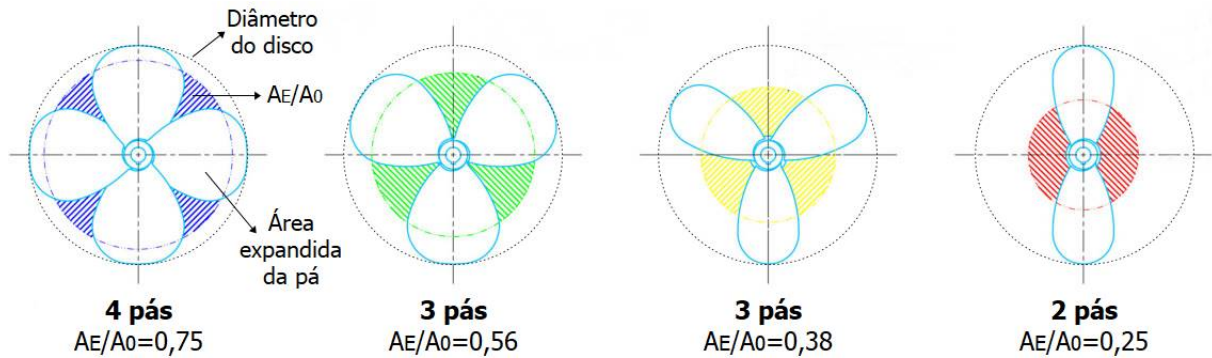
2.1.1.4 Razão de área (EAR)

A razão de área (EAR) mede a razão entre a área expandida (A_E) e a área do disco (A_0), sendo que a área expandida corresponde à soma das áreas das faces das pás, enquanto a área do disco corresponde à área do círculo definido pelo diâmetro do propulsor (TRINDADE, 2012).

Segundo Padovezi (1997), quanto menor a área das pás, menores serão as perdas por atrito e mais eficiente será o hélice. No entanto, quanto menor for a área da pá, maior é a sua suscetibilidade ao fenômeno da cavitação, pois mais intensa será a queda de pressão por m^2 de superfície da pá.

Dessa forma, a área expandida deve ser suficiente para distribuir a pressão de forma a reduzir ao máximo a ocorrência da cavitação. Logo, quanto maior for o carregamento sofrido pelo hélice, maior deverá ser a razão A_E/A_0 . Os valores típicos para a razão de área expandida estão entre 0,3 e 1,5, sendo que valores maiores que 1, indicam a sobreposição das pás (TRINDADE, 2012). Na Figura 4 são mostrados quatro hélices com diferentes razões de área.

Figura 4 – Razão de área



Fonte: Adaptado de Gerr (2017)

2.2 Diagrama de águas abertas

Usualmente o desempenho dos propulsores é determinado através de ensaios em águas abertas, onde um modelo em escala reduzida é colocado para operar totalmente submerso em um fluido em repouso. A seguir, o propulsor operando é movimentado longitudinalmente a uma velocidade de avanço (V_A) constante. Alternativamente, o hélice também pode ser testado em um túnel de cavitação, onde as características de águas abertas podem ser medidas, além de ser possível avaliar a ocorrência e os efeitos da cavitação (MOLLAND; TURNOCK; HUDSON, 2017).

Durante o experimento, o torque (Q) e o empuxo (T) são medidos para diferentes rotações e velocidades de avanço. Por fim, os resultados obtidos são adimensionalizados pela densidade do fluido (ρ), a rotação (n), a velocidade de avanço (V_A) e o diâmetro do propulsor (D), utilizando as Equações 2.1, 2.2 e 2.3 mostradas a seguir.

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

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

$$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (2.3)$$

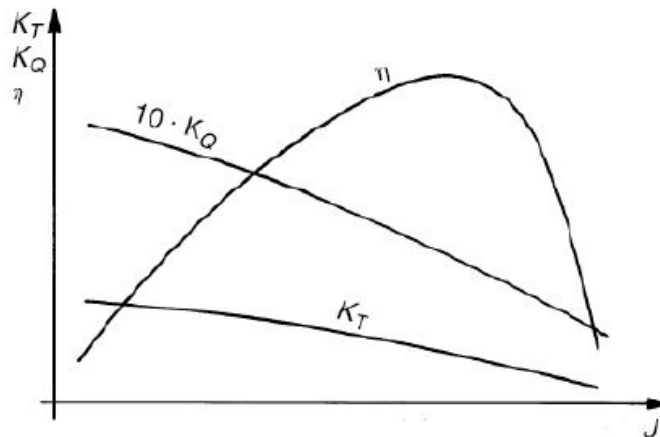
Onde (J) é o coeficiente de avanço, (K_T) é o coeficiente de empuxo e (K_Q) é o coeficiente de torque.

Já a eficiência (η_0) é definida pela razão entre a potência efetivamente utilizada para gerar empuxo (P_E) e a potência total entregue pelo eixo (P_D), conforme mostrado na Equação (2.4).

$$\eta_0 = \frac{P_E}{P_D} = \frac{JK_T}{2\pi K_Q} \quad (2.4)$$

Os resultados empíricos são então apresentados na forma de curvas cujo conjunto é chamado de diagrama de águas abertas do propulsor (TONÁCIO, 2014). Para auxiliar na compreensão, um exemplo de diagrama de águas abertas é mostrado na Figura 5, onde é possível visualizar a variação da eficiência (η), do coeficiente de empuxo (K_T) e do coeficiente de torque (K_Q) em função do coeficiente de avanço (J).

Figura 5 – Diagrama de águas abertas



Fonte: Trindade (2012)

2.3 Perfil aerodinâmico

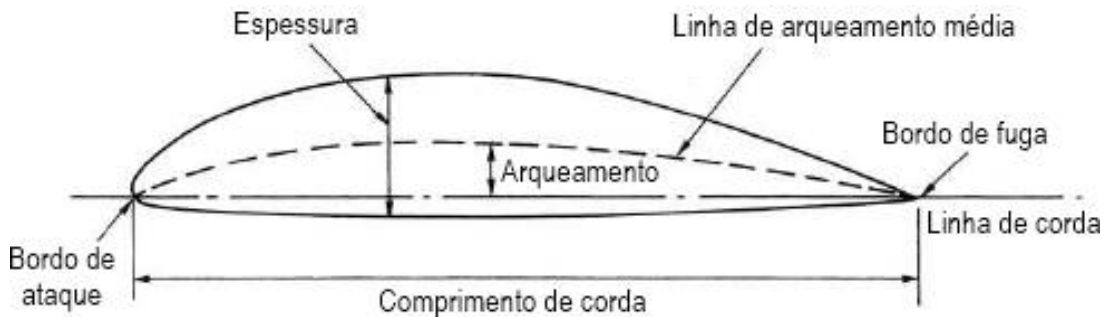
Um perfil aerodinâmico, ou aerofólio, é uma seção bidimensional projetada para a obtenção de uma reação aerodinâmica a partir da incidência do escoamento no entorno do corpo.

Conforme demonstrado por Bernoulli (1738), a incidência do escoamento em um perfil assimétrico, ou dotado de ângulo de ataque em relação ao fluido, ocasiona uma diferença de pressão entre a face superior e inferior do perfil, resultando em uma força de sustentação ortogonal ao escoamento.

Os perfis aerodinâmicos das seções de um propulsor do tipo hélice são semelhantes aos existentes em asas e hidrofólios, gerando uma força de arrasto e de sustentação, cujos valores dependem das características do fluido, da geometria dos perfis e do ângulo de ataque existente entre o perfil e o escoamento (CYPRIANO; IMANISHI, 2014)

Para facilitar a visualização, os principais parâmetros que descrevem um fólio podem ser vistos na Figura 6.

Figura 6 – Geometria de um f3lio



Fonte: Adaptado de Carlton (2007)

De acordo com Carlton (2007) e Anderson (2001), a uni3o dos pontos m3dios entre as superf3cies superior e inferior do f3lio em cada uma das se33es 3e chamada de linha de arqueamento m3dia. J3 as extremidades da linha de arqueamento s3o chamadas de bordos de ataque e de fuga, enquanto a linha reta que une esses dois pontos 3e chamada de linha de corda.

A dist3ncia entre os bordos de ataque e de fuga, quando medida ao longo da linha da corda, 3e denominada comprimento da corda, ou apenas corda (c) do perfil. J3 o arqueamento corresponde a m3xima dist3ncia perpendicular 3a linha de corda, entre a linha m3dia de arqueamento e a linha de corda. Por fim, a m3xima dist3ncia entre as superf3cies superior e inferior, geralmente medida perpendicularmente 3a linha de corda, 3e chamada de espessura do f3lio (CARLTON, 2007).

3 importante destacar que, os perfis NACA s3o criados a partir da linha m3dia de arqueamento e as espessuras s3o tra3adas perpendicularmente 3a essa linha (ANDERSON, 2001).

2.3.1 For3as hidrodin3micas atuantes em um f3lio

Conforme j3 explicado, o escoamento de um fluido sobre um f3lio assim3trico ou dotado de um 3ngulo de ataque gera for3as chamadas de sustent3o (F_L) e arrasto (F_D), as quais correspondem a decomposi3o da for3a total hidrodin3mica nas dire33es paralela e ortogonal ao escoamento. Al3m das for3as, a distribui3o da press3o no entorno do perfil pode resultar em um momento angular (MORAIS, 2018).

Para facilitar a extrapola3o e a compara3o entre perfis de diferentes formas e tamanhos, as for3as geradas podem ser adimensionalizadas utilizando-se as equa33es 2.5 e 2.6.

$$C_L = \frac{F_L}{0,5\rho V^2 S} \quad (2.5)$$

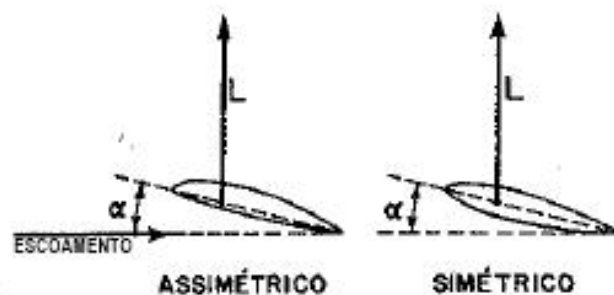
$$C_D = \frac{F_D}{0,5\rho V^2 S} \quad (2.6)$$

Onde C_L é o coeficiente de sustentação, C_D é o coeficiente de arrasto e S é a área projetada do corpo na direção perpendicular ao escoamento. Os coeficientes hidrodinâmicos são adimensionais e obtidos de forma experimental variando-se o número de Reynolds, número de Mach e o ângulo de ataque (ANDERSON, 2001).

Em geral, quanto maior a velocidade do fluido, maiores são as forças geradas, pois maior é a velocidade relativa entre o perfil e o fluido. No entanto, o aumento da velocidade pode ocasionar cavitação e/ou perda de sustentação devido ao descolamento do fluido da superfície (CYPRIANO; IMANISHI, 2014).

Dependendo do ângulo de ataque, a força de sustentação poderá assumir diferentes valores conforme o tipo de perfil (FORMAÇÃO DE PILOTOS, 2014). Quando o ângulo de ataque é positivo, a sustentação é positiva, para qualquer tipo de perfil (Figura 7).

Figura 7 – Sustentação positiva



Fonte: Adaptado de Formação de Pilotos (2014)

Para ângulo de ataque nulo, a sustentação será positiva em perfis assimétricos e nula para perfis simétricos (Figura 8).

Figura 8 – Ângulo de ataque nulo



Fonte: Adaptado de Formação de Pilotos (2014)

O ângulo de ataque no qual não é produzida sustentação, é chamado ângulo de ataque de sustentação nula. O ângulo de sustentação nula é sempre igual a zero nos perfis simétricos e negativos nos perfis assimétricos (Figura 9).

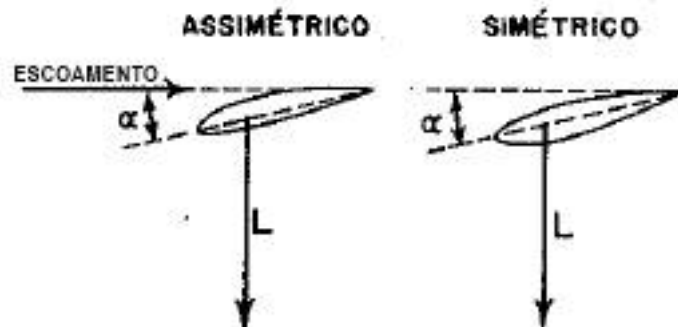
Figura 9 – Ângulo de ataque de sustentação nula



Fonte: Adaptado de Formação de Pilotos (2014)

Quando o ângulo de ataque é menor que o ângulo de sustentação nula, a sustentação será negativa, para qualquer tipo de perfil (Figura 10).

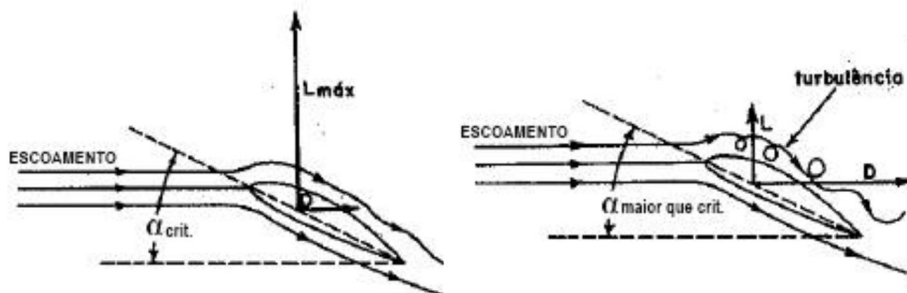
Figura 10 – Sustentação negativa



Fonte: Adaptado de Formação de Pilotos (2014)

Quando o ângulo de ataque é aumentado, a sustentação também aumenta, até atingir o ângulo crítico ou ângulo de sustentação máxima. Ao ultrapassar esse ângulo, o escoamento não consegue mais acompanhar a curvatura do extradorso, e começa a formar um turbilhão, diminuindo bruscamente a sustentação e aumentando rapidamente o arrasto (Figura 11).

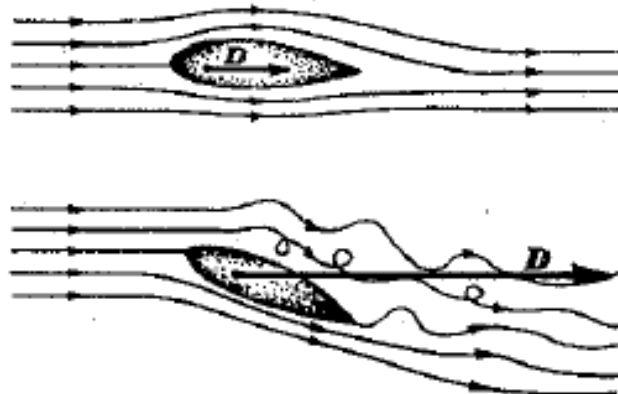
Figura 11 – Ângulo de ataque crítico



Fonte: Adaptado de Formação de Pilotos (2014)

Para pequenos ângulos de ataque o arrasto pode ser considerado baixo, já que decorre apenas do atrito da água com a superfície do perfil e da redução da pressão junto ao bordo de fuga. No entanto, ao se aumentar o ângulo de ataque, o descolamento do escoamento pode gerar turbilhonamento, o qual tende a aumentar consideravelmente o arrasto atuante no perfil (Figura 12).

Figura 12 – Arrasto



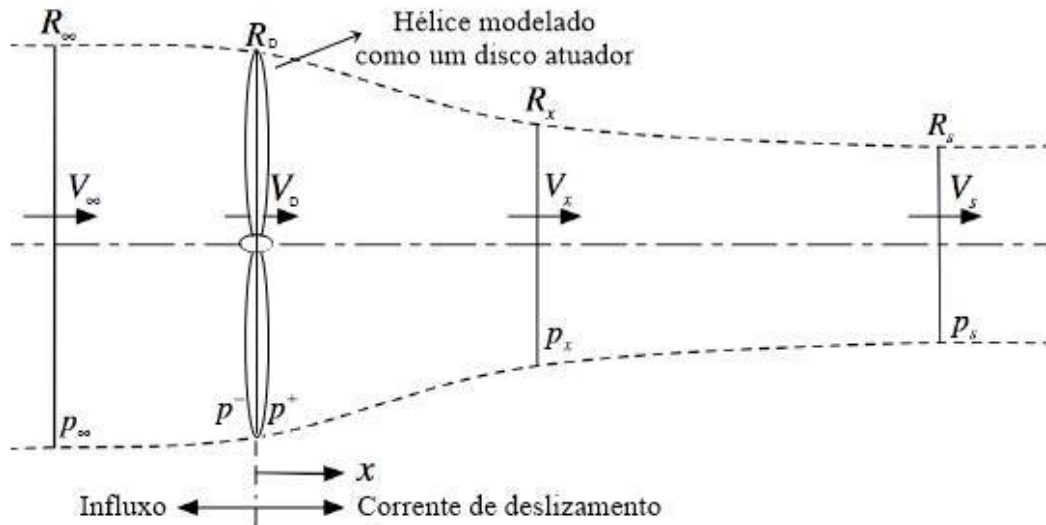
Fonte: Adaptado de Formação de Pilotos (2014)

2.4 Teoria do momento

A teoria do momento ou teoria do disco atuador modela o funcionamento do propulsor como um disco atuador ideal, e foi desenvolvida por Froude como uma continuação do trabalho de Rankine. Nessa abordagem, o escoamento é considerado invíscido, incompressível e irrotacional, sendo que a velocidade e a pressão estática são uniformes em cada seção transversal do disco e do tubo de corrente (RWIGEMA, 2010), tal como pode ser visto na Figura 13.

Essa teoria permite modelar o hélice como um disco atuador simples que acelera o fluxo na direção axial gerando uma alteração de pressão no plano do hélice, o qual é considerado como um disco circular contínuo com pás infinitas e A_E/A_0 igual a 1. Nessa abordagem, o empuxo gerado pelo propulsor é expresso por velocidades aumentadas no plano do hélice e na esteira a jusante desse plano.

Figura 13 – Volume de controle para um hélice ideal



Fonte: Adaptado de Rwigema (2010)

Aplicando-se a conservação de massa ao volume de controle tem-se,

$$\rho A_\infty V_\infty = \rho A_D V_D = \rho A_S V_S \quad (2.7)$$

Onde ρ corresponde a densidade do fluido, A corresponde a área da seção transversal do volume de controle e V corresponde a velocidade de escoamento, sendo que o subscrito ∞ refere-se à região de corrente livre a montante do disco, o subscrito D refere-se às condições no disco atuador e o subscrito S refere-se à região a jusante do disco.

O disco atuador induz uma variação na velocidade axial do fluxo, que deve ser sobreposta a V_∞ . Assim, uma nova variável chamada de fator de indução axial (a) é definida para representar a fração de aumento que a velocidade da corrente livre sofre até chegar ao plano do hélice. Usando o fator de indução axial, a velocidade do fluxo no disco, pode ser escrita na forma da Equação 2.8.

$$V_D = V_\infty + aV_\infty = V_\infty(1 + a) \quad (2.8)$$

Devido ao princípio da conservação da quantidade de movimento, a mudança no momento do fluxo ao longo do tubo de corrente começando a montante do hélice, passando por ele e, movendo-se para a região da esteira, deve ser igual ao empuxo produzido pelo propulsor.

$$\delta T = \rho \delta A_D V_D (V_S - V_\infty) \quad (2.9)$$

A montante do disco atuador a pressão estática é P_∞ e a velocidade é V_∞ . Essa pressão estática cai para um valor p^- imediatamente a montante do disco e

aumenta de forma descontínua para um valor p^+ imediatamente a jusante do disco. Então, o empuxo pode ser escrito como,

$$\delta T = (p^+ - p^-)\delta A_D \quad (2.10)$$

Logo,

$$(p^+ - p^-)A_D = \rho A_D V_\infty (1 + a)(V_S - V_\infty) \quad (2.11)$$

De acordo com a equação de Bernoulli, dado que o escoamento é invíscido, a pressão total é constante ao longo de qualquer linha de corrente, exceto aquelas que passam pelo disco. Considerando ainda o princípio da conservação da massa, as velocidades axial e tangencial são contínuas, pois nenhum fluido é criado dentro do disco. Desse modo, o aumento na pressão total é expresso como um aumento na pressão estática (RWIGEMA, 2010).

A seguir, a equação de Bernoulli é aplicada visando determinar a diferença de pressão ($p^+ - p^-$), considerando as regiões a montante e a jusante do disco atuador. A montante do disco tem-se,

$$\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 + P_\infty + \rho_\infty g h_\infty = \frac{1}{2}\rho_D V_D^2 + p^- + \rho_D g h_D \quad (2.12)$$

Assumindo que o escoamento é incompressível ($\rho_\infty = \rho_D$) e horizontal ($h_\infty = h_D$), pode-se escrever,

$$\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 + P_\infty = \frac{1}{2}\rho V_D^2 + p^- \quad (2.13)$$

Similarmente, a jusante, tem-se,

$$\frac{1}{2}\rho V_D^2 + p^+ = \frac{1}{2}\rho V_S^2 + P_S \quad (2.14)$$

Subtraindo as Equações (2.13) e (2.14), obtém-se,

$$p^+ - p^- = \frac{1}{2}\rho(V_S^2 - V_\infty^2) \quad (2.15)$$

Da Equação (2.11), tem-se então,

$$\frac{1}{2}\rho(V_S^2 - V_\infty^2)A_D = \rho A_D V_\infty (1 + a)(V_S - V_\infty) \quad (2.16)$$

Logo, chega-se na equação para V_S ,

$$V_S = V_\infty(1 + 2a) \quad (2.17)$$

Substituindo as Equações (2.8) e (2.17) em (2.9), e sabendo que a área da seção (A_D) é igual a $2\pi r dr$, o empuxo resultante em uma seção anelar do disco pode ser escrito em função do fator de indução axial (a).

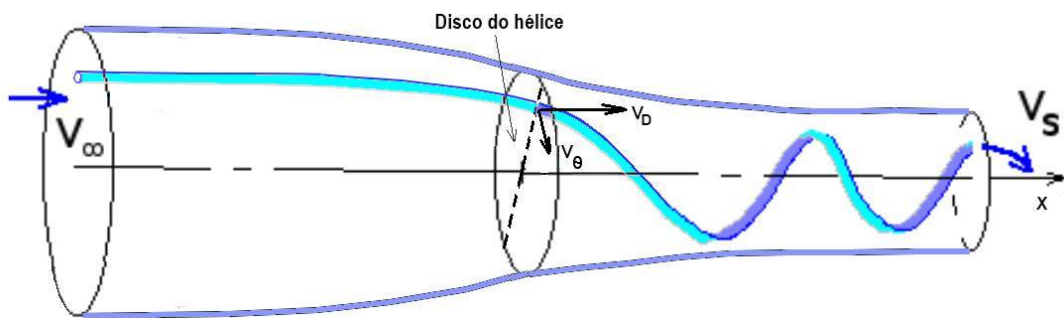
$$dT = 4\pi r \rho V_{\infty}^2 (1 + a) dr \quad (2.18)$$

No entanto, um hélice real não é carregado uniformemente como assumido pelo modelo do disco atuador. Para analisar a variação da carga radial ao longo das pás, deve-se considerar o momento angular transmitido ao fluxo pelo hélice (RWIGEMA, 2010).

2.4.1 Momento angular

Conforme pode ser visto na Figura 14, quando o fluido se aproxima do disco, o fluxo horizontal possui apenas quantidade de movimento linear. Ao passar pelo disco, o torque das pás em rotação transmite um momento angular ao fluido, que passa a rotacionar na região da esteira.

Figura 14 – Momento angular gerado pelo hélice



Fonte: Adaptado de Aerodynamics for Students (c2022)

A velocidade angular do fluido no disco atuador, pode ser escrita como,

$$V_{\theta} = b\Omega r \quad (2.19)$$

Onde b é o fator de indução tangencial, também conhecido como fator de redemoinho (AERODYNAMICS FOR STUDENTS, c2022).

Nesse caso, o torque exercido pelo hélice deve ser igual à variação de momento angular da esteira, ou seja, corresponderá ao produto da taxa de fluxo de massa no tubo de corrente multiplicada pela variação da velocidade tangencial e o raio do disco.

$$\delta Q = \rho A_D V_D (V_{\omega(\text{deslizamento})} - V_{\omega(\text{correntelivre})}) r \quad (2.20)$$

Considerando que a montante do disco, na região de corrente livre, a velocidade angular é zero e aplicando a conservação do momento angular em conjunto com a variação da velocidade axial, é possível mostrar que a velocidade angular imediatamente a jusante do disco, na corrente de deslizamento, será o dobro da velocidade no disco.

$$V_{\theta(\text{correntelivre})} = 0 \quad (2.21)$$

$$V_{\theta(\text{deslizamento})} = 2b\Omega r \quad (2.22)$$

Dessa forma, após manipulações matemáticas, pode-se escrever o torque em uma seção anelar do disco conforme a Equação (2.23).

$$dQ = 4\pi r^3 \rho V_{\infty} (1 + a) b \Omega dr \quad (2.23)$$

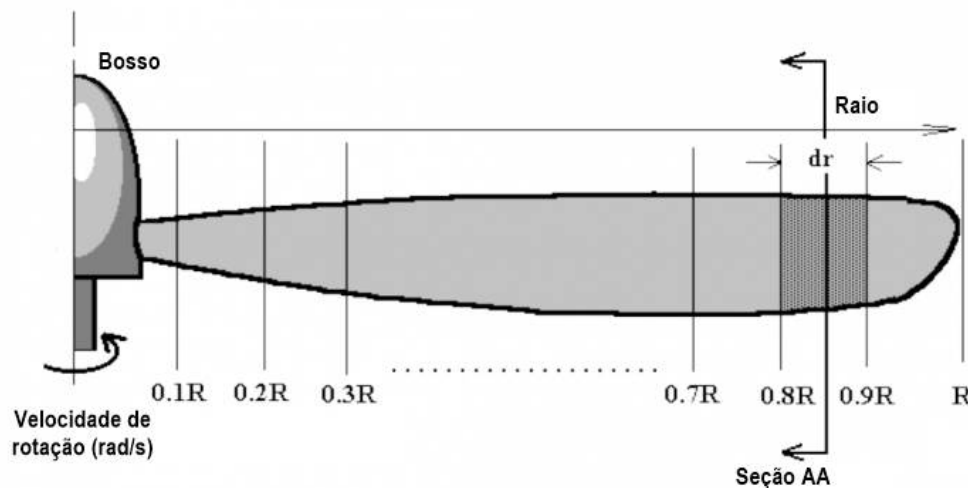
Embora não seja suficientemente precisa, a técnica do disco atuador permite obter informações importantes sobre o funcionamento de propulsores do tipo hélice. Ainda que não modele as perdas rotativas e viscosas, graças a simplicidade e ao baixo custo computacional da formulação RANSE, esse modelo é muito utilizado na obtenção de estimativas iniciais referentes ao desempenho de um propulsor (PARRA, 2013).

2.5 Teoria do elemento de pá

A teoria do elemento de pá, ou teoria de Glauert, consiste em dividir a pá em seções radiais independentes (Figura 15) e, a partir da análise de cada uma das seções isoladamente, realizar a estimativa do desempenho do propulsor (RWIGEMA, 2010).

Inicialmente, a partir do cálculo das forças de sustentação e de arrasto atuantes em cada perfil, são determinados o empuxo e o torque desenvolvidos em cada uma das seções que compõe a pá. A seguir, os valores de empuxo e torque de cada seção são integrados por toda a pá e multiplicados pela quantidade de pás para estimar o desempenho geral do hélice (AERODYNAMICS FOR STUDENTS, c2022).

Figura 15 – Divisão dos elementos de pá de um hélice

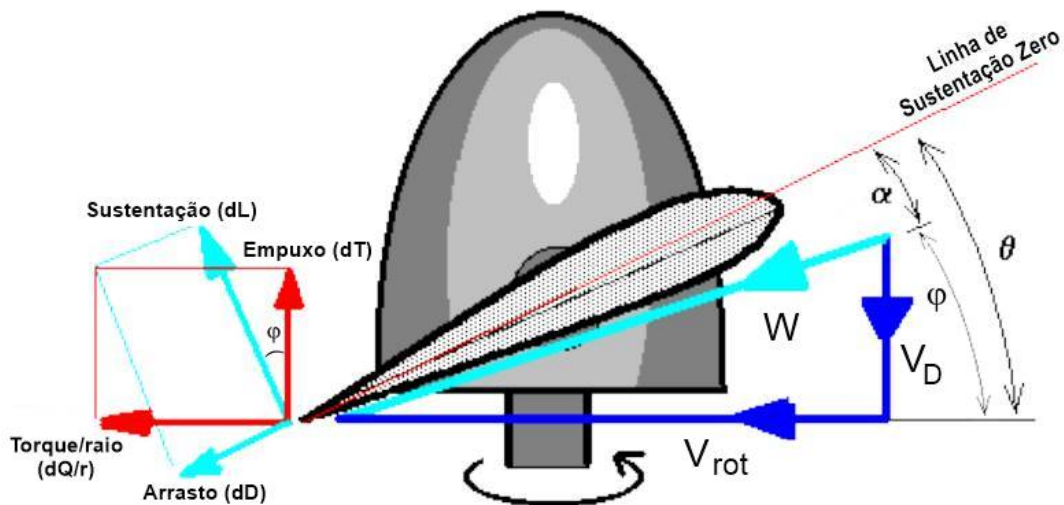


Fonte: Adaptado de Aerodynamics for Students (c2022)

As forças atuantes em um elemento de pá são obtidas através da análise 2D do perfil, considerando o ângulo de ataque (α), medido entre o ângulo de incidência do escoamento e a linha de sustentação zero do perfil, discutida na seção 2.3 (Figura 16).

É importante observar que, a depender da velocidade axial e da rotação do propulsor, o ângulo de ataque entre o fluido e a pá varia, resultando em diferentes coeficientes de sustentação e de arrasto (SILVA, 2013).

Figura 16 – Forças e velocidades em um elemento de pá



Fonte: Adaptado de Aerodynamics for Students (c2022)

Na Figura 16 é possível observar que, sendo V_D a velocidade axial no disco do hélice e V_{rot} a velocidade angular do escoamento, causada pela rotação do propulsor, W é o vetor da velocidade relativa atuante na seção e cujo módulo pode ser calculado utilizando-se a Equação (2.24).

$$W = \sqrt{V_D^2 + V_{rot}^2} \quad (2.24)$$

Dado que a pá do hélice apresenta um determinado ângulo de passo geométrico (θ)¹, a diferença de ângulo entre as direções de empuxo e sustentação pode ser definida utilizando-se a Equação 2.25.

$$\varphi = \theta - \alpha \quad (2.25)$$

Dessa forma, o ângulo de ataque pode ser escrito como:

$$\alpha = \theta - \arctan\left(\frac{V_D}{V_{rot}}\right) \quad (2.26)$$

¹ Nota: Os hélices usam como linha de referência a linha de sustentação zero e não a linha da corda da seção.

Analisando a Figura 16, é possível observar que o empuxo (dT) e o torque/raio (dQ/r) da seção de pá podem ser escritos em termos da força de sustentação (dL), da força de arrasto (dD) e do ângulo φ , conforme as Equações 2.27 e 2.28 respectivamente.

$$dT = dL \cos(\varphi) - dD \sin(\varphi) \quad (2.27)$$

$$\frac{dQ}{r} = dD \cos(\varphi) + dL \sin(\varphi) \quad (2.28)$$

Substituindo os coeficientes de arrasto e de sustentação para um valor específico de ângulo de ataque, obtém-se as equações referentes ao cálculo das forças de sustentação e de arrasto para um elemento de pá de comprimento dr .

$$dL = C_L \frac{1}{2} \rho W^2 c \cdot dr \quad (2.29)$$

$$dD = C_D \frac{1}{2} \rho W^2 c \cdot dr \quad (2.30)$$

Onde ρ é a densidade do fluido e c é a corda da seção. Sendo Z o número de pás do hélice, tem-se que o empuxo e o torque total de um propulsor pode ser estimado integrando-se as Equações 2.31 (empuxo) e 2.32 (torque) ao longo do raio.

$$dT = \frac{1}{2} \rho W^2 c (C_L \cos(\varphi) - C_D \sin(\varphi)) Z \cdot dr \quad (2.31)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho W^2 c (C_D \cos(\varphi) + C_L \sin(\varphi)) Z \cdot dr \quad (2.32)$$

Assim, a teoria do elemento de pá permite calcular as forças atuantes nas seções ao longo da pá, mas não determina a magnitude das componentes de velocidade do fluxo V_D e V_{rot} (AERODYNAMICS FOR STUDENTS, c2022).

2.6 Teoria do momento do elemento de pá

A teoria do momento do elemento de pá combina a teoria do momento em suas componentes axial e angular e a teoria do elemento de pá. Enquanto a teoria do momento determina expressões para o empuxo e o torque atuante em cada seção da pá através da conservação da quantidade de movimento, a teoria do elemento de pá determina expressões para as forças atuantes em várias seções ao longo da pá em função da geometria das pás (JÚNIOR, 2017).

A combinação dos resultados de ambos os modelos permite estimar o desempenho de um hélice cujas propriedades do fólio, tamanho e distribuição de torção são conhecidas (RWIGEMA, 2010).

Para calcular V_D e V_{rot} , os equilíbrios de momento axial e angular devem ser aplicados para prever os efeitos do fluxo induzido em um determinado elemento de pá. Da seção 2.4 sabe-se que V_D é aproximadamente igual a velocidade de avanço da embarcação (V_∞), mas é aumentada pelo fluxo axial induzido do hélice em uma corrente de deslizamento. E V_{rot} é aproximadamente igual a velocidade angular da seção de pá (Ωr), mas é reduzida devido ao turbilhonamento do fluxo induzido pelo hélice, tal como visto na Equação 2.33 (AERODYNAMICS FOR STUDENTS, c2022).

$$V_{rot} = \Omega r - b\Omega r = \Omega r(1 - b) \quad (2.33)$$

Sabendo os valores de V_D e V_{rot} é possível determinar a velocidade de fluxo local (W) e o ângulo de ataque (α) de cada seção da pá.

Sendo assim, combinando as equações da teoria do momento (disco atuador) e da teoria do elemento de pá, tem-se uma série de equações que podem ser resolvidas de forma iterativa para estimar o desempenho de um hélice propulsor.

Na Tabela 1 são sintetizadas as principais características dos principais métodos utilizados na modelagem de propulsores do tipo hélice.

Tabela 1 – Métodos numéricos para modelagem de hélices

Método	Descrição
Teoria do momento (Disco atuador)	O hélice é modelado como um disco atuador, no qual ocorre uma mudança de pressão, resultando em um empuxo. O empuxo, torque e potência entregue são atribuídos à mudanças na quantidade de movimento do fluido dentro da corrente de deslizamento existente no entorno do disco (RANKINE, 1865), (FROUDE, 1889) e (FROUDE, 1911).
Teoria do elemento de pá (<i>Blade Element Theory</i> - BET)	As forças e momentos que atuam na pá são calculados em um número discreto de seções independentes, as quais são representadas como fólios 2D, cada qual com seu respectivo ângulo de ataque em relação ao fluido. No entanto, as curvas de sustentação e de arrasto das seções devem ser previamente conhecidas. Nesse método, as velocidades induzidas no fluido devido à ação do hélice não são contabilizadas (FROUDE, 1878).
Teoria do momento do elemento de pá (<i>Blade Element Momentum Theory</i> - BEMT)	Combina a teoria do momento com a teoria do elemento de pá. Nesse caso, o campo de velocidade induzida pode ser definido no entorno das seções 2D.

Fonte: Adaptado de Phillips, Turnock e Furlong (2009)

O método BEMT é uma abordagem amplamente utilizada para a análise e projeto de hélices, rotores e turbinas eólicas. Essa abordagem, combina os princípios

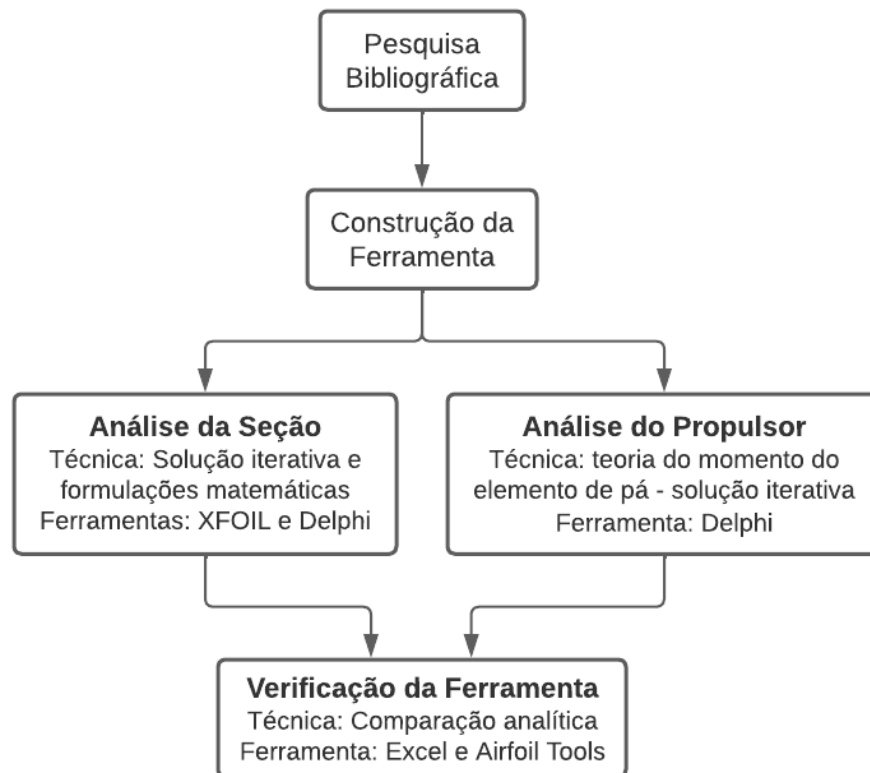
básicos da teoria do elemento de pá (Rankine, 1865 e Froude, 1878) e a teoria do momento, permitindo uma estimativa da distribuição do fluxo ao longo da pá, sendo um dos métodos mais adequados para obter uma compreensão da física associada ao funcionamento do propulsor.

No entanto, é importante destacar que, em comparação com os resultados reais de um hélice, o método BEMT superestima o empuxo e subestima o torque, resultando em uma eficiência teórica entre 5 e 10% maior do que a eficiência real de um propulsor (SALAH, 2021).

3 METODOLOGIA

Neste capítulo é apresentada a metodologia, técnicas e ferramentas utilizadas no desenvolvimento do trabalho, bem como o processo de construção da ferramenta e da verificação dos resultados obtidos, cuja sistematização é mostrada na Figura 17.

Figura 17 – Metodologia de trabalho



Fonte: Autora (2022)

Em primeiro momento, utilizou-se da técnica da pesquisa exploratória para realizar a revisão teórica a fim de compreender o funcionamento do hélice, sua geometria e os principais parâmetros que influenciam no desempenho do sistema, bem como entender a geometria e as forças atuantes em uma seção de pá. Os resultados dessa pesquisa foram materializados no equacionamento e na modelagem matemática descrita no Capítulo 2.

Para o desenvolvimento da ferramenta computacional utilizou-se a linguagem Object Pascal implementada por meio do programa Delphi Community Edition 10.4.

A escolha dessa linguagem de programação considerou o fato dessa ser uma IDE (do inglês "*Integrated Development Environment*" - Ambiente de Desenvolvimento Integrado) eficiente para o desenvolvimento rápido de aplicativos iOS, Android, Windows e macOS, cuja versão community é disponibilizada gratuitamente para desenvolvedores autônomos, startups, estudantes e organizações sem fins lucrativos.

Conforme o fluxograma mostrado na Figura 17, a ferramenta, objeto dessa monografia, foi dividida em 2 módulos principais: um destinado à análise de uma seção isolada e outro destinado à análise do propulsor.

3.1 Metodologia adotada para o módulo de análise da seção de pá

Para o desenvolvimento do módulo de análise da seção de pá, foi utilizada uma integração com o programa XFOIL, aplicativo interativo para o projeto e análise de aerofólios subsônicos, desenvolvido por Mark Drela no MIT (DRELA, 1990).

Sabidamente robusto e eficiente, o XFOIL consiste em uma coleção de rotinas orientadas por menus que executam várias funções, permitindo o cálculo dos coeficientes de sustentação e de arrasto de uma seção de pá do hélice, cuja geometria é descrita por meio das coordenadas associadas ao conjunto de pontos posicionados ao longo do contorno da seção analisada.

A partir da geometria modelada, determina-se o número de Reynolds (Re) utilizando-se a Equação 3.1.

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

Onde ρ corresponde a densidade do fluido, V a velocidade do fluido, c a corda da seção, e μ a viscosidade dinâmica do fluido.

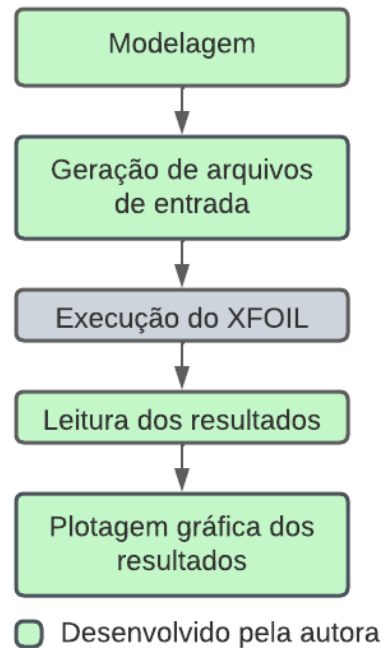
A seguir, os coeficientes calculados no XFOIL são importados, permitindo que a ferramenta desenvolvida possa calcular e exibir o desenho da seção e os respectivos gráficos de desempenho do perfil em função do ângulo de ataque (Figura 18).

O processo de verificação desse módulo consistiu na comparação dos resultados obtidos pelo programa desenvolvido com aqueles disponibilizados no site AirFoil Tools. É importante destacar que os diagramas referentes aos coeficientes de sustentação e de arrasto disponíveis em AirFoil Tools (c2022) também foram construídos usando o XFOIL. No total, durante o processo de verificação, foram realizados 5 estudos de caso.

Para quantificar a eficácia do código desenvolvido, utilizou-se o erro relativo percentual (Equação 3.2), sempre considerando os dados do AirFoil Tools como resultados de referência a serem alcançados.

$$Erro\ Relativo\ (\%) = \frac{Resultado\ AirFoil - Resultado\ Ferramenta}{Resultado\ AirFoil} \times 100 \quad (3.2)$$

Figura 18 – Fluxograma de funcionamento - Módulo Análise de Seção



Fonte: Autora (2022)

Por fim, destaca-se que a ferramenta Microsoft Excel foi utilizada para a sistematização e análise dos resultados.

3.2 Metodologia adotada para o módulo de análise do propulsor

Já o desenvolvimento do módulo de análise do propulsor, foi baseado no modelo matemático da teoria do momento do elemento de pá, descrita na seção 2.6, o qual depende dos parâmetros geométricos do hélice, bem como os parâmetros de desempenho de cada uma das seções das pás.

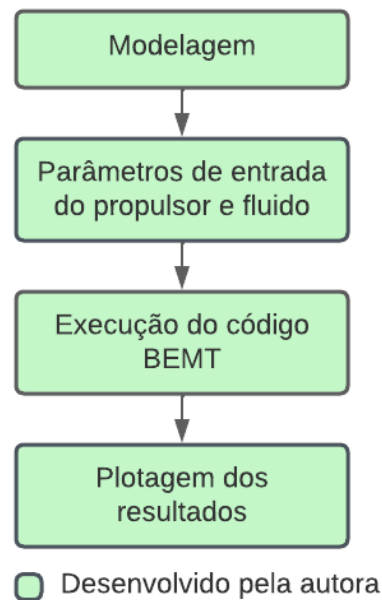
Para implementação da teoria, foi utilizado o código em MATLAB fornecido pelo site Aerodynamics for Students, que pode ser visto no Anexo A, o qual foi adaptado para a linguagem Delphi.

Destaca-se que o código-fonte original é, por padrão, um projeto de hélice simples com propriedades lineares, com o mesmo valor de corda para todas as seções. No entanto, o código pode ser facilmente adaptado para permitir uma melhor descrição das características de cada uma das seções da pá, permitindo que análises mais complexas sejam realizadas.

Na adaptação do código, os dados de geometria do hélice e os dados do fluxo foram colocados como parâmetros de entrada a serem definidos pelo usuário.

Na Figura 19 é mostrado o fluxograma de funcionamento do módulo de análise do propulsor.

Figura 19 – Fluxograma de funcionamento - Módulo Análise do Propulsor



Fonte: Autora (2022)

Sabe-se que os coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D) são funções do ângulo de ataque (α) (MOLLAND; TURNOCK; HUDSON, 2017). No entanto, dado que, no exemplo analisado, o ângulo de ataque real existente entre o fluido e cada uma das seções da pá é desconhecido do projeto, foram usadas as equações para C_L e C_D fornecidas pelo código original, mostradas abaixo.

$$C_L = 6,2 \times \alpha \quad (3.3)$$

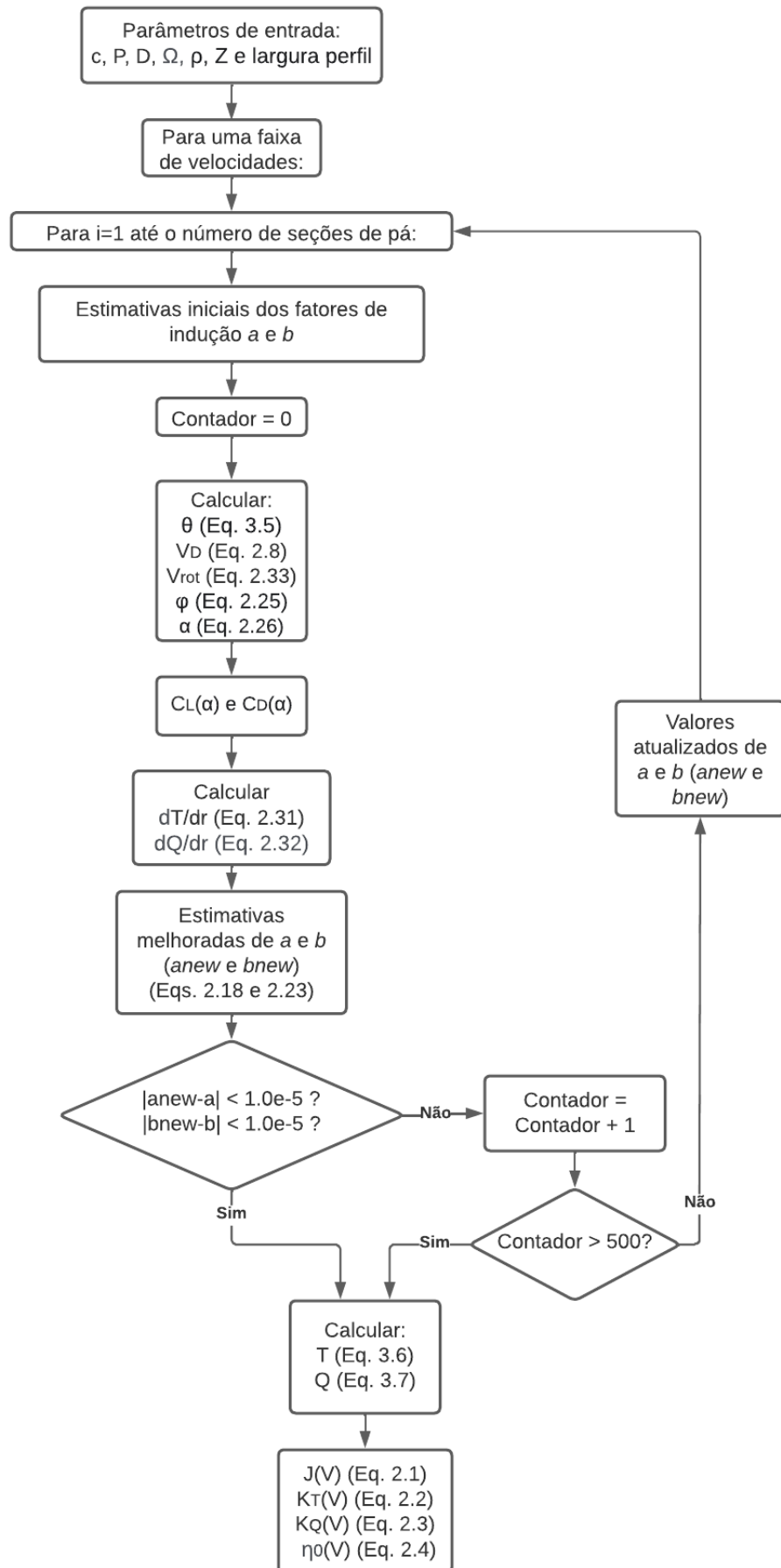
$$C_D = 0,008 - 0,003C_L + 0,01C_D^2 \quad (3.4)$$

Assume-se que a pá tem um passo (P) constante, de modo que a variação de θ com o raio é calculada a partir da equação padrão do passo (Equação 3.5).

$$P = 2\pi r \tan \theta \quad (3.5)$$

O algoritmo utilizado no processo iterativo da teoria do elemento de pá é esquematizado na Figura 20.

Figura 20 – Algoritmo BEMT



Inicialmente, o código realiza um processo de busca iterativa, começando com estimativas iniciais dos fatores de indução (a e b), os quais foram arbitrados em 0,1 e 0,01, respectivamente. Posteriormente, são usadas as Equações 2.24 e 2.26 para calcular o ângulo de fluxo na pá.

A seguir, as propriedades da seção da pá são usadas para estimar o empuxo e o torque em cada uma das seções, os quais são calculados utilizando-se as Equações 2.31 e 2.32. Uma vez conhecidas as estimativas de empuxo e torque, as Equações 2.18 e 2.23 são usadas para recalculá-los os fatores de indução.

Esse processo é repetido até que os valores de a e b convirjam dentro de uma respectiva tolerância, a qual foi arbitrada em 1×10^{-5} , para ambos os fatores. Depois desses valores terem convergido, uma previsão do empuxo e do torque em cada seção pode ser calculada.

Por fim, o empuxo (T) e torque (Q) total do propulsor são obtidos somando-se os resultados referentes a análise de cada uma das seções das pás analisadas isoladamente (Equações 3.6 e 3.7).

$$T = \sum dT \quad (3.6)$$

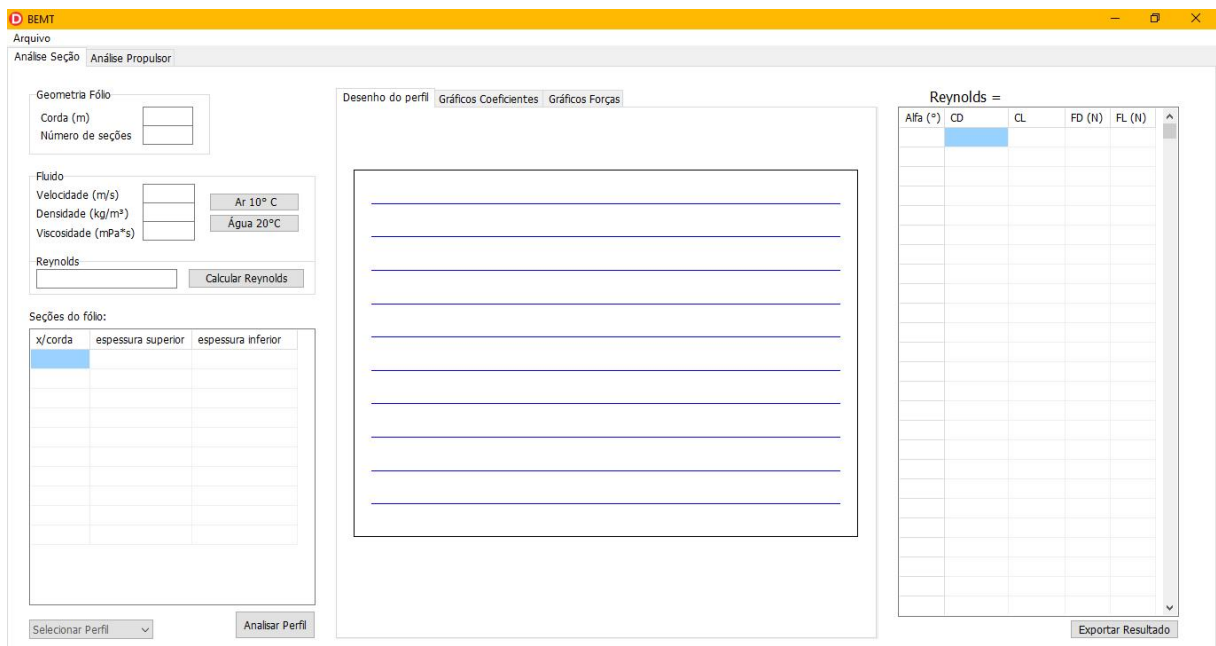
$$Q = \sum dQ \quad (3.7)$$

A seguir, os resultados podem ser adimensionalizados calculando-se os coeficientes J , K_T e K_Q e a eficiência do propulsor, utilizando-se as Equações 2.1, 2.2, 2.3, e 2.4 respectivamente.

4 DESENVOLVIMENTO

Neste capítulo é descrito o processo de construção da ferramenta destinada tanto a análise de perfis hidro e aerodinâmicos, quanto a análise de propulsores e cuja interface é mostrada na Figura 21.

Figura 21 – Interface Ferramenta



Fonte: Autora (2022)

A ferramenta possui duas abas, uma para análise de cada uma das seções do propulsor, e outra para a análise do propulsor. Assim, para facilitar o entendimento, este capítulo será dividido em duas seções, cada uma correspondendo a uma das abas desenvolvida.

Em ambas as abas, o usuário deverá inserir os parâmetros de entrada referentes a cada tipo de análise. Além disso, ao clicar no menu "arquivo", localizado no canto superior esquerdo da tela, o usuário possui a opção "abrir", onde é possível abrir os dados de uma análise realizada anteriormente, e a opção "salvar", onde é possível salvar o projeto atual.

4.1 Análise Seção

Nesta seção será descrita a construção da primeira aba da ferramenta, a qual é destinada à análise de um fólio (seção de uma pá).

4.1.1 Parâmetros de entrada - Seção

Para realizar a análise de um fólio, o usuário deve informar os dados geométricos do perfil, além dos dados referentes ao fluido, tal como mostrado na Figura 22.

Figura 22 – Parâmetros de entrada - Seção

The interface is divided into several sections:

- Geometria Fólio:** Contains two input fields: "Corda (m)" and "Número de seções".
- Fluido:** Contains three input fields: "Velocidade (m/s)", "Densidade (kg/m³)", and "Viscosidade (mPa*s)". To the right are two buttons: "Ar 10° C" and "Água 20°C".
- Reynolds:** Contains one input field and a button labeled "Calcular Reynolds".
- Seções do fólio:** A table with three columns: "x/corda", "espessura superior", and "espessura inferior". The first row is highlighted in blue.
- Buttons:** At the bottom, there is a dropdown menu labeled "Selecionar Perfil" and a button labeled "Analisar Perfil".

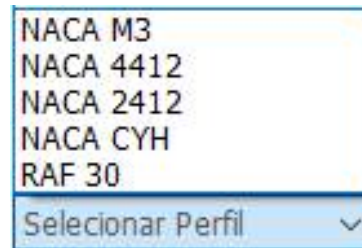
Fonte: Autora (2022)

Nos dados de entrada referentes ao fluido, é possível definir manualmente a densidade e a viscosidade, ou clicar nos botões ao lado para selecionar o fluido ar à 10°C ou água à 20°C. De igual modo, o número de Reynolds pode ser inserido manualmente, ou pode ser calculado ao se clicar no botão "Calcular Reynolds".

Nos dados de entrada "Geometria Fólio", após inserir o número de seções a qual o fólio é dividido ao longo da corda, a tabela de seções logo abaixo, é dimensionada automaticamente para a quantidade de linhas referente ao número de seções informado.

A seguir, os pontos referentes às seções do fólio podem ser inseridos manualmente na tabela, ou preenchidos automaticamente a partir de um dos perfis padronizados disponíveis na ferramenta, tal como mostrado na Figura 23.

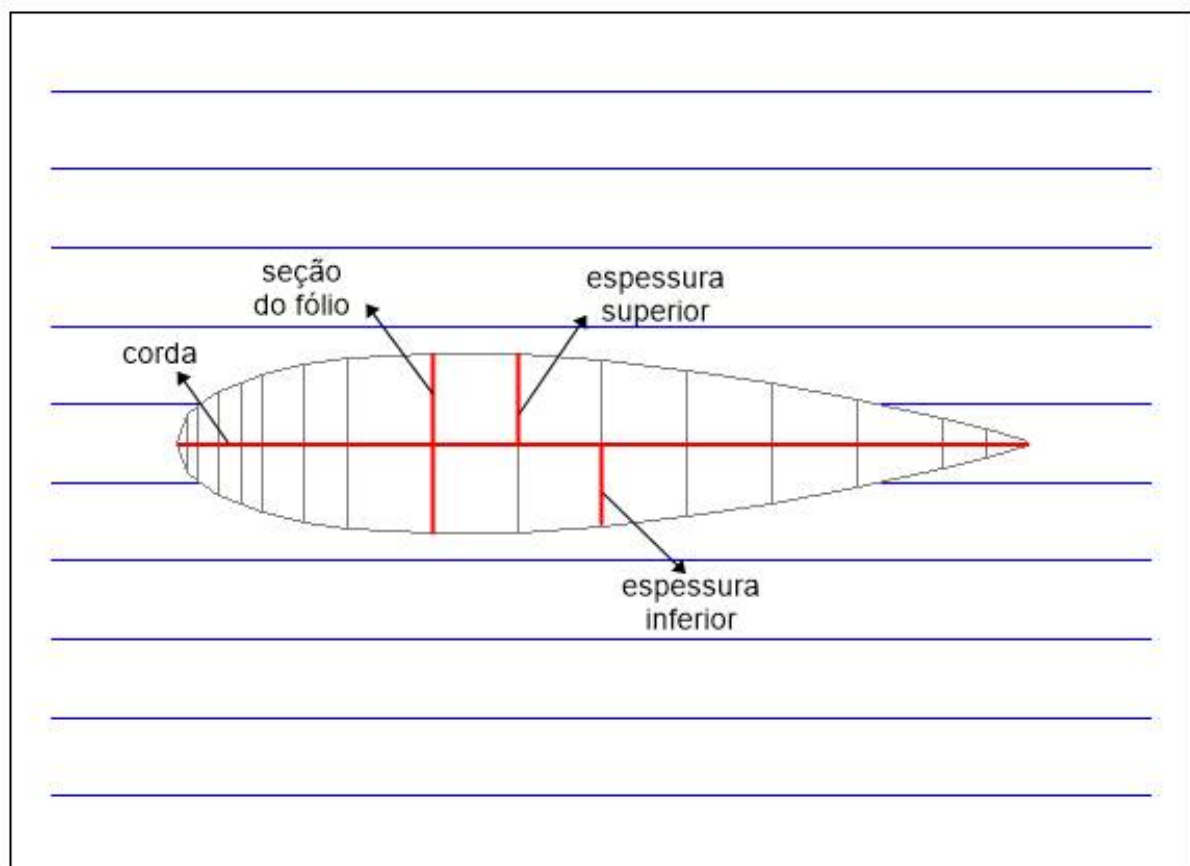
Figura 23 – Perfis incluídos na ferramenta



Fonte: Autora (2022)

Já o campo "x/corda" deve ser preenchido com a fração referente à seção do fôlio, e os outros dois campos com as espessuras superiores e inferiores a partir da corda, conforme ilustrado na Figura 24.

Figura 24 – Seções do fôlio



Fonte: Autora (2022)

Ressalta-se que a ferramenta construída utiliza o Sistema Internacional de Unidades (SI), portanto, é importante que o preenchimento dos dados de entrada seja realizado considerando-se as unidades de medidas informadas ao lado de cada campo a ser preenchido, sob pena dos resultados serem irreais.

Por fim, com os parâmetros de entrada devidamente preenchidos, o usuário deve clicar no botão "Analisar Perfil", para que a análise seja iniciada.

4.1.2 Resultados da Análise da Seção

Todos os dados e resultados apresentados nesta seção referem-se ao perfil NACA M3 analisado para um número de Reynolds igual a 1000000.

Ao iniciar a análise, o usuário deve aguardar para que os valores de C_L e C_D do perfil referentes a cada um dos ângulos de ataque considerados na análise sejam importados do XFOIL. Visando facilitar a implementação, o programa desenvolvido considera ângulos de ataque entre -15° e 15° , com variação de 1° . No entanto, o código pode ser facilmente adaptado para incluir quaisquer outros ângulos de ataque.

Concluída a importação dos dados, a ferramenta calcula as forças de sustentação e de arrasto para cada ângulo de ataque, sendo os dados sintetizados na tabela localizada no canto direito da interface, conforme mostrado na Figura 25.

Figura 25 – Cálculo de Forças

Reynolds = 1000000

Alfa (°)	CD	CL	FD (N)	FL (N)
-15	0,03154	-1,3656	64,657	-2799,4
-14	0,02684	-1,3257	55,022	-2717,6
-13	0,02413	-1,2691	49,466	-2601,6
-12	0,02141	-1,2124	43,890	-2485,4
-11	0,01966	-1,1316	40,303	-2319,7
-10	0,01718	-1,0552	35,219	-2163,1
-9	0,01515	-0,9797	31,057	-2008,3
-8	0,01371	-0,9053	28,105	-1855,8
-7	0,01207	-0,8037	24,743	-1647,5
-6	0,01073	-0,6707	21,996	-1374,9
-5	0,00942	-0,5342	19,311	-1095,1
-4	0,00783	-0,4196	16,051	-860,18
-3	0,00660	-0,3187	13,53	-653,33
-2	0,00570	-0,2153	11,685	-441,36
-1	0,00514	-0,1089	10,537	-223,24
0	0,00498	0,0000	10,209	0
1	0,00514	0,1089	10,537	223,24
2	0,00570	0,2153	11,685	441,36
3	0,00660	0,3187	13,53	653,33
4	0,00783	0,4196	16,051	860,18
5	0,00942	0,5342	19,311	1095,11
6	0,01073	0,6707	21,996	1374,9
7	0,01207	0,8038	24,743	1647,7
8	0,01371	0,9052	28,105	1855,6
9	0,01515	0,9796	31,057	2008,1

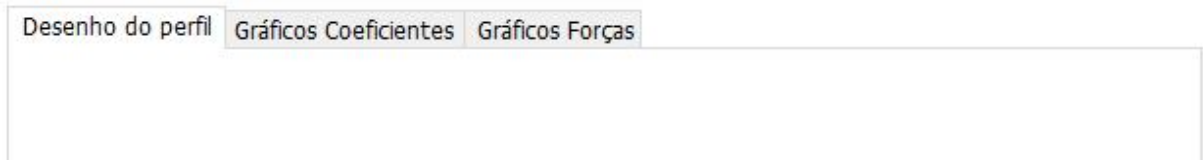
Exportar Resultado

Fonte: Autora (2022)

O botão "Exportar Resultados" abaixo da tabela, permite exportar os resultados obtidos em formato txt.

É importante destacar que a aba principal de Análise da Seção, possui mais 3 abas ao centro: Desenho do Perfil, Gráficos Coeficientes e Gráficos Forças, conforme pode ser visto na Figura 26.

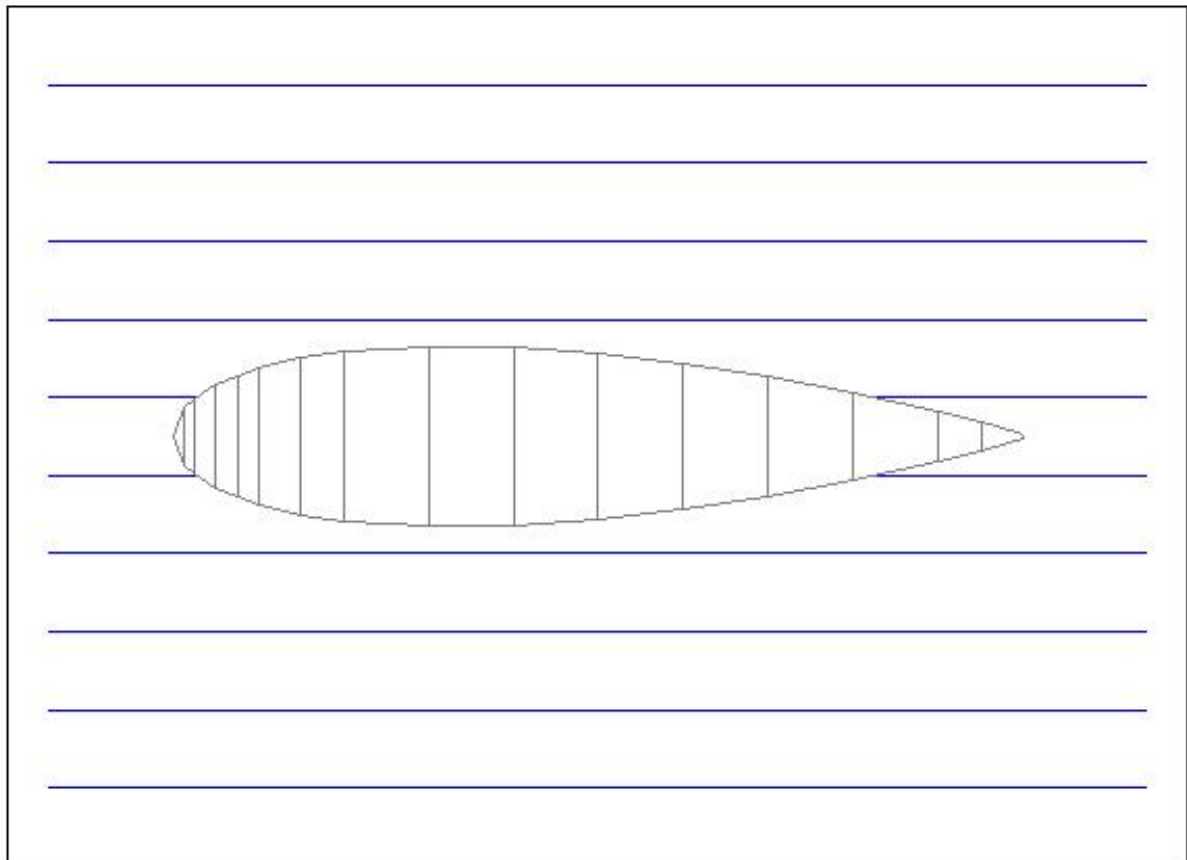
Figura 26 – Abas interface - Análise Seção



Fonte: Autora (2022)

Para facilitar a visualização, os pontos descritos na tabela Seções do Fólio (Figura 22) são utilizados para a modelagem geométrica do perfil, a qual é mostrada na aba Desenho do Perfil (Figura 27).

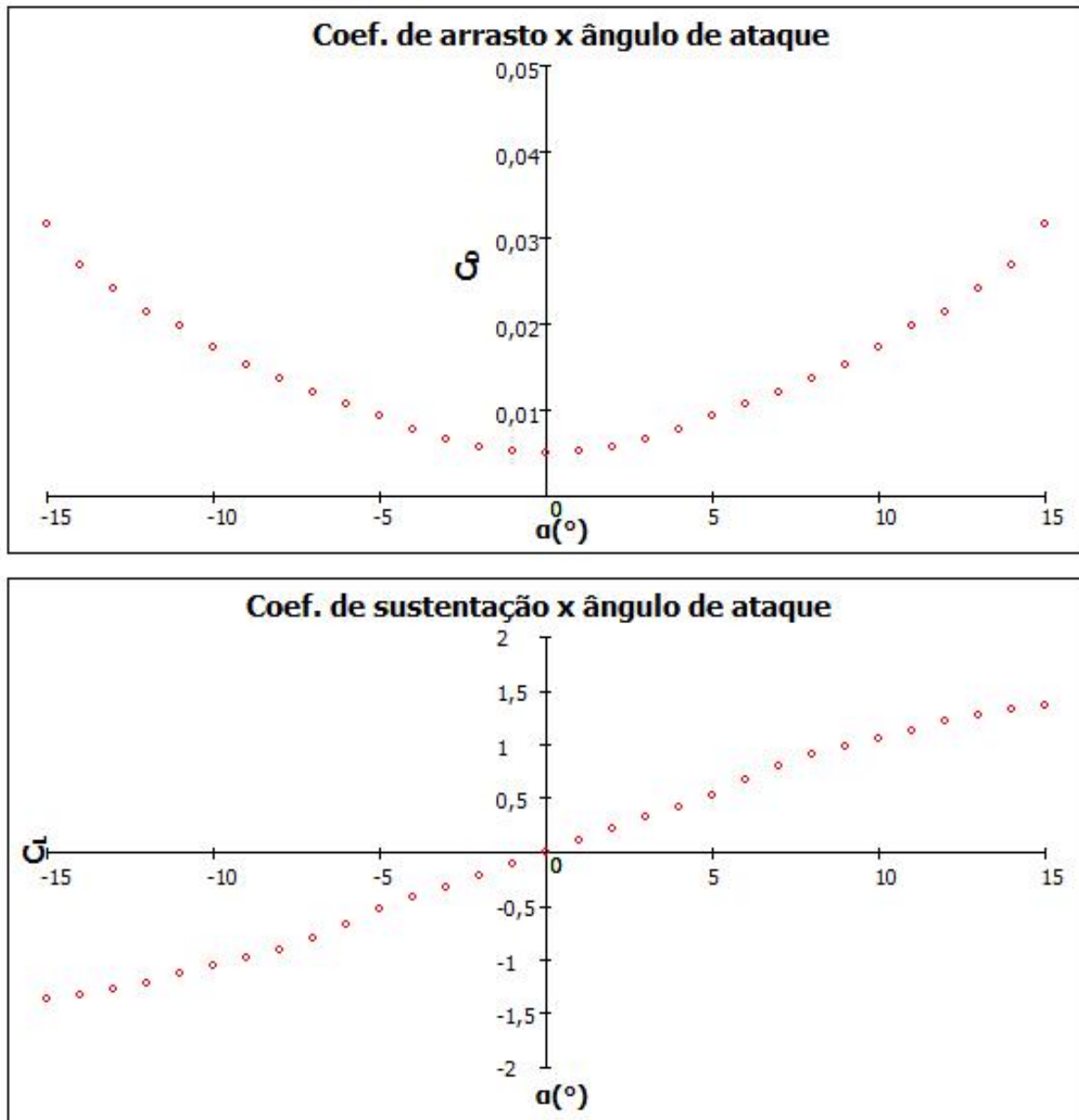
Figura 27 – Exemplo de Geração de Perfil



Fonte: Autora (2022)

Na segunda aba são plotadas as curvas de coeficiente de arrasto e coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque (Figura 28).

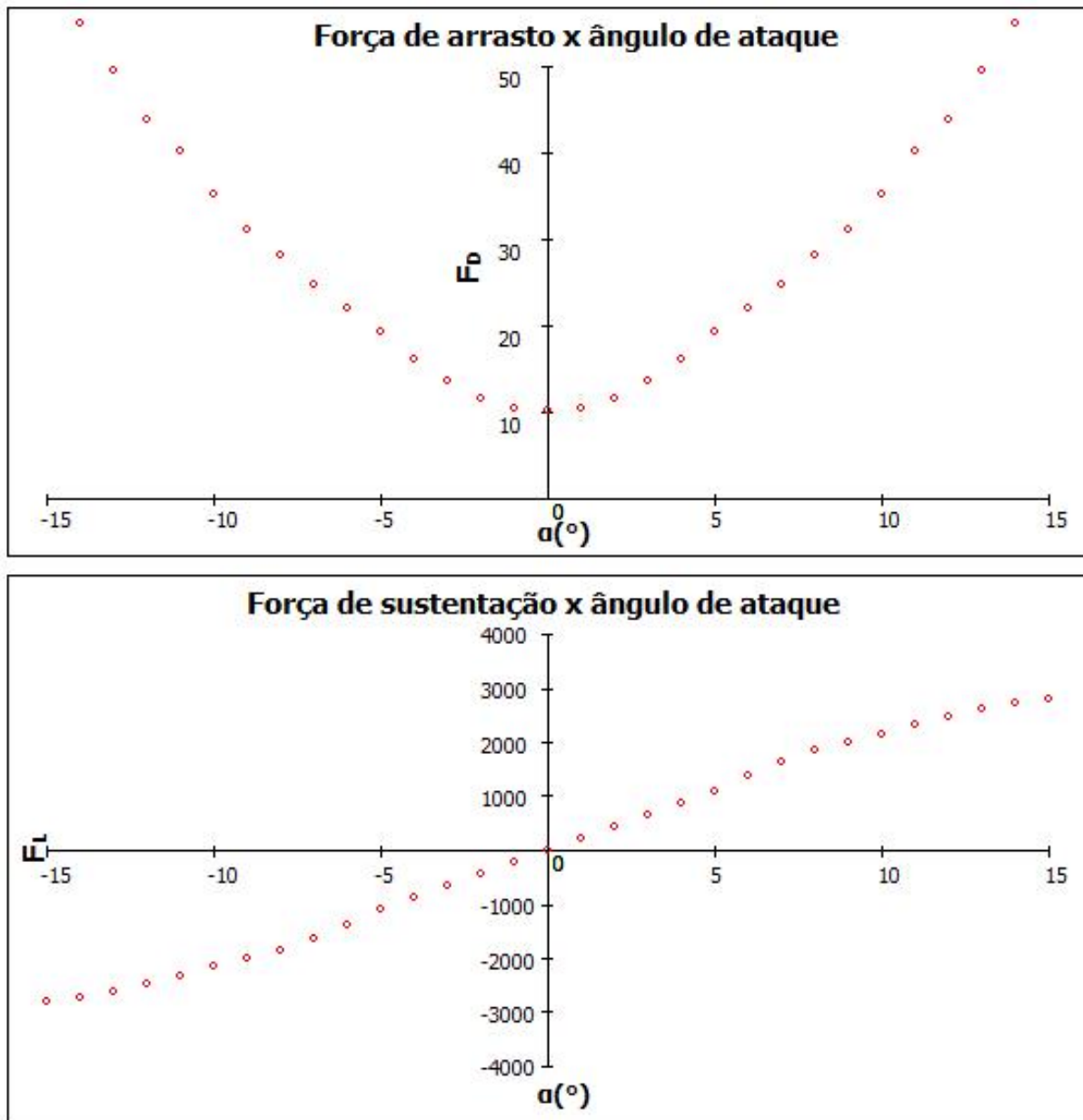
Figura 28 – Curvas de coeficientes geradas pela ferramenta



Fonte: Autora (2022)

Por fim, na terceira aba são plotadas as curvas de força de arrasto e força de sustentação em função do ângulo de ataque (Figura 29).

Figura 29 – Curvas de forças de arrasto e sustentação geradas pela ferramenta

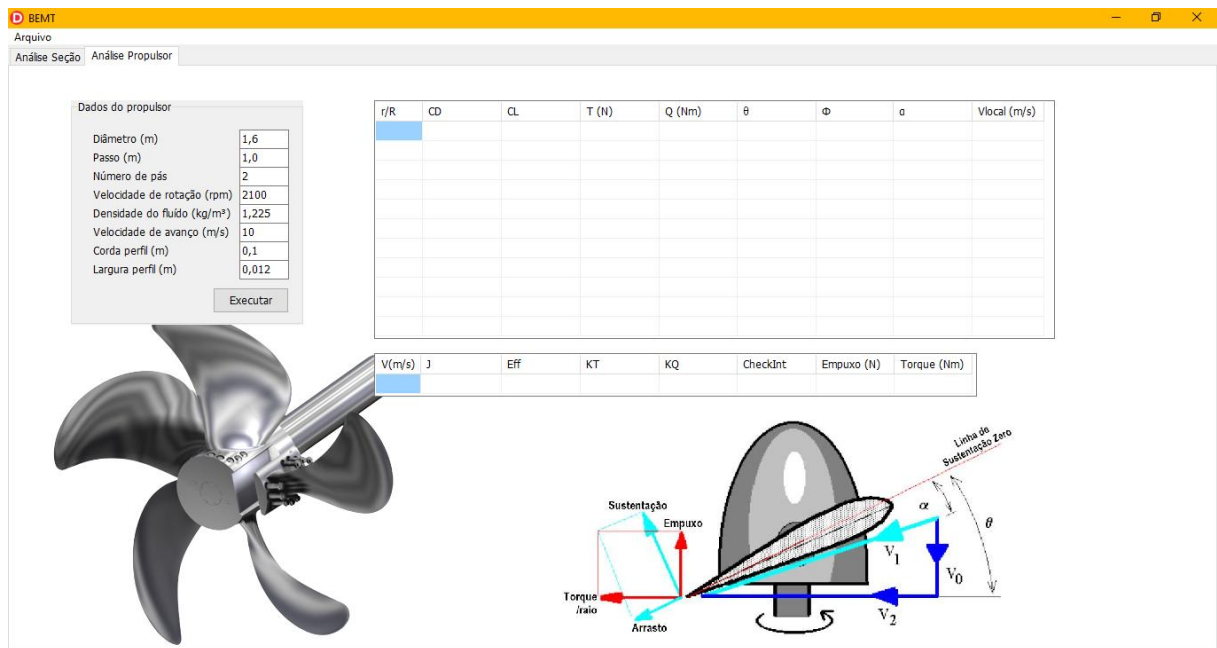


Fonte: Autora (2022)

4.2 Análise Propulsor

Nesta seção será descrita a construção da segunda aba da ferramenta, a qual é destinada à análise do propulsor e cuja interface é mostrada na Figura 30.

Figura 30 – Interface - Análise Propulsor



Fonte: Autora (2022)

4.2.1 Parâmetros de entrada - Propulsor

Para realizar a análise do desempenho de um propulsor é necessário inserir os dados de entrada, conforme pode ser visto na Figura 31, os quais foram discutidos no Capítulo 2 desta monografia.

Figura 31 – Parâmetros de entrada - Propulsor

Fonte: Autora (2022)

4.2.2 Resultados da Análise do Propulsor

Com os parâmetros devidamente inseridos, o usuário deve clicar em "Executar" para iniciar a análise. A seguir, a ferramenta fornece duas tabelas de resultados. A primeira mostra os resultados obtidos para cada seção do propulsor (r/R), calculados na última iteração do código (Figura 32). Destaca-se que, na modelagem desenvolvida, o propulsor é sempre dividido em 11 seções, sendo que a primeira seção está localizada a 10% do raio da pá.

Figura 32 – Resultados do BEMT para cada seção do propulsor

r/R	CD	CL	T (N)	Q (Nm)	θ	Φ	α	Vlocal (m/s)
0,08	0,0711911898	2,6682571328	4,9997834054	0,3378163158	1,1050271143	0,6746630606	0,4303640536	16,67282717
0,152	0,0556294578	2,3375661783	19,242677705	1,4315264522	0,8083889034	0,4313621004	0,3770268029	32,23074086
0,224	0,0378556366	1,8843770243	36,469532983	2,8338067006	0,6177469691	0,3138151910	0,3039317781	48,18810651
0,296	0,0270734010	1,5391868510	53,991548849	4,2971683377	0,4933396582	0,2450837144	0,2482559437	64,16944370
0,368	0,0207299988	1,2882002833	71,245951345	5,7669928892	0,4081944491	0,2004202095	0,2077742392	80,12275465
0,44	0,0168479151	1,1025185107	88,193801092	7,2430654692	0,3470736761	0,1692481095	0,1778255662	96,04718022
0,512	0,0143569232	0,9612905333	104,89222078	8,7367169776	0,3013805026	0,1463336424	0,1550468602	111,9494138
0,584	0,0126883379	0,8509520654	121,40013939	10,260417970	0,2660643171	0,1288139835	0,1372503331	127,8348094
0,656	0,0115288154	0,7626838899	137,76487571	11,825959410	0,2380153733	0,1150018426	0,1230135306	143,7081077
0,728	0,0106977732	0,6906267875	154,01995026	13,443974099	0,2152330864	0,1038416690	0,1113914173	159,5718141
0,8	0,0100864501	0,6307754353	170,19115783	15,124472321	0,1963796604	0,0946416865	0,1017379734	175,4286948

Fonte: Autora (2022)

Já na segunda tabela são mostrados os resultados gerais do propulsor calculados para a velocidade de avanço definida para a análise. Nesse caso, o Empuxo e o Torque correspondem as somas dos empuxos e torques obtidos para cada seção do hélice, respectivamente, multiplicado pela quantidade de pás (Figura 33).

Figura 33 – Resultados gerais de desempenho do propulsor

V(m/s)	J	Eff	KT	KQ	CheckInt	Empuxo (N)	Torque (Nm)
5	0,0892857142	0,2691424322	0,0978607993	0,0051668838	0	962,41163938	81,301916943

Fonte: Autora (2022)

O campo "CheckInt" pode resultar em 0 ou 1. Se o resultado for 0, o código convergiu antes de 500 iterações, e se o resultado for 1, o código parou quando atingiu 500 iterações, evitando que o programa continuasse em um eventual loop infinito sem convergência.

Infelizmente, por limitações de tempo, não foi possível finalizar a integração entre os módulos desenvolvidos. Assim, é necessário realizar o processo manualmente, analisando cada uma das seções das pás isoladamente para depois inserir as curvas de interpolação de C_L e C_D diretamente no código do módulo destinado a análise do propulsor.

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo são apresentados os resultados referentes às análises realizadas para a verificação da ferramenta computacional desenvolvida. Destaca-se que em todas as análises, o fluido utilizado foi definido como sendo a água salgada a 20° ($\rho = 1025 \text{ kg/m}^3$).

5.1 Verificação da Análise de Seção de Hélice

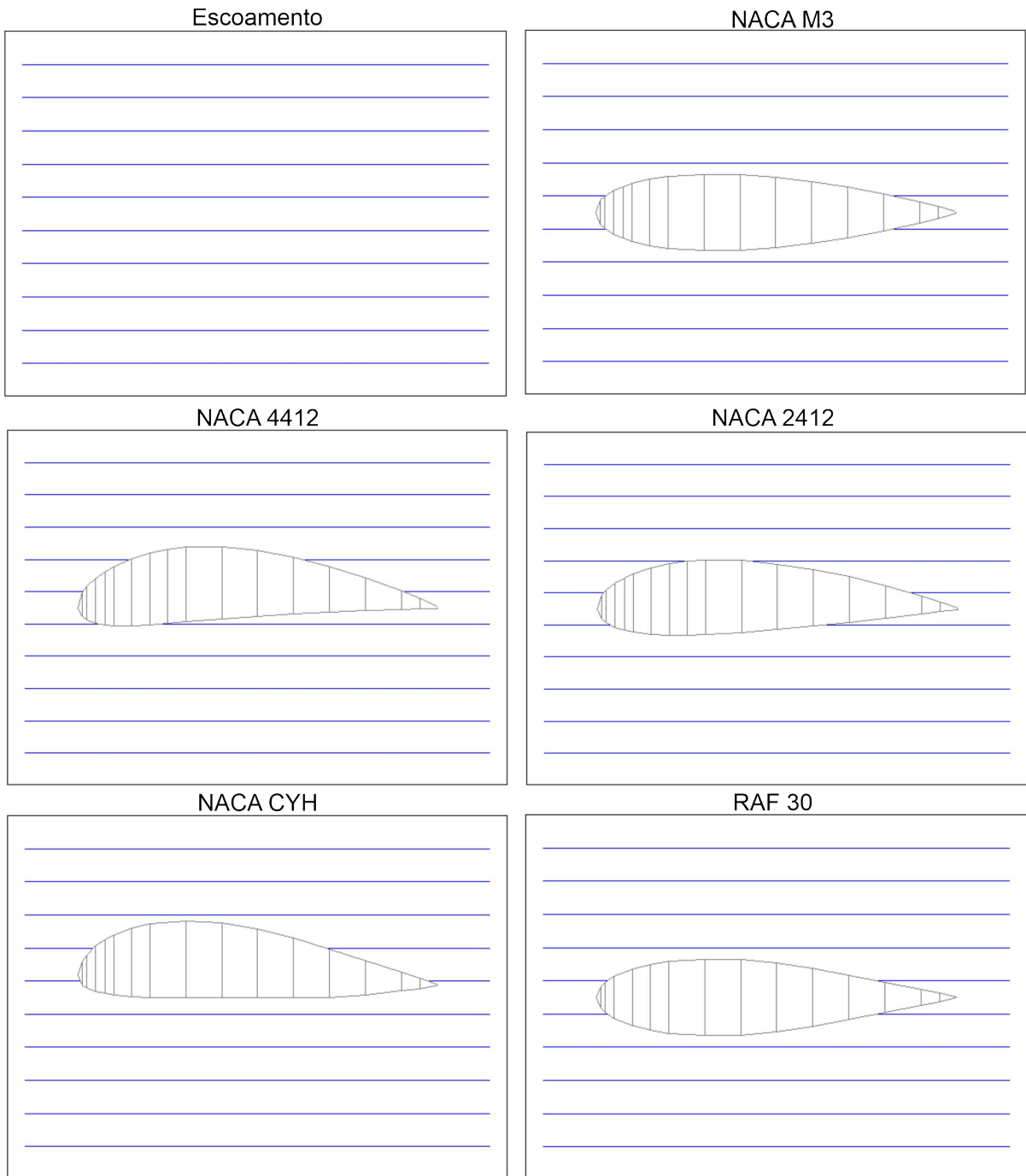
Para a verificação do módulo referente à análise de uma seção isolada foram utilizados 5 perfis aerodinâmicos de geometria conhecida: NACA M3, NACA 4412, NACA 2412, NACA CYH e RAF 30.

As coordenadas geométricas referentes aos pontos que descrevem cada um dos perfis foram retiradas do site AirFoil Tools e podem ser vistas no Anexo B. Sendo que na Figura 34 podem ser vistas as geometrias dos perfis geradas pela ferramenta desenvolvida.

Dado que todas as análises foram feitas considerando-se um número de Reynolds igual a 1000000, os resultados (C_L e C_D) de cada um dos perfis obtidos com a ferramenta desenvolvida foram comparados com os valores do site AirFoil Tools, calculando-se o erro relativo percentual aferido para cada resultado.

Os resultados referentes ao perfil NACA M3, podem ser vistos nas tabelas mostradas na Figura 35, enquanto os resultados para os outros perfis estudados podem ser vistos no Apêndice A.

Figura 34 – Geometrias dos perfis geradas pela ferramenta



Fonte: Autora (2022)

Figura 35 – Comparação entre os resultados - NACA M3

Coeficiente de Sustentação (C_L)				Coeficiente de Arrasto (C_D)			
α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)	α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)
-15	-1,3346	-1,3656	2,32	-15	0,03438	0,03154	8,26
-14	-1,3039	-1,3257	1,67	-14	0,02876	0,02684	6,68
-13	-1,2568	-1,2691	0,98	-13	0,02526	0,02413	4,47
-12	-1,2077	-1,2124	0,39	-12	0,02192	0,02141	2,33
-11	-1,1326	-1,1316	0,09	-11	0,01966	0,01966	0,00
-10	-1,0474	-1,0552	0,74	-10	0,01805	0,01718	4,82
-9	-0,978	-0,9797	0,17	-9	0,01532	0,01515	1,11
-8	-0,903	-0,9053	0,25	-8	0,01389	0,01371	1,30
-7	-0,8047	-0,8037	0,12	-7	0,01210	0,01207	0,25
-6	-0,6721	-0,6707	0,21	-6	0,01083	0,01073	0,92
-5	-0,5351	-0,5342	0,17	-5	0,00943	0,00942	0,11
-4	-0,4204	-0,4196	0,19	-4	0,00783	0,00783	0,00
-3	-0,3189	-0,3187	0,06	-3	0,00655	0,00660	0,76
-2	-0,2153	-0,2153	0,00	-2	0,00567	0,00570	0,53
-1	-0,1091	-0,1089	0,18	-1	0,00508	0,00514	1,18
0	0,0000	0,0000	0,00	0	0,00495	0,00498	0,61
1	0,1092	0,1089	0,27	1	0,00508	0,00514	1,18
2	0,2153	0,2153	0,00	2	0,00566	0,00570	0,71
3	0,3189	0,3187	0,06	3	0,00655	0,00660	0,76
4	0,4204	0,4196	0,19	4	0,00783	0,00783	0,00
5	0,5351	0,5342	0,17	5	0,00943	0,00942	0,11
6	0,6722	0,6707	0,22	6	0,01082	0,01073	0,83
7	0,8049	0,8038	0,14	7	0,01210	0,01207	0,25
8	0,9029	0,9052	0,25	8	0,01388	0,01371	1,22
9	0,9780	0,9796	0,16	9	0,01532	0,01515	1,11
10	1,0475	1,0553	0,74	10	0,01805	0,01718	4,82
11	1,1329	1,1317	0,11	11	0,01965	0,01967	0,10
12	1,2080	1,2127	0,39	12	0,02193	0,02141	2,37
13	1,2576	1,2697	0,96	13	0,02525	0,02412	4,48
14	1,3049	1,3265	1,66	14	0,02875	0,02683	6,68
15	1,3355	1,3667	2,34	15	0,03439	0,03152	8,35

Fonte: Autora (2022)

Na Tabela 2 são sintetizados o erro máximo, erro médio e desvio padrão calculados para C_L em cada um dos perfis analisados, enquanto os resultados referentes ao C_D são mostrados na Tabela 3.

Tabela 2 – Erros calculados para cada perfil para C_L

Perfil	Erro máximo (%)	Erro médio (%)	Desvio padrão (%)
NACA M3	2,34	0,49	0,65
NACA 4412	24,22	3,20	5,12
NACA 2412	0,78	0,13	0,15
NACA CYH	29,51	2,25	5,42
RAF 30	4,38	0,93	1,19

Fonte: Autora (2022)

Tabela 3 – Erros calculados para cada perfil para C_D

Perfil	Erro máximo (%)	Erro médio (%)	Desvio padrão (%)
NACA M3	8,35	2,14	2,55
NACA 4412	19,41	6,41	6,60
NACA 2412	2,36	0,44	0,56
NACA CYH	23,21	3,66	5,26
RAF 30	13,64	2,84	3,70

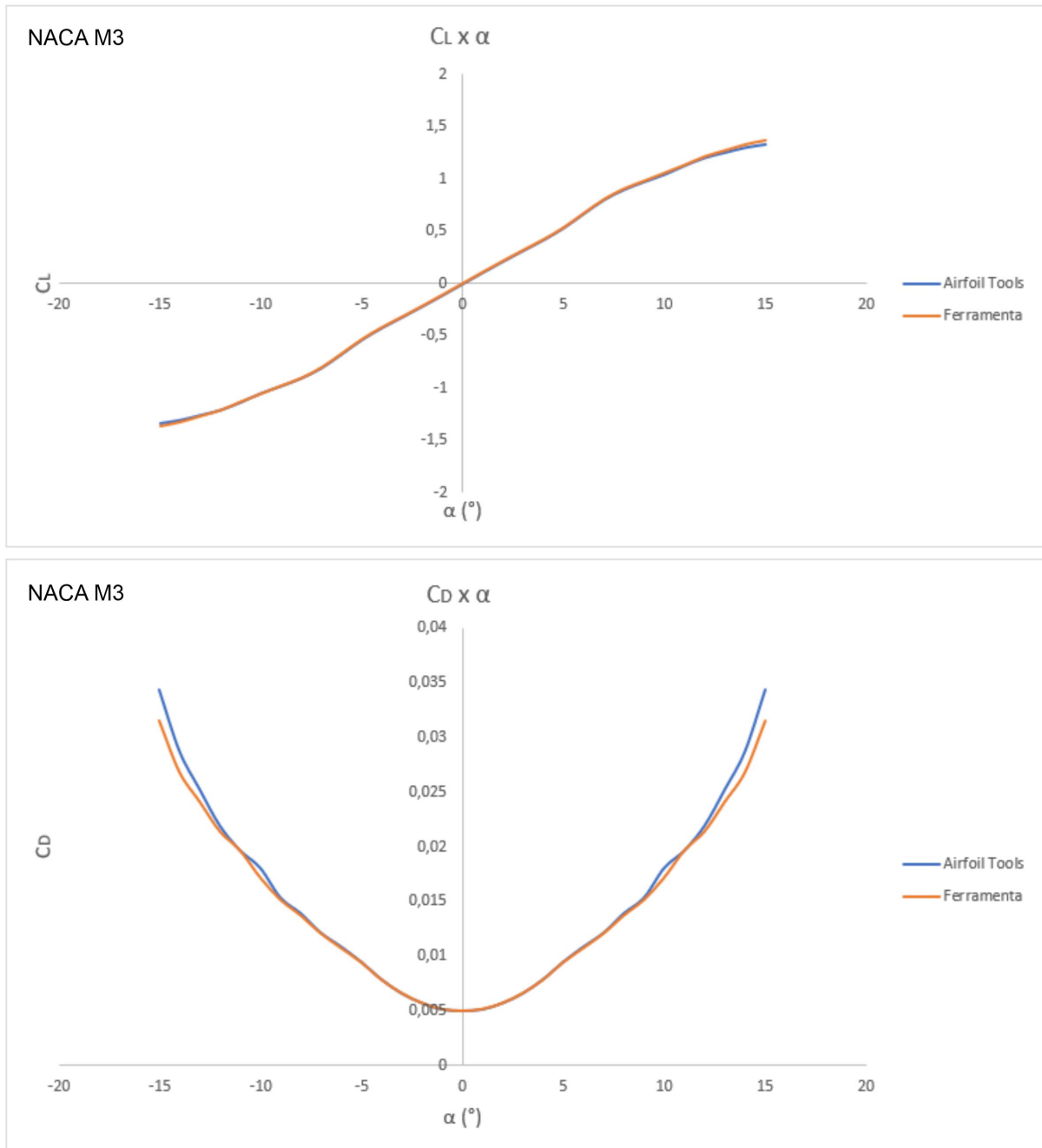
Fonte: Autora (2022)

Nota-se que os erros percentuais obtidos para os perfis NACA M3 e NACA 2412 estão abaixo de 10%, o que pode ser considerado um resultado satisfatório. Já para os perfis NACA 4412 e NACA CYH a ferramenta apresentou erros máximos superiores a 20%, chegando a 24,22% para o NACA 4412 e 29,51% para o NACA CYH.

A existência de resultados tão destoantes pode indicar um problema numérico de convergência, o que pode ser gerado pela discretização padrão da malha adotada pelo XFOIL. No entanto, é importante observar que, mesmo considerando os resultados anômalos em nenhum caso o erro médio superou os 6,5%.

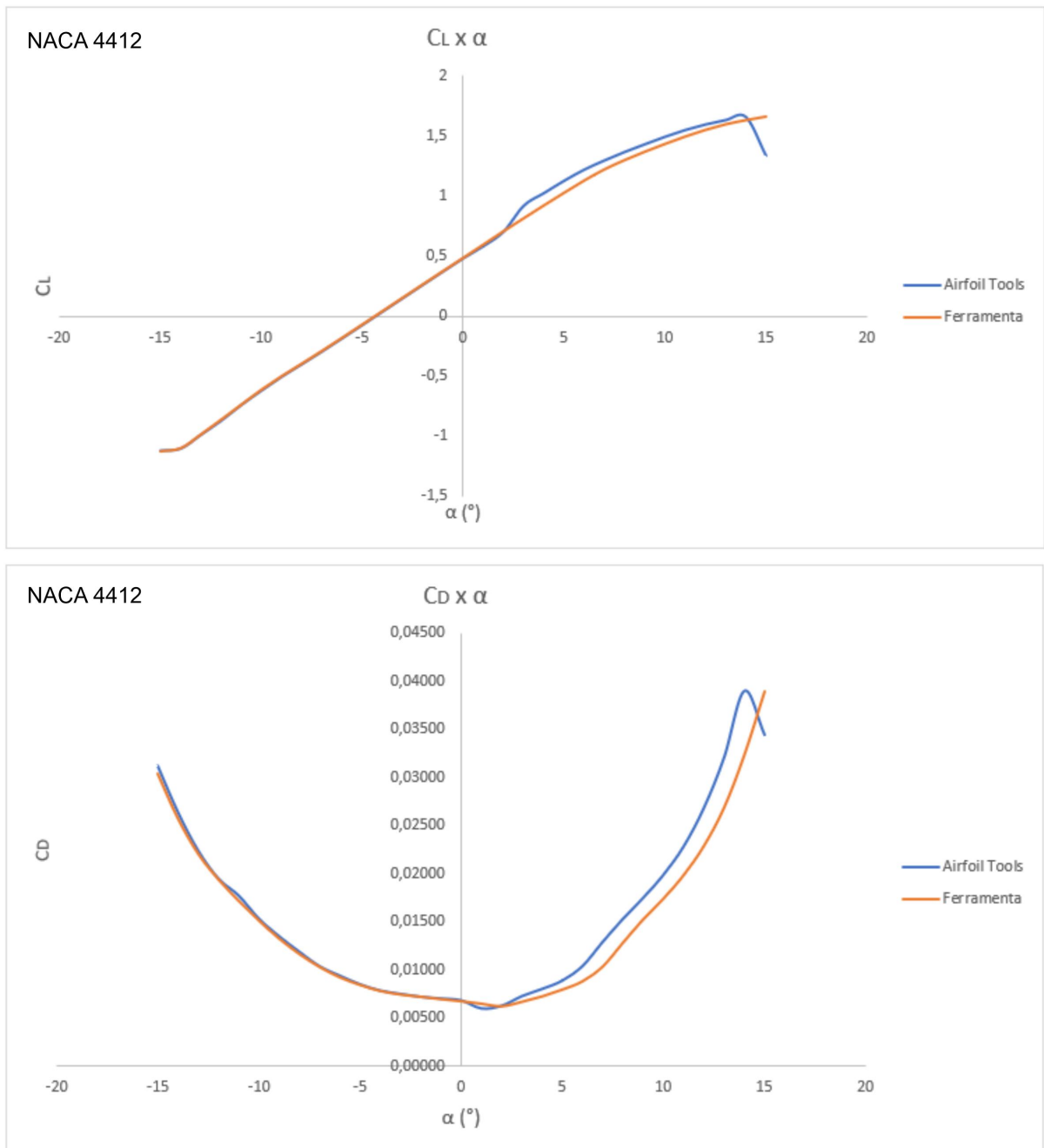
Por fim, observa-se que o perfil NACA 2412 foi o que apresentou melhores resultados tanto para C_L quanto para C_D , obtendo erros relativos inferiores à 3%.

Nas Figuras 36, 37, 38, 39 e 40 são mostradas as comparações entre os resultados da ferramenta desenvolvida e do AirFoil Tools, para cada perfil estudado, sempre considerando o ângulo de ataque variando de -15° à 15° .

Figura 36 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA M3

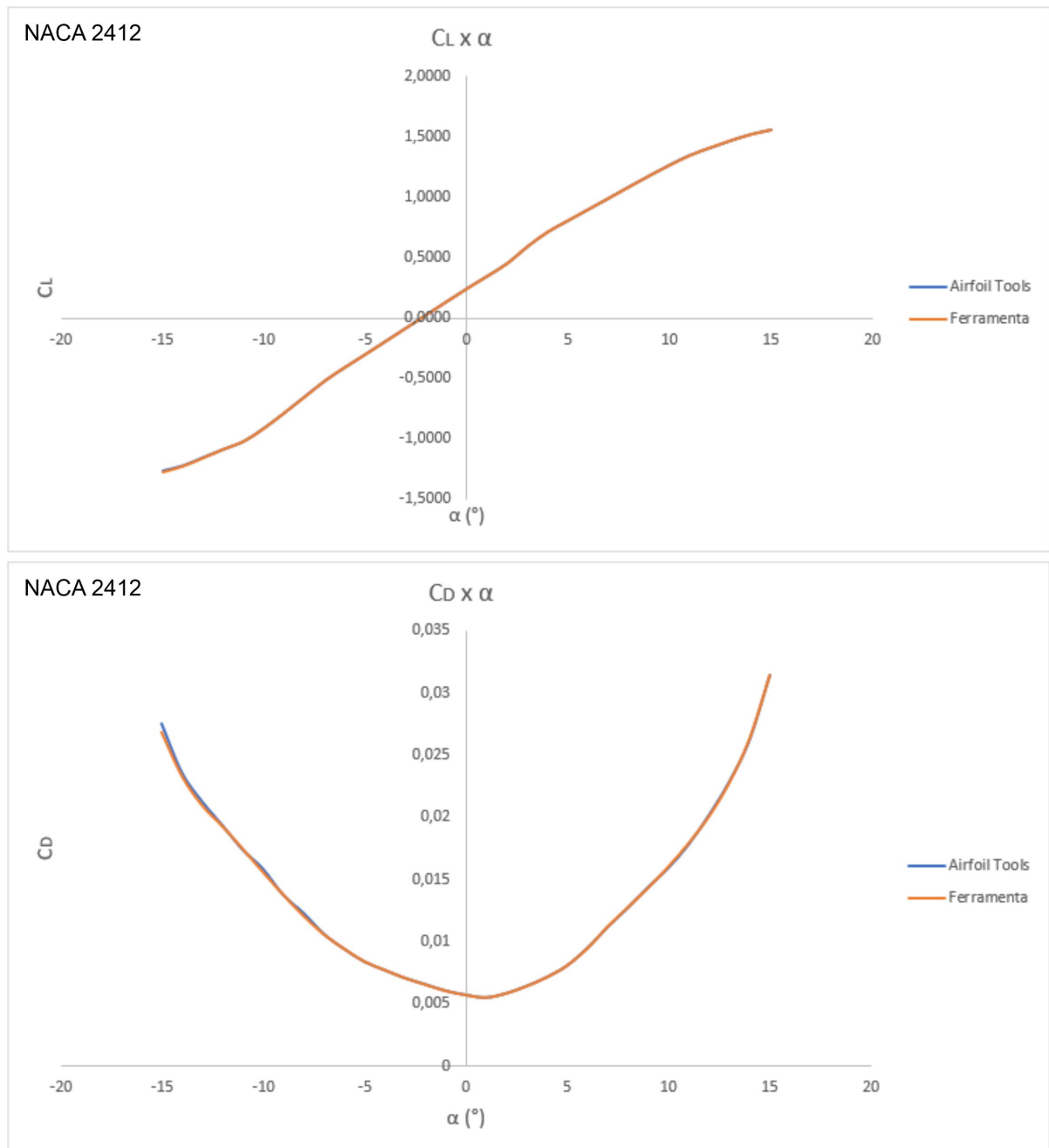
Fonte: Autora (2022)

Observa-se que as curvas correspondentes aos resultados da ferramenta desenvolvida para o perfil NACA M3 são bastante semelhantes às curvas correspondentes aos resultados obtidos no Airfoil Tools, apresentando uma pequena divergência nas extremidades da curva de C_D .

Figura 37 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA 4412

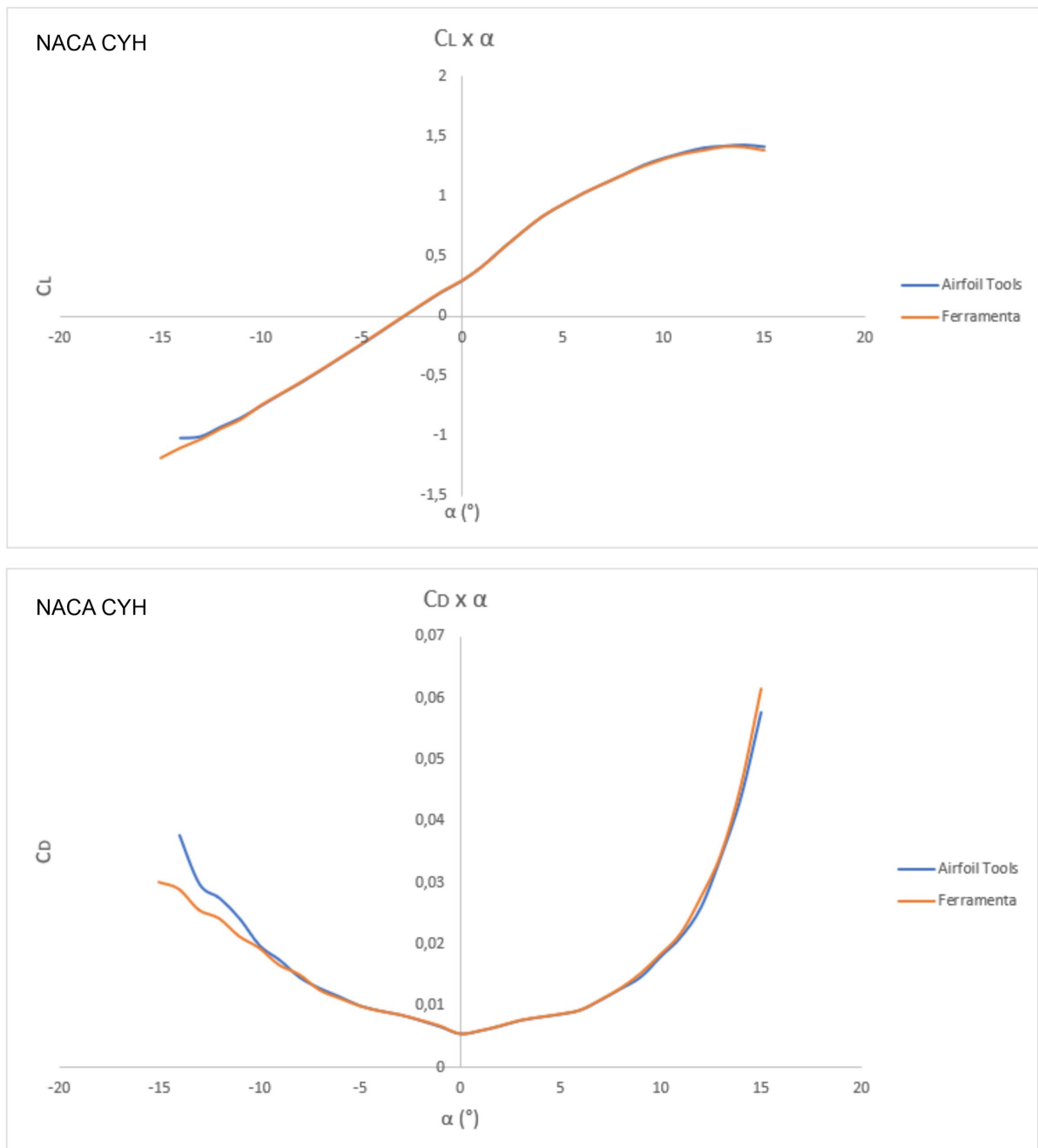
Fonte: Autora (2022)

Nota-se que para o perfil NACA 4412, as curvas de C_L e C_D apesar de apresentarem uma diferença maior nas extremidades, apresentam comportamento similar, exceto por uma queda abrupta identificada nos resultados obtidos no Airfoil Tools quando o ângulo de ataque se aproxima de 14° .

Figura 38 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA 2412

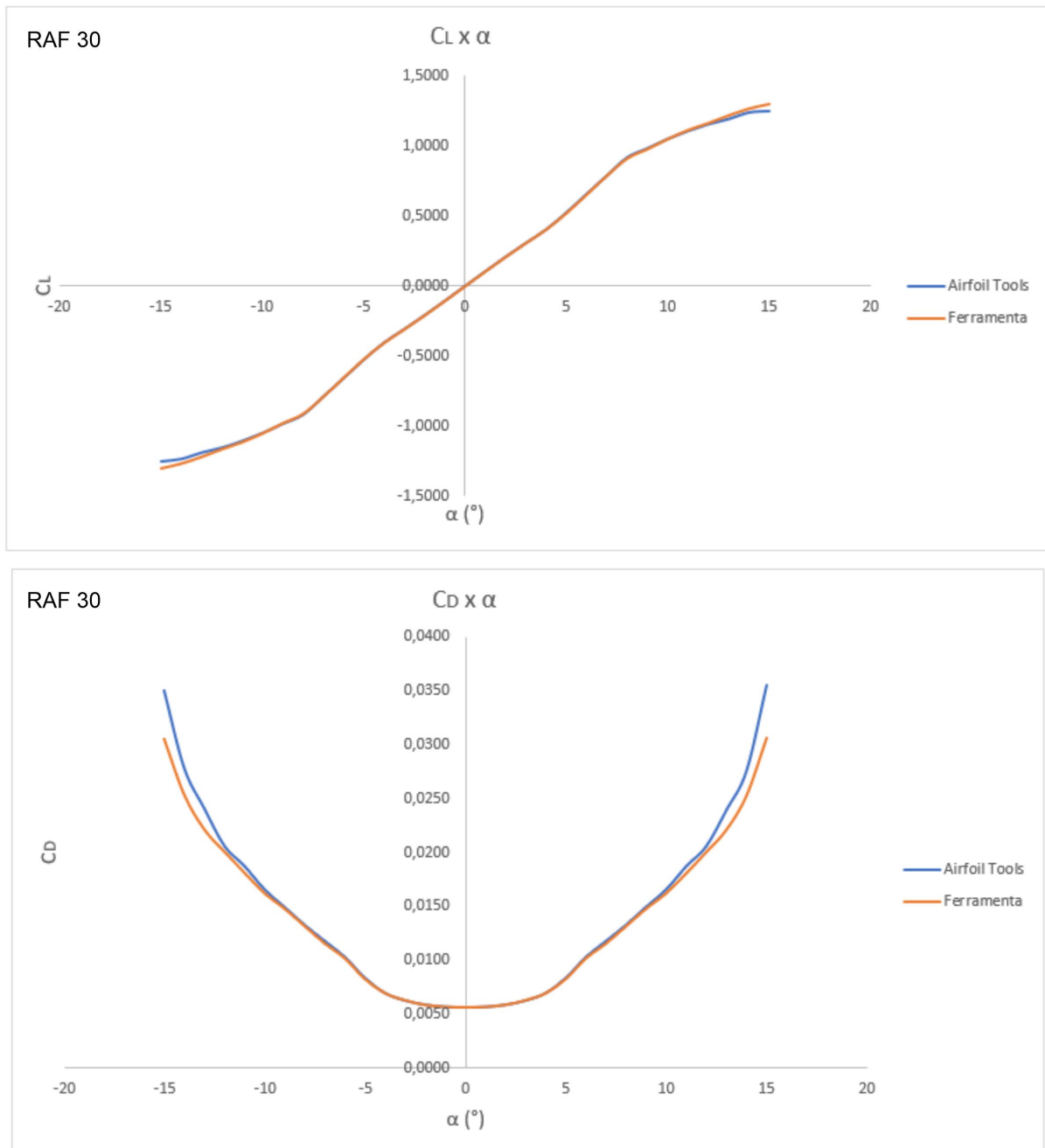
Fonte: Autora (2022)

Como já discutido anteriormente, o perfil NACA 2412 é o que apresenta menores índices de erro. As curvas de C_L e C_D confirmam isso, pois como pode ser visto, apresentam ínfima divergência entre os resultados da ferramenta desenvolvida e aqueles obtidos no Airfoil Tools.

Figura 39 – Curvas comparativas para C_L e C_D - NACA CYH

Fonte: Autora (2022)

Observa-se que para o perfil NACA CYH, as curvas de C_L são bastante semelhantes. Já as curvas de C_D apresentam uma pequena divergência na extremidade inferior do gráfico, quando são analisados ângulos de ataque inferiores a -10° .

Figura 40 – Curvas comparativas para C_L e C_D - RAF 30

Fonte: Autora (2022)

Por fim, nota-se que para o perfil RAF 30 as curvas de C_L são bastante semelhantes, com pequena divergência nas extremidades. Já as curvas de C_D apresentam maior divergência também nas extremidades.

Conforme já mencionado, as diferenças obtidas entre os resultados obtidos pela ferramenta desenvolvida e aqueles obtidos no site AirFoil Tools podem ser causadas por parâmetros de simulação, tais como tamanho dos painéis usados na discretização dos perfis.

5.2 Verificação da Análise do Propulsor

Para verificar o desenvolvimento realizado no módulo de análise do propulsor, os resultados obtidos usando a ferramenta desenvolvida foram comparados com aqueles obtidos diretamente pelo código em MATLAB disponível no site Aerodynamics for Students. Os dados de entrada utilizados para esse estudo são mostrados na Figura 41.

Figura 41 – Parâmetros de entrada utilizados - BEMT

Dados do propulsor	
Diâmetro (m)	1,6
Passo (m)	1,0
Número de pás	2
Velocidade de rotação (rpm)	2100
Densidade do fluido (kg/m ³)	1,225
Velocidade de avanço (m/s)	10
Corda perfil (m)	0,1
Largura perfil (m)	0,012

Executar

Fonte: Autora (2022)

Observando os resultados mostrados na Tabela 4 é possível afirmar que a adaptação do código para a ferramenta em Delphi parece ter sido realizada adequadamente.

Tabela 4 – Comparação resultados - BEMT

	Código MATLAB	Ferramenta Delphi	Erro relativo (%)
J	0,0893	0,0893	0
Eff	0,2691	0,2691	0
Kt	0,0979	0,0979	0
Kq	0,0052	0,0052	0
T(N)	962,4116	962,4116	0
Q(Nm)	81,3019	81,3019	0

Fonte: Autora (2022)

6 CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou o desenvolvimento de uma ferramenta computacional destinada ao projeto de asas, fólios e propulsores, a qual foi dividida em dois módulos principais.

O primeiro módulo desenvolvido refere-se à análise de uma seção de pá representada por um perfil aerodinâmico cuja geometria é conhecida. Desenvolvido em Delphi e integrado com a ferramenta XFOIL, esse módulo utiliza o método dos painéis para determinar os coeficientes de sustentação e de arrasto do perfil modelado considerando diferentes velocidades de escoamento e diferentes ângulos de ataque. O processo de verificação mostrou que, embora tenham sido observados resultados discrepantes, no geral a ferramenta desenvolvida foi capaz de estimar o desempenho de um perfil obtendo, na média, erros inferiores a 10%.

Já o segundo módulo refere-se à análise de desempenho de um propulsor do tipo hélice. Também desenvolvido em Delphi, esse módulo utiliza a teoria do momento do elemento de pá para, a partir da estimativa das forças atuantes em cada uma das seções, estimar o desempenho de um propulsor. Apesar de apresentar algumas limitações, a teoria do momento do elemento de pá é uma forma simples e rápida para estimar o desempenho de um hélice, exigindo poucos recursos computacionais se comparado com outros métodos como CFD (*Computational Fluid Dynamic*). Também nesse caso os resultados obtidos indicaram a correta implementação da ferramenta.

Entende-se que o trabalho atingiu os objetivos estabelecidos, uma vez que a ferramenta desenvolvida se mostrou eficiente para estimar o desempenho de um hélice e para análises de perfis. A ferramenta também possui uma interface de fácil entendimento para o usuário, permitindo a rápida inserção dos parâmetros de entrada do projeto e a fácil visualização dos resultados.

Infelizmente por limitações de tempo não foi possível realizar a integração entre os módulos desenvolvidos. Assim, como sugestão de melhorias para serem realizadas em trabalhos futuros, destaca-se que a estimativa dos coeficientes de sustentação e de arrasto utilizados no módulo de estimativa de desempenho do propulsor pode ser automatizada com base no módulo de análise de perfis. Além disso, sugere-se ampliar a visualização dos resultados incluindo-se as tradicionais curvas de desempenho do propulsor (K_T , K_Q e a eficiência em função de J).

Já no módulo de análise de seção, sugere-se a ampliação do banco de dados de perfis, além disso, sugere-se desenvolver a capacidade de realizar a importação de

uma geometria a partir de um arquivo txt que contenha as coordenadas referentes aos pontos que descrevem a geometria do perfil a ser analisado.

Por fim, seria importante aprofundar os estudos referentes aos parâmetros da análise realizada no XFOIL, buscando entender porque os resultados obtidos com a ferramenta desenvolvida chegam a apresentar erros superiores a 20% em alguns dos casos analisados.

REFERÊNCIAS

- AERODYNAMICS FOR STUDENTS. **Blade Element Theory for Propellers**. c2022. Disponível em: <<http://www.aerodynamics4students.com/propulsion/blade-element-propeller-theory.php>>. Acesso em: 28-02-2022.
- AIRFOIL TOOLS. **Lift drag polars**. c2022. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?r=polar/index/#xfoil>>. Acesso em: 18-12-2022.
- ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. [S.l.]: McGraw-Hill, 2001. (Aeronautical and Aerospace Engineering Series).
- BERNOULLI, D. Hydrodynamica. **Dulsecker. Consultable en ligne <http://imgbase-scd-ulp.u-strasbg.fr/displayimage.php>**, 1738.
- CARLTON, J. **Marine Propellers and Propulsion**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2007.
- CYPRIANO, M. A.; IMANISHI, R. M. M. **Estudo das forças geradas por um hélice**. Monografia (TCC) — Universidade Federal do Espírito Santo, Vitória, 2014. Centro Tecnológico, Departamento de Engenharia Mecânica.
- DRELA, M. Elements of airfoil design methodology. **Applied computational aerodynamics**, AIAA New York, v. 125, p. 167–189, 1990.
- FAVACHO, B.; VAZ, J.; MESQUITA, A. Contributions to the marine propellers hydrodynamic design. **Revista de Engenharia Térmica**, v. 13, n. 2, p. 41–47, 2014.
- FORMAÇÃO DE PILOTOS. **Aerodinâmica e teoria de voo - Capítulo VI - Forças Aerodinâmicas**. 2014. Disponível em: <https://formacaopiloto.blogspot.com/2014/07/aerodinamica-e-teoria-de-voo-capitulo_2.html>. Acesso em: 18-12-2022.
- GERR, D. **Propeller Blade Area**. 2017. Disponível em: <<https://www.sailmagazine.com/diy/propeller-blade-area>>. Acesso em: 02-12-2022.
- ABREU MELO JÚNIOR, F. E. de. **Avaliação das condições de operação das pás de uma turbina eólica em escala: aplicação da DFA combinada com técnicas de reconhecimento de padrões dos sinais de vibração**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) — Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2017.
- KAMIENSKI, M. A. **Análise experimental de hélices: ensaio simplificado de tração estática**. Monografia (TCC) — Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2016. Curso de Engenharia Naval, Centro Tecnológico de Joinville.
- LEME, F. **Análise da influência do parâmetro corda/diâmetro na eficiência de hélices utilizando teoria de linha de sustentação**. Monografia (TCC) — Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2021. Curso de Engenharia Naval, Centro Tecnológico de Joinville.

MOLLAND, A. F.; TURNOCK, S. R.; HUDSON, D. A. **Ship resistance and propulsion**. [S.l.]: Cambridge university press, 2017.

MORAIS, G. L. **Projeto aerodinâmico de pás de uma turbina eólica**. Monografia (TCC) — Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Caraúbas, 2018. Curso de Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia.

NASSEH, J. Hélices: Os conceitos básicos (parte i). **Revista Náutica**, n. 61, p. 98–100, 1999.

PADOVEZI, C. D. **Avaliação de resultados de escala real no projeto de hélices de embarcações fluviais**. 1997.

PARRA, C. **Numerical investigation of the hydrodynamic performances of marine propeller**. Dissertação (Mestrado) — University of Galati, 2013.

PASSOS, R. B. **Seleção de propulsores em situações genéricas da Engenharia Naval**. Monografia (TCC) — Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2013. Curso de Engenharia Naval e Oceânica, Escola Politécnica.

PHILLIPS, A. B.; TURNOCK, S. R.; FURLONG, M. Evaluation of manoeuvring coefficients of a self-propelled ship using a blade element momentum propeller model coupled to a reynolds averaged navier stokes flow solver. **Ocean Engineering**, Elsevier, v. 36, n. 15-16, p. 1217–1225, 2009.

PINHEIRO, T. P. **Obtenção de torque e empuxo de propulsores através do uso de sistema de medição de eixo por telemetria**. Monografia (TCC) — Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2014. Curso de Engenharia Naval e Oceânica, Escola Politécnica.

RWIGEMA, M. K. Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection. In: **27th International congress of the aeronautical sciences**. [S.l.: s.n.], 2010. v. 1, p. 727–735.

SALAH, B. M.

Propeller Analysis by Momentum Blade Element Method — Istanbul Technical University, 2021. Faculty of Naval Architecture and Ocean Engineering.

SILVA, A. B. da. **Projeto aerodinâmico de turbinas eólicas**. Monografia (TCC) — Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2013. Departamento de Engenharia Mecânica.

TONÁCIO, V. C. **Aplicação de propulsores navais em relação a eficiência e excitação de vibração**. Dissertação (Mestrado) — Universidade de São Paulo, 2014.

TRINDADE, J. Hidrodinâmica e propulsão. **Engenharia de Máquinas Marítimas, Escola Naval Infante Dom Henrique**, 2012.

APÊNDICE A - COMPARAÇÕES ENTRE RESULTADOS

Nesta seção são apresentadas as tabelas comparativas entre os resultados obtidos para C_L e C_D pela ferramenta desenvolvida e os valores do AirFoil Tools para os perfis NACA 4412, NACA 2412, NACA CYH e RAF 30.

Figura 42 – Comparação entre os resultados - NACA4412

Coeficiente de Sustentação (C_L)				Coeficiente de Arrasto (C_D)			
α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)	α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)
-15	-1,1161	-1,1269	0,97	-15	0,03120	0,03045	2,40
-14	-1,0990	-1,1019	0,26	-14	0,02637	0,02579	2,20
-13	-0,9847	-0,9874	0,27	-13	0,02237	0,02212	1,12
-12	-0,8682	-0,8647	0,40	-12	0,01946	0,01945	0,05
-11	-0,7369	-0,7399	0,41	-11	0,01769	0,01722	2,66
-10	-0,6172	-0,6149	0,37	-10	0,01529	0,01516	0,85
-9	-0,5023	-0,5024	0,02	-9	0,01345	0,01329	1,19
-8	-0,3979	-0,398	0,03	-8	0,01184	0,01168	1,35
-7	-0,2921	-0,2916	0,17	-7	0,01033	0,01033	0,00
-6	-0,1825	-0,1825	0,00	-6	0,00935	0,00925	1,07
-5	-0,0718	-0,0716	0,28	-5	0,00845	0,00846	0,12
-4	0,0394	0,0397	0,76	-4	0,00780	0,00783	0,38
-3	0,1512	0,1513	0,07	-3	0,00745	0,00746	0,13
-2	0,2625	0,2623	0,08	-2	0,00715	0,00722	0,98
-1	0,3734	0,3733	0,03	-1	0,00697	0,00698	0,14
0	0,4833	0,4832	0,02	0	0,00678	0,00676	0,29
1	0,5842	0,59425	1,72	1	0,00594	0,00650	9,43
2	0,7055	0,7053	0,03	2	0,00622	0,00624	0,32
3	0,9210	0,8132	11,70	3	0,00722	0,00670	7,20
4	1,0254	0,9203	10,25	4	0,00797	0,00726	8,91
5	1,1280	1,0252	9,11	5	0,00884	0,00797	9,84
6	1,2208	1,1276	7,63	6	0,01036	0,00884	14,67
7	1,2973	1,2201	5,95	7	0,01288	0,01038	19,41
8	1,3676	1,2973	5,14	8	0,01527	0,01286	15,78
9	1,4317	1,3670	4,52	9	0,01746	0,01529	12,43
10	1,4938	1,4317	4,16	10	0,01986	0,01745	12,13
11	1,5500	1,4932	3,66	11	0,02282	0,01990	12,80
12	1,5959	1,5483	2,98	12	0,02683	0,02294	14,50
13	1,6325	1,5948	2,31	13	0,03209	0,02694	16,05
14	1,6585	1,6293	1,76	14	0,03899	0,03242	16,85
15	1,3355	1,6590	24,22	15	0,03439	0,03902	13,46

Fonte: Autora (2022)

Na análise do perfil NACA 4412, para os ângulos de ataque de -2° e 1° , a ferramenta não convergiu. Para fins de comparação, foram feitas interpolações para

estimar os valores de C_L e C_D para tais ângulos.

Figura 43 – Comparação entre os resultados - NACA2412

Coeficiente de Sustentação (C_L)				Coeficiente de Arrasto (C_D)			
α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)	α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)
-15	-1,2674	-1,2773	0,78	-15	0,02752	0,02687	2,36
-14	-1,2251	-1,2275	0,20	-14	0,02358	0,02334	1,02
-13	-1,1561	-1,1588	0,23	-13	0,02124	0,02097	1,27
-12	-1,0881	-1,0876	0,05	-12	0,01933	0,01929	0,21
-11	-1,0222	-1,0209	0,13	-11	0,01737	0,01746	0,52
-10	-0,9125	-0,9129	0,04	-10	0,01582	0,01559	1,45
-9	-0,7863	-0,7850	0,17	-9	0,01373	0,01376	0,22
-8	-0,6520	-0,6531	0,17	-8	0,01227	0,01207	1,63
-7	-0,5207	-0,5190	0,33	-7	0,01059	0,01057	0,19
-6	-0,4073	-0,4066	0,17	-6	0,00939	0,00941	0,21
-5	-0,3006	-0,3003	0,10	-5	0,00836	0,00838	0,24
-4	-0,1918	-0,1917	0,05	-4	0,00768	0,00770	0,26
-3	-0,0825	-0,0825	0,00	-3	0,00704	0,00705	0,14
-2	0,0272	0,0271	0,37	-2	0,00653	0,00653	0,00
-1	0,1362	0,1361	0,07	-1	0,00602	0,00602	0,00
0	0,2442	0,2440	0,08	0	0,00568	0,00568	0,00
1	0,3469	0,3467	0,06	1	0,00547	0,00548	0,18
2	0,4549	0,4539	0,22	2	0,00581	0,00581	0,00
3	0,5945	0,5947	0,03	3	0,00639	0,00639	0,00
4	0,7153	0,7156	0,04	4	0,00711	0,00711	0,00
5	0,8089	0,8090	0,01	5	0,00804	0,00805	0,12
6	0,9016	0,9017	0,01	6	0,00945	0,00944	0,11
7	0,9944	0,9937	0,07	7	0,01114	0,01118	0,36
8	1,0885	1,0877	0,07	8	0,0127	0,01275	0,39
9	1,1801	1,1802	0,01	9	0,01435	0,01431	0,28
10	1,2696	1,2676	0,16	10	0,01591	0,01603	0,75
11	1,3500	1,3479	0,16	11	0,0178	0,01792	0,67
12	1,4114	1,4124	0,07	12	0,02015	0,02008	0,35
13	1,4699	1,4705	0,04	13	0,02284	0,02279	0,22
14	1,5228	1,5214	0,09	14	0,02622	0,02633	0,42
15	1,5597	1,5594	0,02	15	0,03141	0,03146	0,16

Fonte: Autora (2022)

Figura 44 – Comparação entre os resultados - NACA CYH

Coeficiente de Sustentação (Cl)				Coeficiente de Arrasto (Cd)			
α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)	α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)
-15		-1,1856	-	-15		0,03004	-
-14	-1,0135	-1,1000	8,53	-14	0,03766	0,02892	23,21
-13	-1,0014	-1,0291	2,77	-13	0,02970	0,02553	14,04
-12	-0,9216	-0,9399	1,99	-12	0,02743	0,02417	11,88
-11	-0,8461	-0,8618	1,86	-11	0,02411	0,02126	11,82
-10	-0,7460	-0,7425	0,47	-10	0,01973	0,01936	1,88
-9	-0,6464	-0,6473	0,14	-9	0,01738	0,01658	4,60
-8	-0,5518	-0,5474	0,80	-8	0,01455	0,01505	3,44
-7	-0,4478	-0,4453	0,56	-7	0,01279	0,01254	1,95
-6	-0,3409	-0,3384	0,73	-6	0,01141	0,01120	1,84
-5	-0,2343	-0,2306	1,58	-5	0,00996	0,00996	0,00
-4	-0,1238	-0,1202	2,91	-4	0,00913	0,00914	0,11
-3	-0,0122	-0,0086	29,51	-3	0,00850	0,00853	0,35
-2	0,0970	0,1010	4,12	-2	0,00760	0,00766	0,79
-1	0,2035	0,2083	2,36	-1	0,00658	0,00672	2,13
0	0,2963	0,3002	1,32	0	0,00542	0,00544	0,37
1	0,4166	0,4173	0,17	1	0,00591	0,00593	0,34
2	0,5645	0,5661	0,28	2	0,00669	0,00672	0,45
3	0,7040	0,7076	0,51	3	0,00759	0,00762	0,40
4	0,8330	0,8379	0,59	4	0,00813	0,00815	0,25
5	0,9326	0,9349	0,25	5	0,00859	0,00864	0,58
6	1,0236	1,0262	0,25	6	0,00928	0,00929	0,11
7	1,1023	1,1042	0,17	7	0,01090	0,01096	0,55
8	1,1792	1,1805	0,11	8	0,01273	0,01283	0,79
9	1,2584	1,2530	0,43	9	0,01464	0,01524	4,10
10	1,3165	1,3116	0,37	10	0,01795	0,01834	2,17
11	1,3639	1,3570	0,51	11	0,02114	0,02175	2,89
12	1,4027	1,3858	1,20	12	0,02593	0,02761	6,48
13	1,4171	1,4154	0,12	13	0,03417	0,03459	1,23
14	1,4269	1,4123	1,02	14	0,04385	0,04578	4,40
15	1,4113	1,3850	1,86	15	0,05760	0,06143	6,65

Fonte: Autora (2022)

O AirFoil Tools não apresenta resultados para o ângulo de ataque de -15° na análise do perfil NACA CYH.

Figura 45 – Comparação entre os resultados - RAF 30

Coeficiente de Sustentação (Cl)				Coeficiente de Arrasto (Cd)			
α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)	α (°)	AirFoil Tools	Ferramenta	Erro relativo (%)
-15	-1,2516	-1,3029	4,10	-15	0,0351	0,03062	12,66
-14	-1,2339	-1,2682	2,78	-14	0,0279	0,02543	8,72
-13	-1,1885	-1,2203	2,68	-13	0,0241	0,02220	7,92
-12	-1,1538	-1,1656	1,02	-12	0,0206	0,02013	2,42
-11	-1,1060	-1,1155	0,86	-11	0,0188	0,01817	3,09
-10	-1,0498	-1,0527	0,28	-10	0,0166	0,01626	1,93
-9	-0,9830	-0,9807	0,23	-9	0,0149	0,01482	0,74
-8	-0,9181	-0,9137	0,48	-8	0,0133	0,01320	0,53
-7	-0,7892	-0,7907	0,19	-7	0,0118	0,01159	1,61
-6	-0,6578	-0,6560	0,27	-6	0,0103	0,01020	0,87
-5	-0,5250	-0,5227	0,44	-5	0,0084	0,00828	0,96
-4	-0,4039	-0,4056	0,42	-4	0,0070	0,00697	0,29
-3	-0,3075	-0,3084	0,29	-3	0,0063	0,00631	0,80
-2	-0,2086	-0,2092	0,29	-2	0,0059	0,00588	0,34
-1	-0,1055	-0,1056	0,09	-1	0,0057	0,00570	0,53
0	0,0000	0,0000	0,00	0	0,0056	0,00566	0,53
1	0,1055	0,1056	0,09	1	0,0057	0,00570	0,53
2	0,2086	0,2091	0,24	2	0,0059	0,00589	0,51
3	0,3074	0,3084	0,33	3	0,0063	0,00631	0,80
4	0,4039	0,4055	0,40	4	0,0070	0,00697	0,29
5	0,5251	0,5228	0,44	5	0,0084	0,00829	0,84
6	0,6578	0,6560	0,27	6	0,0103	0,01020	0,87
7	0,7893	0,7908	0,19	7	0,0118	0,01158	1,70
8	0,9179	0,9138	0,45	8	0,0133	0,01319	0,68
9	0,9826	0,9808	0,18	9	0,0150	0,01482	0,94
10	1,0498	1,0527	0,28	10	0,0166	0,01626	1,93
11	1,1065	1,1167	0,92	11	0,0187	0,01811	3,31
12	1,1545	1,1665	1,04	12	0,0206	0,02009	2,52
13	1,1913	1,2210	2,49	13	0,0240	0,02217	7,47
14	1,2380	1,2696	2,55	14	0,0276	0,02535	8,19
15	1,2478	1,3025	4,38	15	0,0356	0,03070	13,64

Fonte: Autora (2022)

ANEXO A - CÓDIGO MATLAB - BEMT

Este anexo apresenta o código disponibilizado no site Aerodynamics for Students para a teoria do momento do elemento de pá (BEMT).

```

clear all;
%chord length of blade assumed constant with radius (meters)
chord=0.10;
%pitch distance in meters.
pitch=1.0;
%diameter of the propeller (meters)
dia=1.6;
%tip radius
R=dia/2.0;
%engine speed in RPM
RPM=2100.;
%thickness to chord ratio for propeller section (constant with radius)
tonc=0.12*chord;
%standard sea level atmosphere density (kg/m^3)
rho=1.225;
%RPM --> revs per sec
n=RPM/60.0;
%rps --> rads per sec
omega=n*2.0*pi;
% 2 Bladed Propeller
B=2;
% use 10 blade segments (starting at 10% R (hub) to R)
xs=0.1*R;
xt=R;
rstep=(xt-xs)/10;
r1=[xs:rstep:xt];
%calculate results for a range of velocities from 1 to 60 m/s
for V=1:60,
    %initialise sums thrust (N) torque (Nm)
    thrust=0.0;
    torque=0.0;
    %loop over each blade element
    for j=1:size(r1,2),
        rad=r1(j);
        %calculate local blade element setting angle
        theta=atan(pitch/2/pi/rad);
        %guess initial values of inflow and swirl factor
        a=0.1;
        b=0.01;
        %set logical variable to control iteration
        finished=false;
        %set iteration count and check flag
        sum=1;
        itercheck=0;
        while (~finished),
            %axial velocity
            V0=V*(1+a);
            %disk plane velocity
            V2=omega*rad*(1-b);
            %flow angle
            phi=atan2(V0,V2);
            %blade angle of attack
            alpha=theta-phi;
            % lift coefficient
            cl=6.2*alpha;
            %drag coefficient
            cd=0.008-0.003*cl+0.01*cl*cl;

```

```

%local velocity at blade
Vlocal=sqrt(V0*V0+V2*V2);
%thrust grading
DtDr=0.5*rho*Vlocal*Vlocal*B*chord*(cl*cos(phi)-cd*sin(phi));
%torque grading
DqDr=0.5*rho*Vlocal*Vlocal*B*chord*rad*(cd*cos(phi)+cl*sin(phi));
%momentum check on inflow and swirl factors
tem1=DtDr/(4.0*pi*rad*rad*rho*V*V*(1+a));
tem2=DqDr/(4.0*pi*rad*rad*rad*rho*V*(1+a)*omega);
%stabilise iteration
anew=0.5*(a+tem1);
bnew=0.5*(b+tem2);
%check for convergence
if (abs(anew-a)<1.0e-5),
    if (abs(bnew-b)<1.0e-5),
        finished=true;
    end;
end;
a=anew;
b=bnew;
%increment iteration count
sum=sum+1;
%check to see if iteration stuck
if (sum>500),
    finished=true;
    itercheck=1;
end;
end;
thrust=thrust+DtDr*rstep;
torque=torque+DqDr*rstep;
end;
t(V)=thrust/(rho*n*n*dia*dia*dia*dia);
q(V)=torque/(rho*n*n*dia*dia*dia*dia*dia);
J(V)=V/(n*dia);
eff(V)=J(V)/2.0/pi*t(V)/q(V);
icheck(V)=itercheck;
end;
Jmax=max(J);
Tmax=max(t);
plot(J,t,J,q);
title('Thrust and Torque Coefficients');
xlabel('Advance Ratio (J)');
ylabel('Ct, Cq');
legend('Ct','Cq');
axis([0 Jmax 0 1.1*Tmax]);
pause;
clf;
plot(J,eff);
title('Propeller Efficiency');
xlabel('Advance Ratio (J)');
ylabel('Efficiency');
axis([0 Jmax 0 1]);

```

ANEXO B - COORDENADAS DOS AEROFÓLIOS

Este anexo apresenta as coordenadas de cada perfil aerodinâmico utilizado nas análises. Todas as coordenadas foram retirados do site AirFoil Tools. A primeira coluna de pontos refere-se a porção de corda do perfil, e a segunda coluna refere-se as espessuras superiores e inferiores a partir da corda.

NACA M3

0.000000	0.000000
0.012500	0.018600
0.025000	0.025100
0.050000	0.033900
0.075000	0.040000
0.100000	0.044700
0.150000	0.051400
0.200000	0.055700
0.300000	0.059500
0.400000	0.058900
0.500000	0.055000
0.600000	0.048500
0.700000	0.039600
0.800000	0.028800
0.900000	0.016200
0.950000	0.009300
1.000000	0.002000
0.000000	0.000000
0.012500	-0.018600
0.025000	-0.025100
0.050000	-0.033900
0.075000	-0.040000
0.100000	-0.044700
0.150000	-0.051400
0.200000	-0.055700
0.300000	-0.059500
0.400000	-0.058900
0.500000	-0.055000
0.600000	-0.048500
0.700000	-0.039600
0.800000	-0.028800
0.900000	-0.016200
0.950000	-0.009300
1.000000	-0.002000

NACA 4412

1.0000	0.0013
0.9500	0.0147
0.9000	0.0271
0.8000	0.0489
0.7000	0.0669
0.6000	0.0814
0.5000	0.0919
0.4000	0.0980
0.3000	0.0976
0.2500	0.0941
0.2000	0.0880
0.1500	0.0789
0.1000	0.0659
0.0750	0.0576
0.0500	0.0473
0.0250	0.0339
0.0125	0.0244
0.0000	0.0000
0.0125	-0.0143
0.0250	-0.0195
0.0500	-0.0249
0.0750	-0.0274
0.1000	-0.0286
0.1500	-0.0288
0.2000	-0.0274
0.2500	-0.0250
0.3000	-0.0226
0.4000	-0.0180
0.5000	-0.0140
0.6000	-0.0100
0.7000	-0.0065
0.8000	-0.0039
0.9000	-0.0022
0.9500	-0.0016
1.0000	-0.0013

NACA 2412

1.0000	0.0013
0.9500	0.0114
0.9000	0.0208
0.8000	0.0375
0.7000	0.0518
0.6000	0.0636
0.5000	0.0724
0.4000	0.0780
0.3000	0.0788
0.2500	0.0767
0.2000	0.0726
0.1500	0.0661
0.1000	0.0563
0.0750	0.0496
0.0500	0.0413
0.0250	0.0299
0.0125	0.0215
0.0000	0.0000
0.0125	-0.0165
0.0250	-0.0227
0.0500	-0.0301
0.0750	-0.0346
0.1000	-0.0375
0.1500	-0.0410
0.2000	-0.0423
0.2500	-0.0422
0.3000	-0.0412
0.4000	-0.0380
0.5000	-0.0334
0.6000	-0.0276
0.7000	-0.0214
0.8000	-0.0150
0.9000	-0.0082
0.9500	-0.0048
1.0000	-0.0013

NACA CYH

1.0000	0.0205
0.9500	0.0293
0.9000	0.0384
0.8000	0.0562
0.7000	0.0741
0.6000	0.0915
0.5000	0.1052
0.4000	0.1140
0.3000	0.1170
0.2000	0.1136
0.1500	0.1068
0.1000	0.0960
0.0750	0.0885
0.0500	0.0790
0.0250	0.0650
0.0125	0.0545
0.0000	0.0350
0.0125	0.0193
0.0250	0.0147
0.0500	0.0093
0.0750	0.0063
0.1000	0.0042
0.1500	0.0015
0.2000	0.0003
0.3000	0.0000
0.4000	0.0000
0.5000	0.0000
0.6000	0.0000
0.7000	0.0006
0.8000	0.0038
0.9000	0.0102
0.9500	0.0140
1.0000	0.0185

RAF 30

0.000000	0.000000
0.012500	0.018000
0.025000	0.024800
0.050000	0.034600
0.100000	0.046800
0.150000	0.054400
0.200000	0.059400
0.300000	0.063200
0.400000	0.062000
0.500000	0.056600
0.600000	0.047800
0.700000	0.037000
0.800000	0.025000
0.900000	0.013000
0.950000	0.007000
1.000000	0.000000
0.000000	0.000000
0.012500	-0.018000
0.025000	-0.024800
0.050000	-0.034600
0.100000	-0.046800
0.150000	-0.054400
0.200000	-0.059400
0.300000	-0.063200
0.400000	-0.062000
0.500000	-0.056600
0.600000	-0.047800
0.700000	-0.037000
0.800000	-0.025000
0.900000	-0.013000
0.950000	-0.007000
1.000000	0.000000