

Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA
Engenharia Aeroespacial

**Análise de viabilidade da modelagem
computacional de esteiras rotativas em
aeronaves**

Autor: Emanuelle Marafon Eickhoff
Orientador: Prof. Dr. Luciano Gonçalves Noletto

Brasília, DF
2023



Emanuelle Marafon Eickhoff

Análise de viabilidade da modelagem computacional de esteiras rotativas em aeronaves

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Prof. Dr. Luciano Gonçalves Noletto

Brasília, DF

2023

Emanuelle Marafon Eickhoff

Análise de viabilidade da modelagem computacional de esteiras rotativas em aeronaves/ Emanuelle Marafon Eickhoff. – Brasília, DF, 2023-

89 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Luciano Gonçalves Noletto

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA , 2023.

1. Dinâmica dos fluidos computacional. 2. Aeronáutica. I. Prof. Dr. Luciano Gonçalves Noletto. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise de viabilidade da modelagem computacional de esteiras rotativas em aeronaves

CDU 02:141:005.6

Emanuelle Marafon Eickhoff

Análise de viabilidade da modelagem computacional de esteiras rotativas em aeronaves

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 21 de julho de 2023 – Data da aprovação do trabalho:

Prof. Dr. Luciano Gonçalves Noletto
Orientador

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Júnior**
Convidado 1

**Prof. Dr. Rafael Castilho Faria
Mendes**
Convidado 2

Brasília, DF
2023

*Este trabalho é dedicado à menina que olhava para o céu com olhos brilhantes,
fascinada pelas estrelas.*

Agradecimentos

Gostaria de expressar minha gratidão à minha família pelo amor incondicional e paciência durante toda a minha vida. Em especial, sou eternamente grata à minha mãe, a qual me deu todo apoio emocional, suporte e encorajamento para que eu pudesse me tornar a mulher que ela sempre sonhou.

Agradeço aos meus amigos, que estiveram nessa jornada comigo. Os estudos, as risadas e as lágrimas compartilhadas me deram forças para continuar a seguir meu sonho. Também, gostaria de agradecer aos meus professores, os quais me ensinaram a grandeza das ciências e engenharia, tornando minha paixão pela profissão cada vez mais forte.

Por fim, agradeço a todos os mentores, tutores e profissionais da indústria aeroespacial, os quais, generosamente, compartilharam seu tempo e conhecimento comigo. Suas valiosas perspectivas e ensinamentos enriqueceram meu trabalho e me deram oportunidade de voar cada vez mais alto.

“When once you have tasted flight, you will forever walk the earth with your eyes turned skyward, for there you have been, and there you will always long to return.”
(Leonardo DaVinci)

Resumo

O trabalho visa estudar a interação entre a hélice e a asa de uma aeronave com configuração propulsiva de tração, cuja velocidade máxima de operação não ultrapasse Mach 0,3. A proposta consiste em avaliar a viabilidade da modelagem computacional da esteira rotativa gerada pela hélice como uma condição de contorno de velocidade em coordenadas cilíndricas. Por meio de uma revisão bibliográfica, são apresentados os conceitos principais e definições importantes para o entendimento das hélices, a esteira gerada por ela e a interação com a asa e nacele. Posteriormente, uma fundamentação teórica é construída visando apresentar o tipo de escoamento, os coeficientes aerodinâmicos e os métodos de simulação computacional utilizados. Em sequência, o domínio e a malha computacional foram construídos com base em dados experimentais, seguidamente, estabeleceram-se as condições de contorno e o pré-processamento da simulação. Por fim, as simulações foram feitas a fim de comparar os resultados com os dados experimentais e avaliar a modelagem. Conclui-se que a simplificação da hélice adotada apresentou resultados aproximados com o experimental, porém ainda discrepantes do ideal para descrever o fenômeno com sucesso, sugerindo-se a reavaliação da modelagem.

Palavras-chave: dinâmica dos fluidos computacional. asas. hélices. avião. aeronáutica.

Abstract

This work aims to study the interaction between a propeller and a wing of an aircraft with a propulsive traction configuration, whose maximum operating speed does not exceed Mach 0.3. The objective is to evaluate the viability of the computational modeling of the rotating wake generated by the propeller using a velocity boundary condition in cylindrical coordinates. Through the literature review, it is introduced the main concepts and definitions important for the understanding of propellers, the wake generated by them, and the interaction with the wing and nacelle. Subsequently, a theoretical background is built presenting the type of flow, the aerodynamic coefficients, and the computational simulation methods used. Then, the domain and the computational mesh were built based on experimental data, then the boundary conditions and the simulation preprocessing were established. Finally, simulations were performed to compare the results with the experimental data and evaluate the modeling. In conclusion, the propeller simplification provided results approximating the experimental, but still discrepant from the optimal to successfully describe the phenomenon, suggesting the re-evaluation of the modeling approach.

Key-words: computational fluid dynamics. wings. propellers. airplane. aeronautics.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Comparação de eficiência propulsiva. Fonte: Lange (1986).	21
Figura 2 – Ilustração de uma hélice. Fonte: Gudmundsson (2014)	23
Figura 3 – Partes de uma hélice. Fonte: Weick (1930)	24
Figura 4 – Forças atuantes na hélice. Fonte: Veldhuis (2005).	25
Figura 5 – Esteira da hélice. Fonte: Veldhuis (2005).	26
Figura 6 – Distribuição de velocidade axial v_a , tangencial v_t , pressão total p_t e pressão estática p_s ao longo das pás. Fonte: Veldhuis (2005).	26
Figura 7 – Velocidade axial e pressão ao longo da esteira. Fonte: Veldhuis (2005).	27
Figura 8 – Velocidade axial e tangencial induzidas pelo sistema de vórtices logo após a hélice. Fonte: Veldhuis (2005).	28
Figura 9 – Velocidade tangencial resultante. Fonte: Veldhuis (2005).	28
Figura 10 – Modelos de configuração da hélice. Fonte: Roskam e Lan (1997).	30
Figura 11 – Perfil de velocidade em decorrência dos efeitos da nacele. Fonte: Veldhuis (2005).	31
Figura 12 – Distribuição de sustentação afetada pela esteira. Fonte: Epema (2017).	32
Figura 13 – Efeitos da rotação das pás nas forças aerodinâmicas locais de uma asa infinita. Fonte: Veldhuis (2005).	34
Figura 14 – Variação do ângulo de ataque das pás em decorrência do escoamento ascendente. Fonte: Veldhuis (2005).	35
Figura 15 – Regimes de velocidade. Fonte: Zohuri e Fathi (2015).	36
Figura 16 – Pressão e tensão cisalhante em uma superfície aerodinâmica. Fonte: Anderson (2001).	37
Figura 17 – Força aerodinâmica resultante e suas componentes. Fonte: Anderson (2001).	38
Figura 18 – Área S e comprimento l de referência para uma asa finita. Fonte: Anderson (2001).	39
Figura 19 – Escoamento laminar em comparação ao turbulento. Fonte: Ameri (2019).	42
Figura 20 – Experimento no túnel de vento. Fonte: Epema (2017).	46
Figura 21 – NACA 64 ₂ – 015A. Fonte: (NACA. . . ,).	47
Figura 22 – Vista superior das dimensões da asa adimensionalizadas. Fonte: Epema (2017).	48
Figura 23 – Medições em PIV do modelo experimental. Fonte: Epema (2017).	49
Figura 24 – Montagem das medições em PIV do modelo experimental. Fonte: Epema (2017).	49
Figura 25 – Vistas frontal, lateral e superior do conjunto hélice e nacele e localização do tubo de Pitot para medição de pressão. Fonte: Epema (2017).	50

Figura 26 – Região circular representativa da hélice na face de entrada do domínio. Fonte: Autor.	52
Figura 27 – Domínio computacional final. Fonte: Autor.	52
Figura 28 – Malha final. Fonte: Autor.	53
Figura 29 – Malha final, vista em detalhe. Fonte: Autor.	53
Figura 30 – Imagem representativa da razão de aspecto. Fonte: ANSYS (2010). . .	54
Figura 31 – Imagem representativa da qualidade ortogonal. Fonte: ANSYS (2010). .	55
Figura 32 – Imagem representativa da dissimetria. Fonte: ANSYS (2010).	55
Figura 33 – Regiões das condições de contorno gerais. Fonte: Autor.	57
Figura 34 – Velocidade tangencial em função do raio. Fonte: Autor.	59
Figura 35 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado em função do raio para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice. Fonte: Epema (2017).	60
Figura 36 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado ao longo da esteira. Fonte: Epema (2017).	60
Figura 37 – Velocidade axial em função do raio. Fonte: Autor.	61
Figura 38 – Região correspondente às tomadas de pressão do tubo de Pitot. Fonte: Autor.	64
Figura 39 – Região de estudo dos contornos de pressão e linhas de corrente do escoamento. Fonte: Autor.	64
Figura 40 – Caso 1: Comparação de pressão estática para o propulsor desligado. Fonte: Autor.	65
Figura 41 – Elementos na região circular da entrada. Fonte: Autor.	66
Figura 42 – Elementos na região da nacele. Fonte: Autor.	66
Figura 43 – Caso 2: Comparação de pressão estática para o propulsor ligado. Fonte: Autor.	67
Figura 44 – Caso 3: Comparação de pressão estática para o propulsor ligado. Fonte: Autor.	68
Figura 45 – Comparação de pressão estática para os casos II, III, IV e V com modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Fonte: Autor.	69
Figura 46 – Contorno de pressão para o caso II. Fonte: Autor.	70
Figura 47 – Contorno de pressão para o caso III. Fonte: Autor.	70
Figura 48 – Contorno de pressão para o caso IV. Fonte: Autor.	70
Figura 49 – Contorno de pressão para o caso V. Fonte: Autor.	70
Figura 50 – Linhas de corrente para o caso II. Fonte: Autor.	71
Figura 51 – Linhas de corrente para o caso III. Fonte: Autor.	71
Figura 52 – Linhas de corrente para o caso IV. Fonte: Autor.	71
Figura 53 – Linhas de corrente para o caso V. Fonte: Autor.	71

Figura 54 – Comparação de pressão estática dos casos V, VI e VII com modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Fonte: Autor.	72
Figura 55 – Contorno de pressão para o caso V. Fonte: Autor.	73
Figura 56 – Contorno de pressão para o caso VI. Fonte: Autor.	73
Figura 57 – Contorno de pressão para o caso VII. Fonte: Autor.	73
Figura 58 – Linhas de corrente para o caso V. Fonte: Autor.	74
Figura 59 – Linhas de corrente para o caso VI. Fonte: Autor.	74
Figura 60 – Linhas de corrente para o caso VII. Fonte: Autor.	74
Figura 61 – Desenho técnico do domínio computacional. Fonte: Autor.	79
Figura 62 – Resíduos da simulação invíscida com propulsor desligado. Fonte: Autor.	80
Figura 63 – Resíduos da simulação laminar com propulsor desligado. Fonte: Autor.	80
Figura 64 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor desligado. Fonte: Autor.	81
Figura 65 – Resíduos da simulação invíscida com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	82
Figura 66 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	82
Figura 67 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	82
Figura 68 – Resíduos da simulação invíscida com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	83
Figura 69 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	83
Figura 70 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	83
Figura 71 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = f(r)$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	84
Figura 72 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = f(r)$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.	84
Figura 73 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = f(r)$ e $V_r = -5m/s$. Fonte: Autor.	84
Figura 74 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = f(r)$ e $V_r = -15m/s$. Fonte: Autor.	85
Figura 75 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado ao longo da esteira. Fonte: Epema (2017).	87
Figura 76 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado em função do raio para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice. Fonte: Epema (2017).	87

Figura 77 – Pressão total e estática para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice. Fonte: Epema (2017).	88
Figura 78 – Distribuição do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura para o propulsor desligado. Fonte: Epema (2017).	88
Figura 79 – Distribuição do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura para o propulsor ligado. Fonte: Epema (2017).	89

Lista de tabelas

Tabela 1 – Dados do experimento. Fonte: Epema (2017).	47
Tabela 2 – Dimensões gerais do domínio. Fonte: Autor.	51
Tabela 3 – Dados principais da malha gerada. Fonte: Autor.	54
Tabela 4 – Parâmetros principais da malha gerada. Fonte: Autor.	54
Tabela 5 – Espectro de valores dos parâmetros: dissimetria e qualidade ortogonal. Fonte: ANSYS (2015).	56
Tabela 6 – Casos simulados e suas respectivas condições de contorno, Fonte: Autor,	58

Lista de abreviaturas e siglas

AR	<i>Aspect Ratio</i> ou Razão de Aspecto
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
OJF	<i>Open Jet Facility</i>
PIV	Velocimetria por imagem de partículas
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
VLM	Método Vortex Lattice

Lista de símbolos

α	Ângulo de ataque
α_p	Ângulo de ataque da hélice
$\beta_{0,7}$	Ângulo de ataque da pá em $r/R=0,7$
λ	Ângulo de enflechamento
θ_{sw}	Ângulo de rotação longitudinal
S	Área de referência
C_A	Coefficiente da força axial
C_D	Coefficiente de arrasto
C_f	Coefficiente de fricção
C_L	Coefficiente de sustentação
C_M	Coefficiente de momento
C_N	Coefficiente da força normal
C_p	Coefficiente de pressão
C_T	Coefficiente de empuxo
u	Componente do vetor velocidade na direção x
v	Componente do vetor velocidade na direção y
w	Componente do vetor velocidade na direção z
l	Comprimento de referência
\bar{c}	Corda média aerodinâmica
c_{root}	Corda da raiz da asa
c_{tip}	Corda da ponta de asa
D_{hub}	Diâmetro do spinner
η	Eficiência

k	Energia cinética turbulenta
b	Envergadura
A	Força axial
D	Força de arrasto
L	Força de sustentação
N	Força normal
n	Frequência de rotação
P_k	Limitador de produção
$2y_{prop}/b$	Localização das hélices
ρ_∞	Massa específica
m	Metro
m/s	Metro por segundo
M	Momento
N/m^2	Newton por metro quadrado
B	Número de pás
M	Número de Mach
Re	Número de Reynolds
p_∞	Pressão do escoamento longe do corpo
p_s	Pressão estática
p_t	Pressão total
q_∞	Pressão dinâmica
F_1	Primeira função de mistura
R	Raio da hélice
AR	Razão de aspecto
J	Razão de avanço
F_2	Segunda função de mistura

τ	Tensão cisalhante
Δ	Variação de velocidade axial
V_∞	Velocidade do escoamento longe do corpo
ω	Velocidade angular
v_a	Velocidade axial
V_a	Velocidade do escoamento
v_t	Velocidade tangencial
\vec{V}	Vetor velocidade
$\vec{\omega}$	Vorticidade

Sumário

1	INTRODUÇÃO	20
1.0.1	Motivação	20
1.0.2	Objetivo	21
1.0.2.1	Objetivos específicos	21
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	23
2.1	Hélices	23
2.1.1	Partes principais	24
2.1.2	Forças e momentos	25
2.1.3	Características da esteira	25
2.1.3.1	Perfil de velocidade axial	26
2.1.3.2	Perfil de velocidade angular (tangencial)	28
2.1.3.3	Distribuição de pressão	29
2.1.3.4	Vorticidade	29
2.1.3.5	Contração	29
2.2	Efeitos da hélice e asa em conjunto	30
2.2.1	Nacele	31
2.2.2	Influência da esteira na asa	32
2.2.3	Impactos da asa na hélice	34
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	36
3.1	Escoamento incompressível	36
3.2	Coefficientes aerodinâmicos da asa	36
3.3	Dinâmica dos Fluidos Computacional	39
3.3.1	Tratamento de efeitos viscosos	40
3.3.1.1	Escoamento Invíscido	40
3.3.1.2	Escoamento Laminar	41
3.3.1.3	Escoamento Turbulento	42
3.3.1.4	Modelo Spalart-Allmaras	44
4	MODELAGEM	46
4.1	Sistema analisado	46
4.2	O experimento de referência	48
4.3	Domínio Computacional	51
4.4	Construção da malha	53
4.5	Condições de contorno	56

4.5.1	Condições gerais	56
4.5.2	Condições específicas	58
4.6	Pré-processamento da simulação	61
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	64
5.1	Resíduos	64
5.2	Propulsor desligado	65
5.3	Propulsor ligado	66
5.3.1	Caso II	66
5.3.2	Caso III	67
5.3.3	Casos IV e V	68
5.3.4	Casos VI e VII	71
5.4	Resultado geral	74
6	CONCLUSÃO	75
	REFERÊNCIAS	76
	APÊNDICES	78
	APÊNDICE A – DESENHO TÉCNICO	79
	APÊNDICE B – RESÍDUOS DAS SIMULAÇÕES	80
B.1	Simulações com propulsor desligado	80
B.2	Simulações com propulsor ligado	82
B.2.1	Velocidade tangencial e axial constantes, radial nula	82
B.2.2	Velocidade tangencial em função do raio, axial constante, radial nula	83
B.2.3	Simulação Spalart-Allmaras para velocidade axial em função do raio, variando as velocidades tangencial e radial	84
	ANEXOS	86
	ANEXO A – RESULTADOS EXPERIMENTAIS	87

1 Introdução

1.0.1 Motivação

Historicamente, as hélices impulsionaram as primeiras aeronaves da humanidade. Desde o 14-bis e o Wright Flyer III, notou-se avaliando o uso naval que esse equipamento poderia garantir uma eficiência aceitável em voo, porém até 1927, nenhuma teoria havia sido desenvolvida para o uso aeronáutico (VELDHUIS, 2005). Prandtl foi um dos pioneiros nesse estudo, sugerindo que a hélice e a asa deveriam ser analisadas em conjunto, visto que causariam uma influência mútua durante a operação.

Até os anos 50, os propulsores a hélices impulsionaram as aeronaves mais utilizadas na época e, concomitantemente, a base teórica do equipamento foi desenvolvida. A chegada dos motores a jato estagnou essa época de ouro em 20 anos. No período, os turbojatos eram considerados a melhor opção, já que o custo de combustível era baixo. O cenário muda com a chegada da crise de energia entre 1973 a 1974, a subida no custo de combustível forçou a indústria aeronáutica a procurar alternativas mais eficientes para velocidades altas de cruzeiro (VELDHUIS, 2005). Assim, intensificam as pesquisas para desenvolver e comparar motores turbopropulsores com velocidades de operação similares aos turbojatos, como em Johnson (1983).

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{\Delta V}{V_\infty}} \quad (1.1)$$

A rentabilidade do turbopropulsor e do turbojato podem ser explicadas pela equação da eficiência ideal 1.1, a qual demonstra que ao aumentar a velocidade axial, a eficiência é reduzida (VELDHUIS, 2005). Propulsores a hélice geram empuxo aumentando a velocidade em parcelas pequenas para uma grande massa de ar, já os motores a jato fazem o oposto, realizando grandes incrementos de velocidade em uma quantidade de massa de ar pequena (ROSKAM; LAN, 1997). Dessa forma, comparando ambos propulsores para os regimes de velocidade (figura 1), o turbopropulsor é a melhor opção para transportes regionais, justamente pelo acréscimo menor de velocidade (LANGE, 1986).

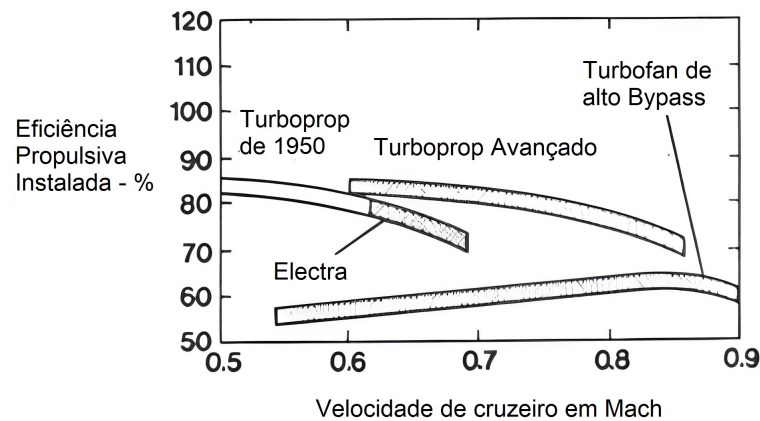


Figura 1 – Comparação de eficiência propulsiva. Fonte: Lange (1986).

Em decorrência da necessidade do mercado, o desenvolvimento de estudos mais avançados com aeronaves movidas a hélice devem ser feitos. O desempenho e estabilidade desse tipo de aeronave é altamente dependente do comportamento do sistema propulsor. Durante o desenvolvimento do projeto, faz-se necessária conhecer as interações da hélice, asa e fuselagem ao longo do escoamento, de forma que os efeitos adversos possam ser estudados e otimizados (VELDHUIS, 2005).

1.0.2 Objetivo

Considerando o contexto apresentado, este Trabalho de Conclusão de Curso visa estudar a modelagem computacional de esteiras rotativas em aeronaves, utilizando o software *ANSYS Fluent*. O objetivo principal consiste em analisar a viabilidade da simplificação da hélice em uma condição de contorno em coordenadas cilíndricas de velocidade, tornando a modelagem da esteira simples e enxuta.

1.0.2.1 Objetivos específicos

A construção do domínio foi baseada no experimento realizado em túnel de vento por Epema (2017), o qual será utilizado para a validação dos resultados simulados. Os dados comparados com o experimento serão as tomadas de pressão na direção horizontal de um plano paralelo ao da hélice na posição $x/R = 0,31$.

Ademais, a modelagem da esteira como condição de contorno será feita em etapas com base nos dados de operação retirados do experimento por PIV (Velocimetria por imagem de partículas) (EPEMA, 2017). As etapas consistem em variar as velocidades em coordenadas cilíndricas (tangencial, axial e radial) em cada simulação, coletar os dados de pressão e compará-los com os resultados experimentais, de forma que seja possível avaliar

o impacto de cada coordenada na proximidade com os resultados desejados. A partir da comparação, será avaliada a viabilidade da simplificação adotada e se os resultados mostram-se promissores para seguir o estudo com a inclusão da asa no sistema.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Hélices

De acordo com [Weick \(1930\)](#), uma hélice é dispositivo destinado a prover uma força ou empuxo através da sua rotação, a qual pode ser gerada por um motor. Na aviação, as hélices são utilizadas para gerar tração e locomover uma aeronave, acelerando uma quantidade de massa na direção oposta do movimento da aeronave. O escoamento de ar gerado pela rotação da hélice é chamado de esteira e possui uma energia cinética associada, a qual representa uma perda da energia disponibilizada pelo motor combinada com a fricção do ar nas pás. Dessa forma, a razão entre a energia útil e a disponibilizada deve ser alta para se atingir uma boa eficiência.

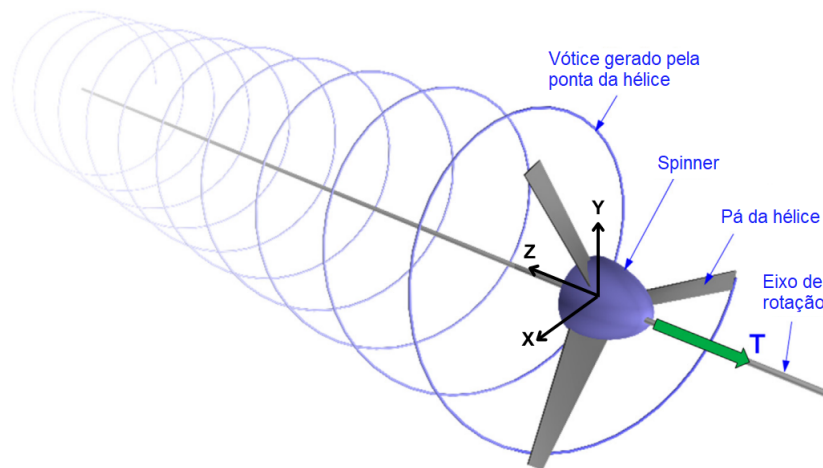


Figura 2 – Ilustração de uma hélice. Fonte: [Gudmundsson \(2014\)](#)

A teoria mais simples que pode descrever o movimento de uma hélice é chamada Teoria de Momento (*Momentum Theory*), porém a simplicidade dela resulta em falta de detalhes para permitir uma otimização do design das pás, visto que a mesma não considera o perfil e a quantidade de pás na hélice, substituindo-os por um disco atuador. Outra formulação também utilizada é a chamada Teoria dos Elementos de Pás (*Blade-Element Theory*), a qual considera uma seção infinitesimal das pás e suas características aerodinâmicas para determinar o escoamento gerado através da integração de cada elemento ao longo de toda estrutura. Apesar de acrescentar complexidade, a teoria não considera os efeitos de escoamento descendente (*downwash*) produzidos pelas hélices de um motor de tração. Para solucionar os problemas, as duas teorias são combinadas em uma,

considerando agora o escoamento induzido gerado pela produção de empuxo nas hélices (ROSKAM; LAN, 1997).

2.1.1 Partes principais

Para iniciar a análise das forças e momentos atuantes nas hélices, é importante, primeiramente, entender a nomenclatura a seguir (WEICK, 1930).

- Diâmetro D : a distância entre as pontas das pás, ou, o diâmetro do círculo desenhado pelas pontas;
- Passo (*Pitch*): é o deslocamento no eixo axial da hélice durante uma revolução;
- Cubo (*Boss*): é a parte central da hélice na qual o cubo é fixado;
- Spinner (*Hub*): é o encaixe de metal para prender a hélice no eixo do motor;
- Raiz (*Root*): é a parte da pá próxima ao cubo;
- Razão de aspecto (*Aspect ratio*) AR : é o raio R (metade do diâmetro) dividido pelo máxima largura da pá;
- Razão de avanço J (*Advance Ratio*): razão entre a velocidade do fluido e a velocidade da ponta da hélice dada por: $J = \frac{V_a}{nD}$, em que V_a é a velocidade do fluido em m/s , n é a rotação em revoluções por segundo e D é o diâmetro da hélice em m .

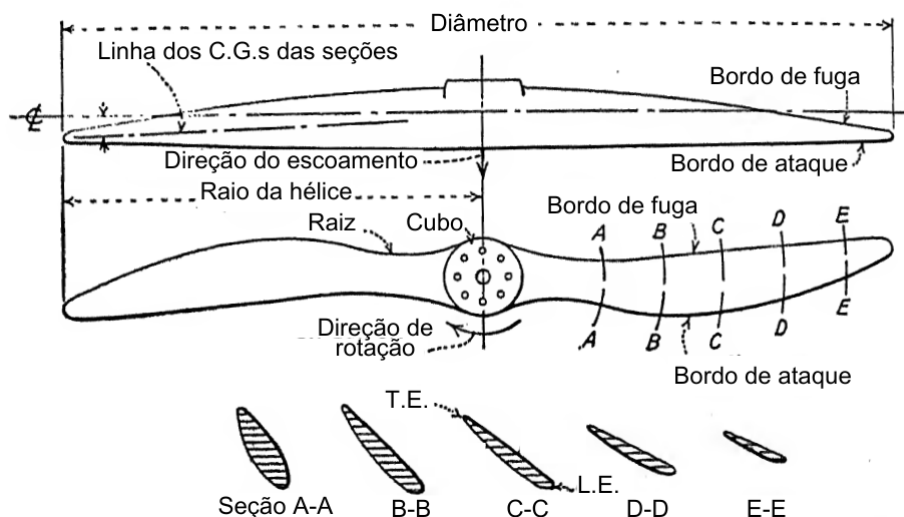


Figura 3 – Partes de uma hélice. Fonte: Weick (1930)

2.1.2 Forças e momentos

As forças atuantes na hélice durante sua operação estão descritas na figura 4. Nota-se que elas estão retratando um escoamento a jusante com ângulo de ataque igual a zero, representando o caso de uma hélice próxima à asa, desconsiderando o posicionamento total da aeronave. Os momentos atuantes na hélice são muito pequenos em comparação com o sistema completo e podem ser desconsiderados (VELDHUIS, 2005).

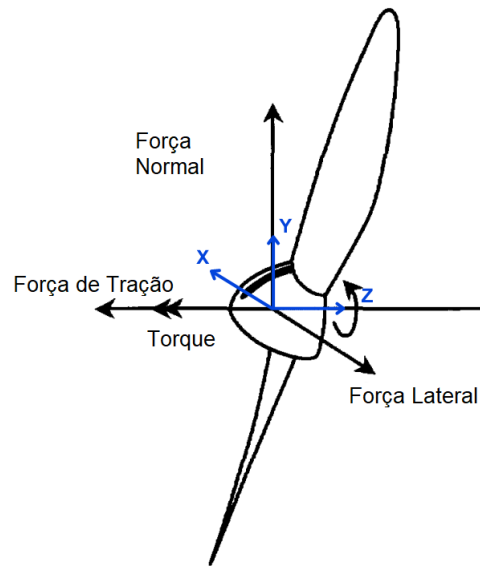


Figura 4 – Forças atuantes na hélice. Fonte: Veldhuis (2005).

2.1.3 Características da esteira

A interação hélice-asa é dominada por efeitos oriundos da esteira gerada pela hélice. Para iniciar o estudo do sistema, Veldhuis (2005) considera uma asa giratória como a figura 5. Nota-se que ela avança no espaço com velocidade V_∞ enquanto gira a uma velocidade angular ω , as duas velocidades combinadas geram uma esteira formada por vorticidade longitudinal. Dentro do vórtice, as velocidades induzidas por ele tendem a deformá-lo, gerando gradientes de propriedades nas direções axial e radial.

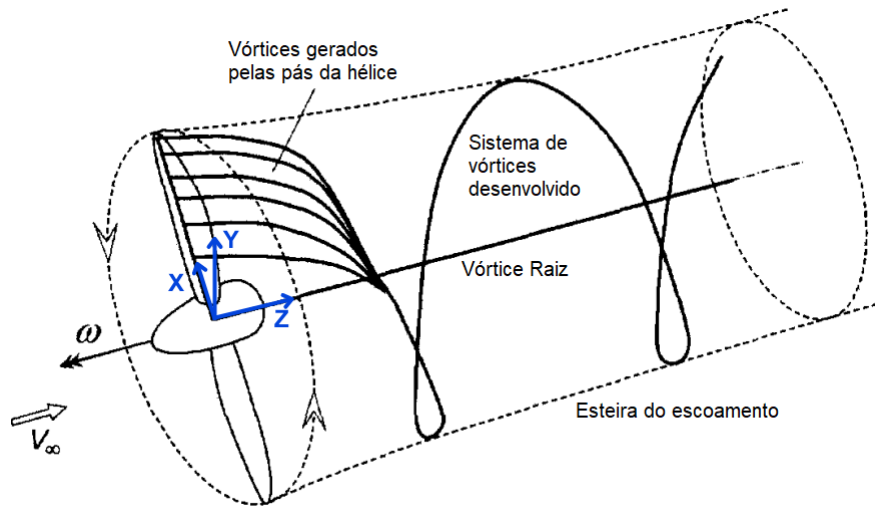


Figura 5 – Esteira da hélice. Fonte: Veldhuis (2005).

As propriedades mais importantes para caracterizar a esteira de uma hélice são descritas a seguir:

2.1.3.1 Perfil de velocidade axial

A velocidade axial da esteira v_a é definida pela componente u do vetor velocidade local $\vec{V} = (u, v, w)^T$ no plano cartesiano. Na figura 6, nota-se a distribuição da velocidade na direção axial em uma hélice com múltiplas pás, na qual é encontrado um carregamento não uniforme com gradientes altos na direção radial. O máximo valor de carregamento é encontrado em aproximadamente $\frac{3}{4}R$ de acordo com Veldhuis (2005).

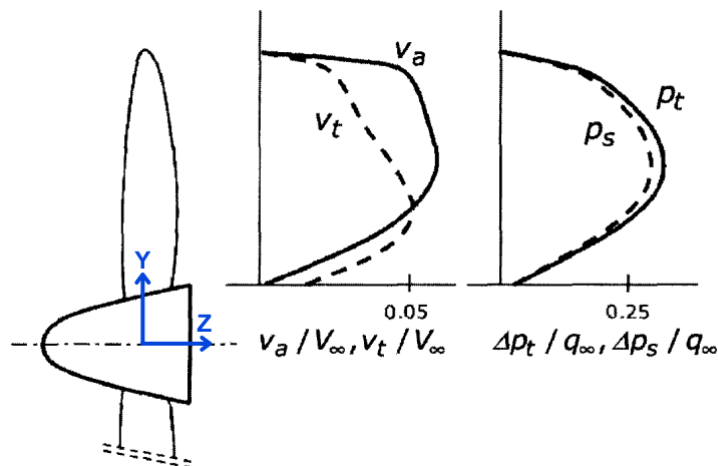


Figura 6 – Distribuição de velocidade axial v_a , tangencial v_t , pressão total p_t e pressão estática p_s ao longo das pás. Fonte: Veldhuis (2005).

A variação da velocidade axial ao longo da esteira é representada na figura 7. Para

analisar o comportamento representado na figura, é considerado um disco atuador para representar uma hélice com pás infinitas. A região logo após o disco é dominada por linhas de vórtices, os quais induzem uma velocidade axial no escoamento, como visto no ponto O da figura 8. Como a magnitude dessa velocidade induzida é igual, porém com direções diferentes ($(v_a)_{OS} = (v_a)_{OR}$), essa influência é anulada quando somados os efeitos de todos os vórtices. Dessa forma, pode-se concluir que o aumento de velocidade axial é puramente em decorrência do sistema de vórtices gerados na borda da esteira. Além disso, nota-se que a velocidade axial da região afastada é duas vezes maior que aquela encontrada logo após a hélice, fato que está consoante com a Teoria do Momento, descrita em [Weick \(1930\)](#) e [Roskam e Lan \(1997\)](#).

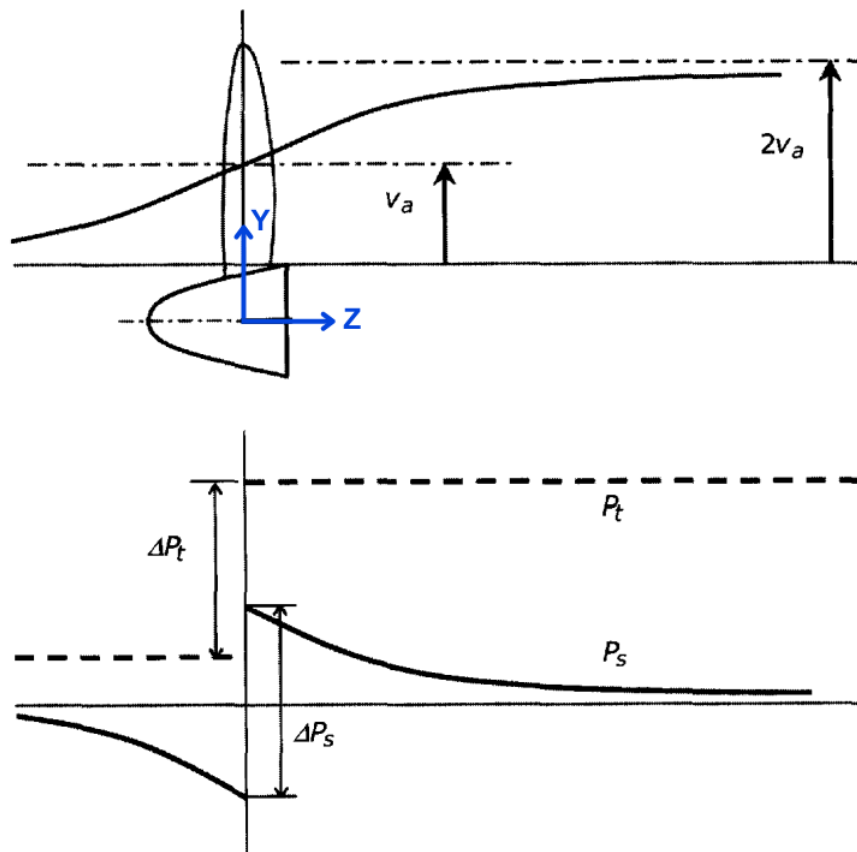


Figura 7 – Velocidade axial e pressão ao longo da esteira. Fonte: [Veldhuis \(2005\)](#).

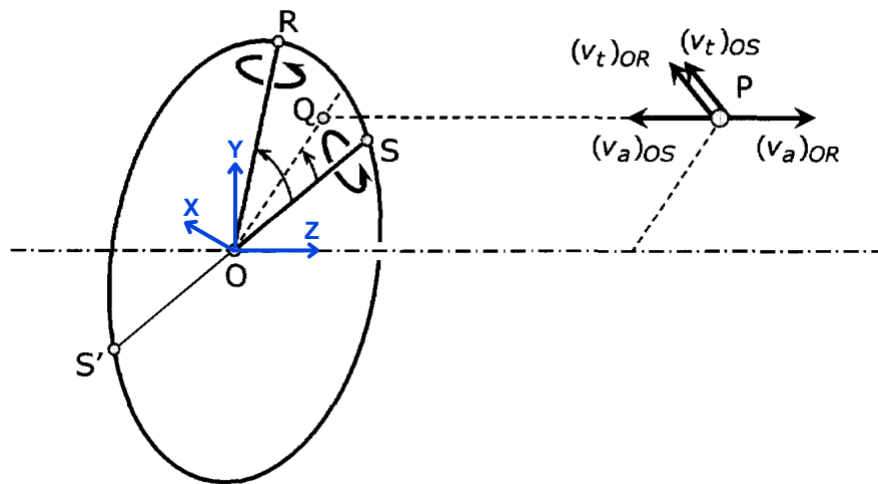


Figura 8 – Velocidade axial e tangencial induzidas pelo sistema de vórtices logo após a hélice. Fonte: [Veldhuis \(2005\)](#).

2.1.3.2 Perfil de velocidade angular (tangencial)

Utilizando a mesma suposição do disco atuador representada na figura 8, observa-se que as velocidades tangenciais $((v_t)_{OS} = (v_t)_{OR})$ no ponto P não se anulam e a velocidade $(v_t)_{OS'}$ possui sentido contrário, porém com magnitude menor, criando uma força resultante tangencial no ponto. Analisando agora um ponto P' a frente da hélice, nota-se que o mesmo não ocorre, visto que não há nenhuma linha de vórtice encontrada na região, [Veldhuis \(2005\)](#) conclui que a velocidade tangencial em P' induzida pelos vórtices da hélice é compensada por aqueles gerados ao longo da esteira.

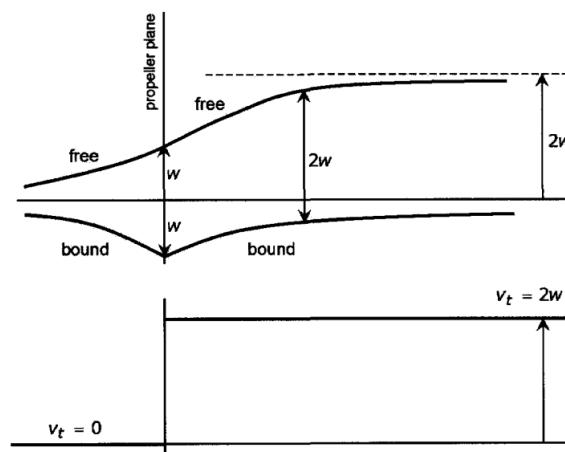


Figura 9 – Velocidade tangencial resultante. Fonte: [Veldhuis \(2005\)](#).

A figura 9 representa claramente o fenômeno. Nela, as velocidades tangenciais induzidas pelos vórtices da hélice (*bound*) e da esteira (*free*) são somadas. Na frente da

hélice, a velocidade tangencial ou angular é zero, e, logo após, ela permanece constante ao longo do desenvolvimento da esteira.

Uma grandeza importante é o ângulo de rotação longitudinal (*swirl angle*), definido por Veldhuis (2005) como:

$$\theta_{sw} = \tan^{-1} \frac{v_t}{V_\infty + v_a} \quad (2.1)$$

Como a velocidade axial cresce na direção axial e a angular permanece a mesma, o ângulo de rotação irá mudar conforme a distância em relação à hélice. Assim, ao observar a interação hélice-asa, a distância entre os dois corpos deve ser considerada para entender as mudanças no ângulo de ataque da asa.

2.1.3.3 Distribuição de pressão

Como visto na figura 6, as pressões total e estática possuem uma distribuição parecida com um pico máximo em $\frac{3}{4}R$, como na velocidade axial. Agora, quando comparadas ao longo do desenvolvimento da esteira, nota-se pela figura 7 que a pressão total torna-se constante e a pressão estática possui um aumento local logo após a passagem pela hélice, estabilizando no decorrer do comprimento da esteira. Veldhuis (2005) explica que a rotação da hélice gera o movimento giratório da esteira e, conseqüentemente, causa a diferença entre as pressões.

2.1.3.4 Vorticidade

A vorticidade é uma medida de rotação do escoamento, sendo calculada através do rotacional da velocidade: $\vec{\omega} = \nabla \times \vec{V}$ (WHITE, 2011). A distribuição dessa grandeza ao longo da esteira está relacionada com a carga e a posição das pás no tempo. Analisando na forma transiente uma hélice com múltiplas pás, cada lâmina produz um vórtice com força determinada pela carga aplicada na mesma. Os pontos de maior vorticidade encontram-se nas extremidades radiais da hélice, onde as cargas são maiores (VELDHUIS, 2005). Caso seja feita uma análise do sistema em regime permanente, a vorticidade, antes analisada apenas na região logo após a pá, deverá ser vista por toda esteira.

2.1.3.5 Contração

Para preservar a conservação de massa, a esteira terá seu diâmetro reduzido ao aumentar a velocidade axial no sentido do escoamento. Esse fenômeno torna-se importante na análise das cargas nas quais a asa está submetida quando a hélice é robusta e sofre grandes carregamentos. Para condições de carga pequenas, a contração é considerada pequena, e será ainda menor quando considerados os efeitos gerados pela presença da nacele (VELDHUIS, 2005).

2.2 Efeitos da hélice e asa em conjunto

Existem dois modelos de configuração da hélice em aeronaves, representados na figura 10. O primeiro, e mais comum, é o modelo de tração (*Tractor*), no qual a hélice está configurada a frente e movimenta-se no sentido de “puxar” ou “tracionar” a aeronave. Já o segundo modelo é chamado de impulsão (*Pusher*), cuja hélice está localizada na parte traseira, de modo que a aeronave seja “empurrada” ou “impulsionada” pelo conjunto propulsivo (SHAMS et al., 2020).

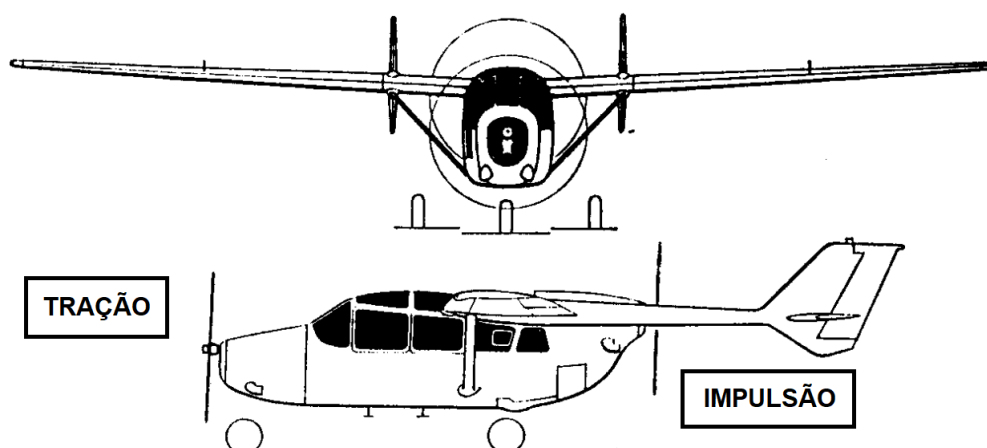


Figura 10 – Modelos de configuração da hélice. Fonte: Roskam e Lan (1997).

A configuração de impulsão elimina os efeitos gerados pela esteira da hélice na asa, porém a hélice sofrerá uma influência muito maior do escoamento advindo a asa e fuselagem. A eficiência e desempenho da hélice poderá ser reduzida em decorrência do escoamento turbulento de entrada. Ademais, a configuração de hélice traseira promove um deslocamento do centro de massa da aeronave para trás, trazendo problemas de estabilidade longitudinal (SHAMS et al., 2020). Quando integrada à aeronave em modelo de tração, eliminam-se os problemas de deslocamento de centro de gravidade e estabilidade, porém a influência da hélice na asa é determinante para o bom desempenho da aeronave (SHAMS et al., 2020).

Considerando a proposta do trabalho, o modelo de tração e suas influências na asa serão estudados. Nessa configuração, a hélice encontra-se em condições muito mais complexas àquelas analisadas individualmente. O movimento do conjunto hélice-asa causa incrementos em todos os eixos de velocidade, que, conseqüentemente, mudam o escoamento de entrada e saída. O ângulo de ataque da aeronave também altera as condições da hélice, aumentando o carregamento da asa. Por fim, observando com mais detalhes, nota-se que a asa e nacele também geram mudanças no escoamento na hélice (VELDHUIS, 2005). Dessa forma, o conjunto completo, deve ser analisado considerando os efeitos mútuos da presença de cada corpo.

O escoamento resultante gerado será não-uniforme, apresentando efeitos transientes. Veldhuis (2005) divide o escoamento do modelo na soma de dois efeitos. O primeiro é o axis-simétrico, nele as cargas decorrentes da rotação da hélice podem ser consideradas estacionárias no tempo. Segundo Cho e Cho (1999), as velocidades induzidas no plano da hélice e na esteira podem ser calculadas como uma média circunferencialmente, removendo a dependência do tempo para a previsão de desempenho, facilitando os cálculos para o design da hélice, determinação da esteira e efeitos gerados pelo cubo. O segundo efeito é assimetria do escoamento, que representa uma aproximação mais real do modelo, porém, para ela ser efetuada, requer cálculos dependentes do tempo.

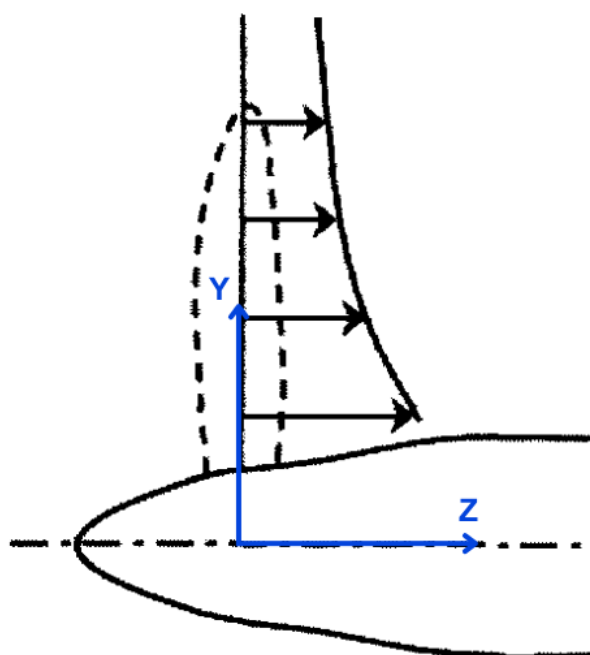


Figura 11 – Perfil de velocidade em decorrência dos efeitos da nacele. Fonte: Veldhuis (2005).

2.2.1 Nacele

No geral, o efeito da nacele na hélice pode ser considerado axissimétrico, visto que, normalmente, essas estruturas possuem formatos simétricos e uniformes. Ao receber o escoamento de entrada, a nacele irá alterar a distribuição de cargas nas pás da asa, como mostra a figura 11. Essa alteração é gerada em decorrência da presença da nacele que torna o escoamento de entrada na hélice não uniforme (VELDHUIS, 2005).

A interação da hélice e nacele é relativamente pequena quando se consideram números de Mach baixos, devendo ser considerada com mais detalhes para objetivos de design das pás e otimização do conjunto. Como o objetivo da pesquisa é analisar o conjunto hélice-asa, uma pesquisa mais detalhada dos efeitos da nacele poderão ser exploradas em

trabalhos futuros.

2.2.2 Influência da esteira na asa

Como mencionado anteriormente, na configuração de tração, o impacto da esteira gerada pela hélice na asa é significativo para a aeronave. Considerando o escoamento de entrada, nota-se que a esteira é denominada por efeitos nas componentes de velocidade, bem como uma mudança de pressão. Ao atingir a asa, esse escoamento afetará a distribuição de sustentação e dos demais coeficientes aerodinâmicos, porém, como o padrão de escoamento é rotacional, os impactos nos coeficientes diferirão para cada seção da asa (VELDHUIS, 2005).

A separação dos efeitos da esteira em cada seção foi introduzida por Veldhuis (2005) e simplificada por Epema (2017). A figura 12 mostra as quatro zonas de influência na asa, nela observa-se a distribuição de sustentação para dois casos: rotação da hélice em sentido horário (linha cheia) e rotação em sentido anti-horário (linha tracejada).

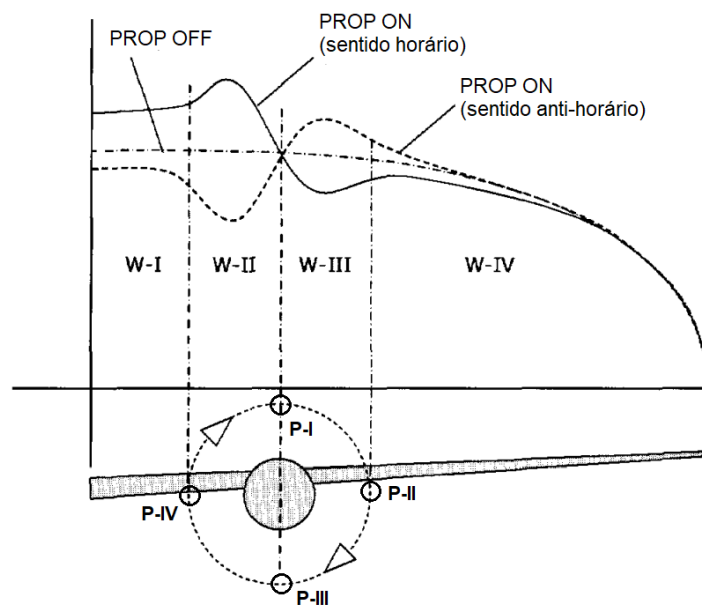


Figura 12 – Distribuição de sustentação afetada pela esteira. Fonte: Epema (2017).

Analisando as zonas diretamente influenciadas pela hélice, temos a região W-II, a qual encontra-se dentro da esteira com a pá subindo. Nela, ocorre um aumento de sustentação em decorrência do aumento de velocidade axial e de ângulo de ataque gerado pelo movimento de subida da pá. A outra zona de influência direta é a W-III, cuja pá encontra-se em movimento de descida, resultando em uma redução na sustentação. A velocidade axial aumenta sem mudanças e, dessa forma, balanceia a redução no ângulo de ataque pela descida da pá, levando a uma redução menor de sustentação em comparação com o aumento da zona W-II (EPEMA, 2017).

As zonas W-I e W-IV são mais afastas da hélice, porém, sofrem sua influência. Na região interna W-I, ocorre um aumento induzido na sustentação gerado pelo vórtice de borda da região W-II. Esse vórtice promove um aumento no ângulo de ataque da zona e, conseqüentemente, na sustentação. Já na região W-IV acontece o inverso. A região V-III gera um vórtice de borda que reduz o ângulo de ataque na região W-IV, dessa forma, a sustentação é reduzida. Esses vórtices de borda surgem em decorrência da variação de sustentação ao longo da asa. Na região central da hélice, ele também ocorre, porém, com efeitos menores balanceados pelos vórtices de borda (EPEMA, 2017).

Os efeitos de subida e descida da pá vão além da distribuição de sustentação, visto que arrasto induzido também é afetado pela movimentação. Analisando uma asa infinita como representada na figura 13, temos um aumento do ângulo de ataque na região de subida (W-I e W-II), que gera um deslocamento para frente do vetor força resultante local da seção, produzindo componentes de sustentação positiva e arrasto negativo. Já para as regiões de descida (W-III e W-IV), temos que o ângulo de ataque menor produz componentes negativas para a sustentação e arrasto (VELDHUIS, 2005).

Agora, para uma asa finita, os efeitos da distribuição de carga ao longo da envergadura devem ser considerados. Nessa caso, as cargas são maiores para a região interna da hélice (próximo à fuselagem) do que para a região externa (próxima à ponta de asa). Assim, os efeitos da esteira na região interna serão muito maiores que para a região externa.

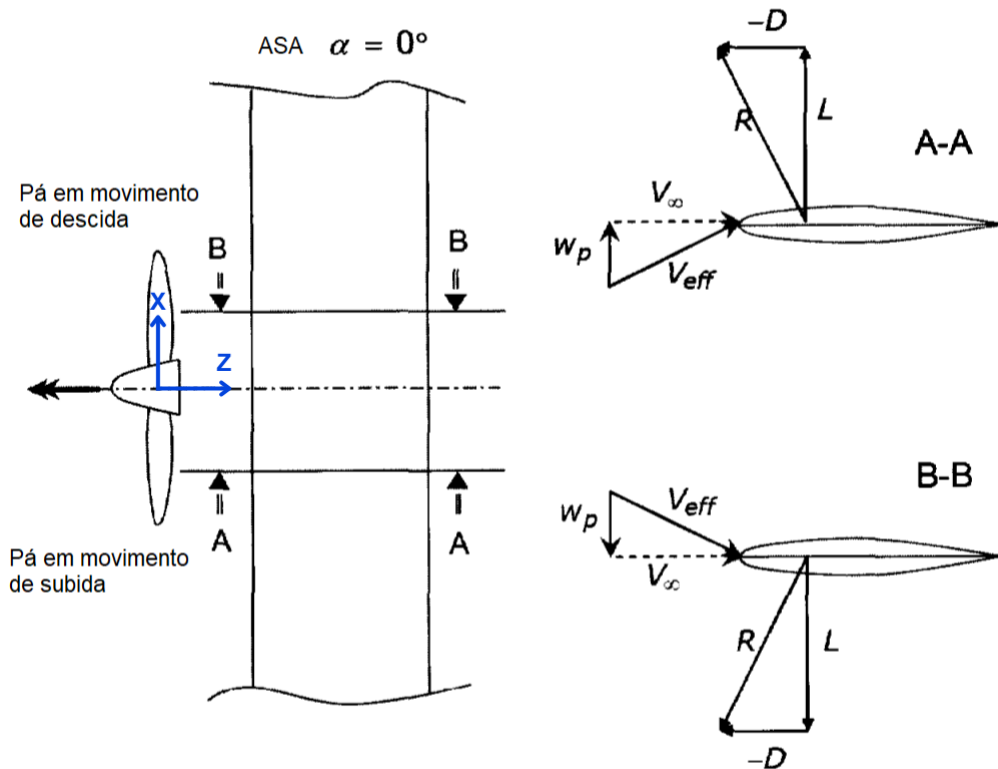


Figura 13 – Efeitos da rotação das pás nas forças aerodinâmicas locais de uma asa infinita. Fonte: [Veldhuis \(2005\)](#).

2.2.3 Impactos da asa na hélice

Assim como a esteira gera efeitos na distribuição de sustentação e arrasto na asa, a presença desta também produz impactos na operação das hélices. Para a configuração de tração, esses efeitos são próximos àqueles experienciados por uma hélice sozinha com um ângulo de ataque determinado, já que a presença da asa gerará um aumento no ângulo visto pela hélice (escoamento ascendente ou *upwash*) ([VELDHUIS, 2005](#)).

Considerando uma hélice rotacionando em sentido horário (*inboard up*) como na figura 12, temos quatro regiões de influência. Em P-II, a pá sofre um aumento de velocidade tangencial quando desce e encontra o escoamento ascendente (*upwash*) gerado pela asa. A velocidade tangencial maior gera um aumento no ângulo de ataque e um conseqüente carregamento maior na pá. Em movimento oposto, temos a região P-IV, que apresenta uma redução na carga da pá, visto que a subida da asa encontra-se no mesmo sentido do escoamento ascendente, reduzindo a velocidade tangencial e o ângulo de ataque local ([EPEMA, 2017](#)). Esses efeitos podem ser analisados na figura 14.

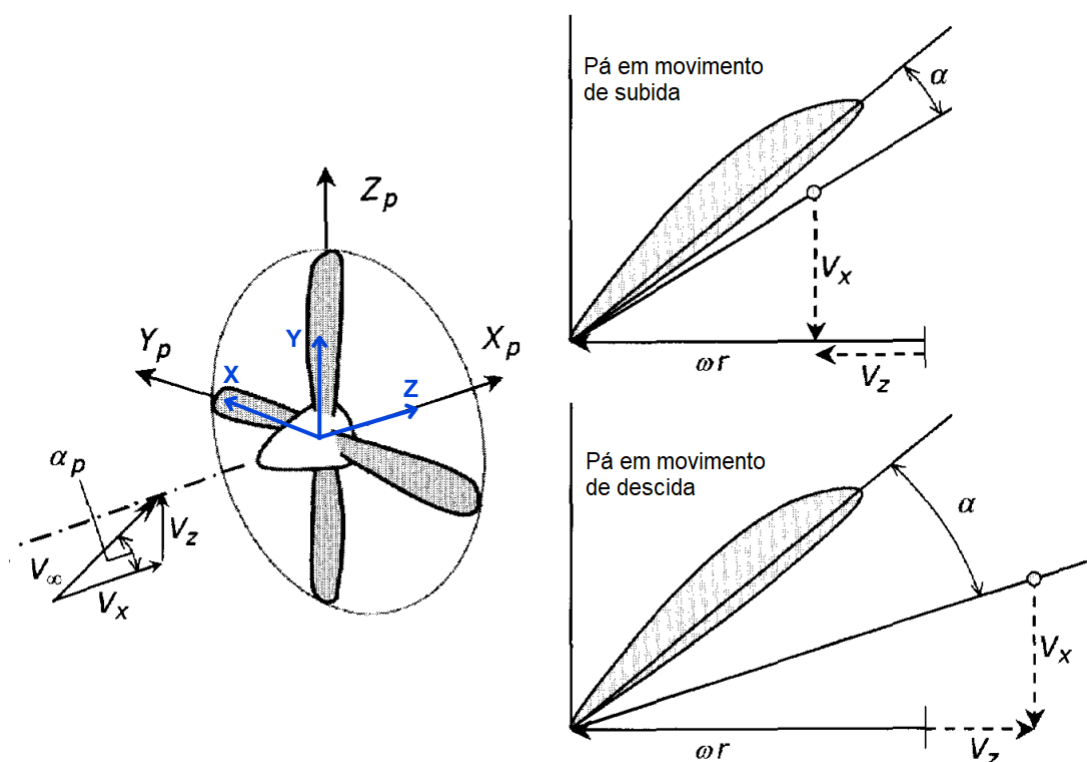


Figura 14 – Variação do ângulo de ataque das pás em decorrência do escoamento ascendente. Fonte: Veldhuis (2005).

Agora, para a região P-I, nota-se que a velocidade axial será maior visto que o escoamento é acelerado na parte superior da asa. Assim, o ângulo de ataque será menor, bem como, a carga na pá. Para a região P-III, oposto ocorre, a velocidade axial menor promove um ângulo de ataque maior e uma conseqüente carga na pá maior (EPEMA, 2017).

Segundo Veldhuis (2005), a presença da asa é apontada como a causa principal da redução de velocidade rotacional das hélices. Como mencionado, a asa gera um movimento ascendente do escoamento a montante da asa e um movimento descendente a jusante da asa. Desta forma, muda-se também o ângulo que a pá ataca o escoamento e por conseqüência, o carregamento da hélice. Fatores como efeitos viscosos, posição dos componentes e potência também podem contribuir para essa redução de velocidade.

3 Fundamentação Teórica

3.1 escoamento incompressível

De acordo com [Anderson \(2001\)](#), um escoamento incompressível é aquele cuja massa específica é constante em todo domínio. Em um sistema real, um fluido não é puramente incompressível, visto que a massa específica não permanece a mesma, porém, em alguns casos, pode-se fazer essa afirmação sem perda nos resultados. Para escoamentos de gases em regimes com baixo número de Mach ($M < 0,3$), essa afirmação é válida. A consideração da compressibilidade deve ser feita apenas para valores de Mach superiores.

Aviões em voo, cujo escoamento é incompressível, tiveram o seu auge no período entre o início da aviação até a Segunda Guerra Mundial. Em decorrência disso, há um grande acervo de trabalhos teóricos e experimentais acumulados por mais de 40 anos. Hoje, esse regime ainda é estudado, visto que aviões modernos de operação geral continuam voando com velocidades abaixo de Mach 0,3 ([ANDERSON, 2001](#)). No presente trabalho, o modelo simulado computacionalmente operará nesse regime e, portanto, será assumida a incompressibilidade do ar.

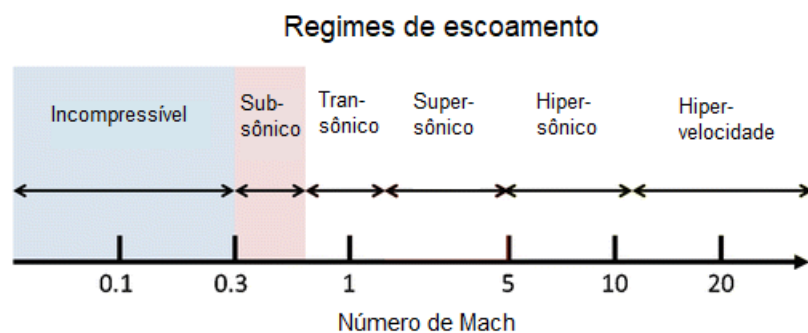


Figura 15 – Regimes de velocidade. Fonte: [Zohuri e Fathi \(2015\)](#).

3.2 Coeficientes aerodinâmicos da asa

Segundo [Anderson \(2001\)](#), as forças aerodinâmicas em um corpo submetido a um ar escoando são, unicamente, em decorrência de dois efeitos:

- Distribuição de pressão no corpo (normal a superfície);
- Tensão cisalhante ao longo do corpo (tangencial a superfície).

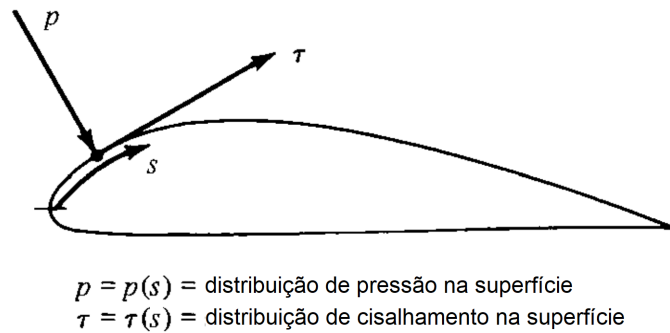


Figura 16 – Pressão e tensão cisalhante em uma superfície aerodinâmica. Fonte: [Anderson \(2001\)](#).

O efeito dessas distribuições de pressão e tensão cisalhantes integrados por toda superfície do corpo originam a força resultante R e o momento M . A força R pode ser decompostas em duas componentes em relação à velocidade do escoamento V_∞ . A primeira é L , chamada de sustentação e perpendicular a V_∞ . A segunda é D , denominada arrasto e paralela a V_∞ . Se R for decomposta em relação à corda c , a qual é a distância entre o bordo de ataque e de fuga do corpo, temos: N , chamada de força normal e perpendicular a c ; e A , denominada força axial e paralela a c ([ANDERSON, 2001](#)).

O ângulo de ataque α é definido como o ângulo no qual o perfil aerodinâmico ataca o escoamento. Este é medido através do ângulo entre a corda c e a velocidade do escoamento V_∞ ([ANDERSON, 2001](#)). Ele também é dado pelo ângulo entre L e N e entre D e A , as relações entre as componentes e α são dadas abaixo.

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

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

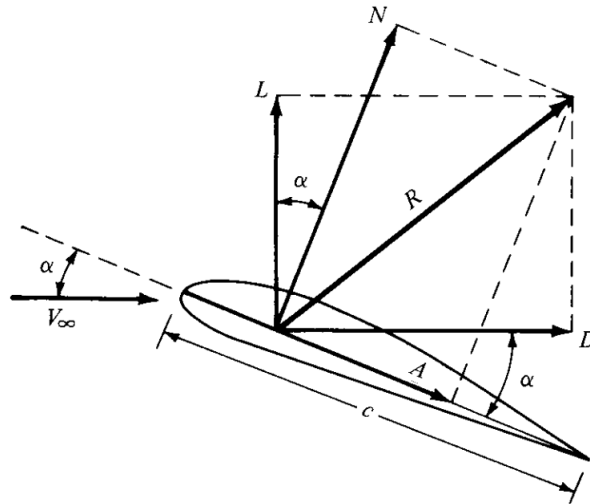


Figura 17 – Força aerodinâmica resultante e suas componentes. Fonte: [Anderson \(2001\)](#).

Para facilitar os cálculos, as forças e momentos aerodinâmicos são tornadas adimensionais no que chamamos de coeficientes aerodinâmicos. Considerando a massa específica ρ_∞ e a velocidade V_∞ do escoamento longe do corpo, definimos a grandeza chamada de pressão dinâmica, representada na equação 3.3 e apresentando unidades de pressão (N/m^2) ([ANDERSON, 2001](#)).

$$q_\infty \equiv \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (3.3)$$

Considerando S como a área de referência e l como o comprimento de referência, temos que os coeficientes aerodinâmicos são ([ANDERSON, 2001](#)):

- Coeficiente de sustentação:

$$C_L \equiv \frac{L}{q_\infty S} \quad (3.4)$$

- Coeficiente de arrasto:

$$C_D \equiv \frac{D}{q_\infty S} \quad (3.5)$$

- Coeficiente da força normal:

$$C_N \equiv \frac{N}{q_\infty S} \quad (3.6)$$

- Coeficiente da força axial:

$$C_A \equiv \frac{A}{q_\infty S} \quad (3.7)$$

- Coeficiente de Momento:

$$C_M \equiv \frac{M}{q_\infty S l} \quad (3.8)$$

Conforme o objetivo do trabalho, a influência da hélice deverá ser analisada usando coeficientes aerodinâmicos em relação à asa tridimensional de um avião. Dessa forma, a área de referência torna-se a área superior planificada da asa S e o comprimento de referência l torna-se a corda média aerodinâmica \bar{c} , como mostrado na figura 18. É importante notar que, quando analisamos corpos tridimensionais, os coeficientes são representados por letras maiúsculas. Já quando falamos de perfis bidimensionais, a simbologia é composta por letras minúsculas (ANDERSON, 2001).

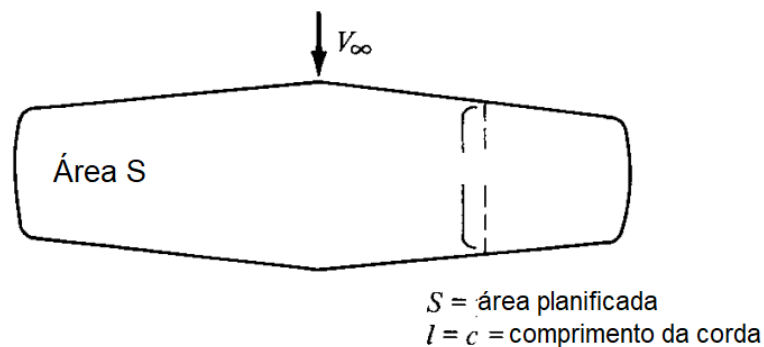


Figura 18 – Área S e comprimento l de referência para uma asa finita. Fonte: Anderson (2001).

De acordo com Anderson (2001), complementa-se o conjunto de grandezas importantes com os coeficientes de pressão e fricção, dados por:

- Coeficiente de pressão:

$$C_p \equiv \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (3.9)$$

- Coeficiente de fricção:

$$C_f \equiv \frac{\tau}{q_\infty} \quad (3.10)$$

Em que p_∞ é a pressão do escoamento longe do corpo e τ é a tensão cisalhante.

3.3 Dinâmica dos Fluidos Computacional

Segundo Pletcher, Tannehill e Anderson (1997), existem três maneiras de resolver um problema de dinâmica dos fluidos:

1. Experimental;
2. Teórica;

3. Computacional (CFD: *Computational Fluid Dynamics*).

A primeira consiste em construir um experimento que reproduza o problema analisado. É o método que mais se aproxima da realidade, porém apresenta algumas desvantagens consideráveis quanto a equipamento, escala, correções do túnel de vento, dificuldades de medição e custo operacional (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

A segunda maneira é a abordagem teórica, na qual são feitas considerações iniciais para tornar o problema passível de solução. Esse método traz, no geral, uma solução clara e informações generalizadas por meio de uma fórmula. Apesar disso, a solução teórica encontra restrições nas geometrias aplicáveis e, geralmente, se restringe a problemas lineares (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

Por fim, a terceira abordagem é a simulação computacional de fluidos, na qual poucas simplificações são efetuadas e as equações governantes são resolvidas por um computador. A solução em CFD oferece possibilidades de resolver problemas complexos sem restrições de geometria, não se limita a condições de linearidade e pode resolver problemas dependentes do tempo, ou seja, escoamentos transientes. Apesar disso, existem problemas com erros de truncamento, condições de camada limite e, o maior de todos, o custo computacional, que pode limitar muito o alcance da simulação (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

3.3.1 Tratamento de efeitos viscosos

3.3.1.1 Escoamento Invíscido

Um escoamento é considerado invíscido quando os efeitos de viscosidade podem ser negligenciados. Essa simplificação é apropriada para escoamentos com altos valores do número de Reynolds, em que as forças inerciais dominam sobre as viscosas (ANSYS, 2021). No caso de uma análise aerodinâmica de um escoamento, a escolha do modelo invíscido trará uma estimativa inicial rápida de quais são as forças atuantes no corpo, sem grandes custos computacionais (ANSYS, 2021).

Segundo o Manual de Teoria do ANSYS (2015), um escoamento invíscido é solucionado através das equações de Euler para um referencial inercial:

- Equação da Conservação de Massa;
- Equação da Conservação de Momento;
- Equação da Energia.

A Equação da Conservação de Massa é dada pela equação 3.11, válida para escoamentos incompressíveis e compressíveis. S_m é a massa adicionada a uma fase contínua

no sistema computacional, para escoamentos monofásicos, esse termo será igual a zero. \vec{v} é o campo de velocidade dentro do sistema e ρ é a massa específica (ANSYS, 2021).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (3.11)$$

A Equação do Momento (Equação de Euler) é definida pela equação 3.12, em que p é a pressão estática, $\rho \vec{g}$ é a força gravitacional e \vec{F} é uma força externa aplicada ao sistema (ANSYS, 2021).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3.12)$$

Por fim, a Equação da Energia é somente utilizada pelo ANSYS quando a transferência de calor é analisada. Dessa forma, como o trabalho trata de um sistema isotérmico, sua explicação não será abordada (ANSYS, 2021).

3.3.1.2 Escoamento Laminar

Um escoamento é classificado como laminar quando as linhas de corrente são suaves e regulares, formando “lâminas” de fluido, cada elemento move-se de maneira harmônica ao longo do sistema (ANDERSON, 2001). Diferentemente de um movimento turbulento, nesse escoamento não há quebras das linhas de corrente e movimentos aleatórios ou irregulares. A definição pode ser claramente visualizada na figura 19, a qual mostra um exemplo de como seriam as linhas de corrente no caso laminar e turbulento.

A solução de um escoamento laminar também envolve a resolução das Equações de Euler. Nesse caso, a Equação da Conservação de Massa é a mesma descrita na equação 3.11, porém as equações de Momento e Energia não são reduzidas, incluindo termos de difusão molecular e viscosidade (ANSYS, 2021). A Equação do Momento (Equação de Cauchy) é descrita abaixo:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (3.13)$$

Observa-se que a equação 3.13 é similar a equação 3.12, sendo acrescentado $\nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}})$. O termo $\bar{\bar{\tau}}$ é denominado Tensor Tensão de Cauchy, cuja definição é apresentada pela equação 3.14 para fluidos Newtonianos (ANSYS, 2021).

$$\bar{\bar{\tau}} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3.14)$$

No tensor, temos que μ é a viscosidade molecular e I é o tensor unitário. O segundo termo da equação $\nabla \vec{v}^T$ denominado Tensor Gradiente de Velocidade Transposto, descreve o efeito da dilatação volumétrica (ANSYS, 2021).

3.3.1.3 escoamento Turbulento

Um escoamento em movimento turbulento é aquele que possui condições irregulares nas quais diversas propriedades variam aleatoriamente no tempo e espaço. Dentre as diversas características encontradas nesse tipo de escoamento, nota-se que eles apresentam altos valores de arrasto por fricção e queda de pressão. A taxa de difusão de quantidades escalares é maior que no escoamento laminar. Ademais, a camada limite turbulenta pode apresentar regiões de gradientes adversos de pressão geradas pela separação da camada (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

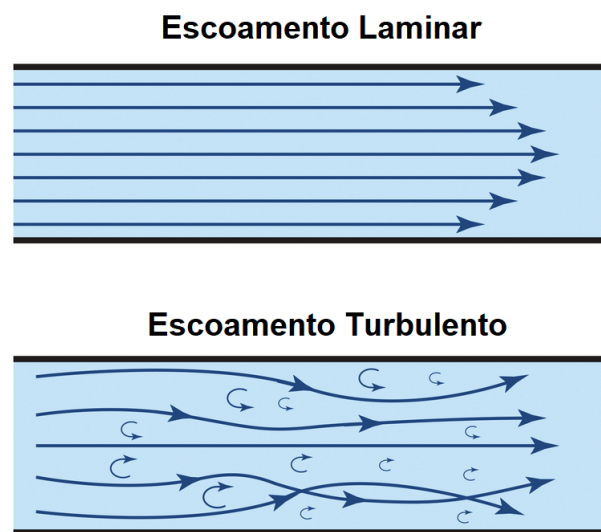


Figura 19 – Escoamento laminar em comparação ao turbulento. Fonte: Ameri (2019).

Considerando que o escoamento se comporte como um meio contínuo, as equações de Navier-Stokes irão descrever seu movimento caso o regime seja turbulento. Resolver tais equações por meio de Simulação Numérica Direta (*Direct Numerical Simulation*) requer que todas as escalas envolvidas sejam resolvidas, desde as mais pequenas nos contornos até as maiores escalas do escoamento. O custo computacional para tal operação é enorme, visto que o passo de tempo deve ser pequeno o suficiente para resolver os movimentos de menores escalas. Dessa forma, atualmente, poucos casos podem ser resolvidos com essa abordagem (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

Outra forma de solucionar computacionalmente fluxos turbulentos é a Simulação de Grandes Escalas (*Large-eddy Simulation*), no qual grandes escalas do escoamento são resolvidas diretamente enquanto as menores nas dimensões da malha são modeladas. Essa metodologia requer um custo computacional menor que a anterior (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

A abordagem de simulação de fluidos mais utilizada hoje é o Modelo de Decom-

posição de Reynolds (RANS). Nele, as Equações de Navier-Stokes são decompostas em termos dependentes de dois tipos: médias temporais em um intervalo de tempo determinado e termos flutuantes, convertendo as equações em médias temporais. Os termos flutuantes podem ser descritos como gradientes de tensão associados ao movimento turbulento (PLETCHER; TANNEHILL; ANDERSON, 1997).

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (3.15)$$

$$\varphi = \bar{\varphi} + \varphi' \quad (3.16)$$

A decomposição para as componentes de velocidade e propriedades escalares são dadas em notação indicial pelas equações 3.15 e 3.16, respectivamente. O termo \bar{u}_i é a componente de média temporal e u'_i é a componente de velocidade flutuante, em que $i = 1, 2, 3$. Ademais, a letra grega φ denota uma grandeza escalar como a pressão, energia, entre outras (ANSYS, 2021).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (3.17)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = & - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (3.18)$$

Substituindo as decomposições das equações 3.15 e 3.16 nas equações instantâneas da Continuidade e Momento, e tirando a média temporal, têm-se as equações do Modelo de Decomposição de Reynolds ou *Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations*, as quais estão descritas nas equações 3.17 e 3.18 (ANSYS, 2021).

Para solucionar as equações do modelo RANS, deve-se modelar o Tensor de Reynolds $-\overline{\rho u'_i u'_j}$, visto que não há equações adicionais no sistema, ou seja, há mais variáveis que equações, ocasionando um problema de fechamento. O método comumente usado é a chamada Hipótese de Boussinesq, que relaciona o tensor aos gradientes de velocidade média pela equação 3.19 (ANSYS, 2021). Modelos de turbulência como Spalart-Allmaras, $k - \epsilon$ e $k - \omega$ usam essa hipótese para obter um menor custo computacional no cálculo da viscosidade turbulenta μ_t , assumindo-a como uma quantidade escalar isentrópica. No caso do modelo Spalart-Allmaras, apenas uma equação adicional de transporte é solucionada (ANSYS, 2021).

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (3.19)$$

3.3.1.4 Modelo Spalart-Allmaras

Segundo o Manual Teórico [ANSYS \(2021\)](#), o modelo Spalart-Allmaras foi projetado para atender escoamentos de aplicações aeroespaciais, envolvendo interações do escoamento com paredes. Esse modelo, comumente, traz bons resultados ao ter gradientes de pressão adversos em camada limite e é uma boa alternativa para medição de grandezas aerodinâmicas.

Possuindo apenas uma equação que soluciona o modelo de equação de transporte para a viscosidade cinemática turbulenta, a modelagem Spalart-Allmaras é indicada para escoamentos com baixo número de Reynolds. Em relação à resolução do domínio computacional, o software *ANSYS* apresenta uma aplicação extra que permite a utilização do modelo para malhas independentemente da resolução perto das paredes. A integridade de resolução é mantida para malhas com $1 < y^+ < 30$ ([ANSYS, 2021](#)).

De acordo com [ANSYS \(2021\)](#), a viscosidade turbulenta modificada $\tilde{\nu}$ usada no modelo é dada pela equação 3.20. Nela, G_v é a produção de viscosidade turbulenta e Y_v é a destruição que ocorre próximo à região das paredes. Já, os termos $\sigma_{\tilde{\nu}}$ e C_{b2} são constantes, $S_{\tilde{\nu}}$ é um termo definido pelo usuário ν é a viscosidade turbulenta molecular. Observa-se que o último termo da equação 3.19 é desprezado, isso ocorre porque a grandeza energia cinética turbulenta k não é calculada no modelo.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{\nu}} \quad (3.20)$$

Considerando agora os termos importantes do modelo, será abordado, na sequência, como cada termo é definido no Manual Teórico [ANSYS \(2021\)](#). A viscosidade turbulenta μ_t é dada pela equação 3.21, em que f_{v1} é a função de amortecimento viscoso (equação 3.22).

$$\mu_t = \rho\tilde{\nu}f_{v1} \quad (3.21)$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad (3.22)$$

$$\chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

Em seguida, o termo de produção G_v é descrito pela equação 3.23. Nela, C_{b1} e κ são constantes, sendo d a distância até a parede. S é a medida escalar da deformação do tensor baseada na magnitude da vorticidade $S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$, em que Ω_{ij} é a taxa média de rotação do tensor $\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$ ([ANSYS, 2021](#)).

$$\begin{aligned}
G_v &= C_{b1}\rho\tilde{S}\tilde{v} \\
\tilde{S} &\equiv S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \\
f_{v2} &= 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}
\end{aligned} \tag{3.23}$$

O termo de destruição Y_v é dado pela equação 3.24, cujos termos f_w , g e r são definidos nas equações 3.25. C_{w1} , C_{w2} e C_{w3} são constantes e \tilde{S} é dado pela equação 3.23 (ANSYS, 2021).

$$Y_v = C_{w1}\rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d}\right)^2 \tag{3.24}$$

$$\begin{aligned}
f_w &= g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \\
g &= r + C_{w2} (r^6 - r) \\
r &\equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}\kappa^2 d^2}
\end{aligned} \tag{3.25}$$

De acordo com ANSYS (2021), os valores das constantes do modelo são descritos abaixo:

$$\begin{aligned}
C_{b1} &= 0.1355, \quad C_{b2} = 0.622, \quad \sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3}, \quad C_{v1} = 7.1 \\
C_{w1} &= \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\tilde{v}}}, \quad C_{w2} = 0.3, \quad C_{w3} = 2.0, \quad \kappa = 0.4187
\end{aligned} \tag{3.26}$$

Por fim, como dito anteriormente, o *ANSYS Fluent* possui uma extensão no modelo Spalart-Allmaras. Ela permite a mistura de todas as variáveis de solução da formulação da subcamada viscosa (equação 3.27) nos valores correspondentes da camada logarítmica dependendo do y^+ (equação 3.28). u é a velocidade paralela à parede, u_τ é a velocidade de fricção, y é a distância da parede, κ é a constante de Von Kármán e $E = 9.793$ (ANSYS, 2021).

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{\rho u_\tau y}{\mu} \tag{3.27}$$

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln E \left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu} \right) \tag{3.28}$$

4 Modelagem

4.1 Sistema analisado

O sistema analisado é baseado no experimento feito por [Epema \(2017\)](#), representado na figura 20 e descrito ao longo desse capítulo. O experimento foi realizado no túnel de vento de sessão aberta e circuito fechado *Open Jet Facility (OJF)* na Universidade Técnica de Delft.

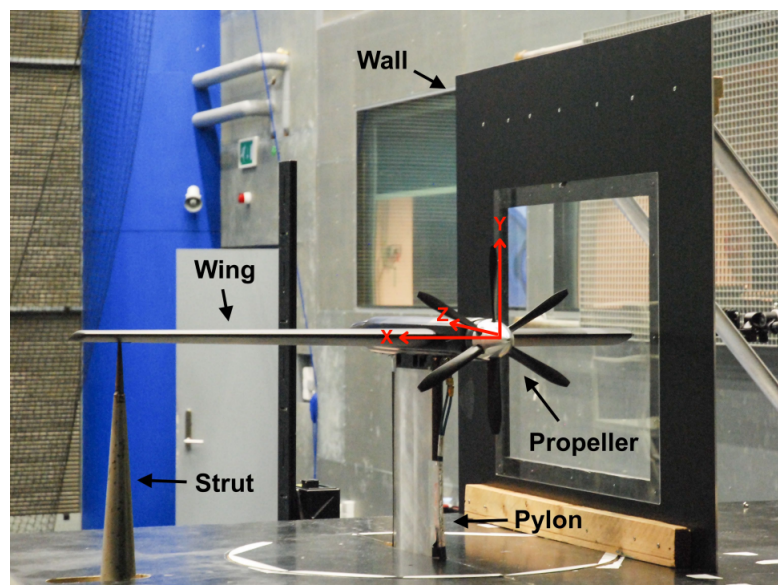
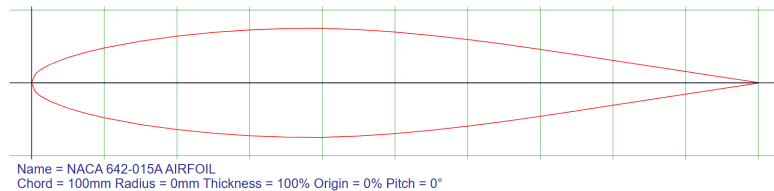


Figura 20 – Experimento no túnel de vento. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

O modelo experimental é constituído de uma hélice N250 unida a uma nacele cilíndrica. Em conjunto, tem-se a asa construída com o aerofólio simétrico NACA 64₂ – 015A, representado na figura 21. É importante ressaltar que a asa não possui nenhum enflenchamento, ângulo de diedro ou retorcão, sendo representada na forma adimensionalizada pela imagem 22 fornecida por [Epema \(2017\)](#). As informações da hélice, nacele e asa do experimento são representadas na tabela 1. Em anexo, encontram-se os desenhos técnicos utilizados na construção do experimento e, posteriormente, na criação do domínio computacional.

	Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Hélice	Número de pás	B	6	-
	Diâmetro	D	0,406	m
	Diâmetro do spinner	D_{hub}	0,084	m
	Ângulo de ataque da hélice	α_p	0	deg
	Ângulo da pá em $r/R=0,7$	$\beta_{0,7}$	30	deg
	Razão de avanço	J	0,695	-
	Coeficiente de empuxo	C_T	0,30	-
Asa	Envergadura	b	2,58	m
	Área de asa	S	0,62	m ²
	Corda da raiz	c_{root}	0,279	m
	Corda da ponta	c_{tip}	0,161	m
	Corda média aerodinâmica	\bar{c}	0,24	m
	Ângulo de ataque da asa	α	4	deg
	Ângulo de enflechamento	λ	0	deg
Outros dados	Localização das hélices	$2y_{prop}/b$	0,35	-
	Razão de aspecto	AR	10,9	-
	Velocidade de cruzeiro	V_∞	19	m/s
	Número de Reynolds	Re	$0,3 \times 10^6$	-

Tabela 1 – Dados do experimento. Fonte: [Epema \(2017\)](#).Figura 21 – NACA 64₂ – 015A. Fonte: ([NACA...](#)).

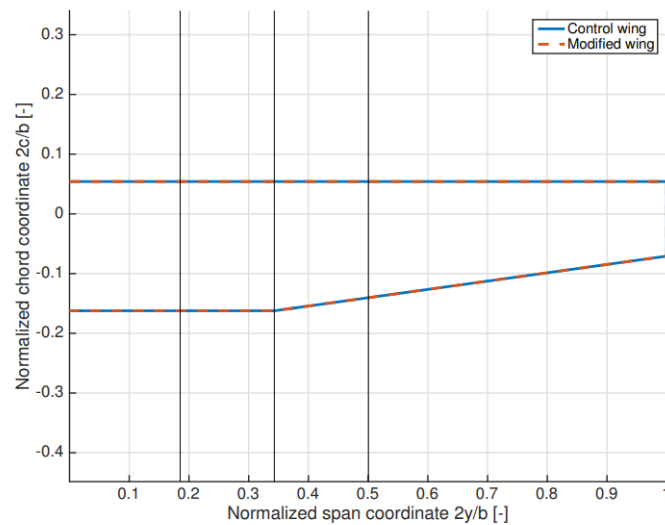


Figura 22 – Vista superior das dimensões da asa adimensionalizadas. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

4.2 O experimento de referência

Para entender a modelagem do sistema, faz-se importante o entendimento dos dados obtidos experimentalmente por [Epema \(2017\)](#), visto que eles definirão quais grandezas deverão ser retiradas da simulação e comparadas com os valores medidos. No experimento realizado, foram feitos dois tipos de medições:

- PIV: Velocimetria por imagem de partículas na seção transversal da asa e esteira da hélice;
- Medição de pressão na esteira da hélice.

Através das medições usando PIV representadas nas figuras [23](#) e [24](#), o estudo obteve o campo de velocidade da seção transversal da asa. Estes foram utilizados como informação para definir as condições de contorno de velocidade da esteira. Os dados medidos podem ser visualizados no anexo [A](#).

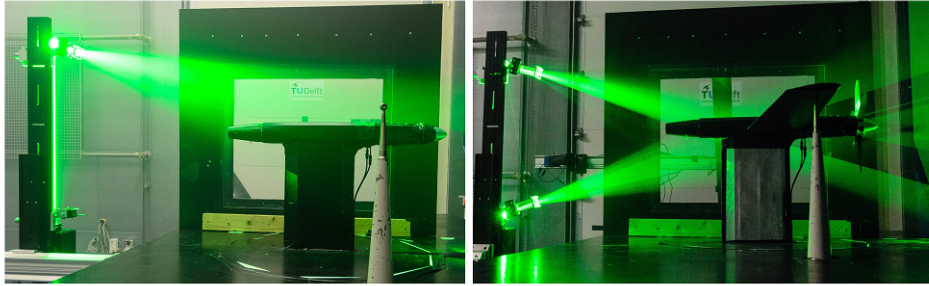


Figura 23 – Medições em PIV do modelo experimental. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

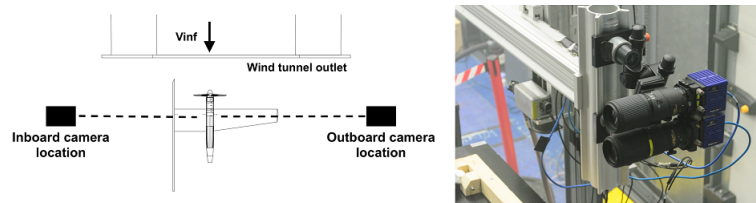


Figura 24 – Montagem das medições em PIV do modelo experimental. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

Já as medições de pressão foram feitas utilizando um tubo de Pitot ao longo do raio da hélice na direção horizontal. Não foi utilizada a asa no sistema, o qual foi constituído apenas da hélice e nacele, como mostra a figura 25. As medições foram feitas considerando o propulsor desligado e ligado. O tubo de Pitot foi colocado a uma distância de 64mm ($x/R = 0,31$) atrás do plano que contém a hélice na altura do eixo da hélice. As medições foram feitas movendo horizontalmente o tubo a cada 2mm , obtendo os gráficos descritos no anexo A.

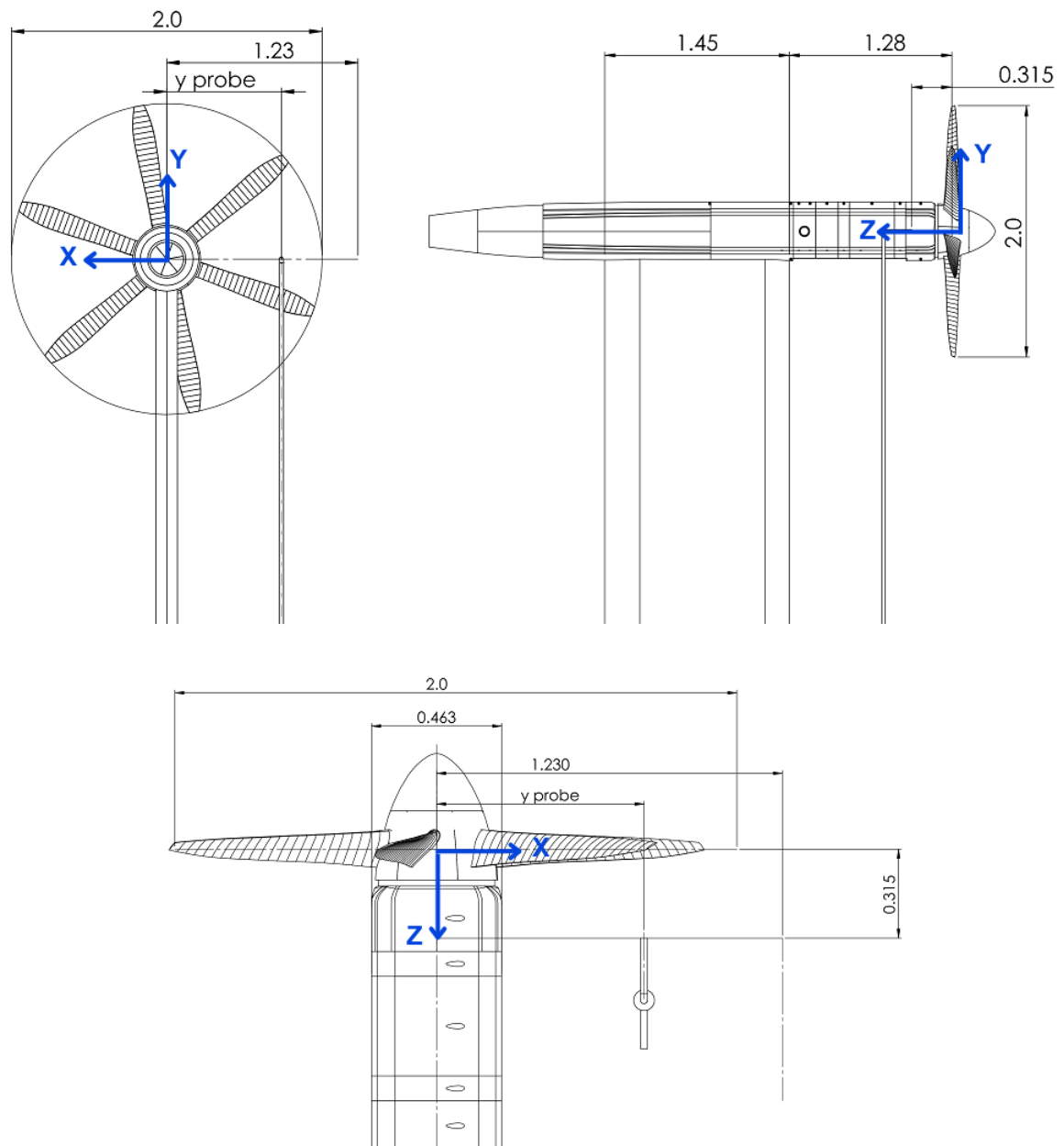


Figura 25 – Vistas frontal, lateral e superior do conjunto hélice e nacele e localização do tubo de Pitot para medição de pressão. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

As condições de operação do experimento utilizadas nos dois tipos de medição estão descritas na tabela 1. O objetivo do experimento é validar o código de VLM Adaptado para mudanças na distribuição de sustentação em decorrência do design das asas. Não obstante, os resultados obtidos são adequados para validar a simulação computacional da esteira comparando os dados de pressão experimentais e simulados.

4.3 Domínio Computacional

Com base no experimento descrito na sessão anterior, foi construído o domínio computacional no *ANSYS 2022 R1 Student* no ambiente *Design Modeler*. A geometria do sistema é composta por um paralelepípedo com uma região recortada no seu interior com o formato da nacele. Nesse domínio não foi considerada a presença da asa, visto que o objetivo inicial é verificar a viabilidade da utilização de condições de contorno de velocidade em coordenadas cilíndricas para a modelagem da esteira. Após os dados de pressão experimentais e simulados serem comparados e seus valores apresentarem concordância, a próxima etapa prosseguirá com a simulação contendo a asa e a medição da distribuição de sustentação ao longo da envergadura.

Inicialmente, foi construída a nacele cilíndrica seguindo as dimensões do modelo experimental, as quais podem ser visualizadas no desenho técnico do Apêndice A. O eixo central da nacele foi alinhado com o eixo z do sistema de coordenadas e o plano xy coincidente com a face frontal da nacele, ou seja, aquela que contém a hélice.

	Parâmetro	Eixo	Valor	Unidade
Domínio	Altura	y	1,29	m
	Comprimento	z	1,708	m
	Largura	x	1,569	m

Tabela 2 – Dimensões gerais do domínio. Fonte: Autor.

A próxima etapa de construção definiu o tamanho do domínio. Como mostra a tabela 2 e no desenho técnico do Apêndice A, escolheram-se as dimensões de um paralelepípedo. A altura foi escolhida como a metade da envergadura, a largura é dada pela soma $\frac{b}{2} + c_{root}$ e o comprimento foi definido como a soma da distância da asa até a hélice e $\frac{b}{2} + c_{root}$. Esses valores foram escolhidos de forma que o domínio não ficasse muito grande e dificultasse a construção de uma malha dentro do limite de elementos do *ANSYS Student*.

Por fim, após construir o paralelepípedo, a nacele foi subtraído do domínio, deixando apenas o contorno com interior vazio da nacele no interior do paralelepípedo.

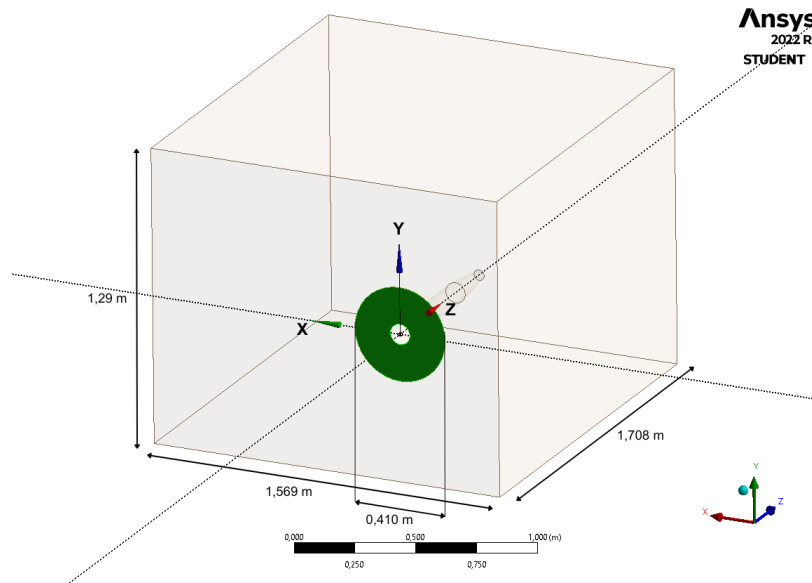


Figura 26 – Região circular representativa da hélice na face de entrada do domínio. Fonte: Autor.

A hélice foi representada mediante uma região circular na face de entrada do domínio, de forma que as condições de contorno de velocidade em coordenadas cilíndricas possam ser aplicadas. Dessa forma, o domínio computacional foi finalizado com o corte da superfície de entrada em formato circular no diâmetro da hélice, como mostra a figura 26. A imagem do domínio computacional final pode ser visualizada na figura 27.

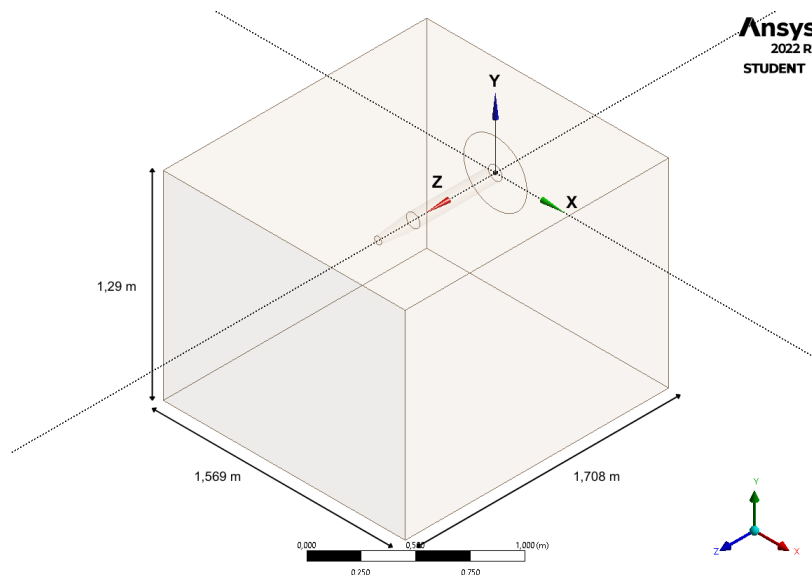


Figura 27 – Domínio computacional final. Fonte: Autor.

4.4 Construção da malha

A malha foi construída utilizando o ambiente *Mesh* disponível no *ANSYS*. O tipo de elemento escolhido foi tetraédrico, visto que permite uma discretização mais fácil quando há geometrias complexas. Foram aplicadas as opções de *Face Sizing* com limitação no tamanho de elementos de $0,01m$ e $0,025m$ para reduzir o tamanho dos elementos nas proximidades da região circular e nacele, respectivamente.

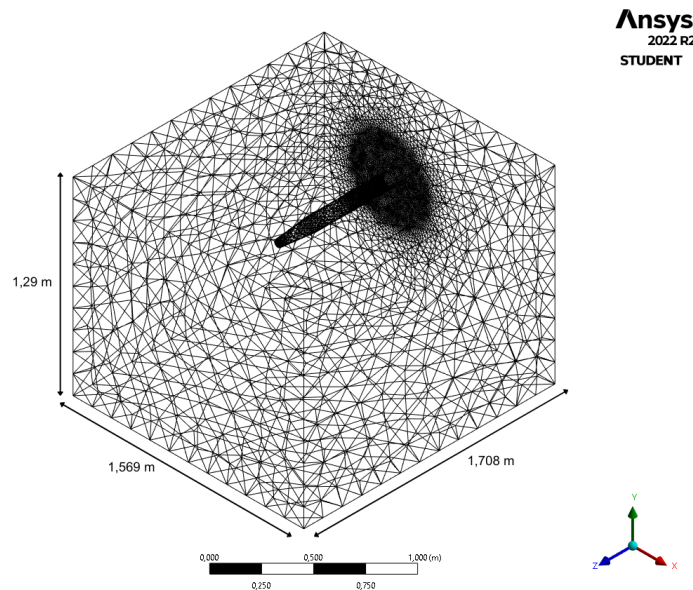


Figura 28 – Malha final. Fonte: Autor.

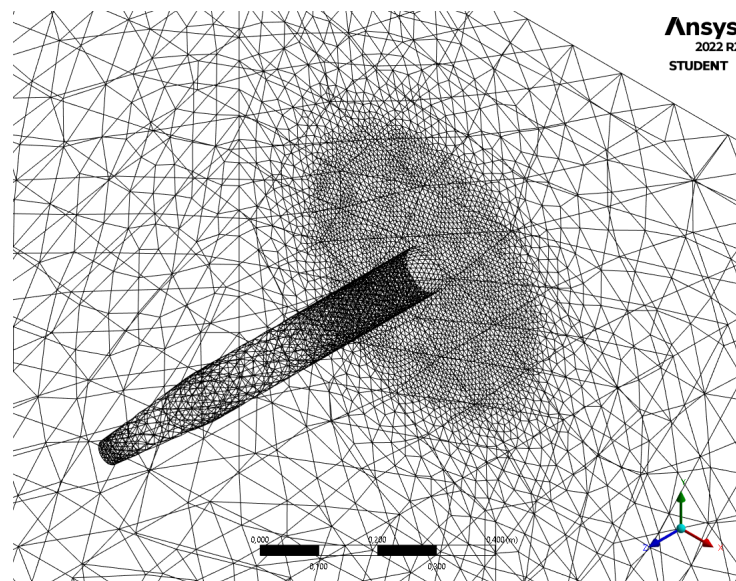


Figura 29 – Malha final, vista em detalhe. Fonte: Autor.

A tabela 3 mostra o número de nós e elementos da malha final. Nota-se que a quantidade adquirida foi muito próxima do limite de 512 mil elementos do *ANSYS*

Student. Essa limitação não permitiu um maior refino da malha e, conseqüentemente, resultados mais elaborados nas regiões de camada limite (ANSYS, 2013).

Nós	73458
Elementos	422200

Tabela 3 – Dados principais da malha gerada. Fonte: Autor.

	Valor ideal	Máximo da malha	Mínimo da malha	Valor médio
Razão de aspecto	menor que 100	10,396	1,1637	1,802
Qualidade ortogonal	maior que 0,2	0,99624	0,20143	0,78706
Dissimetria	menor que 0,8	0,79857	1,2196e-004	0,21183

Tabela 4 – Parâmetros principais da malha gerada. Fonte: Autor.

Na tabela 4, observam-se os parâmetros principais de malha, que possuem um fator determinante na precisão e estabilidade da solução (ANSYS, 2013). A razão de aspecto é a medida de estiramento ou alongamento de uma célula. Segundo o manual do ANSYS, ela é calculada pela razão entre os valores máximo e mínimo das distâncias: entre o centroide da célula e da face, e entre o centroide da célula e os nós. Observa-se na tabela, que os valores máximo e mínimo obtidos na malha são menores que o limite de 100, encontrando-se nos padrões aceitáveis para obter resultados confiáveis (ANSYS, 2013).

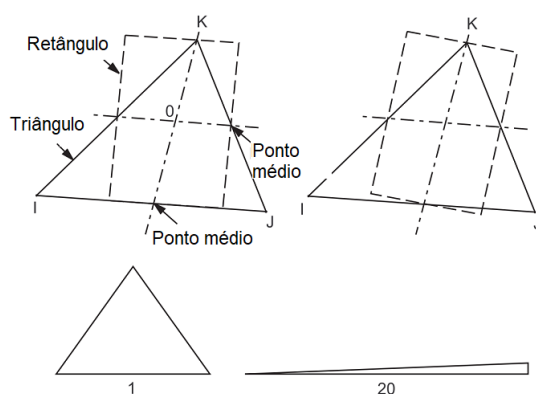


Figura 30 – Imagem representativa da razão de aspecto. Fonte: ANSYS (2010).

A qualidade ortogonal varia de 0 (péssimo) para 1 (excelente). Esse parâmetro é calculado usando o vetor normal a face da célula, o vetor que liga o centroide da célula ao centroide de cada célula adjacente, e o vetor que conecta o centroide da célula ao de cada face (ANSYS, 2010). Nota-se que, pela tabela 5, o valor mínimo de qualidade

ortogonal encontra-se na zona “boa” e o valor médio na zona “muito boa”, indicando que a qualidade ortogonal da malha está nos limites recomendados (ANSYS, 2015).

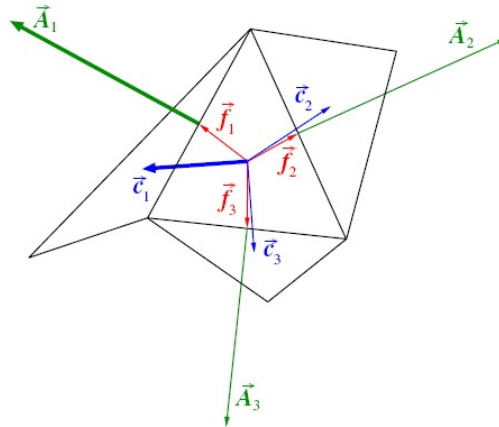


Figura 31 – Imagem representativa da qualidade ortogonal. Fonte: ANSYS (2010).

O último parâmetro é a dissimetria, a qual é a diferença entre a forma da célula gerada e uma célula equilátera de volume equivalente. Conforme a tabela 5, esse parâmetro varia entre 0 (excelente) até 1 (péssimo) (ANSYS, 2013). A precisão é reduzida e a solução torna-se instável quando as células apresentam inclinação alta, ou seja, sua dissimetria tem valor próximo de 1 (ANSYS, 2013). No caso de elementos tetraédricos, os ângulos devem se aproximar de 60 graus, sendo menores que 90 graus. Assim, para uma malha tetraédrica, a sua dissimetria máxima deverá ser menor que 0,95 e a média menor que 0,33 (ANSYS, 2013). Nota-se que a malha gerada apresenta dissimetria máxima inferior a 0,8 (zona “aceitável”) e valor médio de 0,21183 (zona “excelente”), encontrando-se nos padrões para oferecer resultados adequados (ANSYS, 2015).

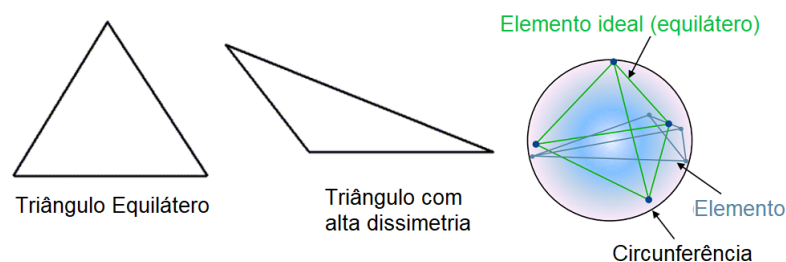


Figura 32 – Imagem representativa da dissimetria. Fonte: ANSYS (2010).

Dissimetria					
Excelente	Muito boa	Boa	Aceitável	Ruim	Inaceitável
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00
Qualidade ortogonal					
Inaceitável	Ruim	Aceitável	Boa	Muito boa	Excelente
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

Tabela 5 – Espectro de valores dos parâmetros: dissimetria e qualidade ortogonal. Fonte: [ANSYS \(2015\)](#).

4.5 Condições de contorno

As condições de contorno foram definidas com base nos dados do experimento. Como a proposta da simulação é variar as condições de contorno de velocidade em coordenadas cilíndricas na região da esteira, foi separada a definição das condições em dois módulos: condições gerais e condições específicas.

4.5.1 Condições gerais

As condições gerais são aquelas que valem para todos os casos das simulações, ou seja, são as regiões cujas condições de contorno não definem a esteira. Essas regiões são:

- A) Entrada com escoamento livre, desconsiderando a região da hélice;
- B) Cavidade em formato de nacele, superfície interna no domínio;
- C) Parede de contato e fixação da asa no experimento;
- D) Paredes superior, inferior e lateral do domínio;
- E) Saída do escoamento.

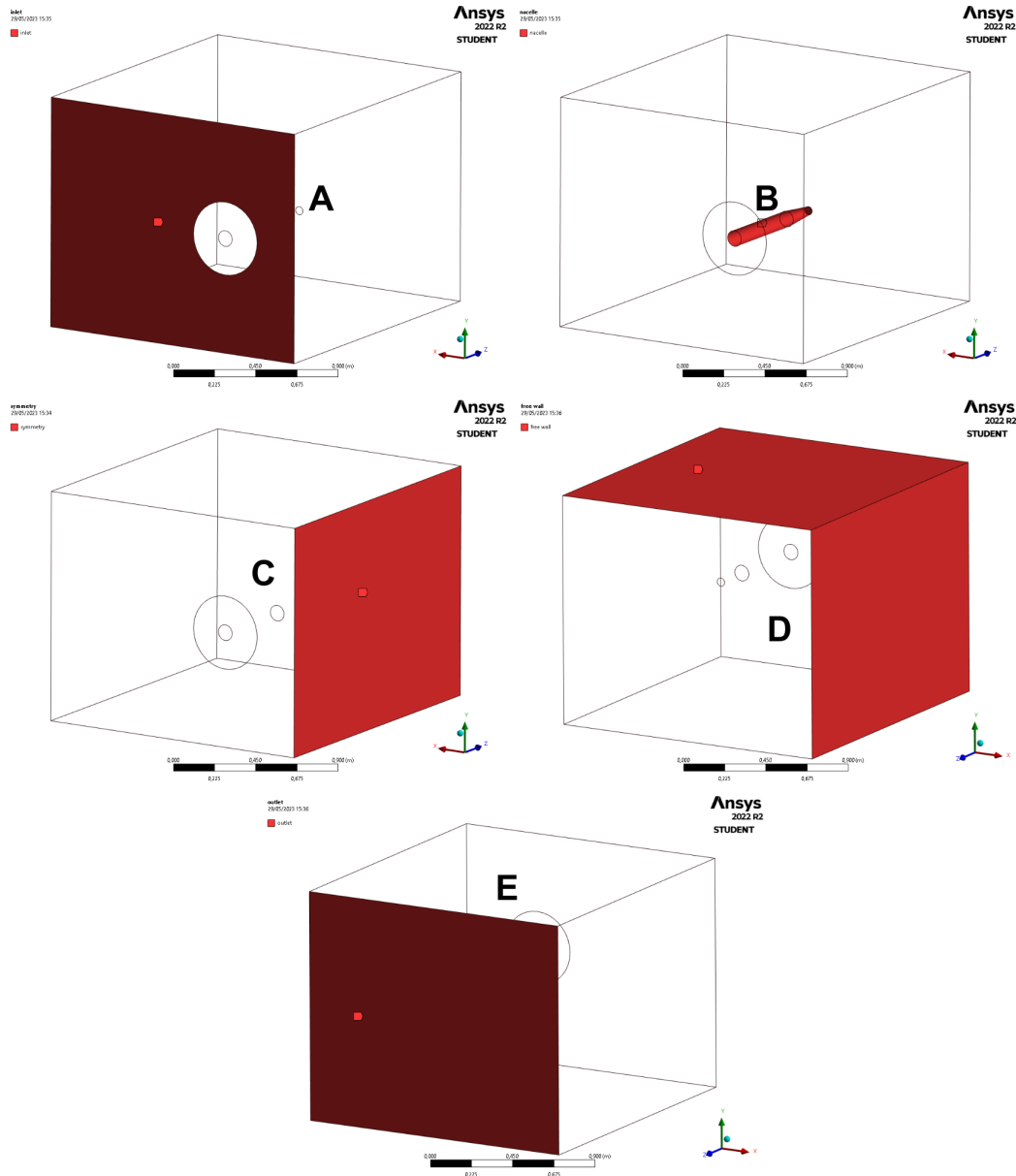


Figura 33 – Regiões das condições de contorno gerais. Fonte: Autor.

Na entrada com escoamento livre, foi aplicada a condição de contorno de Entrada de Velocidade ou *Velocity Inlet* normal a superfície com valor de $19m/s$. Esse tipo de condição de contorno é usada para definir a velocidade do escoamento na região, e, a partir dela, todas as propriedades escalares. A pressão total (ou de estagnação) não é fixa, porém, será adaptada, em resposta a pressão estática calculada, até prover os valores de velocidade estabelecidos na condição de contorno (ANSYS, 2013).

Para a região de saída do escoamento foi escolhida a Saída de Pressão ou *Pressure Outlet*, visto que a saída do sistema está na pressão atmosférica. Essa condição exige que seja especificada a pressão estática ("*gauge pressure*") na região, cujo valor foi de $0Pa$ (pressão igual à atmosférica) (ANSYS, 2013).

A região da parede de contato e fixação da asa foi definida como região de Simetria ou *Symmetry*. Segundo o manual do *ANSYS*, esse tipo de condição de contorno é usada quando a geometria física analisada tem o padrão de simetria de espelho, podendo ser usada para modelar paredes de cisalhamento igual a zero em fluxos viscosos (*ANSYS*, 2013). Como nesse caso, o experimento considera a parede na qual a asa do sistema está fixada como região de simetria, foi adotada a mesma condição para a simulação.

Já para a região da cavidade da nacele e paredes superior, lateral e inferior, a condição escolhida foi Parede Fixa ou *Stationary Wall*. Tal condição é usada para delimitar as regiões de fluido e sólido, e, em casos de simulações viscosas, a condição de não-deslizamento é imposta por padrão (*ANSYS*, 2013). Como é desejada analisar os efeitos da interação do fluido com a nacele, escolheu-se essa opção.

4.5.2 Condições específicas

Para a região circular que simplifica a hélice, foi utilizada a condição de contorno similar a entrada com fluxo livre: Entrada de Velocidade ou *Velocity Inlet*. A diferença é na forma em que a velocidade foi inserida na condição. Nessa caso, a velocidade foi definida em coordenadas cilíndricas: tangencial, axial e radial.

Como dito anteriormente, o objetivo da modelagem é avaliar a viabilidade dessa condição variando as coordenadas de velocidade. Nesse sentido, foram simulados ao todo 7 casos de condição de contorno, sendo apenas 1 com o propulsor desligado e 6 acionado. Cada caso está descrito na tabela 6.

	Caso Simulado	Velocidade em m/s			Modelo de viscosidade
		Tangencial	Axial	Radial	
Propulsor desligado (PROP OFF)	I	0	19	0	Invíscido, Laminar e Spalart-Allamaras
Propulsor ligado (PROP ON)	II	-60,1197	32,5364	0	Invíscido, Laminar e Spalart-Allamaras
	III	$V_t = f(r)$	32,5364	0	Invíscido, Laminar e Spalart-Allamaras
	IV	-60,1197	$V_a = f(r)$	0	Laminar e Spalart-Allamaras
	V	$V_t = f(r)$	$V_a = f(r)$	0	Laminar e Spalart-Allamaras
	VI	$V_t = f(r)$	$V_a = f(r)$	-5	Spalart-Allamaras
	VII	$V_t = f(r)$	$V_a = f(r)$	-15	Spalart-Allamaras

Tabela 6 – Casos simulados e suas respectivas condições de contorno, Fonte: Autor,

O caso I consiste na condição mais simples, em que será inserida apenas a velocidade axial com mesmo valor da velocidade de escoamento livre. Dessa forma, o sistema tem o comportamento para o motor desligado e, como não há a presença da esteira, as velocidades tangencial e radial são nulas.

Para os demais casos, serão inseridas as componentes tangencial e axial baseadas nos dados experimentais. Inicialmente, foi feita a previsão da velocidade tangencial com base na velocidade angular, a qual foi definida a partir da razão de avanço J , dada por:

$$J = \frac{V_\infty}{nD} = 0,695 \text{ rev/s} \quad (4.1)$$

Em que n é a velocidade rotacional em revoluções por segundo. Dessa forma, temos que a velocidade angular ω será:

$$\omega = \frac{V_\infty}{JD} \times 2\pi = 418,953 \text{ rad/s} \quad (4.2)$$

A velocidade tangencial em um ponto é calculada multiplicando a distância desse ponto ao centro de rotação pela velocidade angular. Portanto, temos a seguinte expressão para a velocidade tangencial:

$$V_t(r) = \omega r = 418,953r \quad (4.3)$$

Como nos casos II e IV, a velocidade tangencial é considerada constante. Nesse sentido, foi assumido o valor respectivo a distância $0,7R$, ou seja, $0,1435m$. Para os demais casos, temos a função linear representada na figura 34.

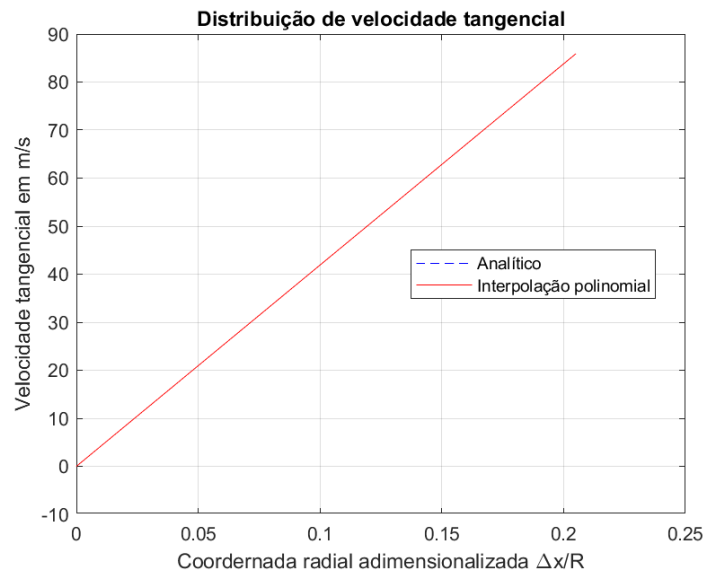


Figura 34 – Velocidade tangencial em função do raio. Fonte: Autor.

A velocidade axial foi definida com base nos resultados experimentais das medições de pressão e em PIV. A figura 35 mostra o incremento de velocidade axial adimensionalizado em função do raio para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice (EPEMA, 2017). Já a figura 36, mostra esse incremento ao longo da esteira.

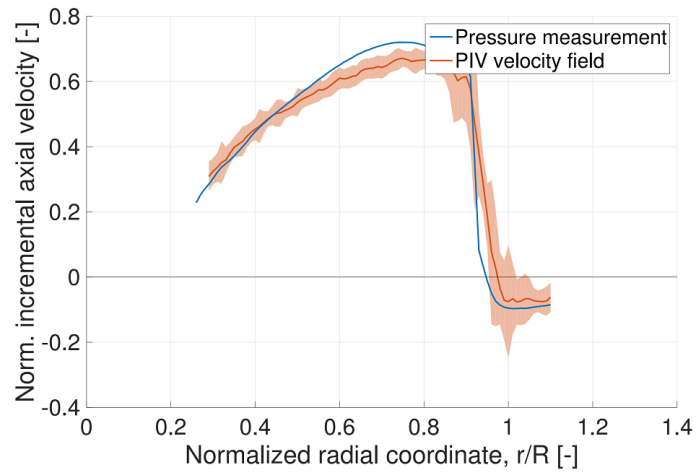


Figura 35 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado em função do raio para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

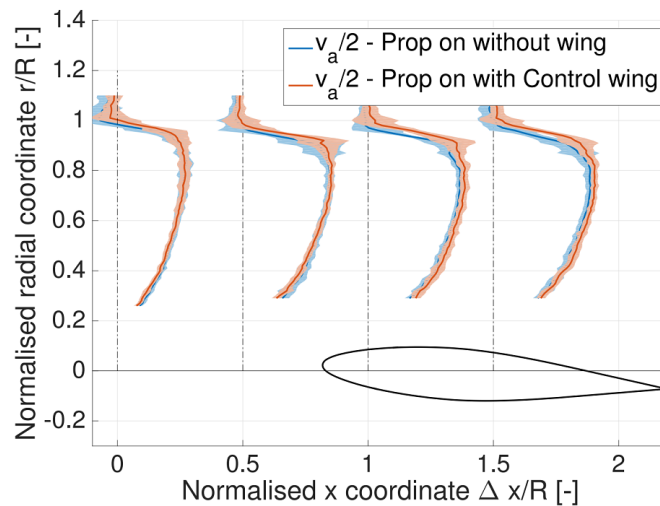


Figura 36 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado ao longo da esteira. Fonte: [Epema \(2017\)](#).

Para obter a função que descreve a velocidade axial ao longo do raio, foram extraídos os pontos do gráfico da figura 35 e feita a interpolação polinomial para dois intervalos complementares, de forma que a função final apresente maior fidelidade com os resultados. A função velocidade axial está definida na equação 4.3, representada na figura 37.

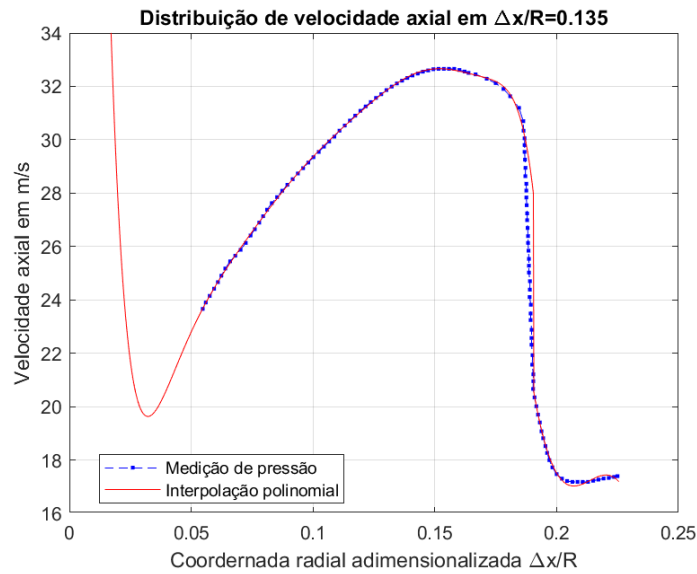


Figura 37 – Velocidade axial em função do raio. Fonte: Autor.

$$V_a(r) = \begin{cases} (-2,6873 \times 10^{11})r^9 + (2,6211 \times 10^{11})r^8 + (-1,1062 \times 10^{11})r^7 \\ + (2,6468 \times 10^{10})r^6 + (-3,9483 \times 10^9)r^5 + (3,7992 \times 10^8)r^4 \\ + (-2,3513 \times 10^7)r^3 + (8,9836 \times 10^5)r^2 + (-1,8938 \times 10^4)r \\ + 1,854 \times 10^2, & \forall r < 0,93R \\ \\ (-3,5995 \times 10^5)r^3 + (2,3072 \times 10^5)r^2 + (-4,9248 \times 10^4)r \\ + 3,5190 \times 10^3, & \forall 0,93R \leq r \leq R \end{cases} \quad (4.4)$$

Para os casos II e III, em que foi considerada a velocidade axial constante, admitiu-se o valor da função para $r = 0,7R$. Dessa forma, efetuando $V_a(0,7R)$ na equação 4.4, temos o valor de $32,5364m/s$.

Analisando agora a velocidade radial, foi feita apenas uma estimativa com base na ordem de grandeza das demais velocidades. Como não há dados experimentais em relação à componente radial, foram simulados os casos VI e VII admitindo os valores de $-5m/s$ e $-15m/s$, respectivamente.

4.6 Pré-processamento da simulação

O pré-processamento da simulação é realizado no ambiente *Setup* do *ANSYS Fluent*. Inicialmente, foi escolhido o Tipo de Solução como Baseada na Pressão ou *Pressure-Based*. Segundo o manual do usuário [ANSYS \(2013\)](#), o algoritmo de solução da equação

de Navier-Stokes com base na pressão é adequada para escoamentos incompressíveis e com média compressibilidade. Em contrapartida, a solução baseada na densidade fornece melhores resultados para escoamentos compressíveis (ANSYS, 2013). Tendo em vista que o experimento foi desenvolvido em um sistema incompressível, a escolha do tipo de solução com base na pressão está consoante as recomendações do manual.

O Tempo de Solução foi escolhido como Permanente, ou seja, o resultado não dependerá do tempo. Como a simulação possui o objetivo de modelar a esteira a partir do modelo mais simples e analisar as variações das coordenadas cilíndricas de velocidade, não seria adequado o uso de uma solução transiente, a qual traria mais complexidade a análise. Em seguida, definiu-se o fluido de trabalho como ar, sendo as propriedades estabelecidas conforme a base de dados do próprio ANSYS.

No geral, foram usados 3 Modelos de Viscosidade nos casos representados na tabela 6: Invíscido, Laminar e Spalart-Allmaras. A utilização de mais de um modelo visa avaliar qual seria o comportamento de cada caso de condição de contorno combinado com a ausência e presença de viscosidade, além da incorporação da turbulência. Assim, é possível visualizar qual modelo possui resultados mais aproximados com o experimental. É importante notar que o modelo de turbulência Spalart-Allmaras apresenta apenas uma equação, escolhido por ser comumente utilizado em análises de escoamentos aeronáuticos e camada limite. Para mais detalhes sobre a aplicação de cada modelo de viscosidade em CFD, sugere-se retornar ao capítulo 3.

Os Valores de Referência ou *Reference Values* são aqueles usados no cálculo de quantidade físicas derivas e coeficientes não dimensionais, como coeficiente de pressão. Nesse caso, eles só são utilizados no pós-processamento da simulação, mas definidos antes de iniciar (ANSYS, 2013). Na simulação estudada, escolheu-se computar os valores de referência a partir da entrada de escoamento livre, sendo a área e o comprimento de referência estabelecidos conforme os dados experimentais. Dessa forma, temos, para a área, o valor de $0,31m^2$ (metade da área de asa total do modelo experimental) e, para o comprimento, $0,24m$ (a corda média aerodinâmica).

O Método de Solução foi escolhido entre as opções disponíveis de acoplamento de Pressão-Velocidade ou *Pressure-Velocity Coupling*. O ANSYS Fluent possui 4 tipos de algoritmos segregados: SIMPLE, SIMPLEC, PSIO e FSM (*Fractional Step*), sendo os 2 primeiros recomendados para escoamentos permanentes, o PISO designado para cálculos em regime transiente ou para malhas com alta dissimetria e o FSM usado em regimes transientes (ANSYS, 2013). Há também a opção COUPLED, que usa um algoritmo acoplado para resolver um sistema acoplado de equações de momento e continuidade, diferentemente dos algoritmos segregados citados acima, em que as equações governantes são resolvidas separadamente na forma sequencial (ANSYS, 2021). A opção COUPLED não foi escolhida visto que, apesar de melhorar a convergência, ela aumenta a memória

computacional requerida entre 1,5 a 2 vezes, não sendo viável para os recursos do trabalho. Como o regime do sistema é permanente, nesse caso, a escolha foi entre as opções SIMPLE e SIMPLEC (SIMPLE-Consistent) do algoritmo segregado.

O método SIMPLE é o padrão do *ANSYS* e usa uma relação entre as correções de velocidade e pressão para impor a conservação de massa e obter o campo de pressão (*ANSYS*, 2013). Para simulações laminares sem modelos adicionais, a opção SIMPLEC é uma alternativa para aumentar a velocidade de convergência, ela aumenta o fator de sub-relaxamento de correção de pressão para 1,0, o que em alguns casos pode gerar instabilidade em malhas com alta dissimetria (*ANSYS*, 2013). Como na malha gerada temos uma dissimetria máxima de 0,79857 beirando a classificação de “aceitável” da escala da figura 32 e uma dissimetria média de 0,21183 classificada como “muito boa”, escolheu-se o método SIMPLE, por não haver instabilidades em regiões com alta dissimetria.

Após a seleção do acoplamento de Pressão-Velocidade, temos a Discretização Espacial ou *Spatial Discretization*. Nessa seção deve-se selecionar a discretização para os gradientes, pressão, momento e viscosidade turbulenta (para a simulação turbulenta usando Spalart-Allamaras). Para as 3 primeiras opções, foi escolhida a opção padrão do *ANSYS*: Discretização de Segunda Ordem ou *Second Order Discretization*, visto que ela apresenta maior acurácia para malhas tetraédricas. A opção de primeira ordem, que possui melhor convergência, porém resultados com maiores erros nessa opção de malha (*ANSYS*, 2013). Já para a viscosidade turbulenta, escolheu-se a configuração recomendada pelo *ANSYS*: Discretização de Primeira Ordem *Upwind*.

Antes de começar a simulação, deve-se estabelecer a Inicialização ou *Initialization*, a qual é uma estimativa inicial de como será a solução do escoamento (*ANSYS*, 2013). Foi escolhida a opção Padrão ou *Standard* a partir da entrada de escoamento livre, ou seja, toda área da entrada que não inclui a região circular. Estabeleceu-se essa região em decorrência do escoamento ser mais simples, além de que a região circular define apenas as velocidades da esteira, não se estendendo para todo domínio.

Por fim, definiu-se o número de iterações. Em todos os casos simulados, foi escolhido o valor de 1000 iterações. Dessa forma, todas as simulações tiveram iterações suficientes para convergir ou estabilizar os resíduos.

5 Resultados e Discussão

Como mencionado no capítulo anterior, foram simulados ao todo 7 casos variando as coordenadas de velocidade inseridas como condição de contorno na região circular. Além disso, utilizou-se 3 modelos de viscosidade distintos, a fim de avaliar qual apresentaria maior proximidade com os resultados experimentais. Os casos foram simulados de maneira sequencial, seguindo a ordem crescente nomeada na tabela 6.

Os dados avaliados nessa etapa foram extraídos da região correspondente às tomadas de pressão pelo tubo de Pitot no experimento, demonstrada nas figuras 38 e ???. É importante acrescentar que os contornos de pressão e as linhas de corrente foram obtidas no plano $(0, y, z)$, cortando o centro da nacele, como mostra a figura 39.

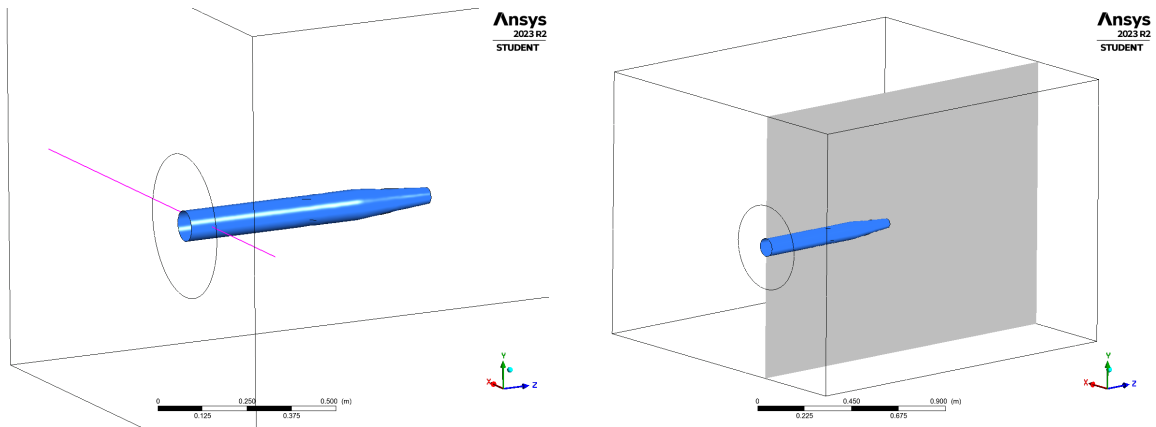


Figura 38 – Região correspondente às tomadas de pressão do tubo de Pitot.

Fonte: Autor.

Figura 39 – Região de estudo dos contornos de pressão e linhas de corrente do escoamento. Fonte: Autor.

5.1 Resíduos

Antes de analisar cada caso e suas comparações, é importante comentar sobre os resíduos gerados em cada caso e modelo de viscosidade. Dessa forma, pode-se avaliar melhor os resultados simulados. Os gráficos com todos os resíduos podem ser observados no Apêndice B. Nota-se que para o caso 1, com propulsor desligado, os resíduos estão em um valor aceitável para todos os modelos, apresentando convergência para o modelo laminar e periodicidade para o invíscido e Spalart-Allmaras.

Avaliando agora os demais casos com o motor ligado, observa-se um comportamento comum dos resíduos quanto ao modelo de viscosidade. Para o caso invíscido e laminar, não ocorreu convergência, apresentando valores na ordem de $1e + 00$ para a

equação da continuidade. Fato que não é o ideal e deve ser considerado ao comparar os resultados. O modelo Spalart-Allmaras mostra-se mais promissor com resíduos bem pequenos, em especial para a equação da continuidade. Dessa forma, em questão de resíduos, o modelo Spalart-Allmaras apresentou resultados mais promissores.

5.2 Propulsor desligado

Primeiramente, o caso 1 foi simulado considerando o propulsor desligado, ou seja, tem-se apenas a velocidade do escoamento livre como velocidade axial. Essa condição foi simulada na forma invíscida, laminar e turbulenta com o modelo Spalart-Allmaras. A comparação dos resultados de cada modelo de viscosidade com os resultados experimentais de pressão estática estão descritos na figura 40.

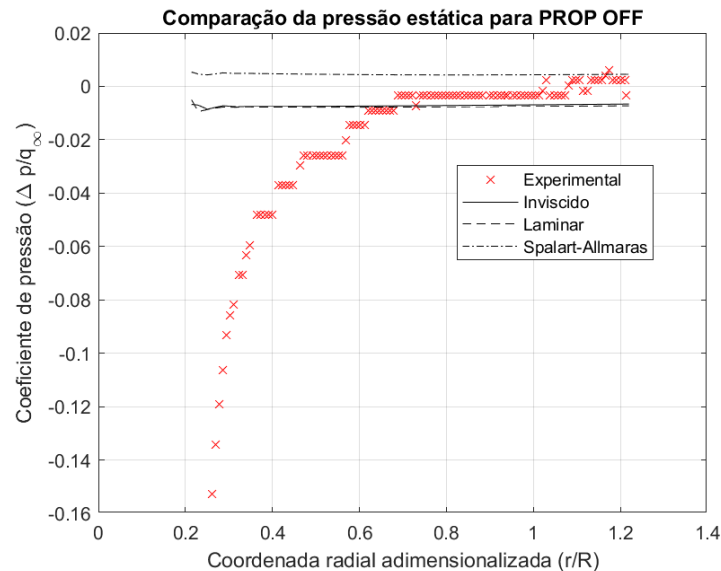


Figura 40 – Caso 1: Comparação de pressão estática para o propulsor desligado. Fonte: Autor.

Nota-se que os resultados invíscido e laminar estão bem próximos, enquanto o Spalart-Allmaras afasta-se dos demais na ordem de $1/100$. As simulações invíscida e laminar também apresentam uma pequena diferença para $0,7 \leq x/R \leq 1$ em comparação com os resultados experimentais, enquanto a simulação turbulenta tem resultados mais próximos do experimento a partir de $x/R > 1$. Observa-se também que há uma divergência considerável de todos os modelos de viscosidade para $x/R < 0,7$, quando o escoamento se aproxima da nacele. Uma possível explicação para esse fenômeno é a falta de refinamento nas regiões próximas às paredes, visualizada nas figuras 41 e 42, fazendo com que a simulação não consiga captar os efeitos da região.

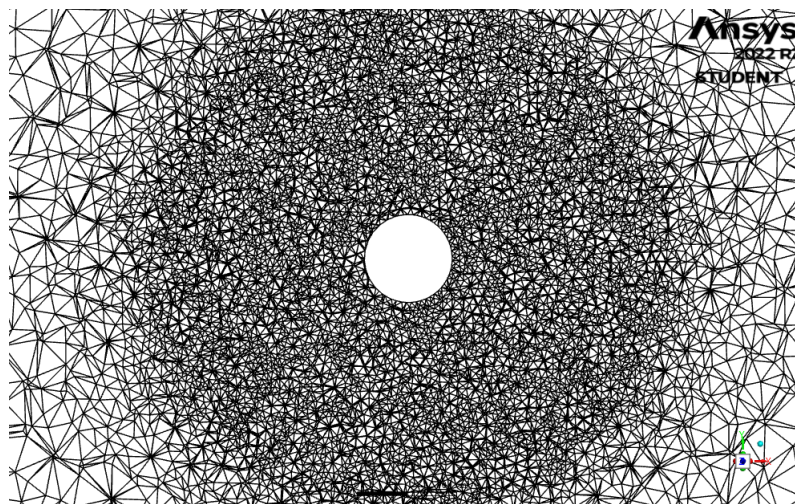


Figura 41 – Elementos na região circular da entrada. Fonte: Autor.

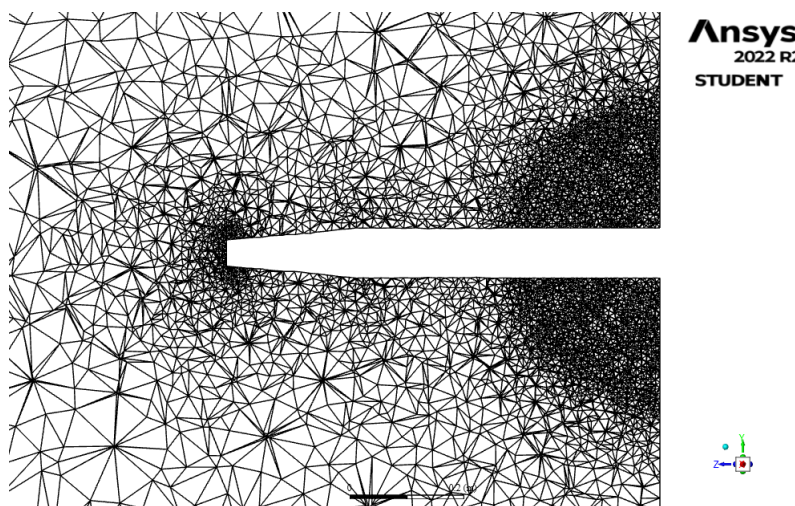


Figura 42 – Elementos na região da nacele. Fonte: Autor.

5.3 Propulsor ligado

5.3.1 Caso II

Seguindo para o próximo caso simulado, temos a combinação 2 descrita na tabela 6. Nela, foi considerado o propulsor ligado com velocidades tangencial e axial constantes. Os modelos de viscosidade utilizados são, novamente, o invíscido, laminar e Spalart-Allmaras. Os resultados encontram-se descritos na figura 43.

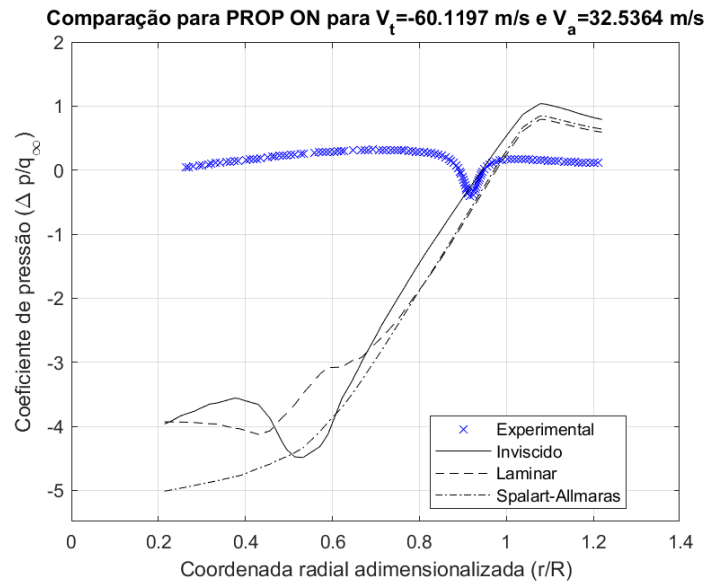


Figura 43 – Caso 2: Comparação de pressão estática para o propulsor ligado. Fonte: Autor.

Analisando a figura 43, observa-se que as simulações laminar e Spalart-Allmaras se aproximam mais dos resultados experimentais para $x/R > 0,9$. Avaliando agora a região $x/R \leq 0,9$, nota-se comportamento similar ao caso 1, com todas as simulações apresentando valores bem distantes do experimental. O motivo pode ser atribuído a mesma explicação designada ao caso anterior, porém, nesse caso, nota-se que o caso invíscido apresenta um comportamento de curva similar ao experimental.

É importante citar que os resíduos das simulações invíscida e laminar apresentaram valores considerados altos para a equação da continuidade. Isso indica que alguma instabilidade nos resultados está acontecendo e torna os resultados desses modelos imprecisos.

5.3.2 Caso III

O caso seguinte considera a velocidade axial constante novamente, porém inserindo a velocidade tangencial como uma função dependente do raio da hélice. A função velocidade tangencial é descrita pela equação 4.3. Novamente, foram simulados os 3 modelos de viscosidade trabalhados. A comparação da pressão estática encontra-se na figura 44.

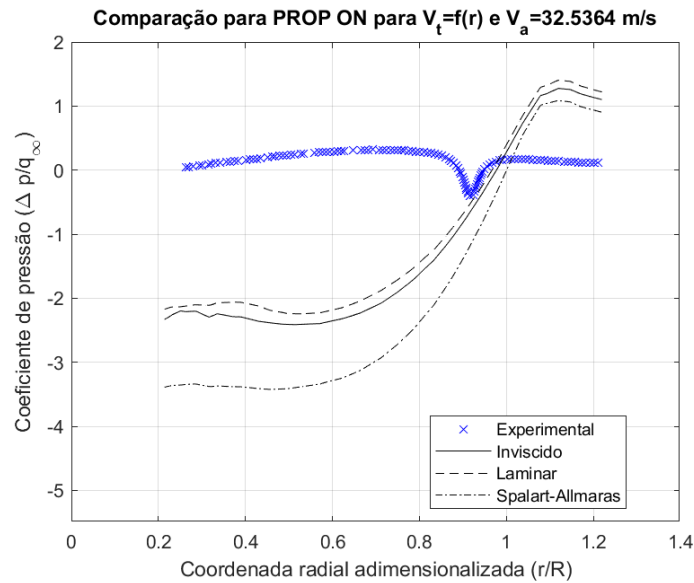


Figura 44 – Caso 3: Comparação de pressão estática para o propulsor ligado. Fonte: Autor.

Nesse caso, nota-se que a simulação Spalart-Allmaras aproxima-se do comportamento dos resultados experimentais para $x/R > 0,9$, semelhante ao reportado no caso anterior. Para $x/r \leq 0,9$, os modelos invíscido e laminar possuem uma distância menor em relação aos valores do experimento. Entretanto, importante considerar que os resíduos das simulações invíscida e laminar apresentam um valor alto para a equação da continuidade, indicando que esses valores podem apresentar imprecisão.

5.3.3 Casos IV e V

Ao avaliar os casos II e III, observou-se que a simulação Spalart-Allmaras apresentou os melhores valores de resíduos e resultados mais aproximados com o experimental para a região $x/r > 0,9$. Nesse sentido, os demais casos foram simulados apenas para o modelo turbulento, otimizando o tempo de trabalho e gasto computacional.

A figura 45 mostra a comparação das simulações turbulentas com Spalart-Allmaras para os casos II, III, IV e V. O objetivo dessa imagem é comparar quais combinações de condição de contorno aproximam-se mais dos resultados experimentais. Como demonstrado na tabela 6, o caso IV possui velocidade tangencial constante de $-60,1197\text{m/s}$ e velocidade axial em função do raio, descrita pela equação 4.4. Já o caso V, as duas velocidades são funções do raio, sendo a tangencial dada pela equação 4.3 e a axial pela equação 4.4.

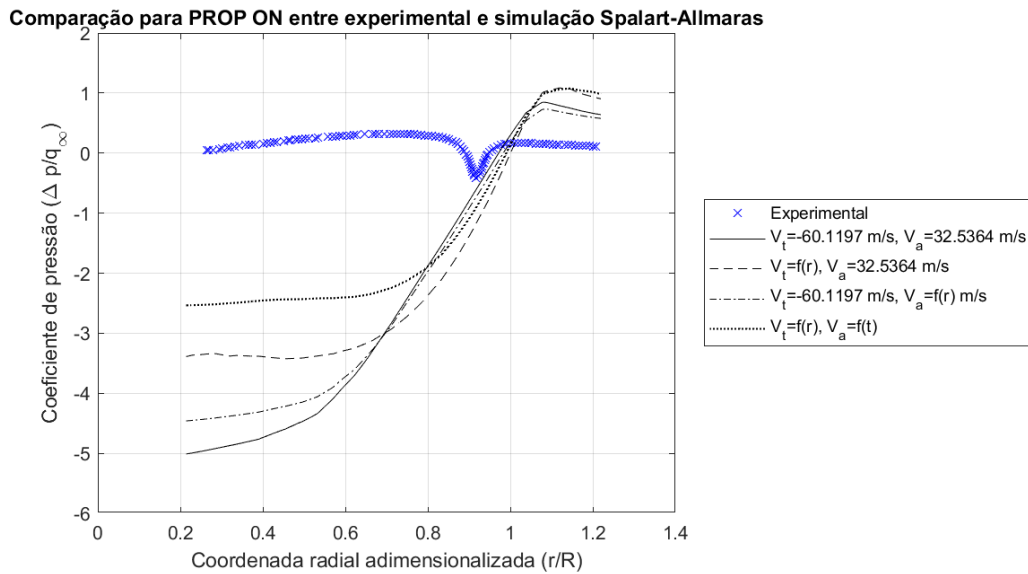


Figura 45 – Comparação de pressão estática para os casos II, III, IV e V com modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Fonte: Autor.

Nota-se comparando os casos II (linha cheia) e III (linha tracejada), que o acréscimo da função velocidade tangencial aproxima os resultados para $x/R \leq 0,9$ do experimental, porém se distancia para $x/R > 0,9$. Em contrapartida, comparando os casos II e IV (linha traço-ponto), a adição da função velocidade axial tem um impacto menor nos resultados que a função velocidade tangencial em relação à aproximação com o esperado experimentalmente.

Quando ocorre a combinação das duas funções, como vista no caso V (linha pontilhada), temos a união dos dois comportamentos observados nos casos III e IV. Nessa simulação, a aproximação da pressão estática para $x/R \leq 0,9$ foi a melhor. A região entre $0,8 < x/R \leq 1$ também apresentou uma inclinação parecida com a esperada experimentalmente, porém transladada para a direita, assim como os demais casos. Para $x > 1$, temos uma diferença de, aproximadamente, 1 entre a pressão estática simulada e a medida experimentalmente.

Indo além das tomadas de pressão experimentais, tem-se os contornos de pressão descritos nas figuras de 46 a 49. O plano mostrado é aquele que corta o eixo da nacele, na direção axial do escoamento.

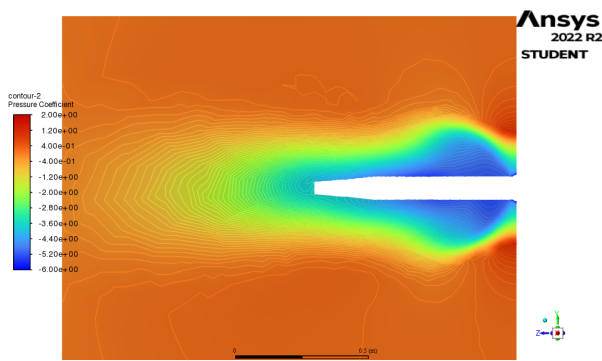


Figura 46 – Contorno de pressão para o caso II. Fonte: Autor.

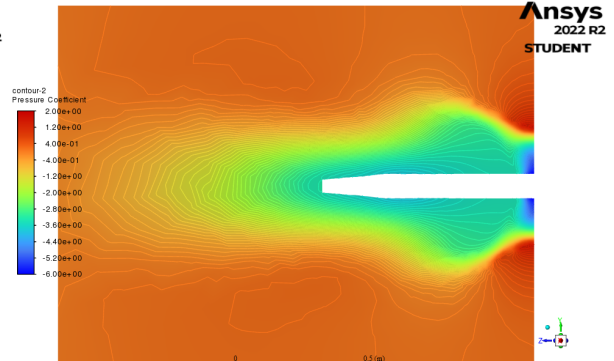


Figura 47 – Contorno de pressão para o caso III. Fonte: Autor.

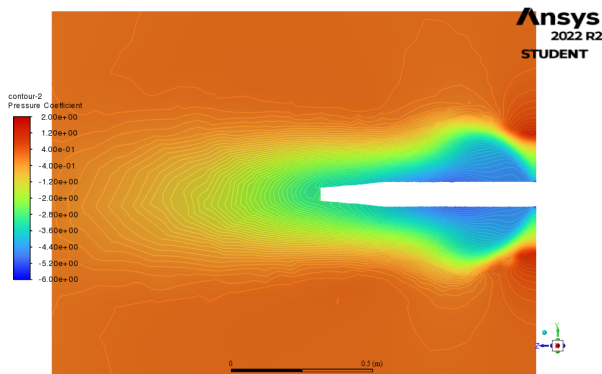


Figura 48 – Contorno de pressão para o caso IV. Fonte: Autor.

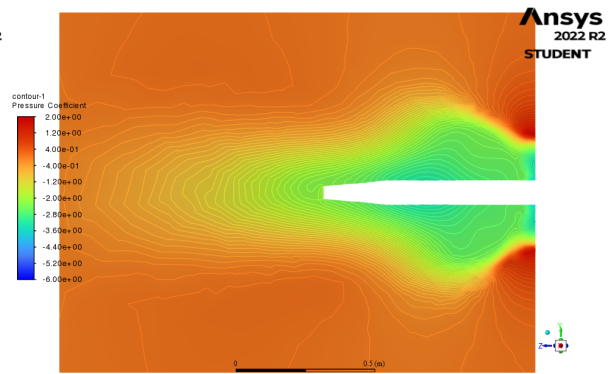


Figura 49 – Contorno de pressão para o caso V. Fonte: Autor.

Analisando os contornos de pressão, é evidente notar um comportamento comum: as condições de pressão não são mantidas ao longo da esteira, como se era esperado na teoria. Todos os casos possuem a presença de uma região de baixa pressão logo após a região circular que substitui a hélice, mostrando que a esteira não está sendo formada como esperado. O caso que possui menores gradientes de pressão nessa região é o V, no qual as velocidades tangencial e axial são modeladas em função do raio. Dessa forma, pode-se eleger o caso V como o mais promissor.

Além dos contornos de pressão, foram obtidas as linhas de corrente calculadas a partir da entrada do escoamento, descritas nas figuras de 50 até 53. As linhas de corrente são as trajetórias que as partículas do fluido percorrem ao longo do tempo e permite observar se o escoamento se comporta da maneira esperada.

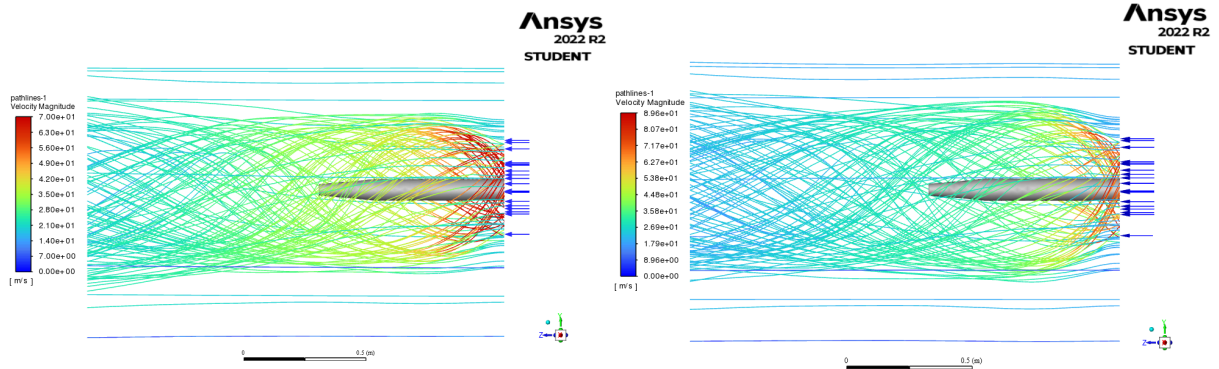


Figura 50 – Linhas de corrente para o caso II. Fonte: Autor.

Figura 51 – Linhas de corrente para o caso III. Fonte: Autor.

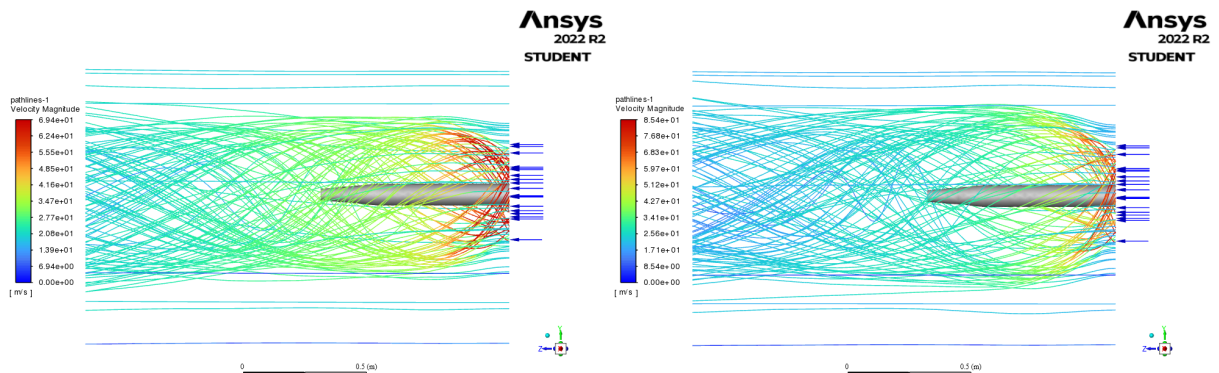


Figura 52 – Linhas de corrente para o caso IV. Fonte: Autor.

Figura 53 – Linhas de corrente para o caso V. Fonte: Autor.

Analisando as figuras, observa-se uma divergência significativa com a descrição teórica da esteira elaborada no capítulo 2: não há a presença de contração na esteira gerada pela condição de contorno de velocidade. Na verdade, o escoamento é expandido, gerando a região de baixa pressão no interior da esteira que envolve a nacele, como visto nos contornos de pressão. Esse comportamento mostra que a condição de contorno apenas com a inserção da velocidade axial e tangencial não é reconhecida pelo ANSYS como uma esteira rotativa. Dessa forma, os casos VI e VII foram propostos para analisar se a adição da velocidade radial pode reduzir esse comportamento e gerar a contração do escoamento na região.

5.3.4 Casos VI e VII

Seguindo para os casos finais, a figura 54 compara os casos V, VI e VII. O objetivo dessas simulações é entender se o acréscimo da velocidade radial possibilita a contração da esteira, melhorando os resultados. O caso VI e VII possuem as velocidades tangencial

e axial em função do raio como no caso V, porém, para o VI, temos a velocidade radial como $-5m/s$, para o caso VII, temos $-15m/s$.

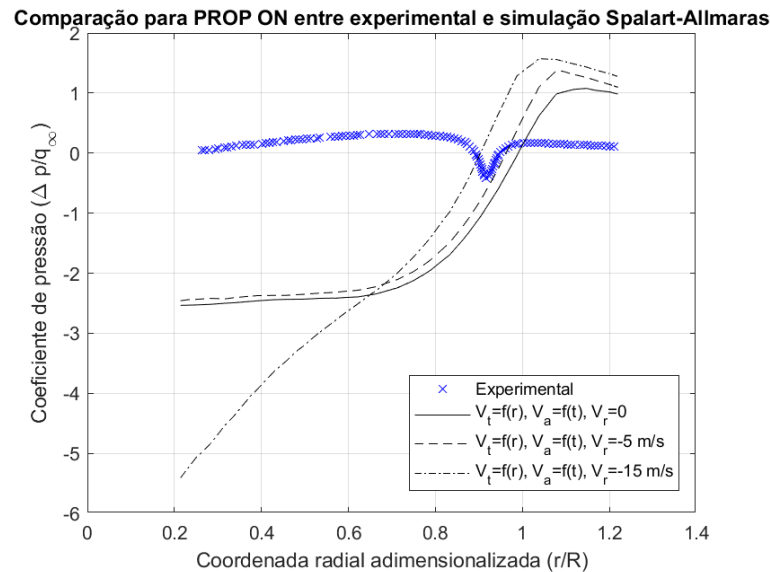


Figura 54 – Comparação de pressão estática dos casos V, VI e VII com modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Fonte: Autor.

Ao observar o gráfico de comparação dos resultados de pressão, nota-se que o acréscimo da velocidade radial não trouxe melhorias globais significativas no coeficiente de pressão para os casos simulados. Ao contrário, observa-se que quanto maior a velocidade radial, mais ela se distancia do valor experimental para $x/R \leq 0,9$. Entre $0,9 < x/R \leq 1$, o gráfico é deslocado para a esquerda conforme a velocidade radial aumenta. De certa forma, considerando uma velocidade radial de $-5m/s$, tem-se uma inclinação similar ao modelo experimental, com os resultados muito próximos ao esperado. Apesar disso, para $x/R > 1$, os casos VI e VII se distanciam consideravelmente do experimento. Dessa forma, considerando haver apenas uma melhoria para uma pequena região, o acréscimo da velocidade radial nos casos analisados não trouxe resultados globais promissores.

Partindo para a análise dos contornos de pressão, as figuras 55 até 57 mostram que a região de baixa pressão continua presente em todos os casos. Em especial, nota-se que para o caso VII, a inserção da velocidade radial constante de $-15m/s$ trás um gradiente ainda maior de pressão na região logo após a hélice, fato que pode ser visualizado também pelo gráfico de pressão da figura 54. Esse comportamento visualizado em ambas as figuras é longe do esperado experimentalmente e na teoria.

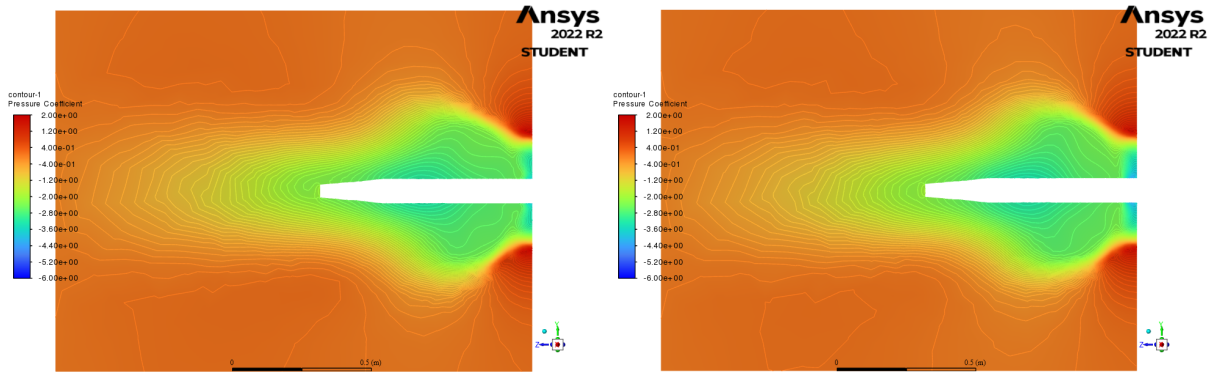


Figura 55 – Contorno de pressão para o caso V. Fonte: Autor. Figura 56 – Contorno de pressão para o caso VI. Fonte: Autor.

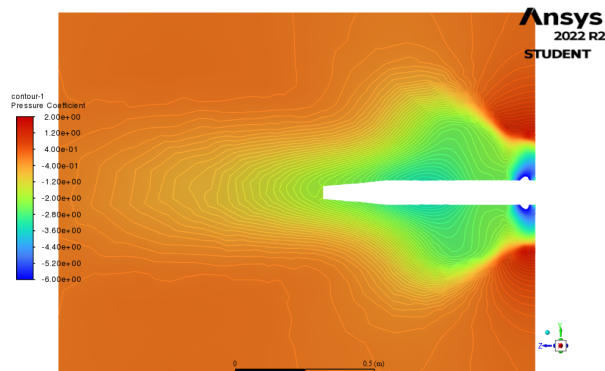


Figura 57 – Contorno de pressão para o caso VII. Fonte: Autor.

Por fim, as linhas de corrente são descritas na figura 58 até 60. Claramente, observa-se que não há a contração da esteira esperada teoricamente em todos os casos simulados. A inserção da velocidade radial não auxiliou o ANSYS a reconhecer as condições de contorno como componentes de uma esteira rotativa, gerando um comportamento divergente do esperado para todos os casos.

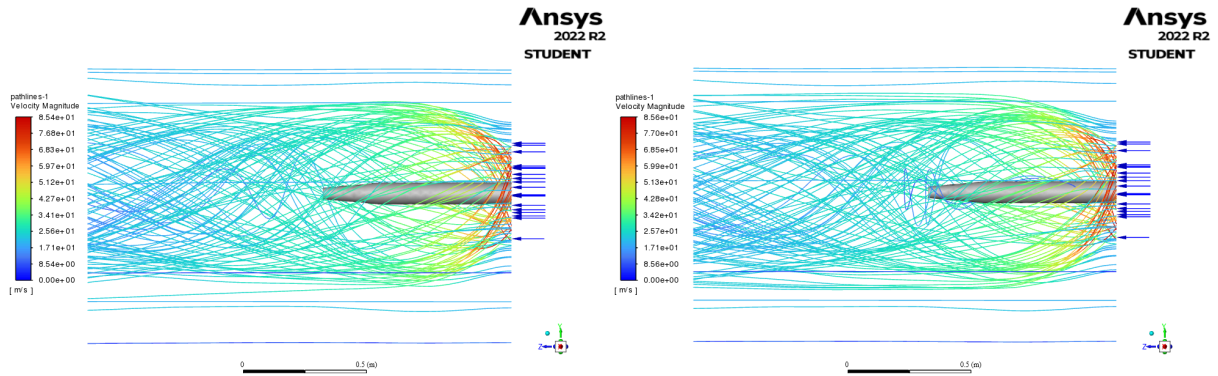


Figura 58 – Linhas de corrente para o caso V. Fonte: Autor.

Figura 59 – Linhas de corrente para o caso VI. Fonte: Autor.

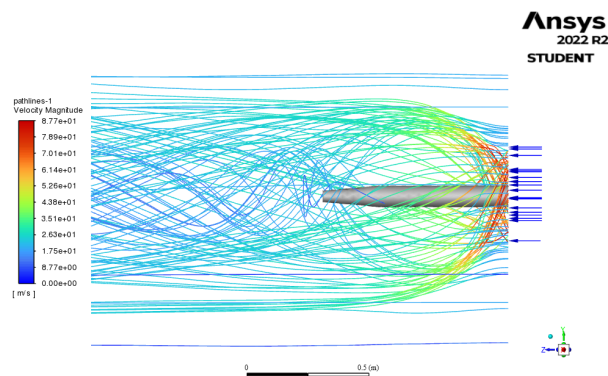


Figura 60 – Linhas de corrente para o caso VII. Fonte: Autor.

5.4 Resultado geral

A partir da análise dos resultados simulados para cada caso, pode-se concluir que a simplificação da hélice como condição de contorno de velocidade em coordenadas cilíndricas trouxe uma estimativa inicial, porém ainda distante do esperado experimentalmente. A combinação dos valores de velocidade como condição de contorno adotada não proporcionou o reconhecimento da esteira rotativa pelo software *ANSYS*, apresentando resultados divergentes dos esperados na teoria e experimentalmente.

Como os casos adotados não apresentaram valores de pressão promissores para apenas a nacele e a hélice, a continuidade com a inserção da asa no domínio não é viável, visto que a modelagem proposta da esteira ainda se apresenta distante da realidade. Sugere-se para trabalhos futuros que seja estudada uma combinação de velocidades que descreva melhor o fenômeno, além de realizar um estudo de convergência de malha, ampliando os limites de elementos para além da versão *Student* do *ANSYS Fluent*.

6 Conclusão

O presente trabalho analisou a viabilidade do uso de coordenadas cilíndricas como condição de contorno para simplificar uma hélice em uma simulação computacional de fluidos. A motivação para o desenvolvimento do trabalho consiste na necessidade de estudos simples e enxutos para avaliar a iteração hélice, asa e nacele.

A modelagem do problema envolveu a criação do domínio com base nos dados experimentais. A hélice foi simplificada em uma região circular na entrada do domínio, sendo que as características da hélice foram inseridas como condições de contorno em coordenadas cilíndricas a partir dos dados obtidos por [Epema \(2017\)](#). A malha do sistema foi estabelecida como tetraédrica para facilitar a construção, entretanto, como, o software utilizado é versão estudantil, apresentou-se uma limitação no número de elementos que prejudicou o refino da malha nas regiões próximas às paredes. O pré-processamento foi estabelecido para simular um regime permanente, variando para cada caso o modelo de viscosidade abordado.

Os resultados foram obtidos para cada caso de condição de contorno e viscosidade simulado, sendo comparados com os dados experimentais de [Epema \(2017\)](#). Observou-se que o Modelo Spalart-Allmaras apresentou melhores resultados de resíduos e coeficiente de pressão. Ademais, o caso com as velocidades tangencial e axial em função do raio mostrou maior proximidade da pressão estática com o experimento. Apesar disso, as características da esteira ao longo do escoamento divergem significativamente do esperado.

Com base na análise desenvolvida no estudo, conclui-se que o software *ANSYS Fluent* pode não reconhecer as velocidades na condição de contorno adotadas como componentes geradoras de uma esteira. As combinações de velocidades analisadas se distanciam do esperado para seguir com a inserção da asa no domínio e avaliar os demais parâmetros desejados. Sugere-se para os próximos trabalhos que seja feita uma análise mais profunda da combinação de velocidades em conjunto com um estudo de convergência da malha, procurando refinar as regiões próximas a nacele e esteira.

Referências

- AMERI, A. *Improving the Numerical Stability of Higher Order Methods with Applications to Fluid Dynamics*. Tese (Doutorado), 12 2019. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 42.
- ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 2001. (Aeronautical and Aerospace Engineering Series). ISBN 9780072373356. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=CaBTAAAAMAAJ>>. Citado 6 vezes nas páginas 9, 36, 37, 38, 39 e 41.
- ANSYS, I. ANSYS Meshing User's Guide. Release 15.0, p. 350, 2010. Citado 3 vezes nas páginas 10, 54 e 55.
- ANSYS, I. ANSYS Fluent User's Guide. Release 15.0, p. 2692, 2013. Citado 7 vezes nas páginas 54, 55, 57, 58, 61, 62 e 63.
- ANSYS, I. Mesh Quality and Advanced Topics Introduction to ANSYS Meshing. Release 15.0, p. 37, 2015. Citado 4 vezes nas páginas 13, 40, 55 e 56.
- ANSYS, I. ANSYS Fluent Theory Guide. Release 2021 R2, p. 1069, 2021. Citado 6 vezes nas páginas 40, 41, 43, 44, 45 e 62.
- CHO, J.; CHO, J. Quasi-Steady Aerodynamic Analysis of Propeller – Wing Interaction. v. 1042, n. June 1996, p. 1027–1042, 1999. Citado na página 31.
- EPEMA, K. *Wing Optimisation for Tractor Propeller Configurations: Validation and Application of Low-Order Numerical Models Adapted to Include Propeller-Induced Velocities*. 136 p. Tese (Doutorado) — Delft University of Technology, 2017. Citado 21 vezes nas páginas 9, 10, 11, 12, 13, 21, 32, 33, 34, 35, 46, 47, 48, 49, 50, 59, 60, 75, 87, 88 e 89.
- GUDMUNDSSON, S. Chapter 14 - the anatomy of the propeller. In: GUDMUNDSSON, S. (Ed.). *General Aviation Aircraft Design*. Boston: Butterworth-Heinemann, 2014. p. 581–659. ISBN 978-0-12-397308-5. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780123973085000143>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 23.
- JOHNSON, V. S. Comparison of advanced turboprop and turbofan airplanes. In: *AIAA Appl. Aerodyn. Conf.* [S.l.: s.n.], 1983. Citado na página 20.
- LANGE, R. H. A review of advanced turboprop transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 23, n. 2, p. 151–166, 1986. ISSN 0376-0421. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0376042186900035>>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 20 e 21.
- NACA 642-015A AIRFOIL (n64015a-il). Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n64015a-il>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 47.
- PLETCHER, R.; TANNEHILL, J.; ANDERSON, D. *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer, Second Edition*. Taylor & Francis, 1997. (Series in Computational and Physical Processes in Mechanics and Thermal Sciences). ISBN 9781560320463.

Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=ZJPbtHeilCgC>>. Citado 4 vezes nas páginas 39, 40, 42 e 43.

ROSKAM, J.; LAN, C. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Design, Analysis and Research Corporation, 1997. (Airplane design and analysis). ISBN 9781884885440. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=bSq-cEf0EWsC>>. Citado 5 vezes nas páginas 9, 20, 24, 27 e 30.

SHAMS, T. A. et al. Experimental investigation of propeller induced flow on flying wing micro aerial vehicle for improved 6dof modeling. *IEEE Access*, v. 8, p. 179626–179647, 01 2020. Citado na página 30.

VELDHUIS, L. *Propeller Wing Aerodynamic Interference*. Tese (Doutorado) — Delft University of Technology, 2005. Citado 14 vezes nas páginas 9, 20, 21, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34 e 35.

WEICK, F. *Aircraft Propeller Design*. McGraw-Hill Book Company, Incorporated, 1930. ISBN 9780598630872. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=63ZTAAAAMAAJ>>. Citado 4 vezes nas páginas 9, 23, 24 e 27.

WHITE, F. *Fluid Mechanics*. McGraw Hill, 2011. (McGraw-Hill series in mechanical engineering). ISBN 9780073529349. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=egk8SQAACAAJ>>. Citado na página 29.

ZOHURI, B.; FATHI, N. Compressible flow. In: _____. *Thermal-Hydraulic Analysis of Nuclear Reactors*. Cham: Springer International Publishing, 2015. p. 231–252. ISBN 978-3-319-17434-1. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/978-3-319-17434-1_7>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 36.

Apêndices

APÊNDICE A – Desenho Técnico

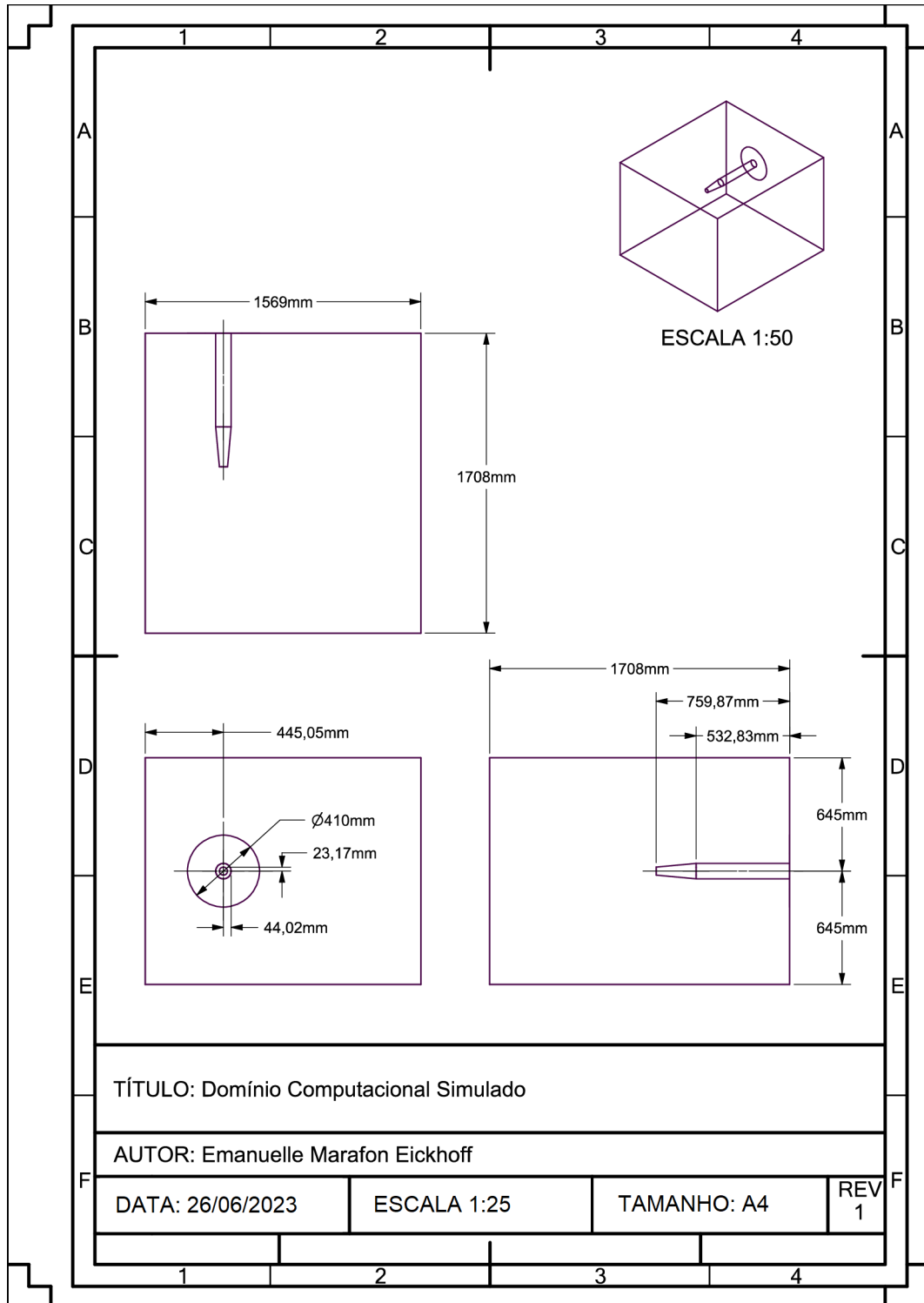


Figura 61 – Desenho técnico do domínio computacional. Fonte: Autor.

APÊNDICE B – Resíduos das simulações

B.1 Simulações com propulsor desligado

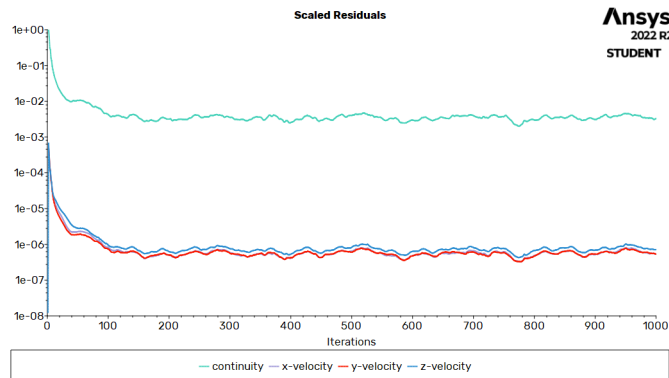


Figura 62 – Resíduos da simulação invíscida com propulsor desligado. Fonte: Autor.

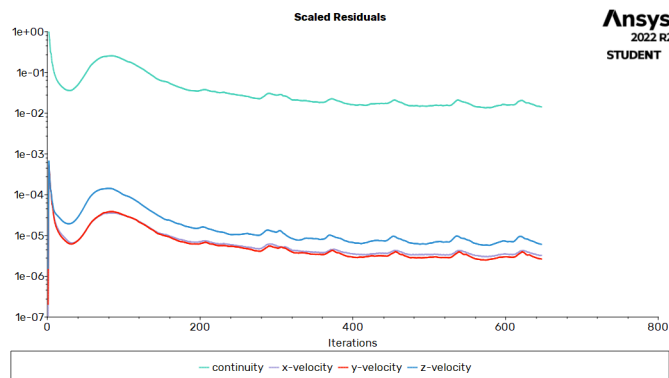


Figura 63 – Resíduos da simulação laminar com propulsor desligado. Fonte: Autor.

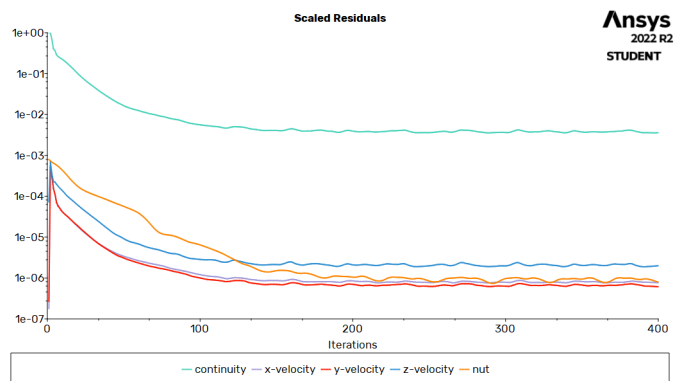


Figura 64 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor desligado. Fonte: Autor.

B.2 Simulações com propulsor ligado

B.2.1 Velocidade tangencial e axial constantes, radial nula

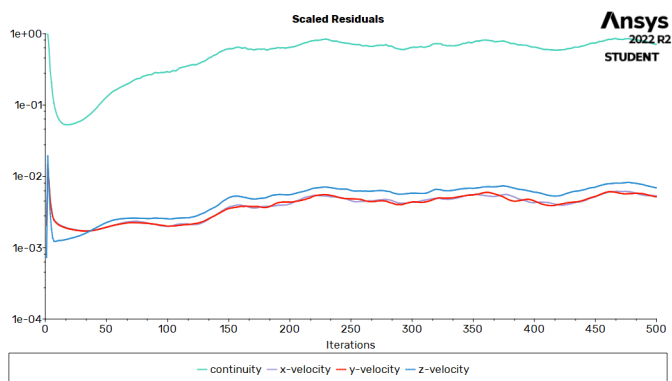


Figura 65 – Resíduos da simulação invíscida com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

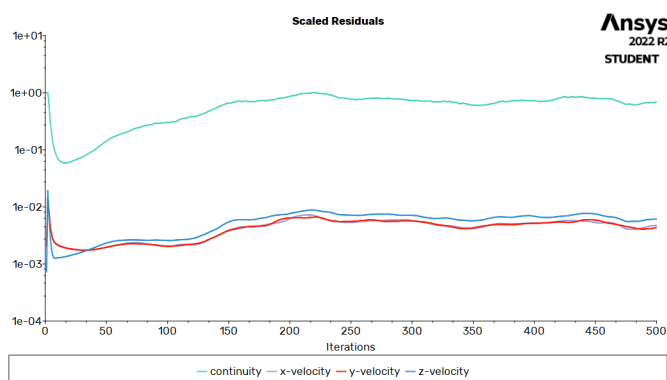


Figura 66 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

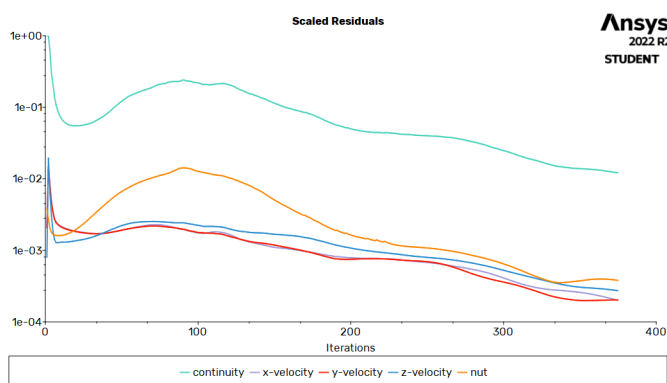


Figura 67 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

B.2.2 Velocidade tangencial em função do raio, axial constante, radial nula

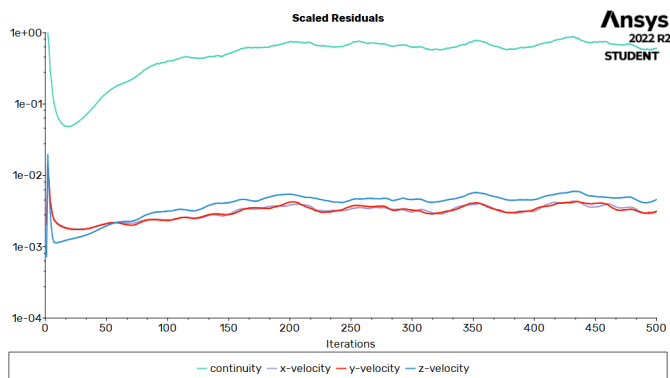


Figura 68 – Resíduos da simulação invíscida com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

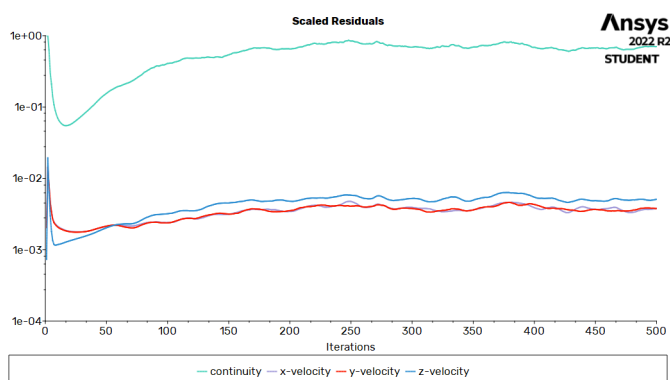


Figura 69 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

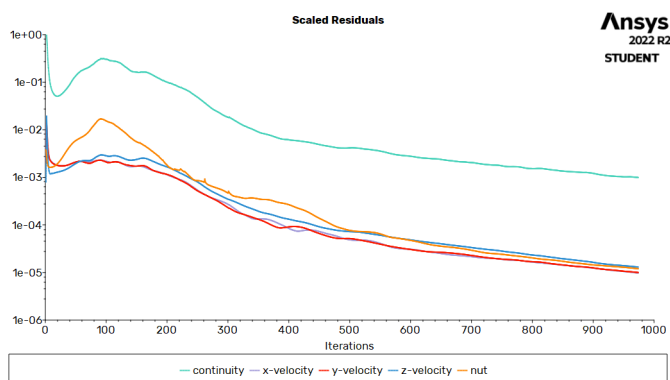


Figura 70 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = 32.5364m/s$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

B.2.3 Simulação Spalart-Allmaras para velocidade axial em função do raio, variando as velocidades tangencial e radial

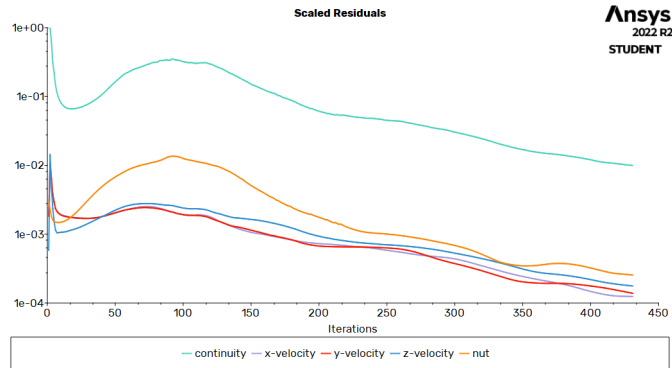


Figura 71 – Resíduos da simulação Spalart-Allmaras com propulsor ligado, $V_t = -60.1197m/s$, $V_a = f(r)$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

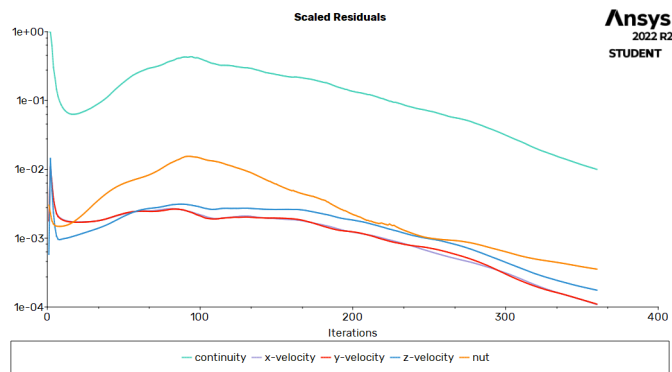


Figura 72 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = f(r)$ e $V_r = 0$. Fonte: Autor.

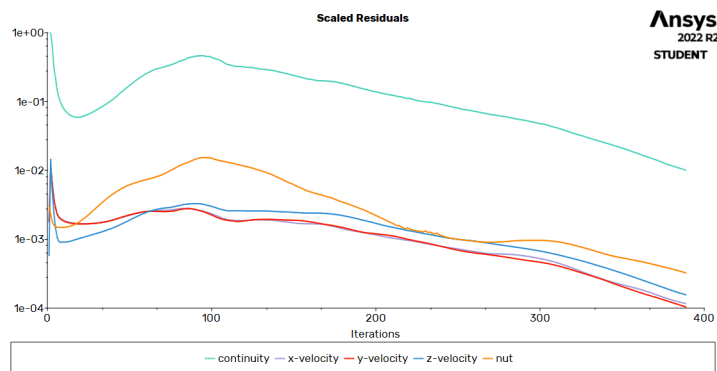


Figura 73 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = f(r)$ e $V_r = -5m/s$. Fonte: Autor.

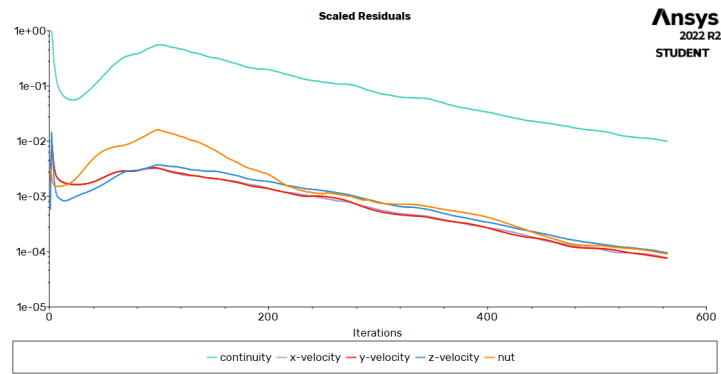


Figura 74 – Resíduos da simulação laminar com propulsor ligado, $V_t = f(r)$, $V_a = f(r)$ e $V_r = -15m/s$. Fonte: Autor.

Anexos

ANEXO A – Resultados experimentais

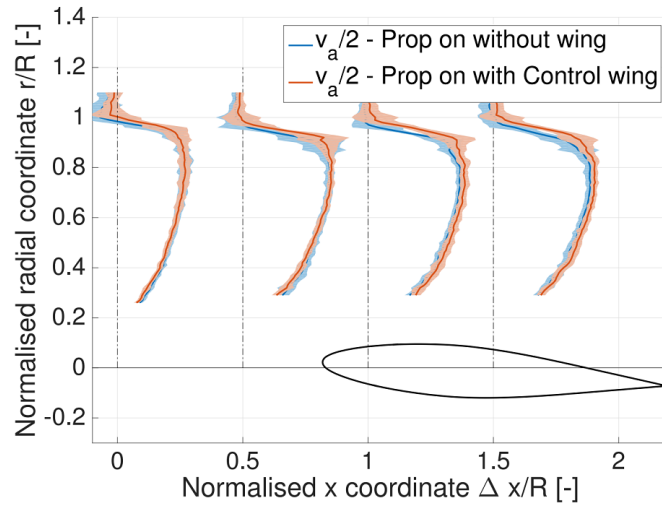


Figura 75 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado ao longo da esteira. Fonte: Epema (2017).

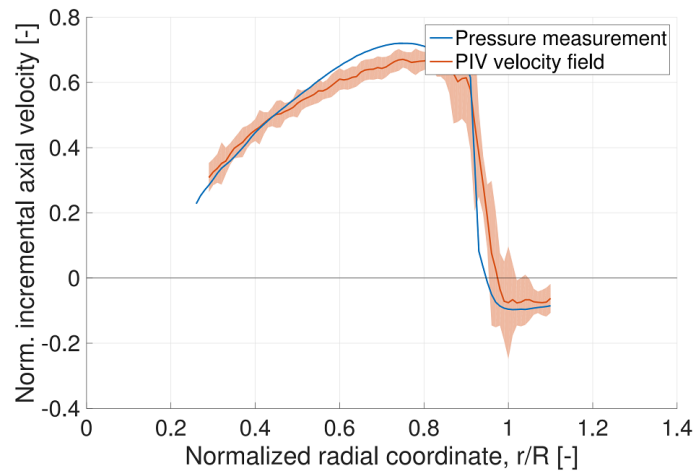


Figura 76 – Incremento de velocidade axial adimensionalizado em função do raio para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice. Fonte: Epema (2017).

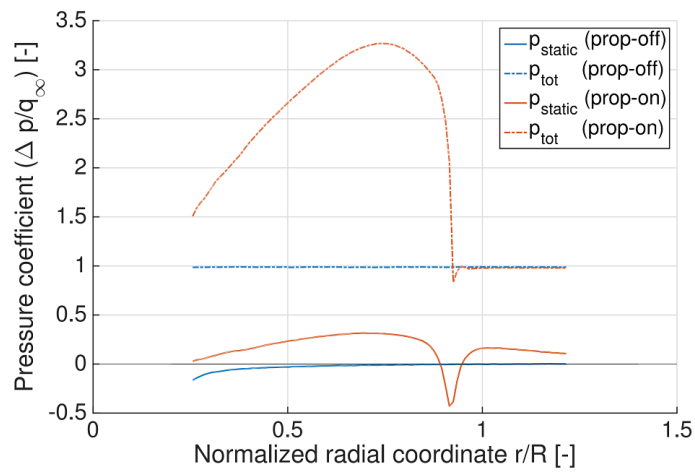


Figura 77 – Pressão total e estática para uma distância $x/R = 0,315$ do plano da hélice. Fonte: Epema (2017).

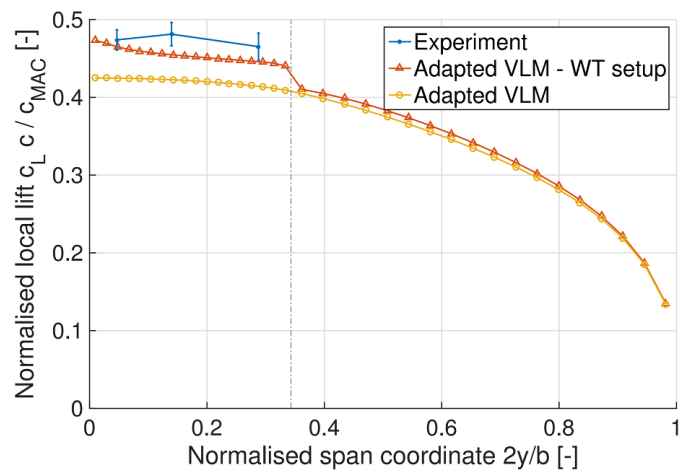


Figura 78 – Distribuição do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura para o propulsor desligado. Fonte: Epema (2017).

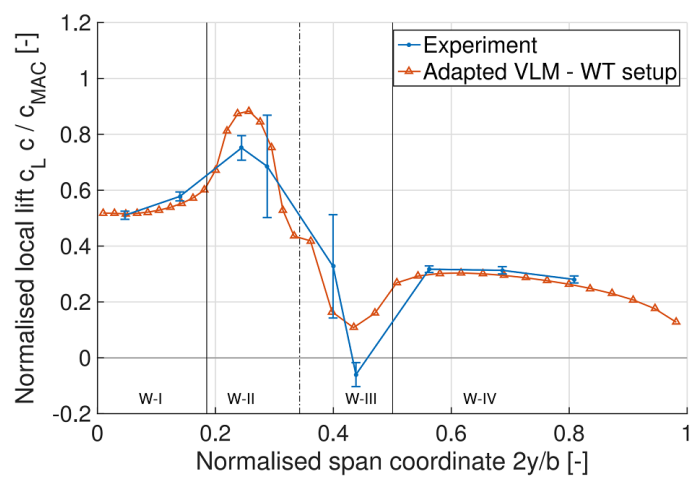


Figura 79 – Distribuição do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura para o propulsor ligado. Fonte: [Epema \(2017\)](#).