



**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO AEROACÚSTICO
GERADO POR CICLOROTORES**

LETHÍCIA GOMES DE FARIAS

**PROJETO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

FACULDADE DE TECNOLOGIA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO AEROACÚSTICO
GERADO POR CICLOROTORES**

LETHÍCIA GOMES DE FARIAS

Orientador: PROF. DR. ROBERTO FRANCISCO BOBENRIETH MISERDA, ENM/UNB

PROJETO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**PUBLICAÇÃO ENM.PG - XXX/AAAA
BRASÍLIA-DF, 19 DE DEZEMBRO DE 2023.**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO AEROACÚSTICO
GERADO POR CICLOROTORES**

LETHÍCIA GOMES DE FARIAS

PROJETO DE GRADUAÇÃO SUBMETIDO AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA, COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE BACHAREL.

APROVADO POR:

Prof. Dr. Roberto Francisco Bobenrieth Miserda, ENM/UnB
Orientador

Prof. Dr. Bráulio Gutierrez Pimenta, ENM/UnB
Examinador interno

Prof. Dr. Adriano Possebon Rosa, ENM/UnB
Examinador interno

BRASÍLIA, 19 DE DEZEMBRO DE 2023.

FICHA CATALOGRÁFICA

DE FARIAS, LETHÍCIA GOMES

Simulação numérica do campo aeroacústico gerado por ciclorotores

2023, 58 p., 201x297 mm

(ENM/FT/UnB, Bacharel, Engenharia Mecânica, 2023)

Projeto de Graduação – Universidade de Brasília

Faculdade de Tecnologia – Departamento de Engenharia Mecânica

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

DE FARIAS, LETHÍCIA GOMES (2023). Simulação numérica do campo aeroacústico gerado por ciclorotores. Projeto de Graduação em Engenharia Mecânica. Publicação xxx/AAAA. Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 58 p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTORA: LETHÍCIA GOMES DE FARIAS,

TÍTULO: Simulação numérica do campo aeroacústico gerado por ciclorotores

GRAU: BACHAREL | ANO: 2023

É concedida, à Universidade de Brasília, permissão para reproduzir cópias deste projeto de graduação e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. Os autores se reservam a outros direitos de publicação, e nenhuma parte deste projeto de graduação pode ser reproduzida sem a autorização por escrito dos autores.

LETHÍCIA GOMES DE FARIAS,

lethgomes98@gmail.com

Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer aos meus pais, Cléia e Joseilson, e aos meus irmãos, Junior, Juan e Enrico, por todo o apoio e por proporcionarem tudo que sempre precisei. Agradeço também a toda a minha família, que sempre acreditou no meu potencial.

Agradeço profundamente a todos os professores que tive ao longo do caminho, pois moldaram quem sou hoje e um agradecimento especial ao meu orientador, Roberto, que sugeriu o tema e que me guiou nesse mundo que é o CFD.

Não posso deixar de mencionar a importância dos amigos que fiz durante o curso: Liz, Thales e Felipe, que me apoiaram desde o início da graduação e à minha amiga Ana, que sempre esteve presente para me ajudar e foi um exemplo na área de engenharia mecânica.

Sou grata pelas oportunidades que tive de participar da Empresa Júnior de Engenharia Mecânica da Universidade de Brasília TECMEC e da equipe de competição de fórmula SAE Apuama Racing, onde fiz várias amizades e adquiri diversos aprendizados, além de ter conhecido excelentes pessoas que tenho certeza que se tornarão profissionais excepcionais.

Agradeço a todos os colegas de engenharia mecânica que, de alguma forma, contribuíram ao longo da minha jornada acadêmica.

E por último, expresso minha gratidão a todos os artistas dos diversos meios de mídia e entretenimento, que não só me proporcionaram momentos de felicidade na jornada dura que é a graduação, mas também foram fonte de apoio e inspiração durante o caminho.

Lethícia Gomes de Farias

“Não se pode entender um processo interrompendo-o. O entendimento precisa acompanhar o fluxo do processo, tem de se juntar a ele e fluir com ele.”
- Frank Herbert, Duna

Resumo

Este trabalho representa uma análise da aerodinâmica e acústica de um ciclorotor em estado de pairagem, utilizando uma metodologia de fronteira imersa móvel por meio do código VAT, desenvolvido pelo Laboratório de Aeroacústica Computacional da Universidade de Brasília. Inicialmente, apresentamos a motivação, objetivos e a estrutura do estudo. Uma base teórica abordando conceitos fundamentais de aerodinâmica e acústica foi fornecida, seguida por uma revisão bibliográfica que destacou trabalhos relevantes sobre o tema. A metodologia numérica da fronteira imersa, baseada nas equações de Euler, foi utilizada para simular o ciclorotor de uma única pá. Simulações preliminares visando o entendimento do problema revelaram limitações do código numérico. Os resultados apontaram que um ciclorotor com apenas uma pá é capaz de gerar sustentação significativa, sendo a geração de uma força vertical associada à velocidade de rotação, enquanto a variação do ângulo de arfagem está relacionada à precisão de movimentação. Os gráficos de velocidade demonstraram um escoamento induzido para baixo, enquanto as velocidades horizontais evidenciaram tentativas de equilíbrio. Adicionalmente, observou-se a relação entre pressão, velocidade e os coeficientes de força vertical e horizontal, evidenciando complexas interações entre eles. Imagens que ilustram a evolução na rotação do ciclorotor permitiram a observação de fenômenos como difração de onda acústica, formação de vórtices de partida e escoamento induzido.

Palavras-chave: ciclorotor, fronteira imersa móvel, aeroacústica, método numérico

Abstract

This work represents a detailed analysis of the aerodynamics and acoustics of a cyclorotor in a hovering state, using a moving-body immersed boundary method through the VAT code, developed by Computational Aeroacoustics Laboratory from the University of Brasília. Initially, we present the motivation, objectives, and the study's structure. A theoretical basis covering fundamental concepts of aerodynamics and acoustics was provided, followed by a literature review highlighting relevant works on the subject. The numerical methodology of the immersed boundary, based on Euler's equations, was used to simulate the one-blade cyclorotor. Preliminary simulations seeking the better understanding of the problem revealed limitations of the numerical code. The results indicated that a cyclorotor with only one blade is capable of generating significant lift, with the generation of vertical force associated with the rotation speed, while the variation in pitch angle is related to the precision of movement. The velocities graphs showed induced downward flow, while horizontal velocities demonstrated attempts at equilibrium. Furthermore, the relationship between pressure, velocity, and vertical and horizontal force coefficients was observed. Images illustrating the evolution in the cyclorotor's rotation allowed the observation of phenomena such as acoustic wave diffraction, formation of starting vortices and induced flow.

Keywords: cyclorotor, moving-body immersed boundary, aeroacoustics, numerical method

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	MOTIVAÇÃO	1
1.2	OBJETIVOS.....	5
1.3	ESTRUTURA DO TRABALHO	5
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	7
2.1	ESTUDOS ANALÍTICOS	7
2.2	ESTUDOS NUMÉRICOS E EXPERIMENTAIS	9
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	12
3.1	CONCEITOS AERODINÂMICOS	12
3.1.1	COEFICIENTES AERODINÂMICOS	14
3.1.2	ESTOL	15
3.1.3	VÓRTICE DE PARTIDA	15
3.1.4	ARQUEAMENTO VIRTUAL	16
3.2	CONCEITOS DE ACÚSTICA	17
3.3	CINEMÁTICA DO CICLOROTOR	19
4	METODOLOGIA NUMÉRICA	21
4.1	EQUAÇÕES GOVERNANTES	21
4.2	DISCRETIZAÇÃO EM VOLUMES FINITOS	22
4.3	DISSIPACÃO NUMÉRICA	24
4.4	MARCHA TEMPORAL.....	25
4.5	MÉTODO DA FRONTEIRA IMERSA	25
5	RESULTADOS E ANÁLISES	26
5.1	AQUISIÇÃO DE DADOS	26
5.2	SIMULAÇÕES PRELIMINARES	28
5.2.1	INFLUÊNCIA DAS VARIÁVEIS	28
5.2.2	ANÁLISE DE MALHA.....	35
5.3	RESULTADOS	40
6	CONSIDERAÇÕES FINAIS	54
6.1	CONCLUSÃO	54

6.2	TRABALHOS FUTUROS	55
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	56

LISTA DE FIGURAS

1.1	Representação de um ciclorotor. Adaptado de HABIBNIA; PáSCOA (2019b).	1
1.2	O Kirsten-Boeing Propeller, considerado o primeiro ciclorotor. Retirado de SACHSE (1926).	2
1.3	O sistema de propulsão marítimo <i>Voith Schneider Propeller</i>	3
1.4	Drone utilizando um ciclorotor desenvolvido pela Cyclotech	4
1.5	Idealizações de futuros drones com variadas utilidades desenvolvido pela Cyclotech. Retirado de CYCLOTECH (2023b).	4
2.1	Representação do sistema mecânico do ciclorotor. Retirado de MONTEIRO (2017).	8
2.2	Visualização das linhas em volta do ciclorotor. Retirado de TANG; SONG (2014). ..	10
2.3	Experimentos aeroacústicos realizados no estudo. Retirado de MOBLE (2010). ..	11
3.1	Representação de um corpo arbitrário com forças e momentos gerados por um escoamento. Retirado de WHITE (2011).	12
3.2	Forças em um aerofólio. Retirado de ANDERSON (2017).	13
3.3	Cinemática dos aerofólios e forças geradas pelo ciclorotor. Adaptado de MOBLE (2010).	14
3.4	Representação de um perfil de asa com a nomenclatura de suas principais dimensões. Retirado de WHITE (2011).	14
3.5	Fenômeno de estol ocorrendo no escoamento. Retirado de LEISHMAN (2022). ..	15
3.6	Representação da criação do vórtice de partida. Retirado de ANDERSON (2017). ..	16
3.7	Arqueamento virtual. Adaptado de BIANCHINI et al. (2018).	16
3.8	Diversas fontes de som produzidas por uma aeronave. Retirado de LEISHMAN (2022).	17
3.9	Representação de um ciclorotor. Retirado de MONTEIRO (2017).	19
3.10	Um ciclorotor gera uma força resultante alterando o ângulo de arfagem da pá à medida que ela se movimenta ao redor do rotor. Retirado de WIKIPEDIA (2023). ..	20
5.1	Ilustração das posições do ângulo azimutal adotada.	27
5.2	Posição dos sensores na malha computacional.	28
5.3	Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0, 0$	29
5.4	Distribuição de pressão no sensor 2 para $\phi_0 = 0, 00$	30
5.6	Distribuição de pressão no sensor 2 para $\phi_0 = 0, 05$	30
5.5	Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0, 05$	31

5.7	Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,15$	32
5.8	Distribuição de pressão no sensor 2 para $\phi_0 = 0,15$	33
5.9	Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,20$	33
5.10	Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,20$ e $m = 0,8$	34
5.11	Ampliação da imagem do caso $\phi_0 = 0,10$ e $m = 1,2$	34
5.12	Visualização do caso $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1,2$ com a malha 16x16.	35
5.13	Visualização do caso $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1,2$ com a malha 16x24.	36
5.14	Distribuição de pressão nos sensores 1, 2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1,2$...	37
5.15	Visualização do caso $\phi_0 = 0,05$ e $m = 0,4$	38
5.16	Gráficos comparativo de pressão nos sensores 1, 2 e 3 para as malhas 8x8 e 16x16.	39
5.17	Visualização do caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$	41
5.18	Coefficientes de força horizontal e vertical para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$	42
5.19	Coefficientes de força horizontal e vertical para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$ no regime transiente (à esquerda) e no regime permanente (à direita).....	42
5.20	Velocidades na direção y nos sensores 1, 2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$..	43
5.21	Velocidades na direção x nos sensores 1, 2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$..	44
5.22	Velocidades na direção x nos sensores 1, 4 e 5 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$..	44
5.23	Pressão nos sensores 1,2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$	45
5.24	Comparativo do coeficientes de força vertical e velocidade para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$	46
5.25	Comparativo do coeficientes de força vertical e pressão para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$	46
5.26	Comparativo da pressão e da velocidade na direção y no sensor 2 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$	47
5.27	Visualização dos casos $\phi_0 = 0,00$ e $m = -0,20$ (à esquerda) e $\phi_0 = 0,00$ e $m = -0,10$ (à direita).....	48
5.28	Visualização dos casos $\phi_0 = 0,00$ e $m = 0,10$ (à esquerda) e $\phi_0 = 0,00$ e $m = 0,20$ (à direita)	48
5.29	Legenda para os casos $\phi_0 = 0,0$	49
5.30	Comparação dos coeficientes aerodinâmicos para o caso $\phi_0 = 0,0$	49
5.31	Coefficientes aerodinâmicos para o caso $\phi_0 = 0,0$ nos setores 1 e 3	49
5.32	coeficientes aerodinâmicos para o caso $\phi_0 = 0,0$ no setor 2 e 4.....	50
5.33	Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ no início de seu movimento	51
5.34	Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$	52
5.35	Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ antes e depois de realizar uma volta.....	52
5.36	Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ ao passar por sua esteira de vorticidade	53

LISTA DE TABELAS

5.1	Variáveis de entrada do problema	26
5.2	Valores máximos de ϕ , em $^{\circ}$	28
5.3	Valores das constantes de calibração para cada caso.....	29
5.4	Valores das variáveis da equação da cinemática do ciclorotor.	40
5.5	Valores da média aritmetica dos coeficientes de força vertical e horizontal no regime permanente	51

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos gregos

α	Ângulo de ataque
α_i	Ângulo de ataque induzido
δ	Delta de Kronecker
ϵ	Magnitude de excentricidade
$\epsilon^{(2)}$	Operador de segunda ordem
$\epsilon^{(4)}$	Operador de quarta ordem
Π	Tensor das variáveis de fluxo
ρ	Massa específica do fluido
ρ_∞	Massa específica do fluido no escoamento não perturbado
θ	Ângulo azimutal
ϕ	Ângulo de arfagem
ϕ_0	Constante angular
ϕ_m	Ângulo de arfagem médio
Ψ_{den}	Sensor de densidade
Ψ_{div}	Sensor de divergente
Ψ_{prs}	Sensor de pressão
Ψ_{rot}	Sensor de rotacional
ω	Velocidade angular
Ω	Velocidade de rotação do rotor

Símbolos latinos

A	Ponto de pivô
A_p	Velocidade do som
A_R	Alongamento do aerofólio
a	Distância do ponto de pivô para o ponto de excentricidade
acc	Aceleração angular
b	Semi-corda da pá
C_D	Coefficiente de arrasto
C_{DO}	Coefficiente de arrasto parasita
C_L	Coefficiente de sustentação
$C_{L\alpha}$	Declive da curva de sustentação bidimensional
$C_{L\alpha 3D}$	Declive da curva de sustentação tridimensional
c	Corda do aerofólio
c_0	Velocidade do som no fluido
c_{fh}	Coefficiente de força horizontal
c_{fv}	Coefficiente de força vertical
c_v	Capacidade calorífica a volume constante
D	Força de arrasto
\mathcal{D}	Dissipação numérica
d	Operador de dissipação numérica
\mathbf{E}	Vetor das variáveis de fluxo na direção x
E	Parâmetro empírico
E_T	Energia Total
e	Energia interna por unidade de massa
e_0	Fator de eficiência de Oswald
e_p	Ponto de excentricidade
\mathbf{F}	Vetor das variáveis de fluxo na direção y
F	Componente real da função de Theodorsen

\mathcal{F}	Função de fluxo
f	Propriedade genérica de um fluido
fh	Força vertical por unidade de comprimento
fv	Força horizontal por unidade de comprimento
G	Componente complexa da função de Theodorsen
$H(f)$	Função de Heaviside
I	Posição do ponto pivô medida a partir do eixo x
i	Vetor unitário na direção x
j	Vetor unitário na direção y
K_{den}	Constante de calibração da densidade
K_{div}	Constante de calibração do divergente
K_{prs}	Constante de calibração da pressão
K_{rot}	Constante de calibração do rotacional
k	Frequência reduzida
L	Força de sustentação
L_x	Tamanho da malha na direção x
L_y	Tamanho da malha na direção y
l	Comprimento da barra de controle
m	Fator multiplicador
N	Força normal perpendicular a corda do aerofólio
N_{it}	Número de iterações
n	Vetor unitário normal a superfície
O	Termo monopolo
p	Pressão
p_{rms}	Pressão RMS
p_{ref}	Pressão de referência
Q	Ponto de conexão

R	Constante universal dos gases
r	Raio do rotor
S	Superfície de referência
t	Tempo
t_{step}	Passo de tempo
T	Temperatura
T_{∞}	Temperatura do escoamento não perturbado
U	Vetor das variáveis conservativas
u	Vetor velocidade referente ao escoamento
V	Velocidade
V_{ref}	Velocidade de referência
V_R	Velocidade em estado não-estacionário
V_{RS}	Velocidade em estado estacionário
V_{∞}	Velocidade do escoamento não perturbado
Siglas	
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
$CROP$	<i>Cycloidal Rotor Optimizes for Propulsion</i>
SPL	Nível de pressão do som
UAV	Veículo Aéreo não Tripulado
VAT	<i>Virtual Aeroacoustic Tunnel</i>
VSP	<i>Voith Schneider Propeller</i>
$VTOL$	Veículo de Decolagem e Aterragem Vertical

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

Um rotor cicloidal, também chamado de ciclorotor, é um sistema de propulsão composto por vários perfis aerodinâmicos, ou pás, que giram em torno do eixo horizontal de rotação, resultando em forças aerodinâmicas e de propulsão. Esse sistema permite uma rápida alteração na direção e magnitude das forças, tornando-o altamente manobrável e flexível. Uma representação desse sistema pode ser visto na Figura 1.1.

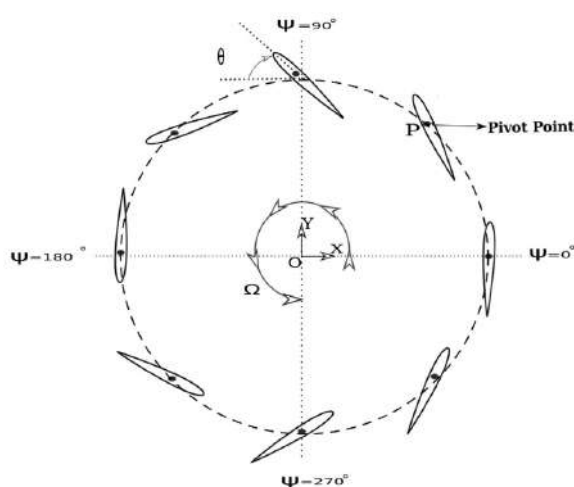
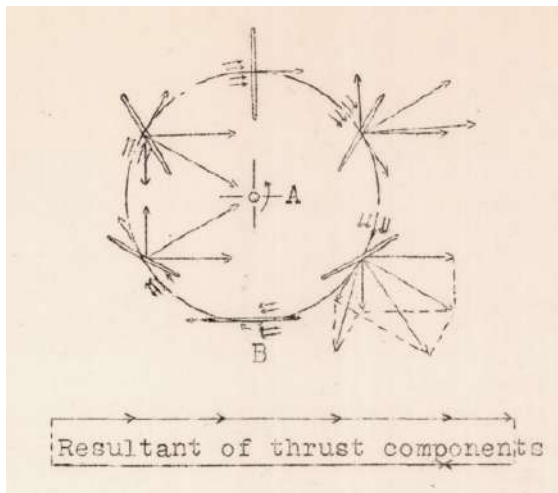
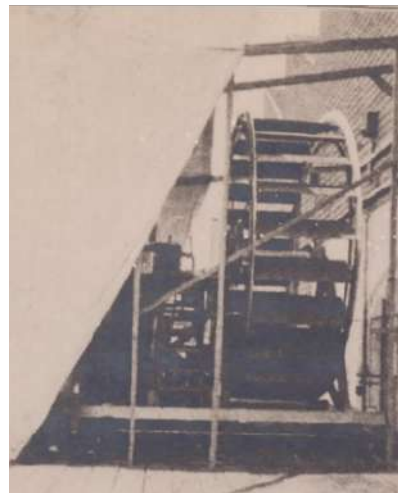


Figura 1.1: Representação de um ciclorotor. Adaptado de [HABIBNIA; PÁSCOA \(2019b\)](#).

De acordo com [POST; BOIRUM \(2009\)](#), tentativas de projeto sobre esse sistema foram feitas desde o final dos anos 1800, com avanços significativos em pesquisas realizadas nas décadas de 1930 e 1940. O professor F. K. Kirsten, da Universidade de Washington, é frequentemente creditado como o inventor inicial do ciclorotor, chamando-o de "*Kirsten-Boeing Propeller*", onde o esquemático pode ser visto na Figura 1.2a. Kirsten conduziu experimentos em túnel de vento em uma grande hélice cicloidal, conforme mostrado na Figura 1.2b.



(a) Esquemática da cinemática de um ciclorotor



(b) O Kirsten-Boeing Propeller posicionado na banca de teste

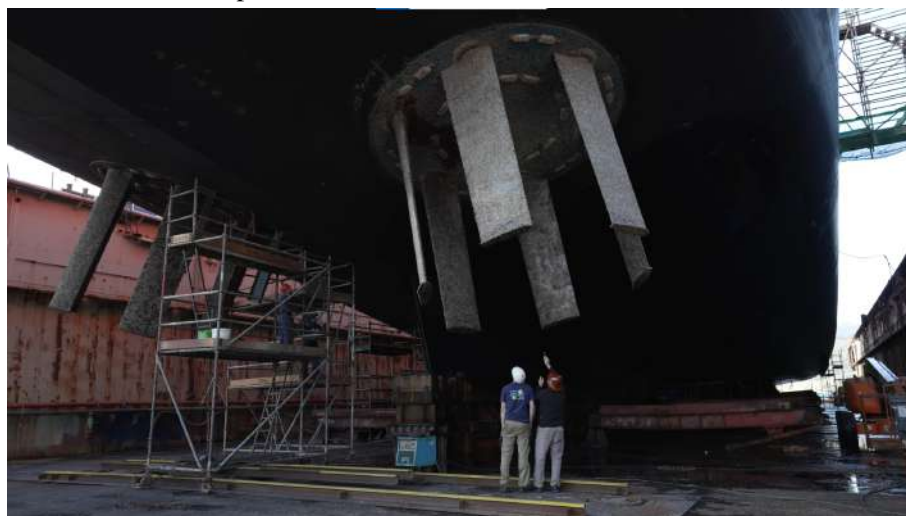
Figura 1.2: O Kirsten-Boeing Propeller, considerado o primeiro ciclorotor. Retirado de [SA-CHSE \(1926\)](#).

Porém, a pesquisa sobre o assunto foi praticamente abandonada após a Segunda Guerra Mundial, com os pesquisadores incapazes de projetar um mecanismo de controle adequado para a aeronave, e com o helicóptero se tornando o principal veículo de Decolagem e Aterragem Vertical conhecidos como VTOL (do inglês: *Vertical Take-Off and Landing*).

No entanto, os estudos já realizados até então sobre esse novo sistema não foram totalmente esquecidos. Um marco significativo ocorreu com o desenvolvimento pioneiro de um sistema de propulsão marítima baseado no princípio do ciclorotor, realizado pela empresa alemã Voith, que deu origem ao *Voith Schneider Propeller* (VSP), que até hoje é altamente usado em rebocadores e balsas [1.3b](#).



(a) O sistema de propulsão na dianteira e traseiro do navio de construção offshore, indicados pelos círculos amarelos. Retirado de [GROUP \(2019\)](#).



(b) O Voith Schneider Propeller em um navio. Retirado de [OCEAN \(2022\)](#).

Figura 1.3: O sistema de propulsão marítimo *Voith Schneider Propeller*

Já no cenário dos veículos aéreos não tripulados, conhecidos como UAVs (do inglês: *Unmanned Aerial Vehicle*), e da tecnologia de aviação, a empresa Cyclotech tem se destacado como líder no desenvolvimento de drones baseados em ciclorotor 1.4a. Ela já demonstrou sua evolução ao apresentar um protótipo de drone capaz de voar exclusivamente por meio da propulsão de um ciclorotor, demonstrado na Figura 1.4b. Essa conquista representa um avanço significativo na indústria de UAVs, destacando o potencial revolucionário dos ciclorotores.



(a) Ciclorotor projetado pela empresa Cyclotech. Retirado de [CYCLOTECH \(2023a\)](#).



(b) Primeiro teste ao ar livre do ciclorotor desenvolvido pela Cyclotech. Retirado de [GMBH \(2023\)](#).

Figura 1.4: Drone utilizando um ciclorotor desenvolvido pela Cyclotech

Além disso, a Cyclotech está empenhada em alcançar a propulsão de zero emissões, que pode ser aplicada em diversas aplicações. Desenvolvendo estudos de futuros projetos como um drone idealizado para realizar transporte de cargas de até 45 kg dentro do ambiente urbano, apresentado na Figura 1.5a, e drone de inspeção de alta estabilidade capazes de aguentar altas velocidades de ventos e permitir inspeções em condições em que apenas veículos aéreos podem alcançar, possível ser visto na Figura 1.5b.



(a) Idealização de um drone de carga para ambientes urbanos utilizando ciclorotores



(b) Idealização de um drone de inspeção de alta estabilidade utilizando rotores convencionais e um ciclorotor

Figura 1.5: Idealizações de futuros drones com variadas utilidades desenvolvido pela Cyclotech. Retirado de [CYCLOTECH \(2023b\)](#).

Essa tecnologia de propulsão tem um menor impacto ambiental em comparação aos rotores convencionais, evitando o uso de recursos escassos ou prejudiciais ao meio ambiente, como combustíveis fósseis. Essa abordagem alinha-se perfeitamente com a crescente demanda por soluções "verdes" e sustentáveis na indústria de aviação e transporte.

Devido a essas características, o ciclorotor tem se mostrado um sistema de grande interesse para estudo, como podemos ver pelo projeto europeu *Cycloidal Rotor Optimizes for Propulsion* (CROP) que consistiu em montar uma equipe multidisciplinar para estudar o tema, a fim de projetar um novo sistema de propulsão "verde" para veículos aéreos (UNION, 2016).

O ciclorotor também tem a vantagem de gerar menos ruído, o que é fundamental em ambientes de transporte aéreo, onde o ruído excessivo pode causar desconforto e até mesmo patologias nas pessoas presentes. Isso torna essas opções ainda mais atraentes em termos de impacto ambiental e de saúde pública.

Assim, a relevância e o potencial inovador do ciclorotor na indústria de aviação e transporte estão cada vez mais evidentes, impulsionando a pesquisa e o desenvolvimento de soluções que prometem transformar o futuro da mobilidade aérea.

1.2 Objetivos

O objetivo principal deste trabalho é estudar o campo aeroacústico de um ciclorotor de uma pá pairando. Os objetivos específicos são:

- Conduzir simulações para validar a implementação do problema, investigar possíveis limitações na metodologia numérica adotada e garantir a precisão dos resultados obtidos;
- Realizar simulações para investigar a geração de força de sustentação do ciclorotor;
- Verificar correlações entre a velocidade, pressão e coeficientes aerodinâmicos do escoamento.

1.3 Estrutura do Trabalho

O presente trabalho apresenta a seguinte estrutura para a abordagem sobre o tema:

- **Capítulo 2** - Neste capítulo, uma revisão bibliográfica é feita, explicitando estudos analíticos, numéricos e experimentais de relevância para o trabalho.
- **Capítulo 3** - Este capítulo propõe a base teórica necessária para o entendimento do problema, abordando conceitos básicos de aerodinâmica e acústica. Além disso, é apresentada o funcionamento mecânico e a cinemática de um ciclorotor.
- **Capítulo 4** - Este capítulo descreve a metodologia numérica da fronteira imersa móvel.
- **Capítulo 5** - Nessa parte, simulações preliminares são feitas para o entendimento melhor do problema e resultados são apresentados, abrangendo e gráficos de pressão, velocidade e coeficientes aerodinâmicos para análises.

- **Capítulo 6:** No último capítulo, é feita as conclusões obtidas no trabalho e sugestões para futuros trabalhos.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

Este capítulo tem como objetivo revisar uma seleção de trabalhos e estudos relevantes realizados sobre o tema dos ciclorotores. O propósito desta revisão é proporcionar uma visão abrangente do estado atual da pesquisa e desenvolvimento nessa área, permitindo uma compreensão mais profunda do progresso e das tendências em estudos relacionados aos ciclorotores.

Dentre estes trabalhos há estudos experimentais, analíticos e numéricos. Entre os trabalhos numéricos, há o interesse de compreender as variáveis e os parâmetros que foram escolhidos para o estudo e a abordagem numérica utilizada para estudá-los. Em trabalhos analíticos, há o interesse de verificar se há uma modelagem analítica que possa prever o fenômeno do escoamento ao redor do ciclomotor que seja compatível com resultados numéricos.

2.1 Estudos Analíticos

Pela complexidade do fenômeno estudado, é difícil ter uma modelagem analítica que resulte em soluções exatas para o problema. No entanto, [MONTEIRO \(2017\)](#) propõe um modelo analítico semi-empírico com o objetivo de fornecer resultados aproximados de força gerada e potência consumida pelo ciclorotor. Este estudo é relevante para o presente trabalho, pois visa investigar as variáveis cruciais na formulação de uma metodologia analítica. Uma breve síntese do estudo será apresentada a seguir.

Primeiramente, foi apresentado o sistema mecânico do ciclorotor com uma série de variáveis de interesse necessárias para equacionar a modelagem analítica, dentre elas sendo o ponto de pivô A , ponto de excentricidade ep , o ponto de conexão Q , a magnitude de excentricidade ϵ , a distância do ponto de pivô para o ponto de excentricidade a , a distância do ponto de pivô para o ponto de conexão d , o comprimento da barra de controle l .

Todas essas variáveis podem ser observadas na Figura [2.1](#).

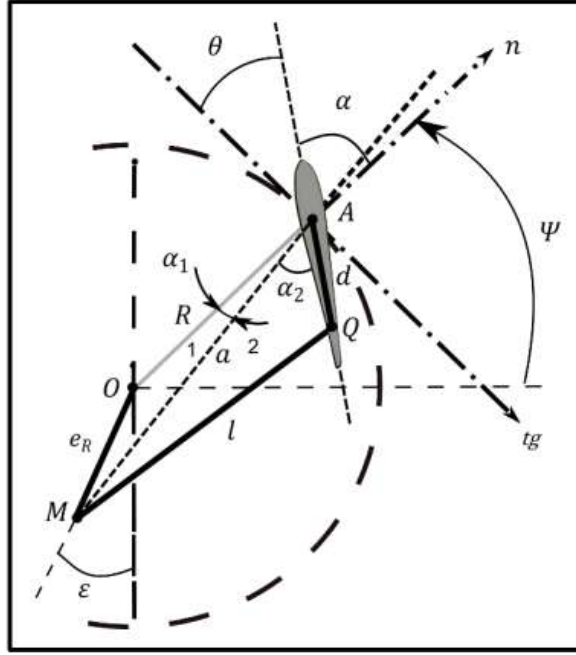


Figura 2.1: Representação do sistema mecânico do ciclorotor. Retirado de [MONTEIRO \(2017\)](#).

A partir da representação da movimentação do ciclorotor na figura 2.1, aplicando relações trigonométricas e a lei dos cossenos e a lei dos senos, temos que o ângulo de arfagem de um aerofólio pode ser expresso como:

$$\phi = \frac{\pi}{2} - \sin^{-1} \frac{e}{a} \cos(\theta + \epsilon) - \cos^{-1} \frac{(a^2 + d^2 - l^2)}{2ad}, \quad (2.1)$$

onde ϕ é o ângulo de arfagem (na figura 2.1 representado por θ) e θ é o ângulo azimuthal (na figura 2.1 representado por ψ).

Para calcular a força de sustentação L com efeitos aerodinâmicos não-estacionário no caso bidimensional, temos:

$$\begin{aligned} \frac{L}{S} = & \rho b^2 (V_R \pi \omega - \pi b I \text{acc}) + C_{L\alpha 3D} \rho V_R b F \left[V_R (\phi + \alpha_i) + b \left(\frac{1}{2} - I \right) \omega \right] \\ & + \frac{C_{L\alpha 3D} \rho V_R b G}{\Omega} \left[V_R \omega + b \left(\frac{1}{2} - I \right) \text{acc} \right], \end{aligned} \quad (2.2)$$

onde as constantes F e G são a componente real e complexa, respectivamente, da função de Theodorsen, que representam analiticamente a distribuição de vorticidade no aerofólio. A velocidade angular é dada por Ω , α_i é o ângulo de ataque induzido, acc é a aceleração angular, b é a semi-corda da pá e I representa a posição do ponto pivô medida a partir do eixo x . O declive

da curva de sustentação $C_{L\alpha 3D}$ pode ser calculado como:

$$C_{L\alpha 3D} = \frac{2\pi A_R}{2 + \sqrt{\frac{A_R^2 4\pi^2}{C_{L\alpha}} + 4}}, \quad (2.3)$$

onde A_R é o alongamento do aerofólio e $C_{L\alpha}$ é o declive da curva de sustentação bidimensional.

A primeira hipótese proposta no trabalho foi que um rotor operando em estado estacionário resulta em uma mesma quantidade de força gerada e de potência consumida que um rotor em estado não-estacionário. Dessa forma, foi considerado um fator para descrever um grau de não-estacionariedade: a frequência reduzida k . Assim, a velocidade entre o rotor em estado estacionário V_{RS} e não-estacionário V_R pode ser descrito por:

$$V_{RS} = \frac{k}{0,05} V_R, \quad (2.4)$$

$$V_R = \frac{\Omega r}{E}, \quad (2.5)$$

onde r é o raio do rotor.

Para encontrar uma função para o parâmetro empírico E , dados experimentais de [MC-NABB \(2001\)](#) foram usados, resultando na seguinte relação:

$$E = 1,864 \frac{34}{NcrS\phi_m}^{-0.187}. \quad (2.6)$$

Finalmente, é possível calcular os coeficientes aerodinâmicos. O coeficiente de sustentação do aerofólio C_L e o coeficiente de arrasto C_D são calculados, respectivamente, por:

$$C_L = \frac{L}{0,5\rho V_{RS}^2 A_p}, \quad (2.7)$$

$$C_D = C_{DO} + \frac{C_L^2}{\pi e_o A_R}, \quad (2.8)$$

onde A_p é a velocidade do som, C_{DO} é o arrasto parasita e e_o é o fator de eficiência de Oswald.

2.2 Estudos Numéricos e Experimentais

Uma série de estudos numéricos e experimentais já foram realizados sobre um ciclorotor, onde uma variedade de metodologias e softwares foram usados investigar o funcionamento do dispositivo.

[TANG; SONG \(2014\)](#) realizaram um estudo de parâmetros aerodinâmicos de um ciclorotor pairando, utilizando o software Ansys Fluent para as simulações. Um ciclorotor com 4 pás

retangulares foi estudado e dentre os parâmetros analisados estão a variação total da força de propulsão, a força na pá durante a revolução e as características aerodinâmicas do escoamento em torno do ciclorotor e do aerofólio.

O estudo também realizou uma comparação entre ciclorotores com 1 e 4 pás, concluindo que a interação entre as pás é de análise complexa e exerce uma influência significativa no escoamento e no desempenho aerodinâmico do sistema.

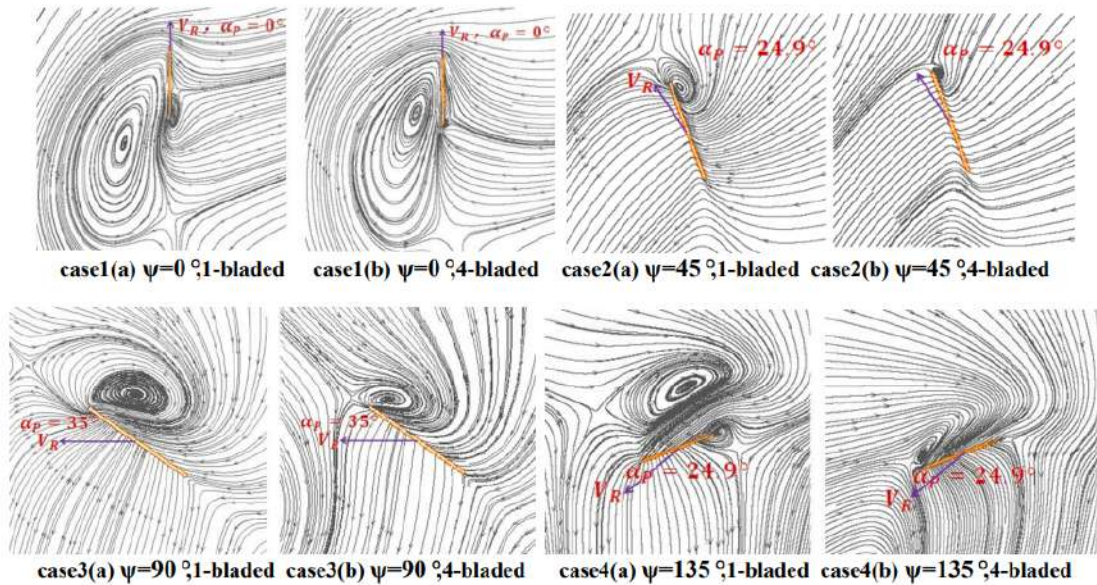


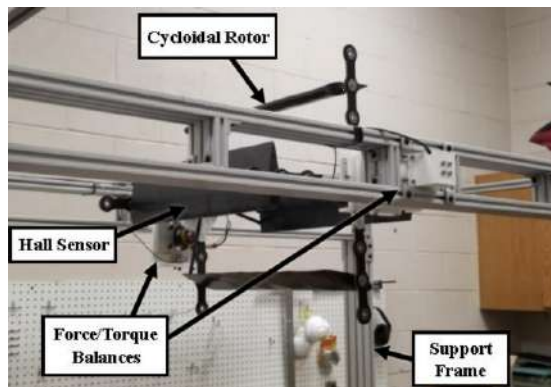
Figura 2.2: Visualização das linhas em volta do ciclorotor. Retirado de [TANG; SONG \(2014\)](#).

Outro estudo sobre parâmetros aerodinâmicos utilizando o software Ansys Fluent foi feito por [XISTO et al. \(2016\)](#), onde foi realizado uma análise sobre os efeitos da geometria na performance do ciclorotor. Os parâmetros analisados foram espessura e o número de aerofólio, analisando 4 perfis NACA diferentes com 2 a 6 aerofólios, a amplitude do ângulo de arfagem, a razão corda-raio e a posição do ponto de pivô. Os resultados mostraram que um aumento no número de pás pode decair a performance aerodinâmica. Limitações na abordagem analítica foram evindeciadas em fenômenos como separação do escoamento e interferência entre pás.

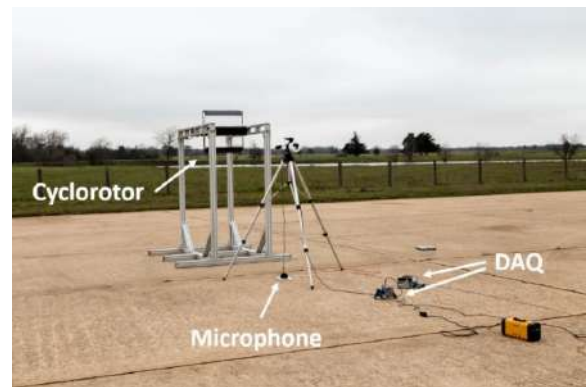
No trabalho de [HABIBNIA; PÁSCOA \(2019b\)](#), foi feita uma análise do ciclorotor sob diferentes condições de operação e altitude, empregando o software OpenFOAM. Combinações variando a altura, desde a parte mais baixa do ciclorotor até o chão, o ângulo de arfagem e velocidade de rotação foram feitas, onde conclui-se que o controle ativo do ângulo de arfagem e velocidade de rotação pode ser de grande auxílio para a eficiência ideal de cada condição de operação do ciclorotor. Os autores continuaram sua análise usando rede neural artificial para treinar o banco de dados obtido de resultados obtidos numericamente para interpretar ainda mais as condições de operação no efeito solo ([2019a](#)).

[HALDER; KELLEN; BENEDICT \(2019\)](#) fazem uma análise aeroacústica experimental e numérica de um ciclorotor, consistindo em uma modelagem aeroelástica do ciclorotor acoplado a um solucionador acústico. O ruído harmônico é previsto pela equação Ffowcs Williams

– Hawkings adaptada a cinemática do ciclorotor. A modelagem proposta foi validada por experimentos internos, que tinham o objetivo de medir empuxo, potência e nível de pressão sonora.



(a) Equipamento para experimentos do ciclorotor



(b) Configuração de gravação dos experimentos acústicos

Figura 2.3: Experimentos aeroacústicos realizados no estudo. Retirado de [MOBLE \(2010\)](#).

Finalmente, [RECKZIEGEL; MISERDA; FABRO \(2022\)](#) realizaram uma análise aeroacústica de um ciclorotor com uma pá, utilizando a metodologia da fronteira imersa móvel, onde concluíram que o nível de ruído gerado por um ciclorotor é altamente relacionado com variáveis aerodinâmicas.

Capítulo 3

Fundamentação Teórica

3.1 Conceitos aerodinâmicos

Conforme o livro de Mecânica dos Fluidos de [WHITE \(2011\)](#), corpos de qualquer geometria, quando imersos em uma escoamento de um fluido, experimentam a ação de forças e momentos gerados por esse escoamento. Considerando um corpo de forma e orientação arbitrárias, o escoamento irá exercer forças e momentos em relação a todos os três eixos de coordenadas, como mostra a Figura 3.1.

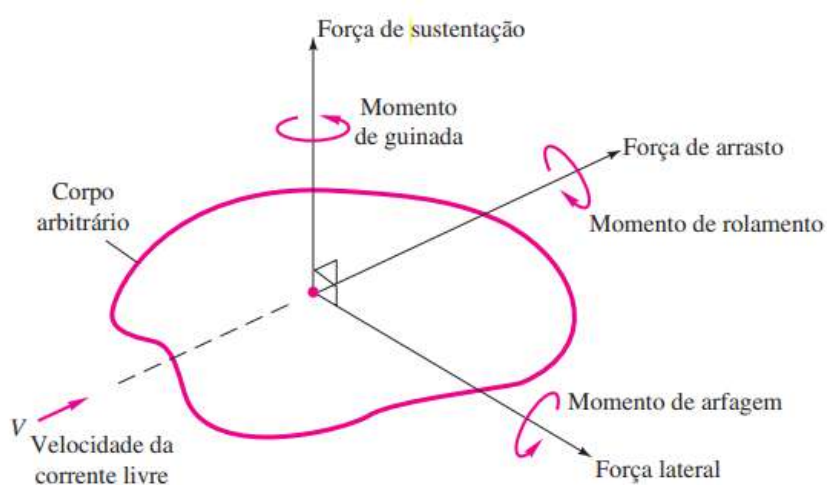


Figura 3.1: Representação de um corpo arbitrário com forças e momentos gerados por um escoamento. Retirado de [WHITE \(2011\)](#).

Quando o corpo tem simetria em relação ao plano formado pelos eixos arrasto e sustentação na Figura 3.1, como por exemplo, aviões, navios e carros, e se movimentam diretamente em uma corrente, a força lateral, a guinada e o rolamento, demonstradas na Figura 3.1, desaparecem, e o problema reduz-se a um caso bidimensional: duas forças, arrasto e sustentação, e um momento, o de arfagem.

Os perfis aerodinâmicos são exemplos de corpos simétricos, que são projetados para

gerar uma alta força de sustentação enquanto minimizam a força de arrasto. Essas duas forças, são componentes de uma força resultante R , que atua no corpo, e há duas formas de decompor a força R , como é possível ver na Figura 3.2.

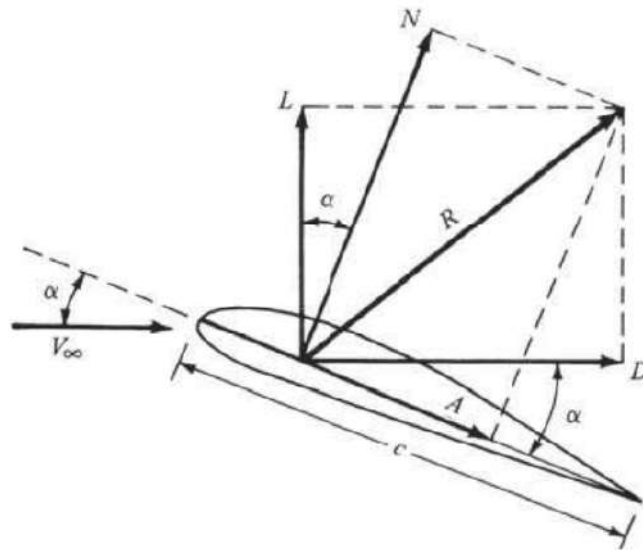


Figura 3.2: Forças em um aerofólio. Retirado de [ANDERSON \(2017\)](#).

A força L representa a sustentação, sendo a componente de R perpendicular à velocidade do escoamento não perturbado V_∞ , enquanto D é a força de arrasto, atuando paralelamente a V_∞ . A força N corresponde à força normal, uma componente de R perpendicular à corda c do aerofólio, enquanto A é a componente paralela a c .

Assim, é possível expressar as forças L e D , em termos das forças A e N da seguinte maneira:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha, \quad (3.1)$$

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha, \quad (3.2)$$

onde α é o ângulo entre a velocidade do escoamento não perturbado e a corda do aerofólio, denominado ângulo de ataque. Este ângulo está diretamente relacionado a geração de sustentação e arrasto em um aerofólio, onde maiores ângulos de ataque tendem a criar maiores valores de sustentação e arrasto, até certo ponto.

Quando se trata de um ciclorotor, que é composto por vários perfis aerodinâmicos, cada um deles está sujeito a forças aerodinâmicas individuais. A Figura 3.3 demonstra esse conceito.

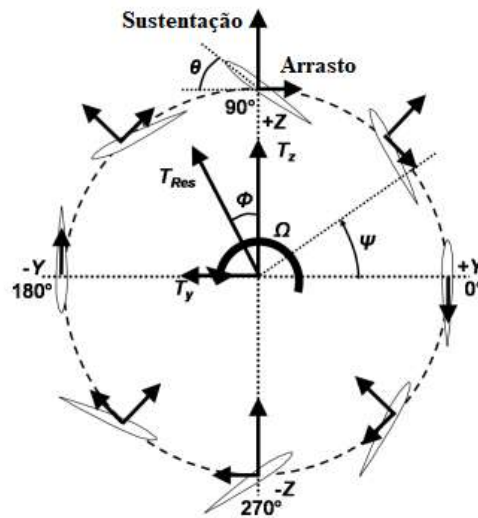


Figura 3.3: Cinemática dos aerofólios e forças geradas pelo ciclorotor. Adaptado de [MOBLE \(2010\)](#).

E a geometria de um perfil aerodinâmico não é aleatória; ela é projetada para otimizar uma determinada aplicação, a partir de suas principais medidas como a corda, espessura, envergadura, representada na Figura 3.7.

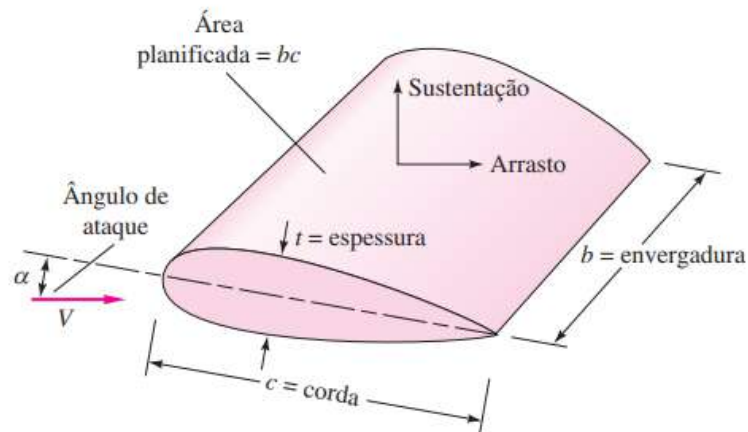


Figura 3.4: Representação de um perfil de asa com a nomenclatura de suas principais dimensões. Retirado de [WHITE \(2011\)](#).

A National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) desenvolveu e testou uma série de aerofólios e deu uma nomenclatura numérica: um número de quatro dígitos que representava as propriedades geométricas críticas da seção do aerofólio ([ALLEN, 2017](#)).

3.1.1 Coeficientes Aerodinâmicos

Para analisar as forças aerodinâmicas que atuam sobre um corpo, é mais comum utilizar coeficientes adimensionais, tais como o coeficiente de sustentação C_L e o coeficiente de arrasto C_D , os quais são definidos como:

$$C_L = \frac{2L}{S\rho_\infty V_\infty^2}, \quad (3.3)$$

$$C_D = \frac{2D}{S\rho_\infty V_\infty^2}, \quad (3.4)$$

onde S é a superfície de referência e ρ_∞ é a massa específica do fluido no escoamento não perturbado.

3.1.2 Estol

A perda de sustentação de uma asa devido ao ângulo de ataque máximo é conhecida como estol. Esse fenômeno ocorre quando o ângulo de ataque é elevado a um ponto em que o fluxo de ar sobre o aerofólio se torna turbulentemente separado, resultando na interrupção do fluxo laminar, como ilustrado na Figura 3.5. Quando o ar descola do aerofólio, ocorre uma diminuição acentuada no coeficiente de sustentação.

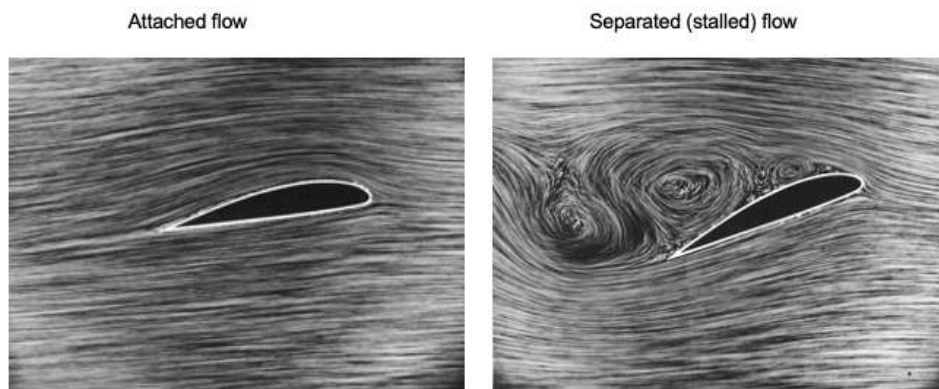
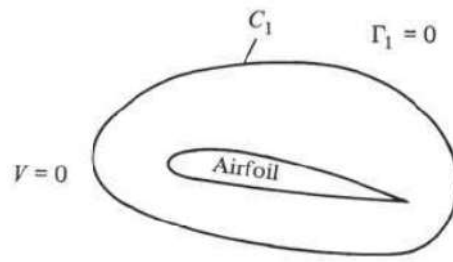


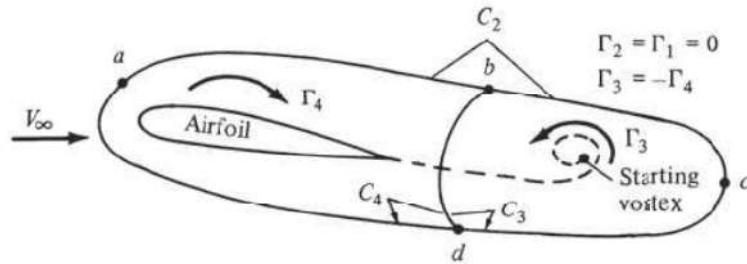
Figura 3.5: Fenômeno de estol ocorrendo no escoamento. Retirado de [LEISHMAN \(2022\)](#).

3.1.3 Vórtice de Partida

O vórtice de partida é o fenômeno que ocorre no bordo de fuga de um aerofólio quando este começa a se movimentar após estar em repouso. Esse vórtice é formado devido à diferença de pressão ao redor do aerofólio quando ele inicia seu movimento, criando uma perturbação no ar próximo ao bordo de fuga, como mostra a Figura 3.6b.



(a) Fluido em repouso relativo ao aerofólio



(b) Imagem momentos após o começo do escoamento

Figura 3.6: Representação da criação do vórtice de partida. Retirado de [ANDERSON \(2017\)](#).

3.1.4 Arqueamento Virtual

No trabalho de [HIGLIORI; WOLFE \(1979\)](#), um estudo comparando aerofólio em um escoamento retilíneo e curvilíneo foi realizado, resultando em características aerodinâmicas diferentes de um mesmo aerofólio em um escoamento curvilíneo e linear, comprovado por experimentos.

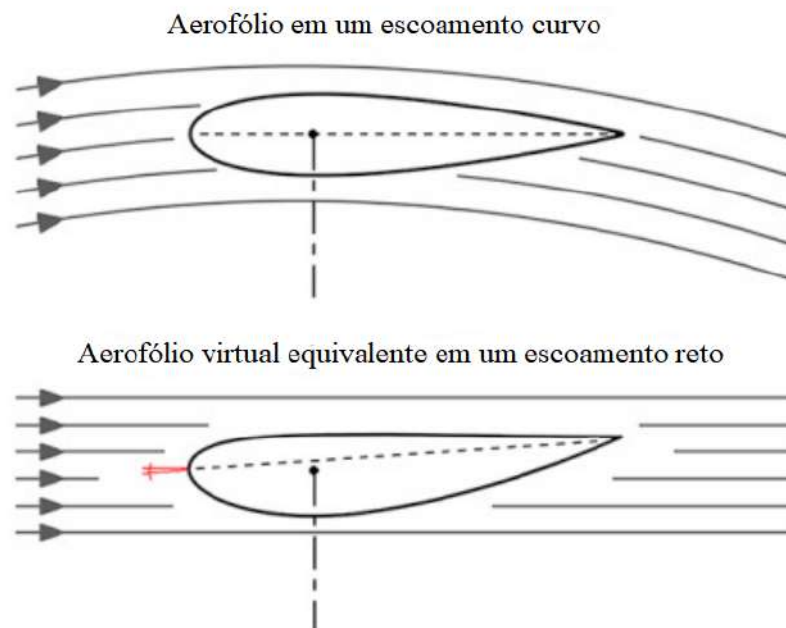


Figura 3.7: Arqueamento virtual. Adaptado de [BIANCHINI et al. \(2018\)](#).

A partir disso surgiu o conceito de *virtual camber*, ou em português, arqueamento virtual, onde um aerofólio simétrico em um escoamento curvado é equivalente a um aerofólio com um arqueamento virtual em um escoamento retilíneo.

3.2 Conceitos de acústica

Acústica é o nome dado ao estudo científico da geração, propagação e recepção do som. A intensidade, frequência e duração de um som podem afetar a forma como um observador interpreta o som como agradável, aceitável ou “ruidoso” e pela maioria dos padrões, as aeronaves são consideradas pelo público em geral como barulhentas (LEISHMAN, 2022).

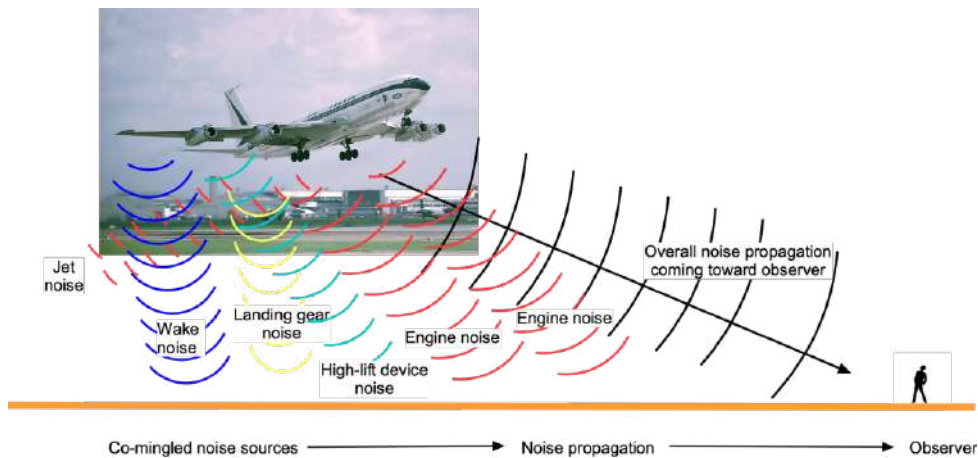


Figura 3.8: Diversas fontes de som produzidas por uma aeronave. Retirado de LEISHMAN (2022).

O som gerado por uma aeronave é resultado de uma série de fenômenos, como ilustrado na figura 3.8. O estudo para a redução de ruído tornou-se fundamental nos projetos de veículos aéreos, à medida que a compreensão desses fenômenos se aprofundou.

Segundo GOLDSTEIN (1974), o ruído gerado por forças aerodinâmicas começou com teoria de Gutin do ruído gerado pelo campo de pressão rotativo de hélices (GUTIN, 1948). Porém, a teoria geral surgiu com Lighthill (1952, 1954), e sua analogia para lidar com problemas do ruído de jato. Posteriormente, as ideias de Lighthill foram extendidas por Curle, Powell e Ffowcs Williams e Hall para incluir o efeito de fronteiras sólidas.

A analogia de Lighthill se refere a reformulação das equações de Navier-Stokes para fazer uma analogia para ondas acústicas. Essa abordagem resulta em equações que ajudam a descrever o ruído gerado por fenômenos aerodinâmicos, dada por:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}, \quad (3.5)$$

onde c_0 é a velocidade do som no meio, T_{ij} é o tensor de Lighthill, dado por:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p_{ij} - c_0^2 \rho) \delta_{ij} + \sigma \quad (3.6)$$

e δ_{ij} é o delta de Kronecker.

A equação de Ffowcs Williams–Hawkins, apresenta uma equação para a propagação de ondas geradas por superfícies em movimento em um fluido (WILLIAMS; HALL, 1970). Sua forma diferencial é descrita por:

$$\frac{\partial^2}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial y_i} H(f) \rho' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial y_i} T_{ij} H(f) - \frac{\partial}{\partial x_i} F_i + \frac{\partial}{\partial t} Q, \quad (3.7)$$

onde T_{ij} é o tensor de Lighthill já mostrado, $H(f)$ é a função de Heaviside e F_i e Q são respectivamente:

$$F_i = P_{ij} + \rho u_i (u_j - v_j) \frac{\partial f}{\partial x_j}, \quad (3.8)$$

$$Q = \rho_0 v_i + \rho (u_i - v_i) \frac{\partial f}{\partial x_i}. \quad (3.9)$$

A contribuição do tensor de Lighthill T_{ij} é conhecido como o termo quadripolo. O termo dipolo F_i representa as forças não estacionárias e, Q representa o termo monopolo, que é a adição de massa não estacionária ao campo acústico devido à presença de superfícies em movimento.

Desde a década de 70, as formulações integrais resolvendo a equação de Ffowcs Williams-Hawkins são a abordagem padrão para a previsão do ruído gerado por um corpo se movendo em um escoamento e, em particular, dispositivos de propulsão e em sistemas de geração de sustentação baseados em pás rotativas (IANNIELLO S.; TESTA, 2019).

Para quantificar a intensidade do som, existem diversas métricas. Uma delas é a pressão RMS p'_{rms} que permite determinar qual a amplitude da flutuação de pressão. Ela é calculada através da seguinte fórmula:

$$p'_{rms} = \left[\frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} (p')^2 dt \right]^{1/2}, \quad (3.10)$$

onde p' é a flutuação de pressão instantânea durante um intervalo de tempo Δt . A partir dela, é possível determinar o *sound pressure level* (SPL), ou o nível de pressão sonora, que é a medida em relação à intensidade do som que o ouvido humano escuta. O SPL é expresso em decibéis (dB) e é calculado utilizando a fórmula a seguir:

$$SPL = 20 \log \left(\frac{p'_{rms}}{p_{ref}} \right), \quad (3.11)$$

onde p_{ref} é a pressão de referência, que é definida como 2×10^{-5} Pa. Essa é a pressão mínima

necessária para que o ouvido humano possa detectar um som.

Ao utilizar essas métricas, podemos quantificar e comparar a intensidade do som em diferentes situações. Essas informações são fundamentais para avaliar os efeitos do ruído no ambiente, bem como para o projeto e a regulamentação de medidas de controle de ruído em diversos setores, como indústria, transporte e saúde.

3.3 Cinemática do ciclorotor

Os aerofólios do ciclorotor descrevem uma função periódica do ângulo de arfagem durante um ciclo de rotação. A movimentação resultante de cada aerofólio é a combinação rotacional e oscilatória, resultando em um efeito aerodinâmico. Esse efeito combinado é alcançado por meio da implementação de um mecanismo mecânico que controla o ângulo de arfagem, chamada de barra de controle, representada na Figura 3.9 (na figura denominada de *control rod*).

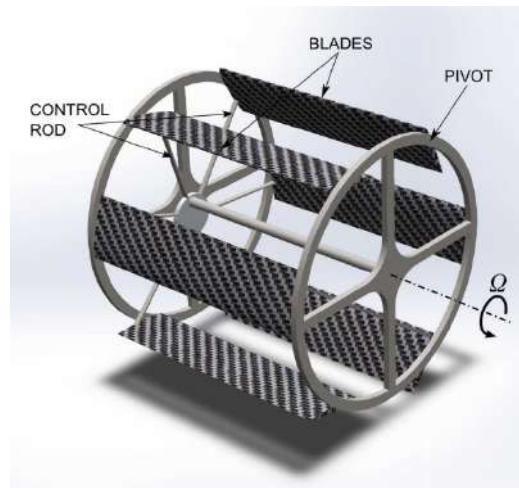


Figura 3.9: Representação de um ciclorotor. Retirado de [MONTEIRO \(2017\)](#).

Assim, em cada posição em que o aerofólio se encontra ao longo de um ciclo de rotação, sendo essa posição o que define o ângulo azimutal, o ângulo de arfagem pode ser ajustado, por meio da barra de controle. A cinemática do sistema é projetada de forma a permitir variações nas forças aerodinâmicas, como sustentação e arrasto, ao longo de sua trajetória periódica. A direção da força resultante varia dependendo do ângulo de arfagem dos perfis aerodinâmicos em uso, como é possível observar na Figura 3.10, permitindo assim a facilidade do sistema em realizar manobras.

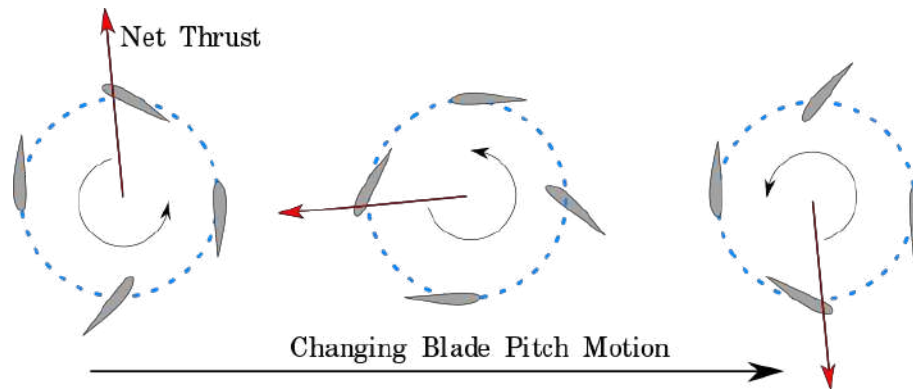


Figura 3.10: Um ciclorotor gera uma força resultante alterando o ângulo de arfagem da pá à medida que ela se movimenta ao redor do rotor. Retirado de [WIKIPEDIA \(2023\)](#).

Essa complexa interação entre a geometria em mudança dos aerofólios, a cinemática da barra de controle e as forças aerodinâmicas resultantes é essencial para o desempenho eficiente e controlado do ciclorotor durante seu ciclo de rotação.

Capítulo 4

Metodologia Numérica

Para simular o fenômeno físico, a metodologia numérica é implementada no código numérico *Virtual Aeroacoustic Tunnel* (VAT), desenvolvido pelo Laboratório de Aeroacústica Computacional da Universidade de Brasília. O código se encontra na linguagem FORTRAN e diferentes níveis de paralelismo são implementados para um melhor custo computacional.

A metodologia numérica aplicada é o método da fronteira imersa, que foi primeiramente apresentado por PESKIN (1972). Desde então, a metodologia vem sendo amplamente modificada e, neste trabalho, tal método foi utilizado com base no trabalho de PIMENTA (2016).

Assim, o método da fronteira imersa será apresentado na seção abaixo.

4.1 Equações Governantes

Para um escoamento invíscido, compressível e bidimensional, de massa específica ρ e pressão p e de velocidade u e v nas direções x e y , respectivamente, temos as equações de Euler:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i) = 0, \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_i v_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i}, \quad (4.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{v_i^2}{2} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\rho v_i \left(e + \frac{v_i^2}{2} \right) \right] = \frac{\partial}{\partial x_i} (p v_i), \quad (4.3)$$

onde e é a energia interna por unidade de massa.

Considerando que o gás é termicamente e caloricamente perfeito e dada a relação entre a pressão p , massa específica ρ e temperatura T para um gás ideal, respectivamente, temos:

$$e = c_v T, \quad (4.4)$$

$$p = \rho RT, \quad (4.5)$$

sendo c_v a capacidade calorífica a volume constante e R , a constante universal do gases.

Para a simulação numérica, iremos descrever as equações de Euler na forma vetorial, pois permite uma forma compacta para desenvolver a metodologia numérica para as equações de Euler.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = 0, \quad (4.6)$$

onde \mathbf{U} é o vetor de variáveis conservativas e \mathbf{E} e \mathbf{F} são os vetores das variáveis de fluxo:

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_T \end{bmatrix}, \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e_T + p)u \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ (\rho e_T + p)v \end{bmatrix}. \quad (4.7)$$

Definindo um tensor $\mathbf{\Pi}$ para as variáveis de fluxo, temos então:

$$\mathbf{\Pi} = \mathbf{E} \otimes \mathbf{i} + \mathbf{F} \otimes \mathbf{j}. \quad (4.8)$$

Dessa forma, podemos reescrever as equações de Euler como:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{\Pi} = 0. \quad (4.9)$$

4.2 Discretização em Volumes Finitos

A discretização das equações de Euler é feita pelo método dos volumes finitos, em que um volume infinitesimal é discretizado em um volume finito V . Integrando a equação e utilizando do Teorema do Divergente, temos:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{U} dV + \int_S (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{n}) dS = 0 \quad (4.10)$$

Definindo uma média para o vetor \mathbf{U} sendo igual a:

$$\bar{\mathbf{U}} \equiv \frac{1}{V} \int_V \mathbf{U} dV, \quad (4.11)$$

podemos reescrever a equação como:

$$\frac{\partial \bar{U}}{\partial t} = -\frac{1}{V} \int_S (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{n}) dS. \quad (4.12)$$

Para prosseguir, aproximações da equação exata para a discretizada são feitas. Primeiramente, a derivada da média de U em relação ao tempo, ou seja, em um tempo infinitesimal se torna uma média em um tempo finito. E o tensor $\mathbf{\Pi}$ é considerado constante através da superfície, sendo assim:

$$\frac{\Delta U_{i,j}}{\Delta t} = -\frac{1}{V_{i,j}} [(\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{i+1/2}) + (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{i-1/2}) + (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{j+1/2}) + (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{j-1/2})]. \quad (4.13)$$

Definindo uma função de fluxo \mathcal{F} , sendo igual a:

$$\mathcal{F}_{i,j} = \frac{\Delta t}{V_{i,j}} [(\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{i+1/2}) + (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{i-1/2}) + (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{j+1/2}) + (\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S}_{j-1/2})], \quad (4.14)$$

é obtido:

$$\Delta U_{i,j} = -\mathcal{F}_{i,j}. \quad (4.15)$$

Definindo uma vazão volumétrica q_s :

$$(q_s)_{i+1/2} = \mathbf{u}_{i+1/2} \cdot \mathbf{S}_{i+1/2} = u_{i+1/2}(s_x)_{i+1/2} + v_{i+1/2}(s_y)_{i+1/2} \quad (4.16)$$

$$(\mathbf{\Pi} \cdot \mathbf{S})_{i+1/2} = \begin{bmatrix} \rho_{i+1/2}(q_s)_{i+1/2} \\ (\rho u)_{i+1/2}(q_s)_{i+1/2} + p_{i+1/2}(s_x)_{i+1/2} \\ (\rho v)_{i+1/2}(q_s)_{i+1/2} + p_{i+1/2}(s_y)_{i+1/2} \\ (\rho e_T)_{i+1/2}(q_s)_{i+1/2} + p_{i+1/2}(q_s)_{i+1/2} \end{bmatrix}$$

Para calcular as propriedades na superfície, [PIMENTA \(2016\)](#) desenvolveu uma metodologia de interpolação para uma propriedade f , onde temos:

$$f_{i+1/2,j} = \frac{9}{16}(f_{i+1,j} + f_{i,j}) - \frac{1}{16}(f_{i+2,j} + f_{i-1,j}) \quad (4.17)$$

$$f_{i,j+1/2} = \frac{9}{16}(f_{i,j+1} + f_{i,j}) - \frac{1}{16}(f_{i,j+2} + f_{i,j-1}) \quad (4.18)$$

4.3 Dissipação Numérica

Realizando aproximações, é inevitável que erros numéricos sejam introduzidos na simulação. Para controlar esse erro numérico, é necessário adotar uma dissipação numérica. Logo, introduzindo o operador de dissipação numérica $\mathcal{D}_{i,j}$ na equação (4.15), temos:

$$\Delta \mathbf{U}_{i,j} = -\mathcal{F}_{i,j} + \mathcal{D}_{i,j} \quad (4.19)$$

O mecanismo de controle do erro numérico foi apresentado por [JAMESON; SCHMIDT; TURKEL \(1981\)](#), onde propõe que um operador D seja introduzido na face do volume de controle:

$$D_{i,j} = (d_{i+1/2} - d_{i-1/2}) + (d_{j+1/2} - d_{j-1/2}), \quad (4.20)$$

onde a dissipação em cada face d é função de um operador de segunda ordem $\epsilon_{i+1/2}^{(2)}$ e um de quarta ordem $\epsilon_{i+1/2}^{(4)}$, de tal forma que:

$$d_{i+1/2} = \epsilon_{i+1/2}^{(2)} [\bar{\mathbf{U}}_{i+1,j} - \bar{\mathbf{U}}_{i,j}] - \epsilon_{i+1/2}^{(4)} [\bar{\mathbf{U}}_{i+2,j} - 3\bar{\mathbf{U}}_{i+1,j} - 3\bar{\mathbf{U}}_{i,j} - \bar{\mathbf{U}}_{i-1,j}]. \quad (4.21)$$

E os operadores podem ser obtidos a partir de sensores ϵ constantes de calibração K :

$$\epsilon_{i+1/2}^{(4)} = \max[0, (K^{(4)})], \quad (4.22)$$

$$\epsilon_{i+1/2}^{(2)} = \max[(\Psi_{rot})_{i+1/2}, (\Psi_{div})_{i+1/2}, (\Psi_{prs})_{i+1/2}, (\Psi_{den})_{i+1/2}] \quad (4.23)$$

Para o operador de segunda ordem, sensores baseados no rotacional, no divergente, no gradiente de pressão e no gradiente de densidade do campo, respectivamente, são usados:

$$(\Psi_{rot})_{i+1/2} = K_{rot}^{(2)} \cdot |\nabla \times \tilde{\mathbf{u}}|_{i+1/2}, \quad (4.24)$$

$$(\Psi_{div})_{i+1/2} = K_{div}^{(2)} \cdot |\nabla \cdot \tilde{\mathbf{u}}|_{i+1/2}, \quad (4.25)$$

$$(\Psi_{prs})_{i+1/2} = K_{prs}^{(2)} \cdot |\nabla \tilde{p}|_{i+1/2}, \quad (4.26)$$

$$(\Psi_{den})_{i+1/2} = K_{den}^{(2)} \cdot |\nabla \tilde{\rho}|_{i+1/2}. \quad (4.27)$$

4.4 Marcha Temporal

Para calcular U em cada passo de tempo, será usado o método Runge-Kutta de terceira ordem, proposto por YEE (1997):

$$\bar{U}_{i,j}^1 = \bar{U}_{i,j}^n - (\mathcal{F}_{i,j}^n - \mathcal{D}_{i,j}^n), \quad (4.28)$$

$$\bar{U}_{i,j}^2 = \frac{3}{4}\bar{U}_{i,j}^n + \frac{1}{4}\bar{U}_{i,j}^1 - \frac{1}{4}(\mathcal{F}_{i,j}^1 - \mathcal{D}_{i,j}^1), \quad (4.29)$$

$$\bar{U}_{i,j}^{n+1} = \frac{1}{3}\bar{U}_{i,j}^n + \frac{2}{3}\bar{U}_{i,j}^2 - \frac{2}{3}(\mathcal{F}_{i,j}^2 - \mathcal{D}_{i,j}^2). \quad (4.30)$$

4.5 Método da Fronteira Imersa

Para impor as condições de contorno que permitam delimitar uma superfície física no domínio computacional, é utilizado o método da fronteira imersa.

As propriedades no campo médio do volume de fronteira pode ser dada pela expressão:

$$\bar{U}_{i,j}^b = \left[\begin{array}{c} \bar{\rho} \\ \bar{\rho}(\tilde{u}_{t_x} + \tilde{u}_{n_x}) \\ \bar{\rho}(\tilde{u}_{t_y} + \tilde{u}_{n_y}) \\ nnnn\bar{\rho}\tilde{e} + \frac{1}{2}(\tilde{u}_{t_y} + \tilde{u}_{n_y})^2 + (\tilde{u}_{t_x} + \tilde{u}_{n_x})^2 \end{array} \right]^b. \quad (4.31)$$

Para se obter as propriedades, é definida uma interpolação por meio do operador de diferença D^+ :

$$D_i^+(\bar{\rho}) = \frac{1}{25}(48\bar{\rho}_{i+1,j} - 36\bar{\rho}_{i+2,j} + 16\bar{\rho}_{i+3,j} - 3\bar{\rho}_{i+4,j}). \quad (4.32)$$

Os balanços das propriedades de massa específica ρ , energia interna e e velocidade u , pode ser dado, respectivamente, por:

$$\bar{\rho}_{i,j}^b = \frac{|n_x|D_i(\bar{\rho}) + |n_y|D_j(\bar{\rho})}{|n_x| + |n_y|}, \quad (4.33)$$

$$\tilde{e}_{i,j}^b = \frac{|n_x|D_i(\tilde{e}) + |n_y|D_j(\tilde{e})}{|n_x| + |n_y|}, \quad (4.34)$$

$$\tilde{u}_{i,j}^b = \frac{|n_x|D_i(\tilde{u}) + |n_y|D_j(\tilde{u})}{|n_x| + |n_y|}. \quad (4.35)$$

Capítulo 5

Resultados e Análises

Neste capítulo, serão apresentadas as simulações realizadas e os resultados obtidos para um ciclorrotor de uma pá. O capítulo está estruturado em três seções principais: aquisição de dados, simulações preliminares e resultados. Na seção de aquisição de dados, são definidos os parâmetros necessários e as variáveis de entrada para as simulações. Em seguida, na segunda seção, apresentam-se simulações preliminares para verificar o código e os arquivos de saída, garantindo a consistência do processo. Finalmente, na seção de resultados, são apresentados os dados obtidos, incluindo imagens e gráficos que ilustram o comportamento aeroacústico do sistema.

5.1 Aquisição de dados

A partir do método numérico apresentado no Capítulo 4, a simulação de um campo aeroacústico de um aerofólio NACA0018 do ciclorotor foi realizada por RECKZIEGEL; MISERDA; FABRO (2022). O código foi adaptado e as variáveis de entrada foram alteradas para descrever o caso de um ciclorotor de um aerofólio pairando. Assim, as variáveis de entrada são apresentadas na tabela 5.1.

Tabela 5.1: Variáveis de entrada do problema

Variável	Valores	Descrição
L_x	Diversos	Tamanho da malha na direção x
L_y	Diversos	Tamanho da malha na direção y
V_∞	0,0	Velocidade do escoamento não perturbado [m/s]
P_∞	101300,0	Pressão do escoamento não perturbado [Pa]
T_∞	288,2	Temperatura do escoamento não perturbado [K]
V_{ref}	347,188709494	Velocidade de referência [m/s]
ϕ_0	Diversos	ângulo de arfagem [rad]
ϕ	Diversos	ângulo de arfagem [rad]
N_{it}	1500000	Número de iterações
t_{step}	$3,5 \cdot 10^{-7}$	Passo de tempo, em [s]
K_{den}	Diversos	Constante de calibração da densidade
K_{div}	Diversos	Constante de calibração do divergente
K_{prs}	Diversos	Constante de calibração da pressão
K_{rot}	Diversos	Constante de calibração do rotacional

Para a variação do ângulo de arfagem do ciclorotor, é dada a seguinte equação:

$$\phi = \phi_0 + m\cos\theta, \quad (5.1)$$

sendo ϕ , o ângulo de arfagem e θ , o ângulo azimutal. A variável ϕ_0 é uma constante angular e m é o fator multiplicador. Ambas variáveis são variadas para observar sua influência no escoamento.

Devido a implementação numérica, θ começa em 270° do círculo trigonométrico unitário convencional, de acordo com a Figura 5.1.

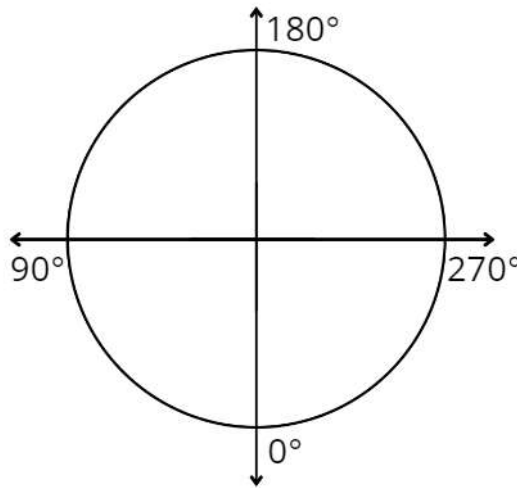


Figura 5.1: Ilustração das posições do ângulo azimutal adotada.

As simulações foram realizadas em um domínio computacional bidimensional, onde seu comprimento nas direções vertical e horizontal é dado por L_x e L_y , com o ponto $(0,0)$ sendo o ponto de origem. O código conta com 9 sensores no domínio computacional para monitorar as variáveis de pressão e velocidade do fluxo. Esses sensores são posicionados conforme ilustrado na Figura 5.2, formando uma malha 8×8 . É importante ressaltar que, em diferentes tamanhos de malhas simulados, os sensores permanecem fixos em suas posições originais.

Os resultados foram analisados e visualizados utilizando o software LabPlot.

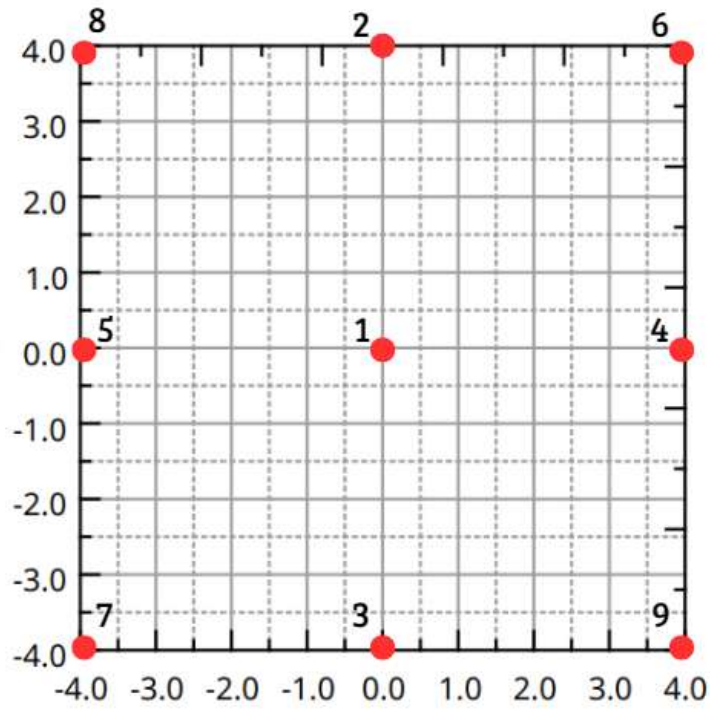


Figura 5.2: Posição dos sensores na malha computacional.

5.2 Simulações preliminares

5.2.1 Influência das variáveis

Inicialmente, foram conduzidas simulações visando entender mais a influência das variáveis da equação que dita a cinemática do ciclorotor e a limitação do método numérico. Estas simulações foram executadas utilizando uma malha 8×8 , ou seja, com dimensões $L_x = 8$ e $L_y = 8$.

Com o intuito de facilitar a interpretação das imagens e resultados, os valores do ângulo máximo de arfagem em graus foram organizados em uma tabela, conforme apresentado na Tabela 5.2.

Tabela 5.2: Valores máximos de ϕ , em $^\circ$

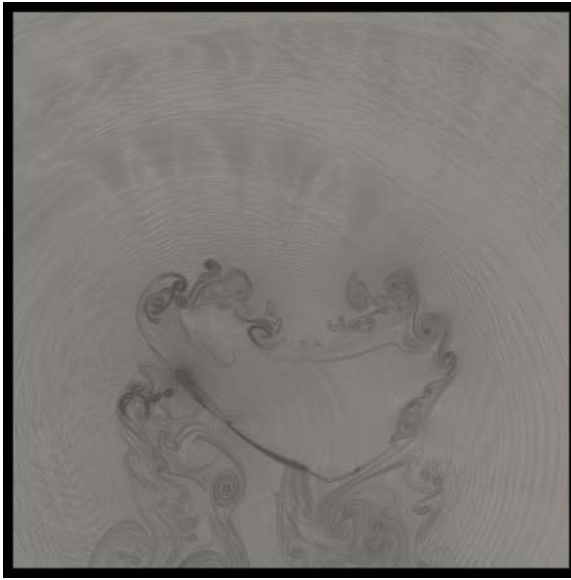
	Valor de ϕ_0				
	0,0	0,05	0,10	0,15	0,20
$m = 0,0$	0,0	2,8648	5,7296	8,594367	11,4592
$m = 0,4$	22,9183	25,7831	28,6479	31,51268	34,3775
$m = 0,8$	45,8366	48,7014	51,5662	54,43099	57,2958
$m = 1,2$	68,7549	71,61972	74,4845	77,3493	80,2141

As constantes de calibração foram sendo ajustadas conforme necessidade. Para cada caso, os valores das constantes usadas nas simulações estão inseridos na tabela 5.3.

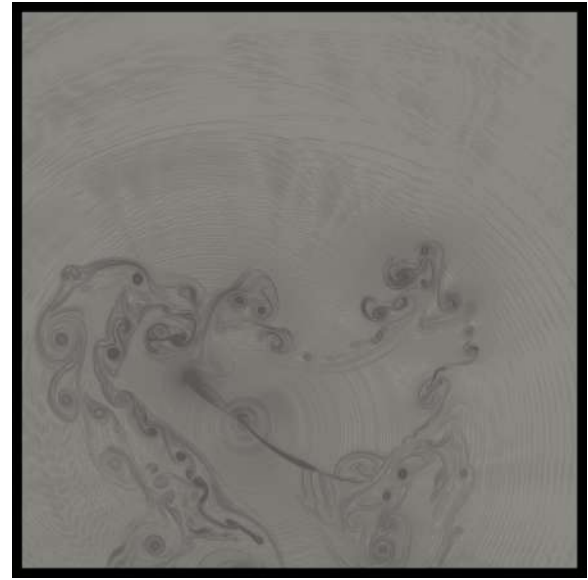
Tabela 5.3: Valores das constantes de calibração para cada caso

	Valor de ϕ_0				
	0,0	0,05	0,10	0,15	0,20
$m = 0,0$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$
$m = 0,4$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$
$m = 0,8$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$
$m = 1,2$	$5 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-3}$	-

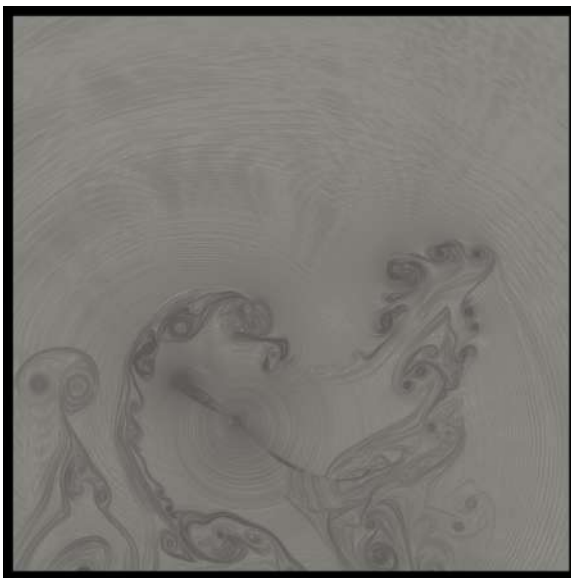
Assim, temos a visualização de cada caso nas figuras abaixo.



(a) $m = 0,0$



(b) $m = 0,4$



(c) $m = 0,8$



(d) $m = 1,2$

Figura 5.3: Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,0$

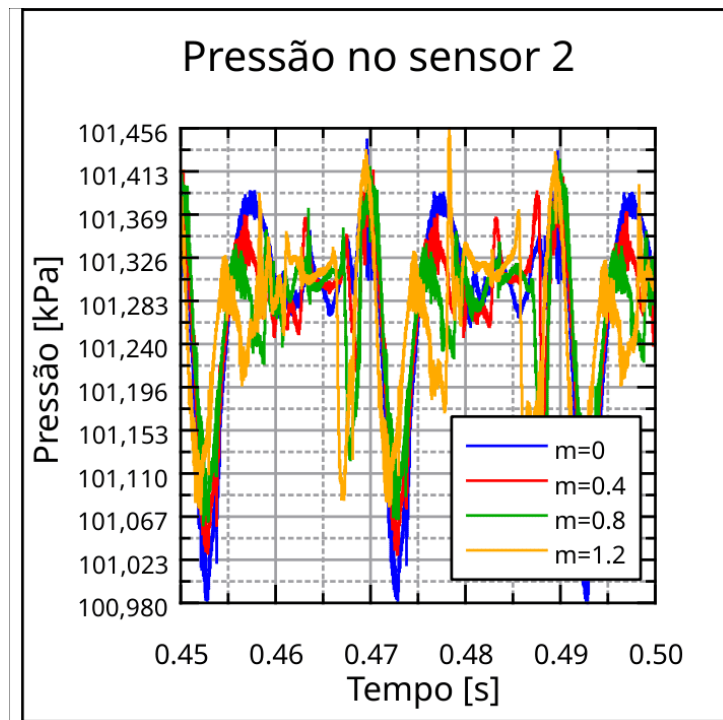


Figura 5.4: Distribuição de pressão no sensor 2 para $\phi_0 = 0,00$

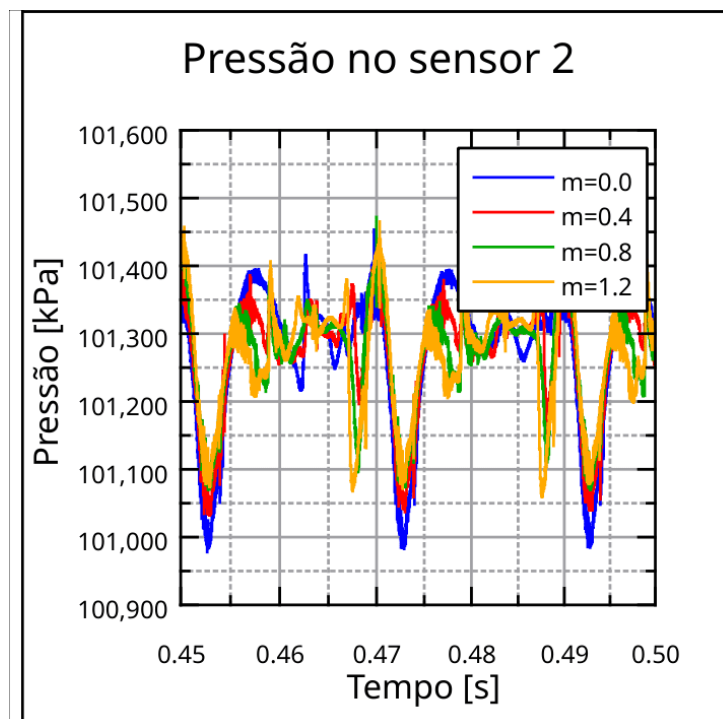


Figura 5.6: Distribuição de pressão no sensor 2 para $\phi_0 = 0,05$



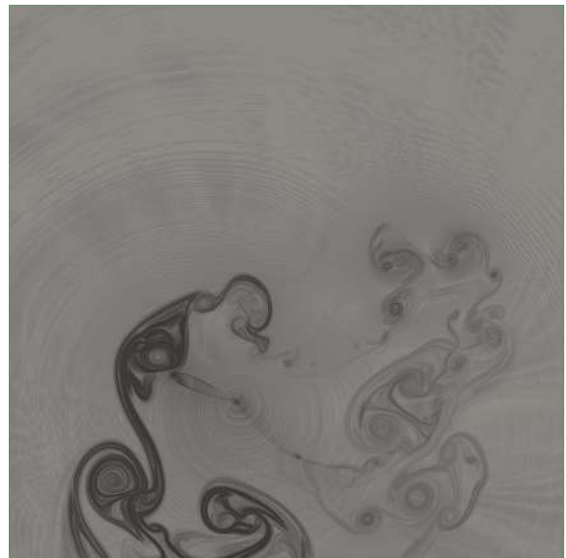
(a) $m = 0,0$



(b) $m = 0,4$



(c) $m = 0,8$



(d) $m = 1,2$

Figura 5.5: Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,05$



(a) $m = 0,0$



(b) $m = 0,4$



(c) $m = 0,8$



(d) $m = 1,2$

Figura 5.7: Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,15$

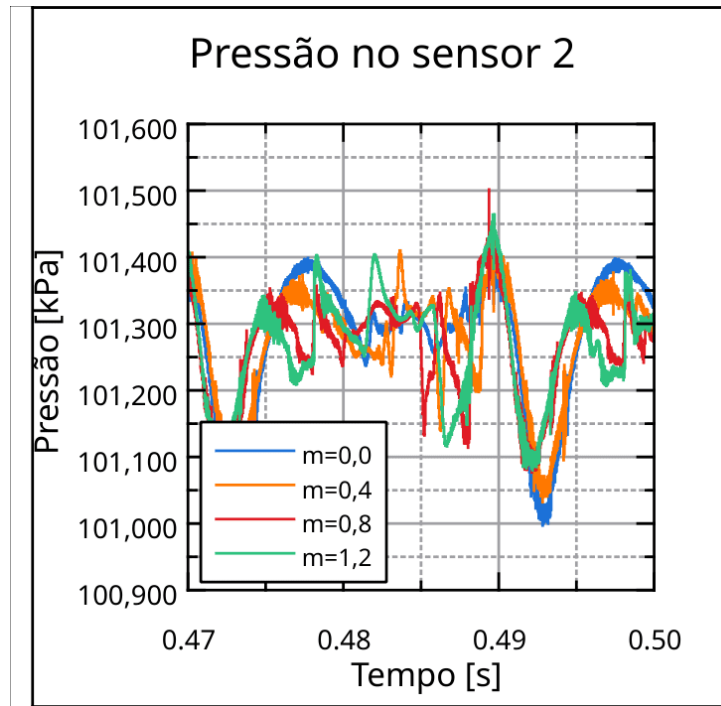


Figura 5.8: Distribuição de pressão no sensor 2 para $\phi_0 = 0,15$



(a) $m = 0,0$



(b) $m = 0,4$

Figura 5.9: Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,20$



Figura 5.10: Visualização do escoamento de um ciclorotor de uma pá com $\phi_0 = 0,20$ e $m = 0,8$

Para o caso de $\phi_0 = 0,20$ com $m = 1,2$, aumentando as constantes de calibração para valores iguais a 7,8 e 9, não foi possível gerar imagens. Isso pode demonstrar o limite da metodologia numérica em lidar com escoamentos mais complexos.

Analisando as figuras obtidas nesta seção, tomando como exemplo uma ampliação da Figura, percebeu-se que vórtices de grande intensidade estavam "saindo" da malha computacional. Isso pode acabar resultando em erros da malha acaba entrando no cálculo do vórtice. Então se ergueu o questionamento sobre extensão de malha para que o resultado seja consistente com a física do problema.

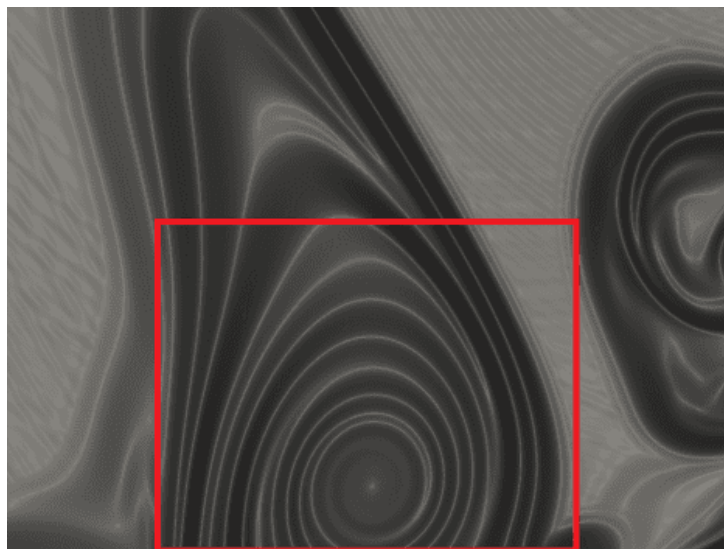


Figura 5.11: Ampliação da imagem do caso $\phi_0 = 0,10$ e $m = 1,2$

5.2.2 Análise de malha

Para avaliar a possível influência do tamanho da malha nos resultados dos cálculos, foram realizadas simulações com duas configurações diferentes: uma malha de tamanho $L_x = 16$ e $L_y = 16$, e outra com $L_x = 16$ e $L_y = 24$. Foi comparado os valores de pressão obtidos em ambas as simulações, buscando identificar as variações entre os resultados de cada configuração de malha.

Assim, para as análises comparativas, foram realizadas simulações considerando o caso do ângulo de arfagem igual a $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1, 2$, gerando gráficos que representam as distribuições de pressão.



Figura 5.12: Visualização do caso $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1, 2$ com a malha 16x16.



Figura 5.13: Visualização do caso $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1,2$ com a malha 16×24 .

A Figura 5.12 demonstra como os vórtices se expandem dos vórtices ao longo da malha, destacando que mesmo ao ampliarmos as dimensões para $L_y = 24$, os vórtices persistem até as bordas, conforme evidenciado na Figura 5.13. É crucial ressaltar que neste cenário específico, onde $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1,2$, estamos lidando com um caso extremo devido ao acentuado ângulo de arfagem, o que resulta na formação de vórtices de alta intensidade.

Este caso revela a formação de vórtices que não correspondem à realidade devido ao ângulo de arfagem extremamente elevado, uma situação não comumente encontrada na prática. Contudo, é relevante destacar a capacidade da metodologia em produzir resultados mesmo em condições extremas.

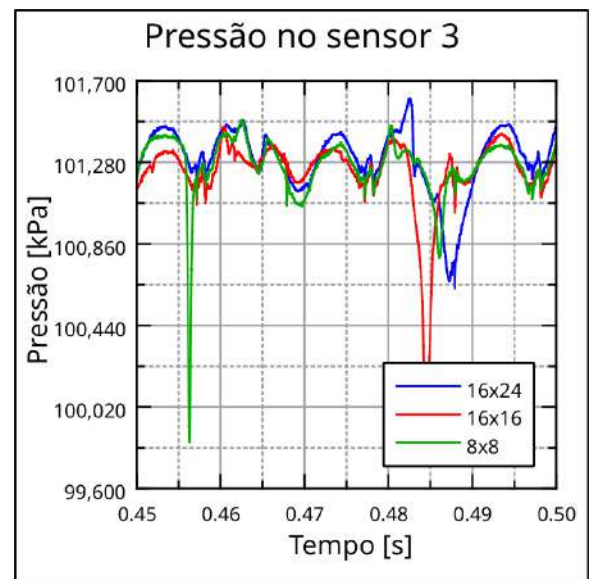
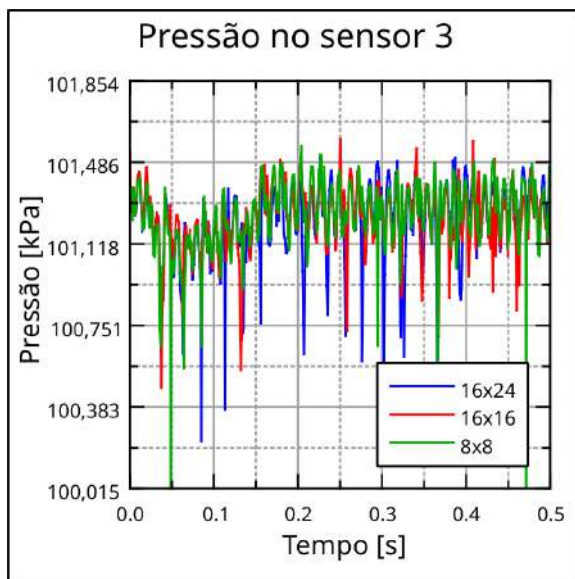
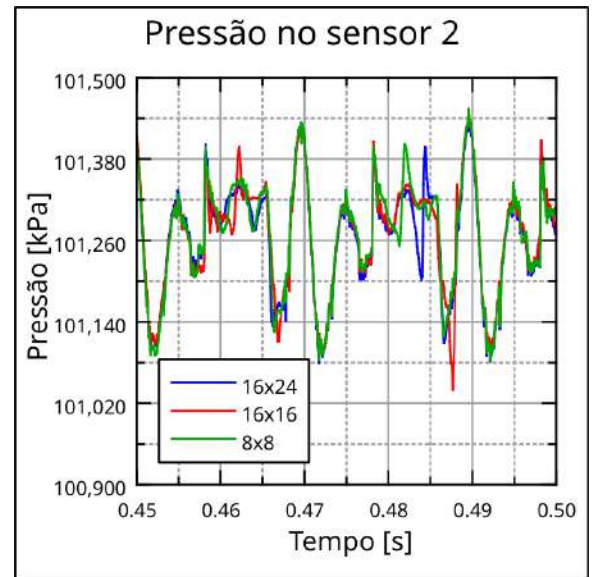
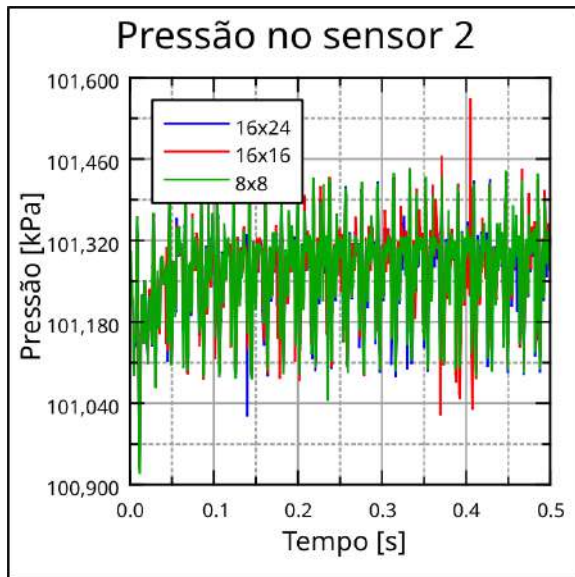
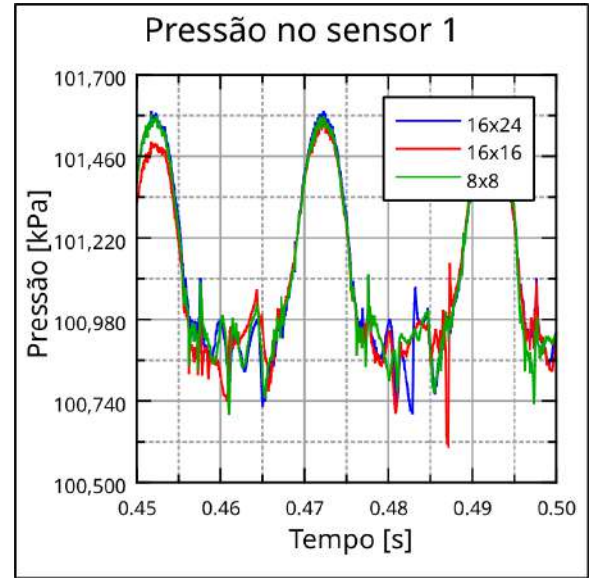
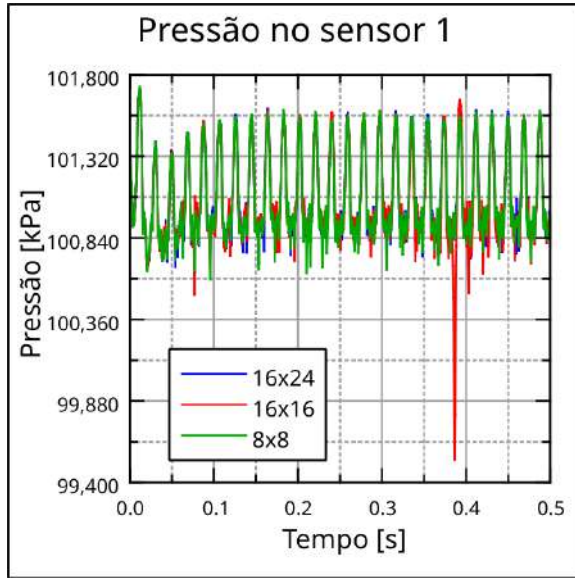


Figura 5.14: Distribuição de pressão nos sensores 1, 2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,15$ e $m = 1,2$

Para abordar essa questão, foi determinado realizar simulações com um ângulo de arfagem de $\phi_0 = 0,05$ e $m = 0,4$. Em relação ao domínio computacional, foi decidido realizá-las com uma malha de dimensões $L_x = 16$ e $L_y = 16$ apenas, considerando o melhor equilíbrio entre custo computacional e garantia de resultados consistentes.

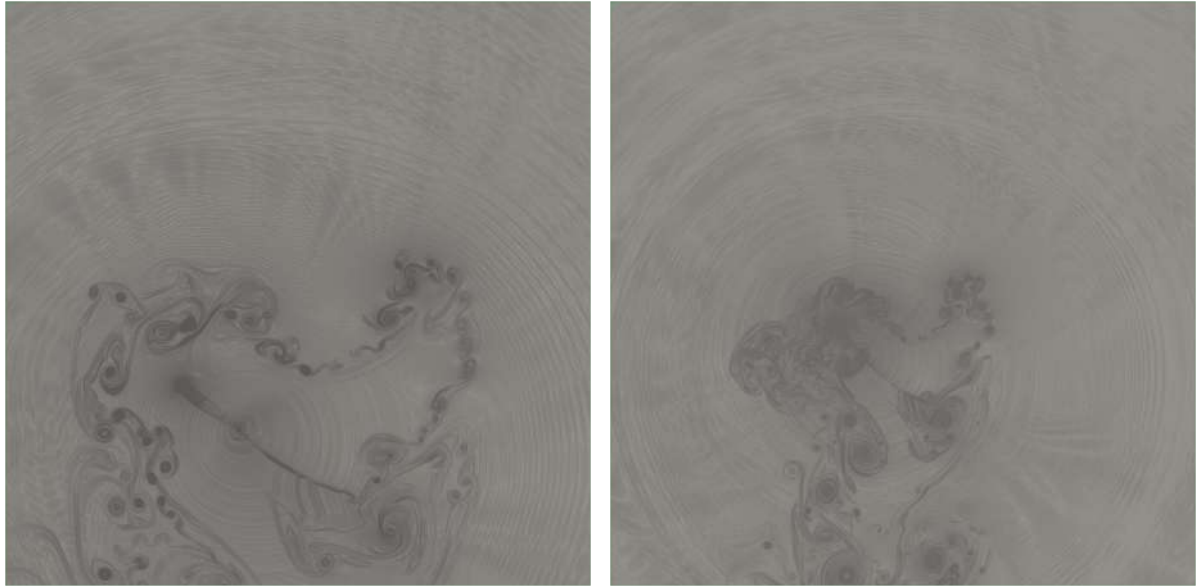


Figura 5.15: Visualização do caso $\phi_0 = 0,05$ e $m = 0,4$

Os gráficos apresentados na Figura 5.16 indicam uma semelhança geral nas pressões registradas, exceto por algumas divergências observadas no sensor 3. Essas discrepâncias podem ser atribuídas às variações de pressão decorrentes da presença de vórtices, que surgiram devido à ampliação da malha para 16x16.

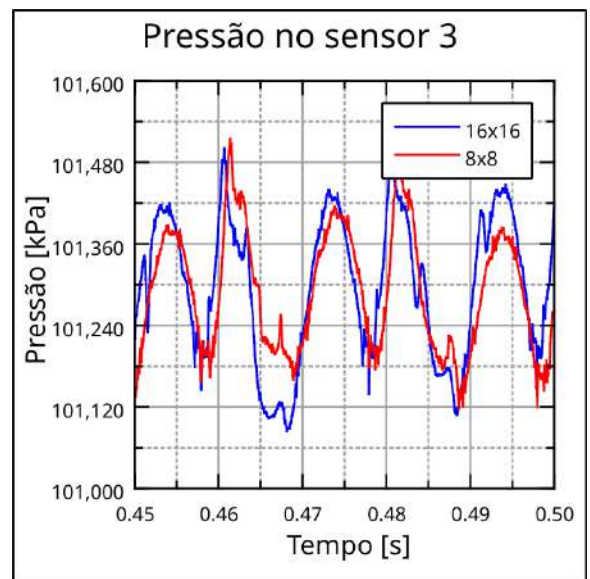
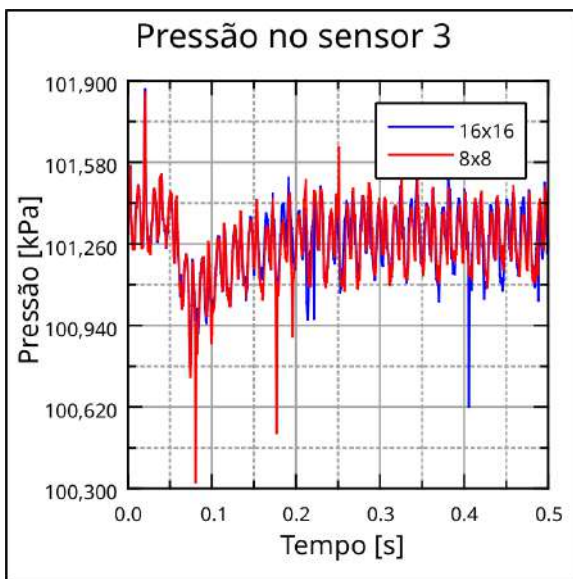
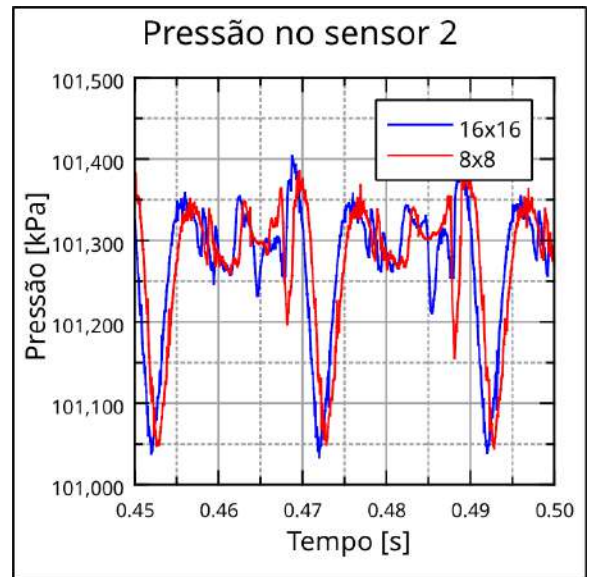
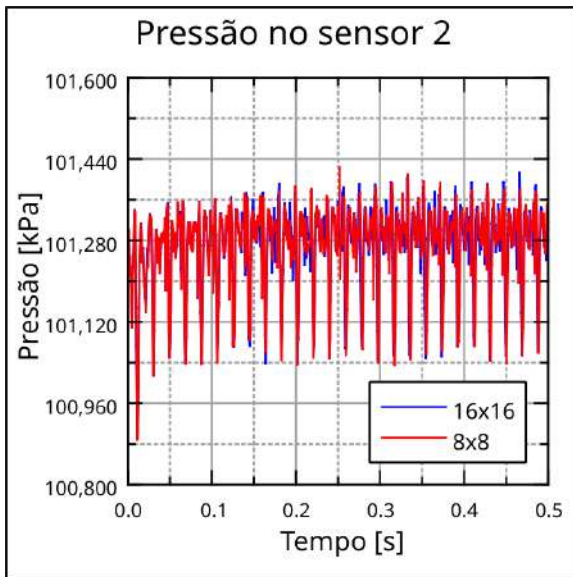
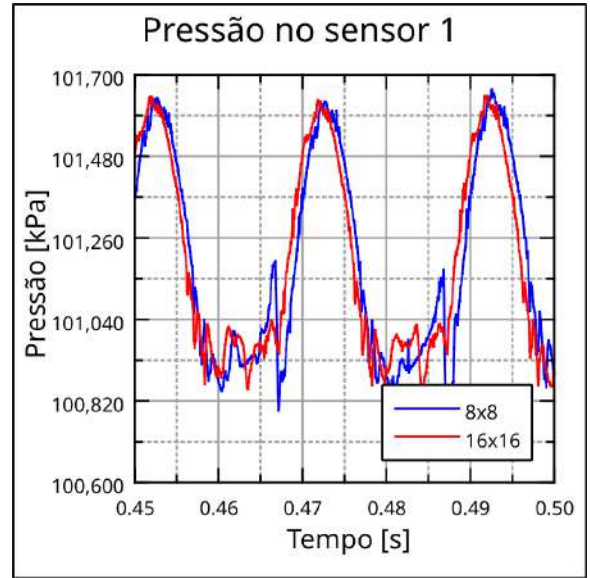
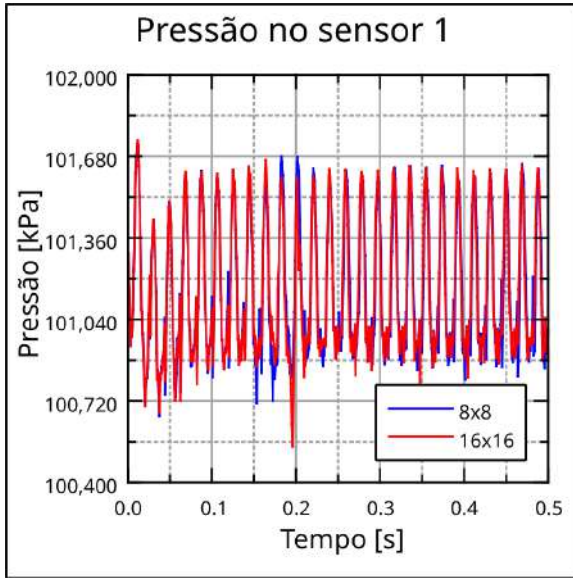


Figura 5.16: Gráficos comparativo de pressão nos sensores 1, 2 e 3 para as malhas 8x8 e 16x16.

5.3 Resultados

Após realizar simulações iniciais para aprofundar o entendimento sobre o ciclorotor e sua cinemática, bem como para explorar as limitações da metodologia numérica, simulações foram feitas para obtenção de resultados de coeficientes aerodinâmicos, pressão e velocidade.

As simulações foram realizadas visando a otimização da geração de sustentação para o caso do ciclorotor pairando. A disposição dos aerofólios assemelhou-se à Figura 1.1, com os aerofólios quando nas laterais se encontram em posição vertical e quando se encontram no ponto superior e inferior, ficam em orientação horizontal, com o devido ângulo de arfagem.

Os casos considerados nas simulações envolveram diferentes valores para os parâmetros ϕ_0 e m .

Tabela 5.4: Valores das variáveis da equação da cinemática do ciclorotor.

Casos	
$\phi_0 = -0,20$	$m = 0,00$
$\phi_0 = 0,20$	$m = 0,00$
$\phi_0 = 0,00$	$m = -0,20$
	$m = -0,10$
	$m = 0,00$
	$m = 0,10$
	$m = 0,20$

Em relação à análise de geração de sustentação pelo ciclorotor, é de interesse calcular os coeficientes aerodinâmicos, onde geralmente são calculados conforme demonstrado na seção 3.1.1. No entanto, a equação requer inicialmente a velocidade do escoamento não perturbado, onde um aerofólio geraria uma força de sustentação perpendicular a essa velocidade. No caso do ciclorotor, identificar essa velocidade é desafiador, pois estamos lidando com um cenário em que o ciclorotor está pairando e, eventualmente, há uma velocidade induzida pelo próprio movimento circular do equipamento.

Portanto, foi decidido por usar a velocidade de rotação do ciclorotor, ou seja, a velocidade tangencial ao movimento circular na equação de coeficiente aerodinâmico. Essa escolha se baseia no fato de que essa velocidade é uma variável de entrada conhecida do problema, oferecendo uma magnitude e direção conhecidas.

Assim, os coeficientes calculados foram de força vertical c_{fv} e horizontal c_{fh} e são dados pelas equações:

$$c_{fv} = \frac{fv}{1/2\rho_{\infty}V_t^2}, \quad (5.2)$$

$$c_{fh} = \frac{fh}{1/2\rho_{\infty}V_t^2}, \quad (5.3)$$

onde V_t é a velocidade tangencial, que é a velocidade em que o ciclorotor gira, sendo 3000 rpm e fv e fh são a força vertical e horizontal por unidade de comprimento, respectiva-

mente.

As simulações foram executadas com domínio computacional $L_x = 8$ e $L_y = 8$, e foi usado o valor de $5 \cdot 10^{-3}$ para todas as constantes de calibração.

Inicialmente, a simulação associada ao caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$ foi realizada, proporcionando uma visão panorâmica dos resultados obtidos. A Figura 5.17 apresenta a visualização do ciclorotor para este caso.



Figura 5.17: Visualização do caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

A partir dos dados de saída, foram gerados gráficos abrangendo a distribuição de velocidade, variação de pressão e os coeficientes aerodinâmicos pertinentes para a análise do problema, onde, inicialmente, destacam-se os gráficos dos coeficientes de força em 5.19.

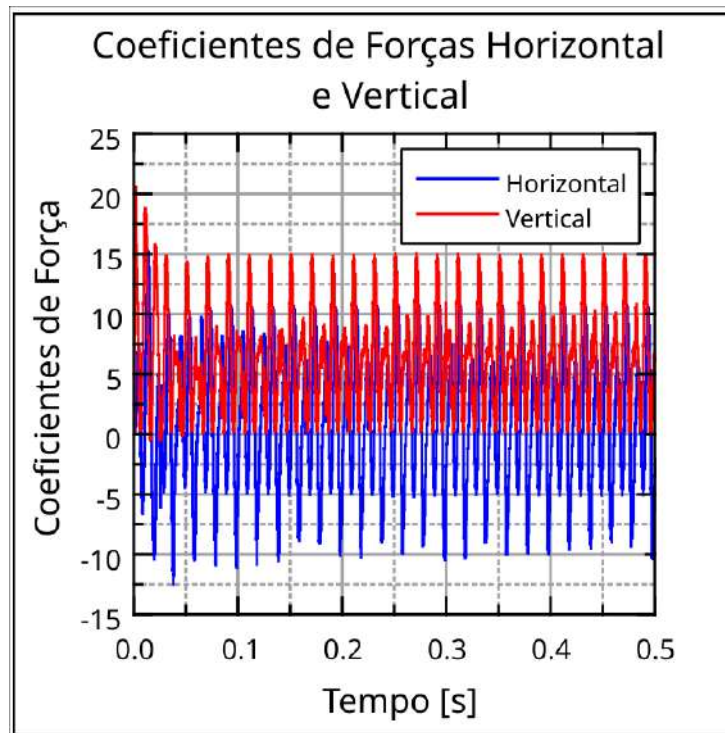


Figura 5.18: Coeficientes de força horizontal e vertical para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

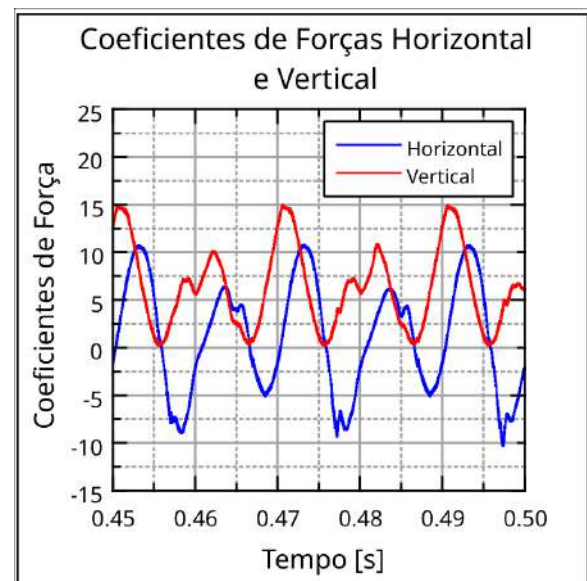
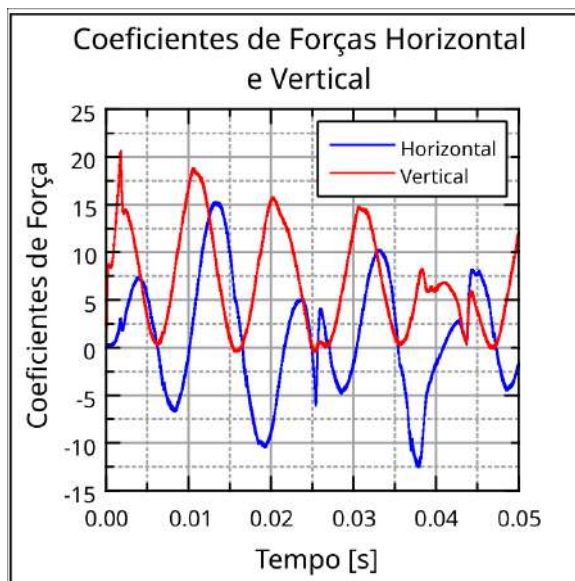


Figura 5.19: Coeficientes de força horizontal e vertical para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$ no regime transiente (à esquerda) e no regime permanente (à direita)

Em relação à curva do coeficiente de força vertical na Figura 5.19, o ponto mais alto da curva representa a posição em que o ciclorotor se encontra no ponto superior do círculo trigonométrico, enquanto os picos inferiores indicam que o aerofólio está posicionado nas laterais, aproximando-se de um coeficiente próximo a zero. O gráfico à esquerda ilustra o regime transiente inicial, no qual observamos o coeficiente máximo de força vertical atingindo um valor próximo a 20. Posteriormente, durante o regime permanente, esse coeficiente máximo se mantém constante em valores próximos a 15.

Ainda é possível observar a obtenção de valores significativos para o coeficiente de força vertical. Isso evidencia a independência que o ciclorotor possui em relação ao ângulo de arfagem para gerar força vertical. Com apenas a velocidade de rotação, o ciclorotor é capaz de gerar força vertical de forma eficaz. Esse fenômeno também ilustra o conceito de arqueamento virtual, no qual, mesmo sem um ângulo de arfagem, o aerofólio consegue gerar sustentação de maneira eficiente.

Já a curva do coeficiente de força horizontal nos mostra que o ciclorotor fica oscilando horizontalmente por todo seu ciclo de rotação.

Para investigar o comportamento da velocidade do ciclorotor, foram plotados gráficos relacionados às velocidades nos eixos x e y, considerando os sensores 1, 2 e 3 (5.18, 5.21). Além disso, um gráfico utilizando os sensores 1, 4 e 5, posicionados horizontalmente no centro da malha, foi gerado e está representado em 5.22.

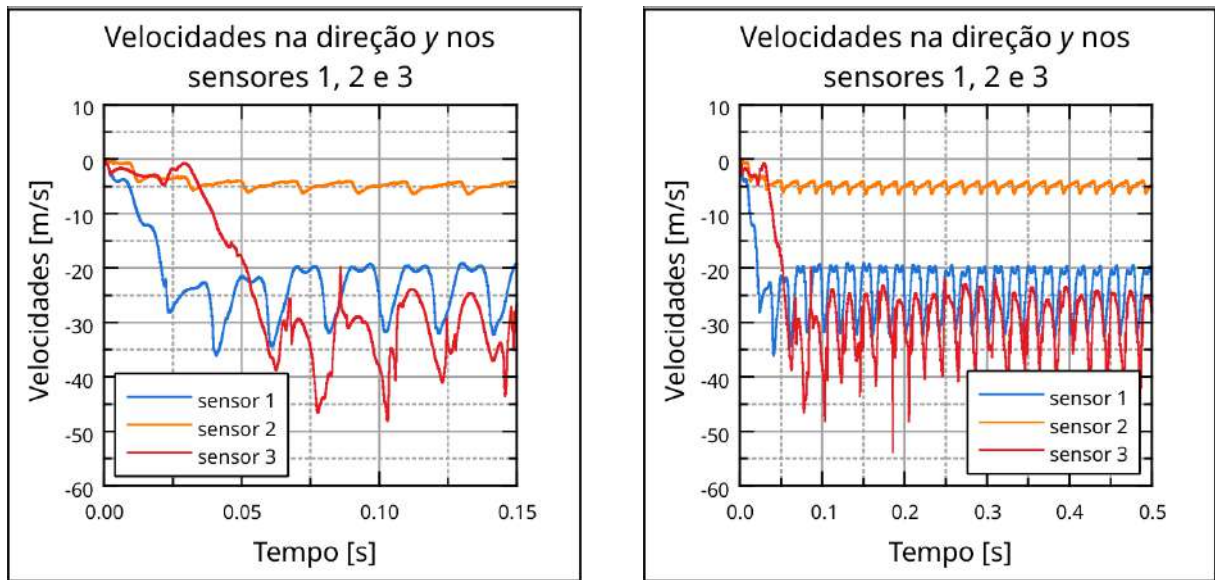


Figura 5.20: Velocidades na direção y nos sensores 1, 2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0, 0$ e $m = 0, 0$

O gráfico apresentado na Figura 5.20 ilustra a diferença de velocidade nos sensores 1, 2 e 3. No gráfico à esquerda, que representa o regime transiente inicial, observa-se que as velocidades nos sensores 1 e 3 assumem valores negativos rapidamente, indicando um escoamento sendo induzido para baixo, com magnitudes mais elevadas, especialmente na parte inferior do domínio computacional. No gráfico à direita, já no regime permanente, nota-se que o sensor 2, posicionado na extremidade superior da malha, exibe uma velocidade na direção y significativamente inferior aos sensores localizados no centro (sensor 1) e na extremidade inferior (sensor 3). Isso evidencia que a velocidade na parte superior da malha não é tão afetada pelo movimento do ciclorotor quanto na parte inferior.

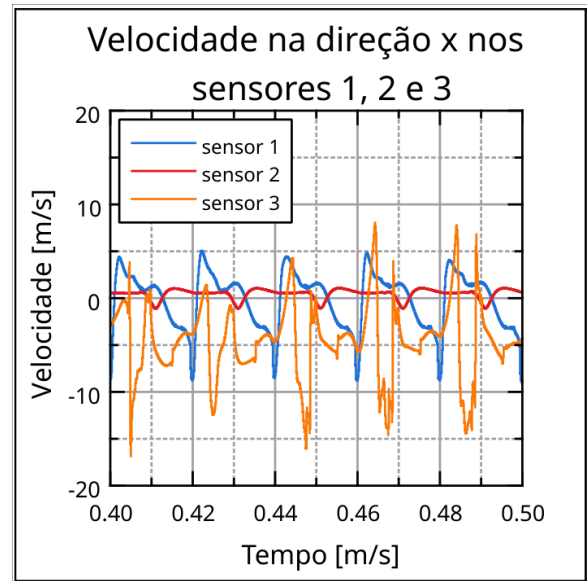
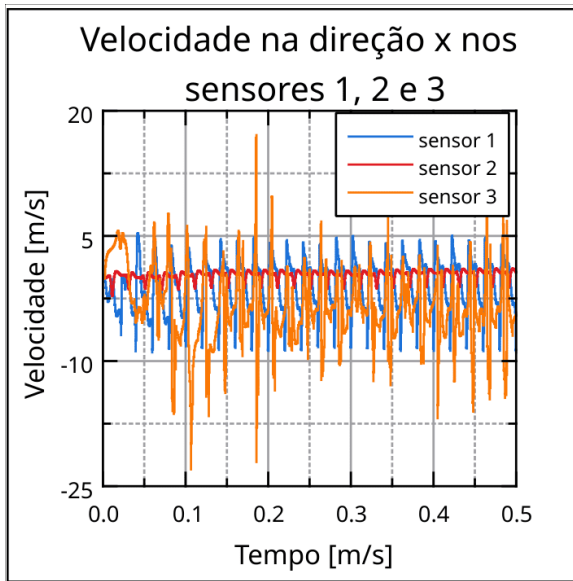


Figura 5.21: Velocidades na direção x nos sensores 1, 2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

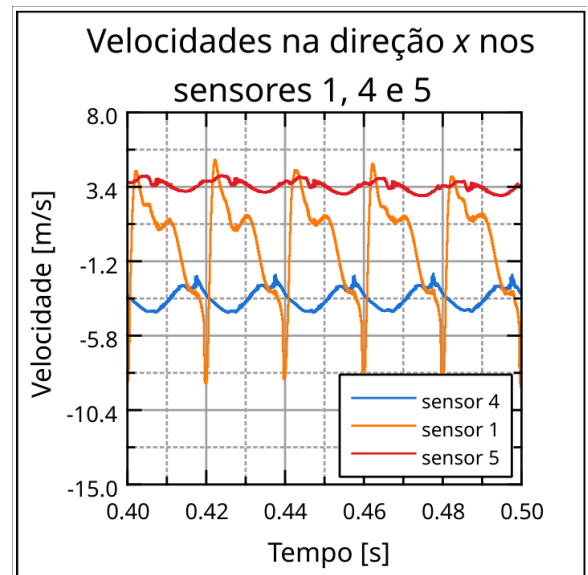
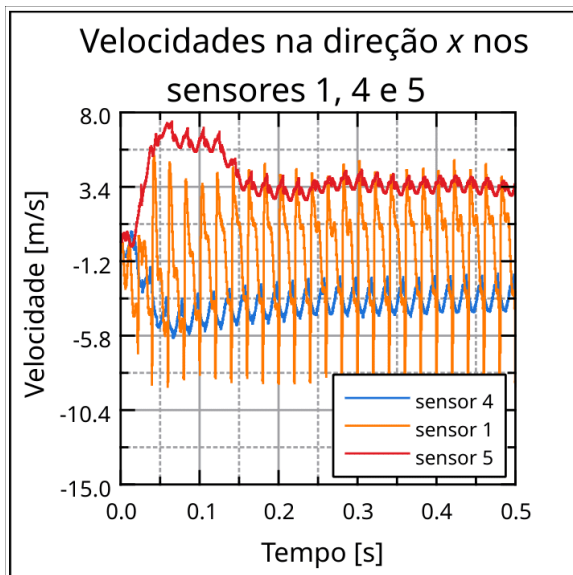


Figura 5.22: Velocidades na direção x nos sensores 1, 4 e 5 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

No gráfico 5.21, as curvas exibem aparências distintas, o que torna complexa a análise de suas inclinações. Contudo, é possível observar algumas tendências interessantes, onde no sensor 2, localizado na extremidade superior, a curva mantém variações próximas de zero, enquanto no sensor 3, a curva varia mais, provavelmente devido à influência dos vórtices.

Por outro lado, no gráfico 5.22, o sensor 4 apresenta velocidades negativas, ao passo que o sensor 5 demonstra velocidades positivas, indicando valores opostos e onde ambas as velocidades estão com direções para "fora" da malha, sugerindo que possivelmente se anulam. Enquanto isso, o comportamento do sensor 1 oscila entre valores positivos e negativos, indicando uma variação mais complexa das velocidades.

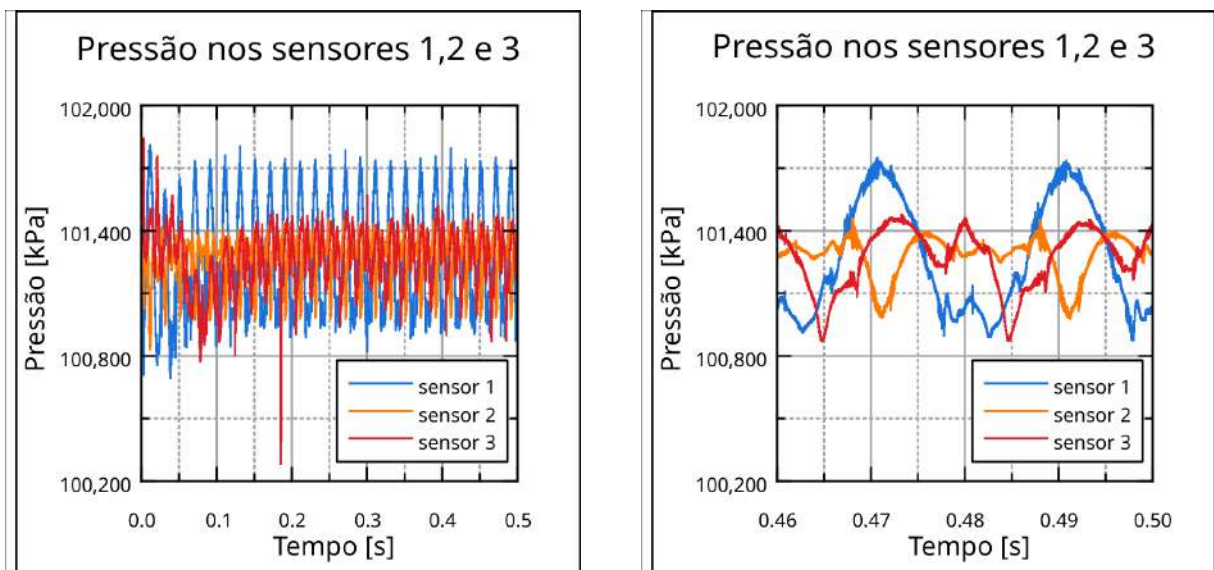


Figura 5.23: Pressão nos sensores 1,2 e 3 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

Analisando os gráficos de pressão dos sensores 1, 2 e 3 na Figura 5.23, é evidente que o sensor 1 registrou os picos de pressão mais elevados, enquanto os sensores 2 e 3 apresentaram intervalos de pressão mais semelhantes entre si. Essas disparidades nas curvas de pressão são atribuídas às diferentes localizações dos sensores e às condições do escoamento.

O sensor 1, posicionado no centro, provavelmente experimentou variações mais significativas de pressão devido à sua localização estratégica, possivelmente mais exposto a mudanças no fluxo de pressão.

Por outro lado, o sensor 3 pode ter sido afetado por vórtices ou correntes turbulentas no ambiente, o que geraria flutuações notáveis na pressão registrada. Isso pode explicar as variações mais irregulares em sua curva de pressão.

Enquanto isso, o sensor 2, caracterizado como o mais "limpo", pode ter sido menos afetado pelos vórtices, resultando em intervalos de pressão mais estáveis e menos picos notáveis em sua leitura.

Gráficos comparativos de coeficientes de força vertical e velocidade e coeficientes de força vertical e pressão foram gerados em 5.24 e 5.25, respectivamente.

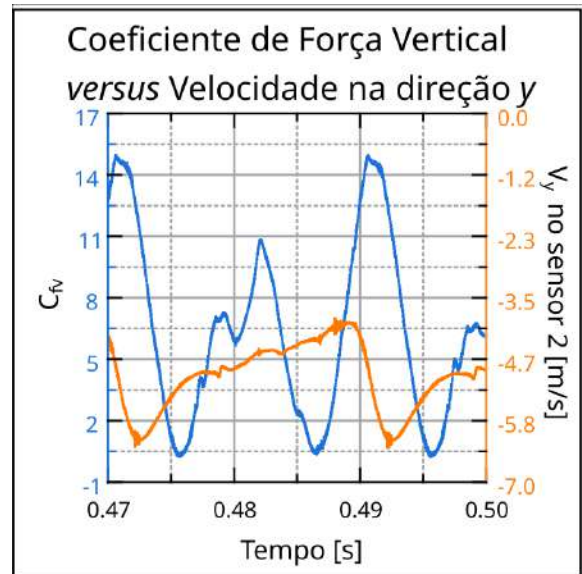
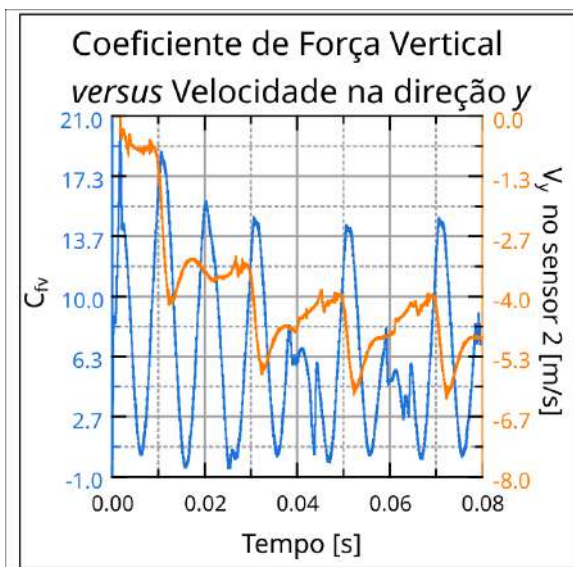


Figura 5.24: Comparativo do coeficientes de força vertical e velocidade para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

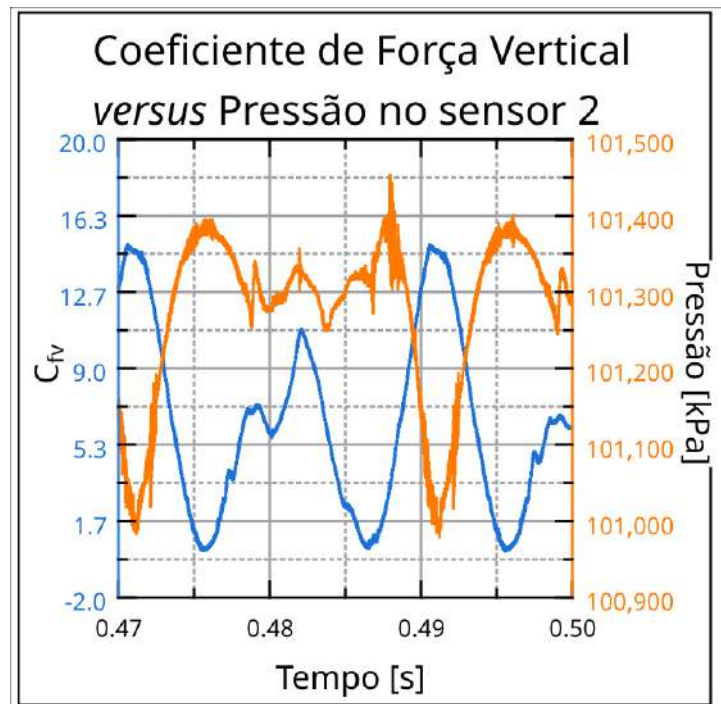


Figura 5.25: Comparativo do coeficientes de força vertical e pressão para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

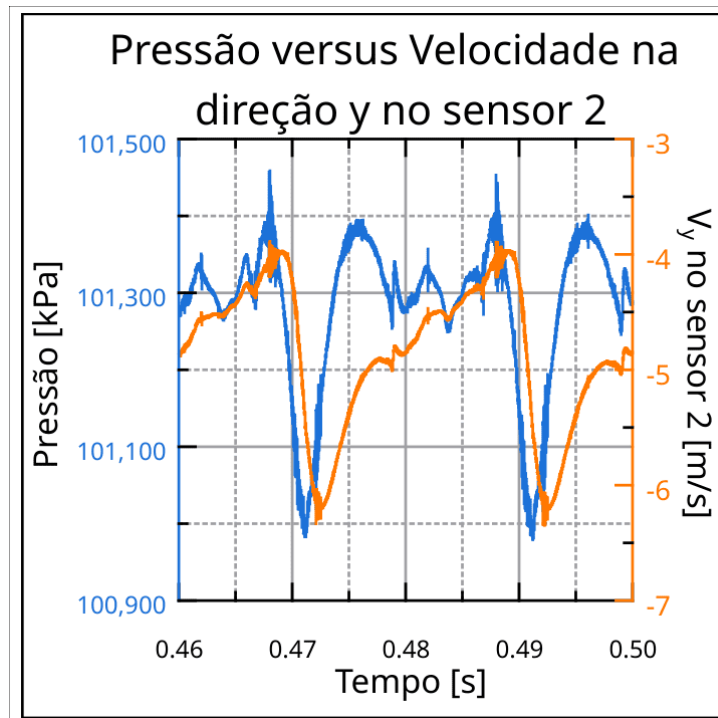


Figura 5.26: Comparativo da pressão e da velocidade na direção y no sensor 2 para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = 0,0$

Os gráficos representados nas Figuras 5.26, 5.24 e 5.25 ilustram a correlação entre pressão, velocidade e força vertical, onde é notável a complexidade da relação entre essas variáveis. Para compreender mais profundamente esses resultados, a chave reside na cinemática do ciclo-rotor e em sua posição, ou seja, no ângulo azimutal.

É interessante notar que as menores pressões registradas no sensor 2 coincidem com o maior valor do coeficiente de força vertical no gráfico 5.25. Além disso, a maior intensidade de velocidade, induzida para baixo, resultou na queda do coeficiente de força vertical, como observado no gráfico 5.24.

Para a análise da influência do ângulo de arfagem nos coeficientes aerodinâmicos, simulações foram feitas para $\phi_0 = 0,0$, variando o multiplicador m , onde as imagens geradas podem ser vistas em 5.27 e 5.28.



Figura 5.27: Visualização dos casos $\phi_0 = 0,00$ e $m = -0,20$ (à esquerda) e $\phi_0 = 0,00$ e $m = -0,10$ (à direita)

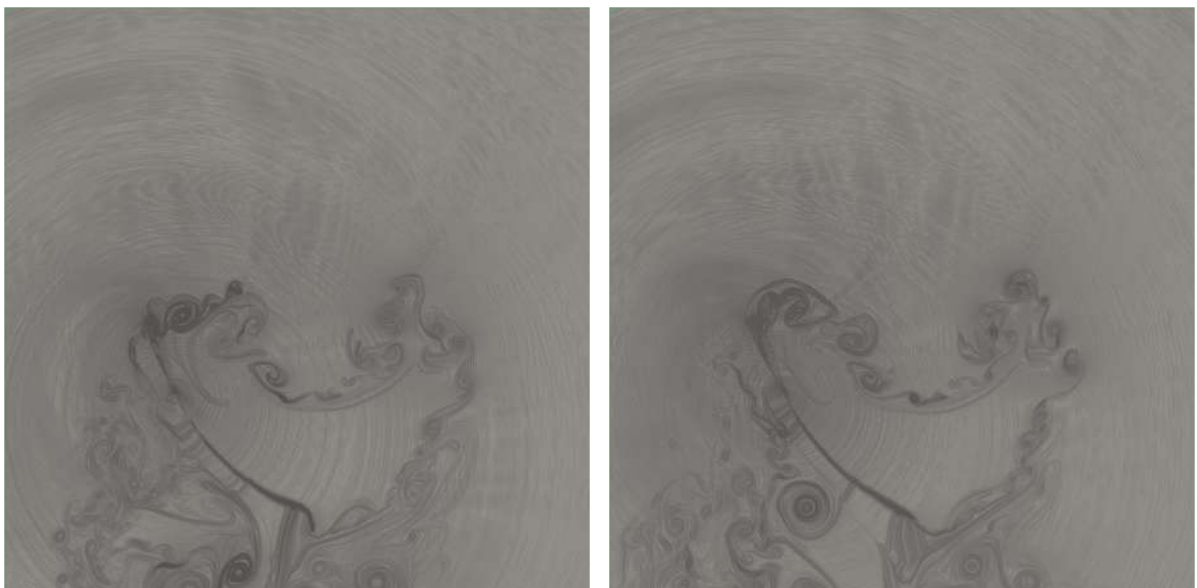


Figura 5.28: Visualização dos casos $\phi_0 = 0,00$ e $m = 0,10$ (à esquerda) e $\phi_0 = 0,00$ e $m = 0,20$ (à direita)

Um gráfico com uma comparação dos coeficientes aerodinâmicos foi elaborado para determinar qual seria o ângulo de arfagem mais eficiente na geração de sustentação e para facilitar a comparação das curvas, o gráfico foi dividido em setores específicos.

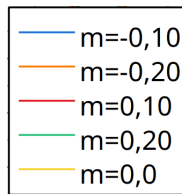


Figura 5.29: Legenda para os casos $\phi_0 = 0, 0$

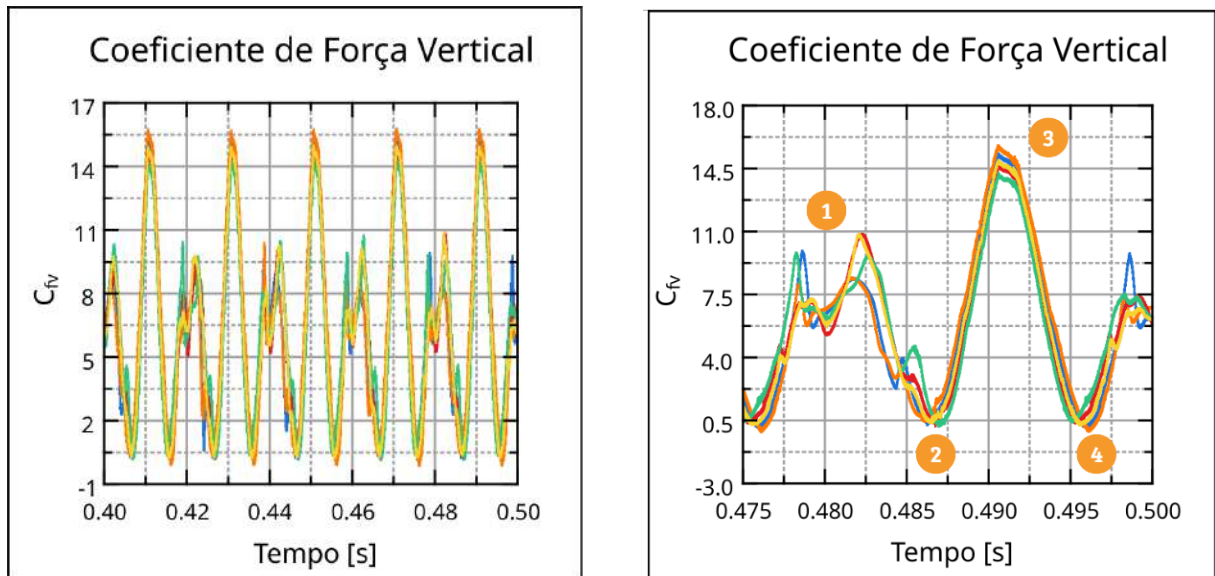


Figura 5.30: Comparação dos coeficientes aerodinâmicos para o caso $\phi_0 = 0, 0$

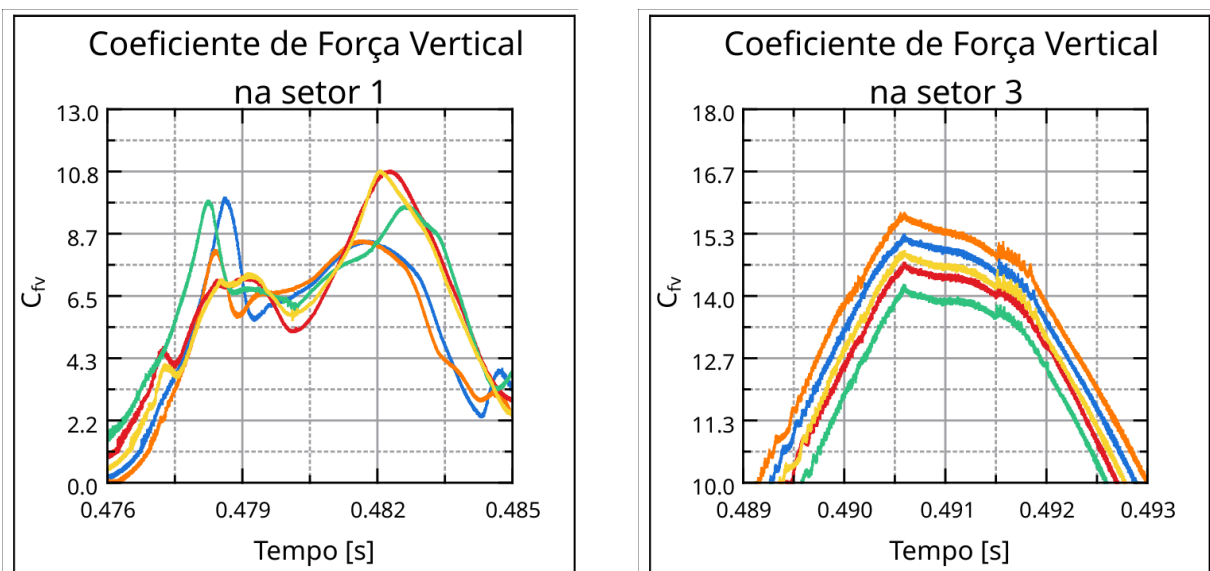


Figura 5.31: Coeficientes aerodinâmicos para o caso $\phi_0 = 0, 0$ nos setores 1 e 3

Nos gráficos da Figura 5.31, é observado que no setor 3, a pá encontra-se posicionada na parte superior, correspondendo aos coeficientes de força vertical mais elevados, com o caso de $m = -0, 20$ tendo o mais elevado coeficiente. É interessante notar que o caso $m = 0, 00$, mesmo sem nenhum ângulo de arfagem, possui coeficientes maiores do que os casos com o multiplicador m positivo.

Por outro lado, no setor 1, observa-se curvas menos definidas, possivelmente devido à presença dos vórtices encontrados na porção inferior da malha, onde esses vórtices podem estar impactando a geração de sustentação nessa região.

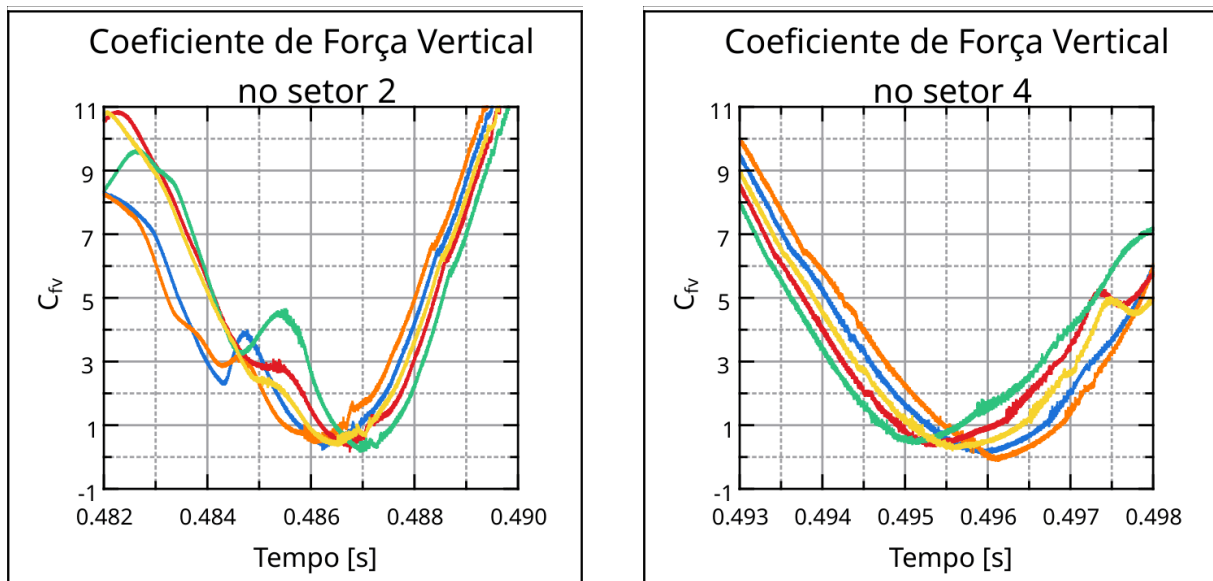


Figura 5.32: coeficientes aerodinâmicos para o caso $\phi_0 = 0,0$ no setor 2 e 4

Nos gráficos apresentados na Figura 5.32, é evidente que nos setores 2 e 4, os coeficientes exibem uma tendência de aproximação a zero. Essa tendência é justificada pelo posicionamento do aerofólio em sua orientação vertical nas laterais. Nesse arranjo, é esperado que haja uma reduzida geração de sustentação, o que se reflete na proximidade dos coeficientes a zero nessas regiões.

Os gráficos das Figuras 5.31 e 5.32 evidenciam que, ao variar os ângulos de arfagem, os coeficientes variam consistentemente em uma ordem próxima a 1. Enquanto mesmo na ausência de um ângulo de arfagem, os coeficientes mantêm um valor considerável, aproximando-se de 15. Essa constatação destaca de forma evidente a proposta de manobrabilidade do cilorotor, na qual é possível alcançar precisão e ajuste de movimentação a partir da variação do ângulo de arfagem.

Uma média aritmética dos coeficientes de força foi realizada, a fim de proporcionar uma exposição mais clara dos resultados e possibilitar a comparação entre os casos, visando determinar qual configuração seria a mais eficiente para a geração de força vertical. Nesse processo, foi desconsiderado o regime transiente inicial do escoamento, que implica na exclusão das primeiras 150 mil linhas do arquivo de dados. O cálculo da média aritmética dos coeficientes de força vertical e horizontal foi realizado utilizando uma ferramenta do software Labplot.

Tabela 5.5: Valores da média aritmetica dos coeficientes de força vertical e horizontal no regime permanente

	Casos				
	$m = -0,20$	$m = -0,10$	$m = 0,0$	$m = 0,10$	$m = 0,20$
C_{fv}	6,2735	6,1269	6,1097	6,1203	6,0891
C_{fh}	1,3679	1,1865	1,0710	0,8334	0,5687

Na tabela 5.5, é possível observar que o caso com $m = -0,20$ apresenta a maior média de coeficiente de força vertical, refletindo também em uma maior média de coeficiente de força horizontal. Nota-se ainda que os casos $m = -0,10$ e $m = 0,10$ possuem valores praticamente idênticos para o coeficiente de força vertical. No entanto, o caso com m negativo registra um coeficiente de força horizontal relativamente superior.

Para visualizar a evolução do escoamento conforme o movimentação do ciclorotor, uma simulação com mais gerações de imagens foi realizada para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ foi feita.

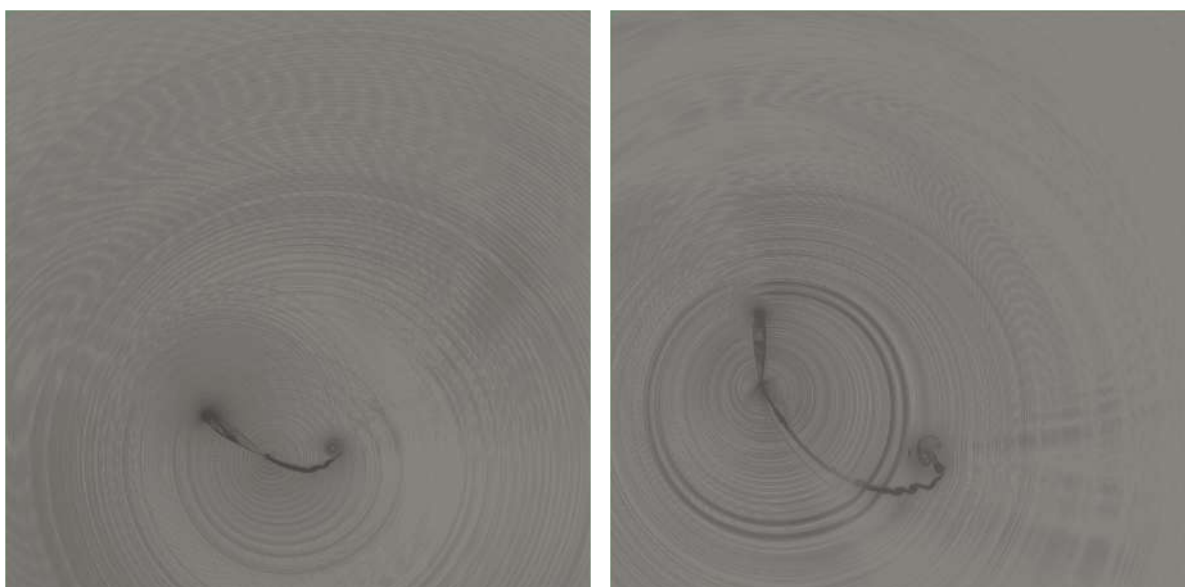


Figura 5.33: Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ no início de seu movimento

Primeiramente, na Figura 5.33, temos o início da rotação do ciclorotor, onde se destaca nitidamente a geração do vórtice de partida. Apesar de representar o estágio inicial do movimento, já é possível observar de forma o campo acústico em toda a malha computacional.

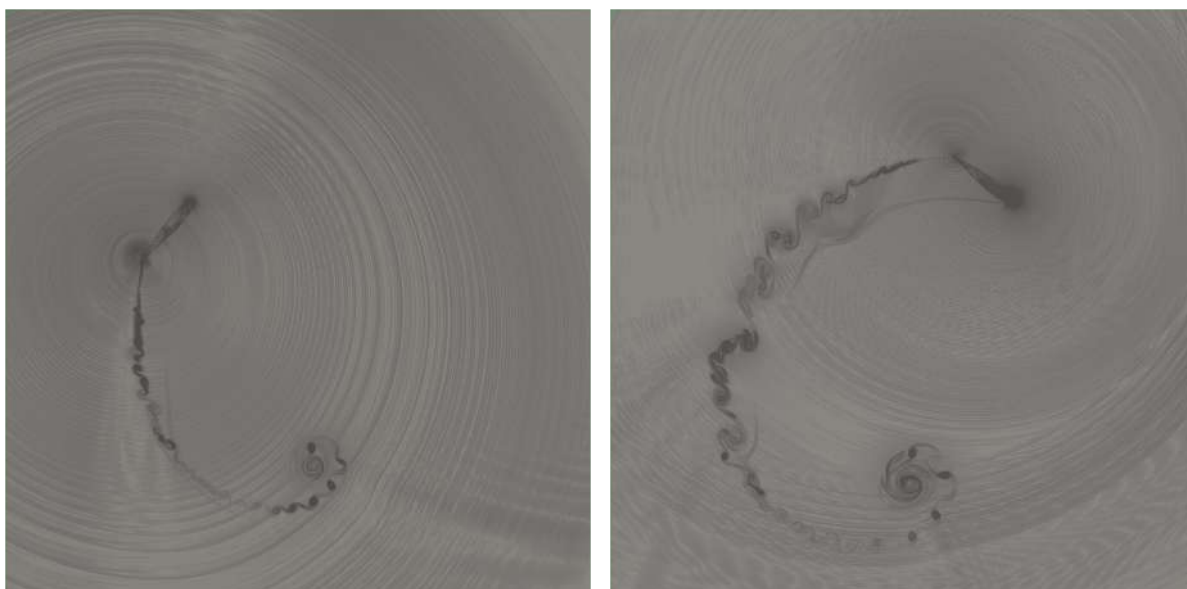


Figura 5.34: Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$

Na Figura 5.34, é evidente o efeito da difração de ondas no campo acústico, tanto na região frontal do bordo de ataque quanto na sombra acústica causada pelos vórtices atrás do bordo de fuga do aerofólio.

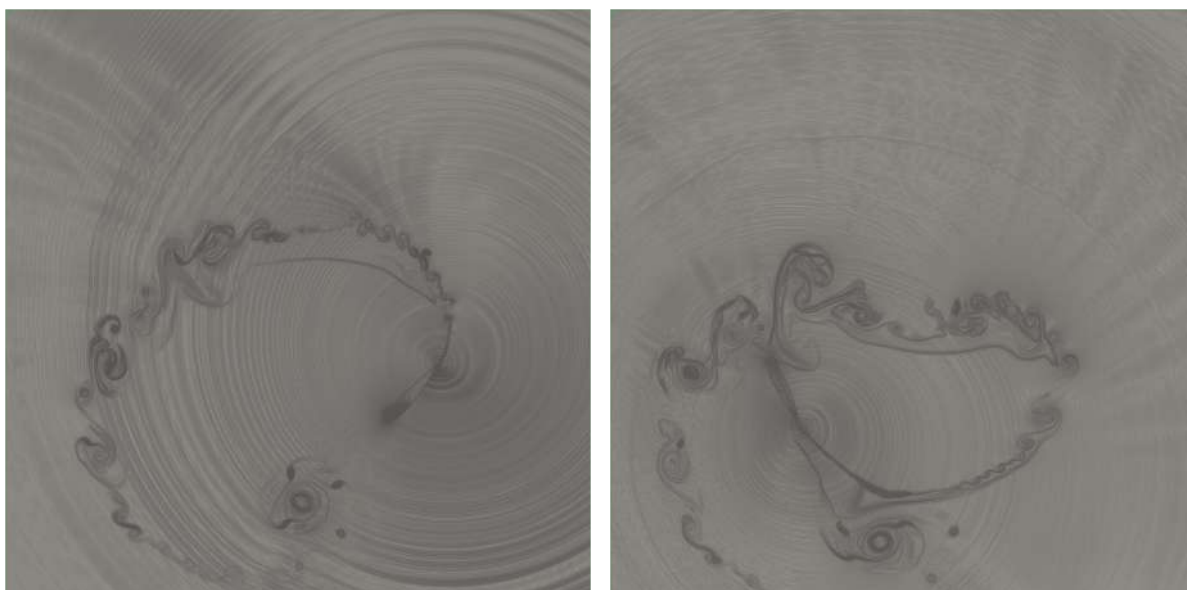


Figura 5.35: Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ antes e depois de realizar uma volta

Na Figura 5.35, é apresentada a continuação do movimento momentos antes do aerofólio atravessar sua própria esteira de vorticidade. Já na Figura 5.36, observamos o momento da passagem pela esteira. É possível notar como essa interação resulta em uma maior intensidade na esteira, evidenciada pela coloração mais escura na imagem.

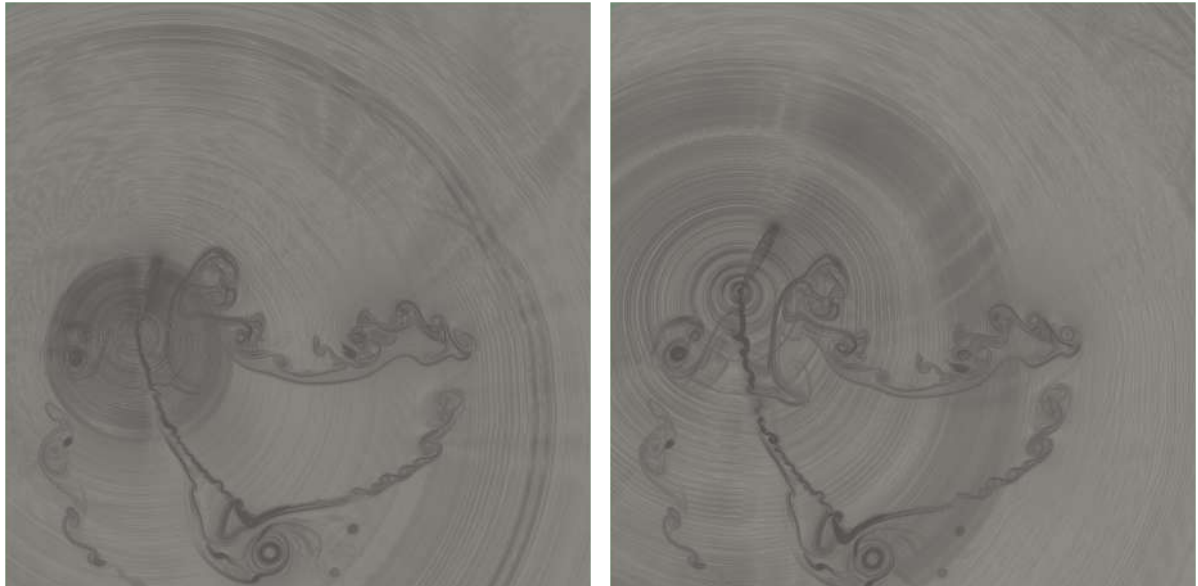


Figura 5.36: Visualização do escoamento para o caso $\phi_0 = 0,0$ e $m = -0,20$ ao passar por sua esteira de vorticidade

Além disso, é interessante observar a influência do aerofólio na indução do vórtice de partida para baixo, evidenciando o escoamento descendente provocado pelo ciclorotor.

Capítulo 6

Considerações Finais

6.1 Conclusão

A partir dos resultados obtidos, é possível afirmar que a implementação do ciclorotor de uma pá em sua condição de pairagem utilizando do método da fronteira imersa móvel foi realizada com sucesso. Inicialmente, foram conduzidas simulações preliminares para validar a implementação do problema e identificar possíveis limitações do código numérico. Essas simulações confirmaram a implementação correta do problema, gerando saídas de pressão adequadas. Além disso, constatou-se que a limitação da metodologia ocorreu em um ângulo de arfagem de 80,2141 graus.

Os resultados das simulações revelaram que um ciclorotor com apenas uma pá é capaz de gerar valores significativos de sustentação, mesmo em situações sem ângulo de arfagem. Adicionalmente, observou-se que a variação do ângulo de arfagem causou apenas pequenas alterações nos coeficientes de força vertical. Isso evidencia que a geração de sustentação pelo ciclorotor está diretamente relacionada à sua velocidade de rotação, ao passo que a precisão dos movimentos pode ser ajustada pela variação do ângulo de arfagem. Esses resultados destacam a eficácia do ciclorotor em realizar movimentos e manobras precisas, enfatizando a importância da combinação entre velocidade de rotação e variações no ângulo de arfagem para otimizar seu desempenho.

Em relação aos gráficos de velocidade obtidos, evidenciou-se que o escoamento é induzido para baixo, enquanto as velocidades horizontais demonstraram que ocorre uma tentativa de se equilibrarem durante a rotação do aerofólio.

Além disso, foi possível observar a interdependência entre pressão, velocidade e os coeficientes de força vertical e horizontal, revelando uma complexidade nas correlações entre essas variáveis.

Por fim, foram apresentadas imagens que evidenciam a evolução do movimento de rotação do ciclorotor. Essas imagens proporcionam a observação de fenômenos tais como difração de onda acústica, formação de vórtices de partida e o escoamento induzido.

6.2 Trabalhos Futuros

Com base nos resultados obtidos neste trabalho, a geração da força vertical foi predominantemente atribuída à rotação da pá do ciclorotor. Assim, como sugestão para estudos futuros, seria altamente relevante realizar simulações com ciclorotores operando em diferentes velocidades de rotação, a fim de avaliar em que medida a geração de uma força vertical é impactada por variações na rotação do ciclorotor.

Os resultados deste estudo também evidenciaram a indução do escoamento para baixo. Portanto, seria interessante aprofundar esse fenômeno com o efeito solo, examinando como o escoamento induzido interage com a superfície e como isso repercute nas variáveis aeroacústicas do sistema.

Além disso, seria valioso explorar a implementação de uma velocidade de escoamento não perturbado para analisar como as variáveis do sistema são influenciadas, em uma condição em que o ciclorotor não esteja pairando. Por fim, para uma análise mais complexa do problema proposto, seria interessante realizar a implementação gradual de aerofólios do ciclorotor, verificando a interação das pás entre si e com o escoamento.

Referências Bibliográficas

ALLEN, B. *NACA Airfoils*. 2017. Acessado em: 05 de jul. de 2023. Disponível em: <<<https://www.nasa.gov/image-feature/langley/100/naca-airfoils>>>.

ANDERSON, J. J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. Sixth edition. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2017.

BIANCHINI, A. et al. Implementation of the “virtual camber” transformation into the open source software qblade: Validation and assessment. *Energy Procedia*, v. 148, p. 210–217, 08 2018.

CYCLOTECH. *CycloRotor CR-42*. 2023. Acessado em: 06 de set. de 2023. Disponível em: <<<https://www.cyclotech.at/rotor/>>>.

CYCLOTECH. *Opening the sky for everyone*. 2023. Acessado em: 06 de set. de 2023. Disponível em: <<<https://www.cyclotech.at/solutions/>>>.

GMBH, C. *Cyclorotor | Start Outdoor Flying*. 2023. Acessado em: 06 de set. de 2023. Disponível em: <<<https://www.youtube.com/watch?v=YYCNMXIyyk8>>>.

GOLDSTEIN, M. E. *Aeroacoustics*. [S.l.], 1974. NASA Lewis Research Center.

GROUP, V. *Voith marine technology - North Sea Giant (EN)*. 2019. Acessado em: 06 de set. de 2023. Disponível em: <<<https://www.youtube.com/watch?v=gZ9UcTI7GWE&t=313s>>>.

GUTIN, L. *On the Sound Field of a Rotating Propeller*. [S.l.], 1948. National Advisory Comitee for Aeronautics Technical Memorandum no. 1195.

HABIBNIA, M.; PÁSCOA, J. Ann assisted flow modeling and analysis for a cyclorotor in ground effect. *Aerospace Science and Technology*, v. 95, 10 2019.

HABIBNIA, M.; PÁSCOA, J. Numerical analysis of a cycloidal rotor under diverse operating conditions and altitudes. In: . [S.l.: s.n.], 2019. v. 2.

HALDER, A.; KELLEN, A.; BENEDICT, M. Aeroacoustic analysis of uav-scale cycloidal rotor: An experimental and computational approach. In: . [S.l.: s.n.], 2019.

HIGLIORI, P.; WOLFE, W. Some effects of flow curvature on the performance of darrius wind turbines. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting*, 01 1979.

IANNIELLO S.; TESTA, C. An overview on the use of the fflowcs williams-hawkings equation for the hydroacoustic analysis of marine propellers. *VIII International Conference on Computational Methods in Marine Engineering*, 2019.

- JAMESON, A.; SCHMIDT, W.; TURKEL, E. Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge-kutta time stepping schemes. *AIAA Paper*, v. 81, 07 1981.
- LEISHMAN, J. G. *Introduction to Aerospace Flight Vehicles*. [s.n.], 2022. Acessado em: 05 de dez. de 2023. Disponível em: <<<https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/>>>.
- LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically i. general theory. *Proceedings of The Royal Society*, 03 1952.
- LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically. ii. turbulence as a source of sound. *Proceedings of The Royal Society*, 02 1954.
- MCNABB, M. L. *Development of a Cycloidal Propulsion Computer Model and Comparison with Experiment*. Aerospace Engineering — Graduate Thesis, 2001.
- MOBLE, B. Fundamental understanding of the cycloidal-rotor concept for micro air vehicle applications. 01 2010.
- MONTEIRO, J. A. L. *Estudos sobre o desempenho de rotores cicloidais Modelação analítica e numérica de efeitos transitórios*. Engenharia Mecânica — Graduate School, 2017.
- OCEAN, S. *Voith Schneider Propellers on R/V Falkor (too) | Shipyard to Sea - Ep. 5*. 2022. "Acessado em: 06 de set. de 2023". Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=Y68peR_GBaw>>.
- PESKIN, M. S. Flow patterns around heart valves: A numerical method. *Journal of Computational Physics*, 10 1972.
- PIMENTA, B. G.
Simulação numérica de ondas não-lineares em dinâmica dos gases e ruído de interação rotor-estator em turbofans aeronáuticos, 2016. Disponível em: <<<https://repositorio.unb.br/handle/10482/19936>>>.
- POST, S.; BOIRUM, C. Review of historic and modern cyclogyro design. *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 08 2009.
- RECKZIEGEL, F.; MISERDA, R.; FABRO, A. Numerical investigation of the unsteady aeroacoustic field of a one-bladed cyclorotor. 06 2022.
- SACHSE, H. *KIRSTEN-BOEING PROPELLER*. [S.l.], 1926. NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, TECHNICAL MEMORANDUM NO. 351.
- TANG, Y. H. J.; SONG, B. A detailed aerodynamic analysis of the cyclorotor using dynamic mesh in cfd. *52nd Aerospace Sciences Meeting*, 01 2014.
- UNION, E. *An entirely new way to fly*. 2016. Acessado em: 06 de jul. de 2023. Disponível em: <<<https://cordis.europa.eu/article/id/155340-an-entirely-new-way-to-fly>>>.
- WHITE, F. M. *Mecânica dos Fluidos*. 6ª. ed. Porto Alegre: AMGH, 2011. 504 p.
- WIKIPEDIA. *Cyclorotor*. 2023. Acessado em: 06 de set. de 2023. Disponível em: <<<https://en.wikipedia.org/wiki/Cyclorotor>>>.
- WILLIAMS, J. E. F.; HALL, L. H. Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane. *Journal of Fluid Mechanics*, Volume 40, Issue 4, 03 1970.

XISTO, C. et al. Parametric analysis of a large-scale cycloidal rotor in hovering conditions. *Journal of Aerospace Engineering*, v. 30, 07 2016.

YEE, H. Explicit and implicit multidimensional compact high-resolution shock-capturing methods:formulation. *Journal of Computational Physics*, v. 131, p. 216–232, 02 1997.