

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA  
MESTRADO EM MODELAGEM COMPUTACIONAL  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM MODELAGEM  
COMPUTACIONAL**

**Luís Pedro Vieira Vidigal**

**INVESTIGAÇÃO DO DESEMPENHO AERODINÂMICO DE UM AVIÃO  
DE PEQUENO PORTE UTILIZANDO DINÂMICA DOS FLUIDOS  
COMPUTACIONAL**

Juiz de Fora

2022



**Luís Pedro Vieira Vidigal**

**INVESTIGAÇÃO DO DESEMPENHO AERODINÂMICO DE UM AVIÃO  
DE PEQUENO PORTE UTILIZANDO DINÂMICA DOS FLUIDOS  
COMPUTACIONAL**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Modelagem Computacional da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Modelagem Computacional. Área de concentração: Modelagem Computacional

Orientadora: Profa. Dra. Patrícia Habib Hallak

Coorientador: Prof. Dr. Manuel Arturo Rendón Maldonado

Juiz de Fora

2022

Ficha catalográfica elaborada através do Modelo Latex do CDC da UFJF  
com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Vidigal, Luís Pedro Vieira.

INVESTIGAÇÃO DO DESEMPENHO AERODINÂMICO DE UM  
AVIÃO DE PEQUENO PORTE UTILIZANDO DINÂMICA DOS FLUI-  
DOS COMPUTACIONAL / Luís Pedro Vieira Vidigal. – 2022.

98 f. : il.

Orientadora: Patrícia Habib Hallak

Coorientador: Manuel Arturo Rendón Maldonado

Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal de Juiz de Fora, Mestrado  
em Modelagem Computacional. Programa de Pós-Graduação em Modelagem  
Computacional, 2022.

1. Aerodinâmica. 2. CFD. 3. EMB120. 4. OpenFOAM. I. Hallak,  
Patrícia Habib, orient. II. Maldonado, Manuel Arturo Rendón, coorient.  
III. Título.



**Luis Pedro Vieira Vidigal**

**Investigação da performance aerodinâmica em um avião de pequeno porte utilizando  
dinâmica dos fluidos computacional**

Dissertação  
apresentada ao  
Programa de Pós-  
Graduação em  
Modelagem  
Computacional da Universidade  
Federal de Juiz de  
Fora como requisito  
parcial à obtenção do  
título de Mestre em  
Modelagem  
Computacional. Área  
de concentração:  
Modelagem  
Computacional.

Aprovada em 25 de fevereiro de 2022.

**BANCA EXAMINADORA**

**Prof(a)Dr(a). Patrícia Habib Hallak** - Orientadora  
Universidade Federal de Juiz de Fora

**Prof(a)Dr(a). Manuel Arturo Rendón Maldonado** - Coorientador  
Universidade Federal de Juiz de Fora

**Prof(a)Dr(a). Felipe dos Santos Loureiro**  
Universidade Federal de São João Del Rei

**Prof(a)Dr(a). Rafael Alves Bonfim de Queiroz**  
Universidade Federal de Ouro Preto

Juiz de Fora, 15/02/2022.



Documento assinado eletronicamente por **Manuel Arturo Rendon Maldonado, Professor(a)**, em 25/02/2022, às 17:47, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Patricia Habib Hallak, Professor(a)**, em 25/02/2022, às 17:47, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).

---



Documento assinado eletronicamente por **Rafael Alves Bonfim de Queiroz, Usuário Externo**, em 25/02/2022, às 17:47, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).

---



Documento assinado eletronicamente por **Felipe dos Santos Loureiro, Usuário Externo**, em 25/02/2022, às 17:47, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).

---



A autenticidade deste documento pode ser conferida no Portal do SEI-Ufjf ([www2.ufjf.br/SEI](http://www2.ufjf.br/SEI)) através do ícone Conferência de Documentos, informando o código verificador **0681031** e o código CRC **23C1AE4F**.

---

## AGRADECIMENTOS

Inicialmente, gostaria de agradecer a Deus por mais esta vitória conquistada em minha vida.

Foi uma jornada com seus percalços, mas minha mãe nunca deixou de acreditar que no fim tudo daria certo. A você o meu muito obrigado.

À minha irmã, por agir como se fosse minha segunda mãe e me colocar sempre pra cima.

À Raquel. Meu amor, minha companheira, aquela que consegue tirar um sorriso do meu rosto mesmo nos momentos mais difíceis e que sempre acreditou que esta etapa seria concluída dando início a uma nova jornada rumo ao doutorado.

Gostaria de agradecer à minha orientadora, professora Patrícia. Seus conselhos, ensinamentos passados e questionamentos fizeram com que este trabalho e minha carreira se enriquecessem de forma inimaginável.

Ao Nicolás e ao Josué, pelas reuniões semanais que fizeram com que novas formas de pensar o problema surgissem em minha mente, proporcionando um crescimento no meu entendimento sobre aeronaves.

Ao professor Manuel e aos envolvidos na pesquisa do EMB120 híbrido do GCEME. Suas contribuições despertaram diversos questionamentos que, creio eu, estou mais apto a responder do que antes.

À CAPES, pelo financiamento do meu mestrado. Sem este incentivo à pesquisa, provavelmente teria sido muito difícil concluir com tanto aproveitamento. Que este suporte permaneça, qualificando ainda mais os pesquisadores brasileiros.

E por último, mas sempre em meu coração, a você meu pai. Sinto sua presença comigo ao escrever estas palavras e espero estar trilhando um caminho que lhe deixaria orgulhoso.



“Seja você quem for, seja qual for a posição social que você tenha na vida, a mais alta ou a mais baixa, tenha sempre como meta muita força, muita determinação e sempre faça tudo com muito amor e com muita fé em Deus, que um dia você chega lá. De alguma maneira você chega lá.” (Ayrton Senna)



## RESUMO

O presente trabalho propôs investigar o desempenho aerodinâmico da aeronave Brasília (EMB120). A escolha desse modelo como estudo de caso se justifica dentro das atividades do GCEME de pesquisas em propulsão híbrida. Por meio da utilização do OpenFOAM, foram desenvolvidas simulações utilizando o modelo RANS juntamente com o modelo de turbulência  $k - \omega$  SST. As simulações conduzidas se concentraram na fase de cruzeiro, onde a simplificação de escoamento em regime permanente é válida. Foi possível identificar que a aeronave em questão é capaz de realizar o voo de cruzeiro sob um ângulo de ataque na faixa de  $1^\circ$  a  $3^\circ$ , onde seu centro de pressão fica localizado na faixa entre 26,92% e 28,47% da corda média aerodinâmica. As asas são o principal componente responsável por gerar sustentação, enquanto as asas em conjunto com a fuselagem geram a maior parte do arrasto aerodinâmico. Duas configurações da aeronave foram avaliadas: uma com e outra sem *twist* geométrico nas asas. Um aumento no arrasto e na sustentação globais foram observados para a configuração com *twist*, embora a relação entre essas forças não tenha se alterado significativamente. Uma avaliação das equações utilizadas para inicializar os parâmetros de turbulência foi conduzida, onde não foi possível obter diferença significativa entre formulações diferentes. Investigou-se, ainda, a influência da altitude no desempenho aerodinâmico da aeronave. Não foram observadas mudanças significativas nos seus coeficientes adimensionais.

Palavras-chave: Aerodinâmica. CFD. EMB120. OpenFOAM.





## ABSTRACT

The present work investigates the aerodynamic performance of the Brasília aircraft (EMB120). The choice of this model is justified within the GCEME research activities in hybrid propulsion. Using OpenFOAM, simulations were developed using RANS with  $k - \omega$  SST turbulence model. The simulations focused on the cruise phase, where the steady-state flow simplification is valid. It was possible to identify that the aircraft can perform adequately on cruising phase under an angle of attack in the range of  $1^\circ$  to  $3^\circ$ , where its center of pressure is located between 26,92% and 28,47% of the mean aerodynamic chord. The wings are the main component responsible for generating lift, while the wings and the fuselage generate most of the aerodynamic drag. Two aircraft configurations were evaluated: one with and another without geometric twist on the wings. An increase in overall drag and lift was observed for the configuration with twist, although the relationship between these forces did not change significantly. An evaluation of the equations used to initialize the turbulence parameters was conducted, where no significant difference between different formulations was observed. The influence of altitude on the aerodynamic performance of the aircraft was also investigated. No significant changes were observed in their dimensionless coefficients.

Keywords: Aerodynamic. CFD. EMB120. OpenFOAM.



## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Ornitóptero projetado por Leonardo da Vinci. . . . .	23
Figura 2 – Alberto Santos Dumont sendo destacado por prêmio do Aeroclube da França. . . . .	24
Figura 3 – Avião moderno da fabricante nacional Embraer. . . . .	25
Figura 4 – Perfil típico de uma missão de voo. . . . .	27
Figura 5 – Atuação da distribuição de pressão e tensão de cisalhamento na geração de forças aerodinâmicas. . . . .	28
Figura 6 – Forças atuantes em um aerofólio. . . . .	28
Figura 7 – Asa com <i>twist</i> geométrico. . . . .	30
Figura 8 – Uso de CFD no projeto do Airbus A380. . . . .	32
Figura 9 – Exemplo esquemático de um túnel de vento subsônico. . . . .	32
Figura 10 – Utilização do método dos painéis 3D no projeto do CBA 123. . . . .	34
Figura 11 – EMB120 Brasília. . . . .	35
Figura 12 – ERJ 145. . . . .	36
Figura 13 – Sinal de velocidade em um escoamento turbulento. . . . .	41
Figura 14 – Energia espectral em função da escala espacial dos turbilhões em um escoamento turbulento. . . . .	43
Figura 15 – Estrutura do OpenFOAM. . . . .	48
Figura 16 – Conservação em um elemento discreto. . . . .	50
Figura 17 – Integração dos fluxos usando a) um ponto, b) dois pontos e c) três pontos. . . . .	51
Figura 18 – Projeções do EMB120. . . . .	56
Figura 19 – Geometria do EMB120. . . . .	56
Figura 20 – Projeções das asas. . . . .	57
Figura 21 – Geometria final do EMB120. . . . .	57
Figura 22 – Parâmetros de um perfil NACA. . . . .	58
Figura 23 – Exemplo de malha gerada. . . . .	61
Figura 24 – Refinamento próximo à superfície do avião. . . . .	61
Figura 25 – Configurações do OpenFOAM. . . . .	62
Figura 26 – Configurações do modelo de turbulência no OpenFOAM. . . . .	63
Figura 27 – Exemplo de configuração da velocidade no OpenFOAM. . . . .	64
Figura 28 – Malha mais grossa (Caixa 5x). . . . .	68
Figura 29 – Malha mais refinada (Caixa 5x). . . . .	69
Figura 30 – Caixa com maior dimensão externa. . . . .	70
Figura 31 – Caixa com menor dimensão externa. . . . .	70
Figura 32 – Coeficiente de arrasto do avião sem refinamento de camada limite. . . . .	71

Figura 33 – Coeficiente de sustentação do avião sem refinamento de camada limite. . . . .	71
Figura 34 – Razão $C_l/C_d$ do avião sem refinamento de camada limite. . . . .	72
Figura 35 – Refinamento da camada limite. . . . .	74
Figura 36 – Coeficiente de arrasto do avião com refinamento de camada limite. . . . .	74
Figura 37 – Coeficiente de sustentação do avião com refinamento de camada limite. . . . .	75
Figura 38 – Razão $C_l/C_d$ do avião com refinamento de camada limite. . . . .	75
Figura 39 – Sustentação na asa. . . . .	76
Figura 40 – Arrasto na asa. . . . .	76
Figura 41 – Arrasto na fuselagem. . . . .	78
Figura 42 – Campo de velocidades no entorno do avião. . . . .	79
Figura 43 – Campo de pressão na superfície do avião. . . . .	79
Figura 44 – Linhas de corrente. . . . .	80
Figura 45 – Sustentação em função do ângulo de ataque. . . . .	81
Figura 46 – Arrasto em função do ângulo de ataque. . . . .	81
Figura 47 – Campo de velocidades na ponta da asa para um ângulo de ataque $2^\circ$ . . . . .	82
Figura 48 – Campo de velocidades na ponta da asa para um ângulo de ataque $20^\circ$ . . . . .	82
Figura 49 – Contribuição das partes na sustentação. . . . .	83
Figura 50 – Contribuição das partes no arrasto. . . . .	83
Figura 51 – $C_l$ em função do $C_d$ para a aeronave com e sem <i>twist</i> nas asas. . . . .	84
Figura 52 – Influência do <i>twist</i> no $C_l$ . . . . .	85
Figura 53 – Influência do <i>twist</i> no $C_d$ . . . . .	85
Figura 54 – Sustentação a nível do mar. . . . .	87
Figura 55 – Arrasto a nível do mar. . . . .	87
Figura 56 – Sustentação no voo de cruzeiro. . . . .	88
Figura 57 – Arrasto no voo de cruzeiro. . . . .	88
Figura 58 – Comparação dos coeficientes aerodinâmicos em diferentes altitudes de voo. . . . .	89

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Configuração do computador utilizado. . . . .	55
Tabela 2 – Perfis utilizados. . . . .	58
Tabela 3 – Caixas utilizadas nas simulações. . . . .	60
Tabela 4 – Dados iniciais . . . . .	67
Tabela 5 – Malhas e dimensões do campo de escoamento sem refinamento da camada limite . . . . .	69
Tabela 6 – Malhas e dimensões do campo de escoamento com refinamento da camada limite . . . . .	73
Tabela 7 – Força de sustentação nas asas. . . . .	77
Tabela 8 – Tempo gasto utilizando a caixa 10x. . . . .	77
Tabela 9 – $y^+$ nas asas para a caixa 10x . . . . .	78
Tabela 10 – Dados de entrada. . . . .	86



## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AVL	Athena Vortex Lattice
CFD	Computational Fluid Dynamics
DNS	Direct Numerical Simulation
GCEME	Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia
ISA	International Standard Atmosphere
LES	Large Eddy Simulation
OpenFOAM	Open source Field Operation And Manipulation
RANS	Reynolds Averaged Navier–Stokes
SC	Superfície de controle
SIMPLE	Semi-Implicit Pressure-Linked Equations
SST	Shear Stress Tensor
TVD	Total Variation Diminishing
UFJF	Universidade Federal de Juiz de Fora
VC	Volume de controle
VLM	Vortex Lattice Method
2D	Duas dimensões





## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$	Área de referência do avião
$a_1$	Coefficiente do modelo $k - \omega$ SST
$c$	Velocidade do som no fluido
$C_l$	Coefficiente de sustentação
$C_d$	Coefficiente de arrasto
$ d $	Distância entre o centro da células
$E$	Energia espectral dos menores turbilhões
$f$	Termo fonte
$F_1$	Função de mesclagem do modelo $k - \omega$ SST
$F_2$	Função de mesclagem do modelo $k - \omega$ SST
$F_D$	Força de arrasto
$F_L$	Força de sustentação
$ip$	Ponto de integração
$ip(f)$	Número de pontos de integração na superfície
$ip(V)$	Número de pontos de integração no volume
$k$	Energia cinética turbulenta
$l$	Escala espacial característica do escoamento
$L$	Comprimento característico do escoamento
$Ma$	Número de Mach
$p$	Pressão
$p'$	Pressão modificada
$Q^\phi$	Termo fonte da equação
$r$	Vetor distância
$Re$	Número de Reynolds
$Re_l$	Número de Reynolds baseado na dimensão característica do escoamento
$S$	Tensor deformação
$t$	Dimensão temporal
$T$	Escala temporal característica do escoamento
$v$	Velocidade do fluido
$V$	Velocidade média do escoamento
$v_t$	Escala de velocidade dos menores turbilhões
$v(t)$	Velocidade em função do tempo
$v'(t)$	Flutuação do campo de velocidade
$x$	Dimensão espacial
$y^+$	Distância normalizada da parede
$\alpha_1$	Coefficiente do modelo $k - \omega$ SST
$\beta$	Parâmetro do esquema upwind
$\Gamma^\phi$	Constante de difusão no meio
$\delta_t$	Comprimento dos menores turbilhões
$\epsilon$	Taxa de dissipação da energia cinética turbulenta

$\theta$	Escala de velocidade característica do escoamento
$\mu$	Viscosidade dinâmica
$\mu_{eff}$	Viscosidade dinâmica efetiva
$\mu_t$	Viscosidade dinâmica turbulenta
$\nu$	Viscosidade cinemática
$\nu_t$	Viscosidade turbulenta
$\rho$	Massa específica do fluido
$\rho_{ar}$	Massa específica do ar
$\sigma^*$	Coefficiente do modelo $k - \omega$ SST
$\tau$	Tensão de cisalhamento
$\tau_t$	Escala temporal dos menores turbilhões
$\phi$	Variável de interesse ou variável genérica
$\phi_{c0}$	Variável na célula central
$\phi_N$	Variável de interesse no centro da célula vizinha
$\phi_P$	Variável de interesse no centro da célula de interesse
$\omega$	Taxa de dissipação específica da energia cinética turbulenta
$\omega_{ip}$	Função peso
$\nabla$	Operador nabla

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>23</b>
1.1	MOTIVAÇÃO E CONTEXTUALIZAÇÃO . . . . .	23
1.1.1	<b>Grupo GCEME . . . . .</b>	26
1.2	MISSÃO DE VOO, COEFICIENTES AERODINÂMICOS E GEOMETRIA DAS ASAS . . . . .	26
1.2.1	<b>Fases do voo . . . . .</b>	26
1.2.2	<b>Cargas aerodinâmicas . . . . .</b>	27
1.2.3	<b>Asas com <i>twist</i> geométrico . . . . .</b>	29
1.3	FERRAMENTAS PARA ANÁLISE AERODINÂMICA EM AERONAVES	30
1.3.1	Modelos de baixa fidelidade . . . . .	31
1.3.2	Modelos de alta fidelidade . . . . .	31
1.3.3	Ensaio em túnel de vento . . . . .	32
1.4	OBJETIVOS . . . . .	33
1.5	BREVE REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . . .	33
1.6	ESCOPO . . . . .	36
<b>2</b>	<b>MODELAGEM FÍSICA DE ESCOAMENTOS VISCOSOS E INCOMPRESSÍVEIS . . . . .</b>	<b>37</b>
2.1	NÍVEIS DE MODELAGEM . . . . .	37
2.2	MODELOS EM CFD . . . . .	38
2.3	EQUAÇÕES GOVERNANTES DO ESCOAMENTO . . . . .	40
2.4	TURBULÊNCIA . . . . .	40
2.4.1	Modelos de turbulência . . . . .	43
<b>3</b>	<b>MODELAGEM NUMÉRICA . . . . .</b>	<b>47</b>
3.1	PROGRAMA UTILIZADO . . . . .	47
3.2	TÉCNICAS NUMÉRICAS . . . . .	49
3.2.1	Método dos volumes finitos . . . . .	50
3.2.2	Discretização do termo convectivo . . . . .	52
3.2.3	Discretização do termo difusivo . . . . .	52
3.2.4	Discretização temporal . . . . .	52
3.2.5	Algoritmo de acoplamento pressão-velocidade: SIMPLE . . . . .	53
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA . . . . .</b>	<b>55</b>
4.1	GEOMETRIA . . . . .	55
4.2	GERAÇÃO DA MALHA COMPUTACIONAL . . . . .	59
4.2.1	Tratamento da geometria . . . . .	59
4.2.2	Malha computacional . . . . .	59
4.3	PARÂMETROS DO OPENFOAM . . . . .	61
4.3.1	Discretização das equações . . . . .	61

4.3.2	Algoritmo de solução . . . . .	62
4.3.3	Tolerâncias . . . . .	62
4.3.4	Modelo de turbulência . . . . .	62
4.4	ÂNGULO DE ATAQUE . . . . .	63
4.5	CONDIÇÕES DE CONTORNO . . . . .	64
<b>5</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES . . . . .</b>	<b>67</b>
5.1	ESTUDO DE MALHA . . . . .	67
5.1.1	Sem refinamento da camada limite . . . . .	68
5.1.2	Com refinamento da camada limite . . . . .	72
5.2	POSIÇÃO DO CENTRO DE PRESSÃO . . . . .	78
5.3	INFLUÊNCIA DA ASA NO DESEMPENHO AERODINÂMICO . . . . .	82
5.4	INFLUÊNCIA DO TWIST . . . . .	84
5.5	INFLUÊNCIA DA EQUAÇÃO UTILIZADA PARA VALORES INICIAIS DA TURBULÊNCIA . . . . .	85
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO . . . . .</b>	<b>91</b>
6.1	TRABALHOS FUTUROS . . . . .	93
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>95</b>

# 1 INTRODUÇÃO

Com o intuito de introduzir ao leitor os conceitos mais relevantes na condução deste trabalho, este primeiro capítulo abordará o problema estudado. O leitor encontrará as motivações que levaram à realização deste trabalho, uma contextualização do problema bem como conceitos iniciais importantes para a compreensão do desenvolvimento que será realizado. Os objetivos são definidos neste capítulo, bem como uma breve revisão bibliográfica acerca do tema.

## 1.1 MOTIVAÇÃO E CONTEXTUALIZAÇÃO

Desde os primórdios, a humanidade observava o céu e os pássaros sonhando em um dia poder voar. Este desejo é notável em diversos contos presentes na mitologia antiga, como o mito grego de Ícaro que teve suas asas derretidas ao se aproximar demais do Sol. Diversos estudiosos tentaram ao longo dos anos dar asas a esse sonho.

Com os pássaros como inspiração, as primeiras ideias de como o homem poderia voar foram surgindo a partir do conceito de asas que fizessem um movimento ascendente e descendente a partir do movimento humano. Tais máquinas são conhecidas como ornitópteros. Leonardo da Vinci, por exemplo, desenhou diversos esboços de estruturas com essa finalidade, sem nenhuma evidência de que o mesmo tenha conseguido sucesso em alcançar voo [1]. Um de seus esboços mais famosos de ornitópteros, datado de 1488, é apresentado na Figura 1 onde é possível notar a inspiração nos pássaros para seu projeto.

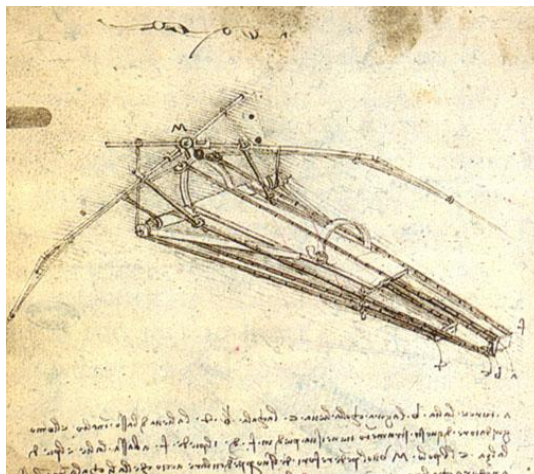


Figura 1 – Ornitóptero projetado por Leonardo da Vinci.

Fonte: [2].

O primeiro voo humano propriamente documentado se deu por meio um balão em 21 de novembro de 1783 em Paris [1]. Após esse primeiro voo bem sucedido, diversos outros protótipos e voos começaram a ser registrados ao redor do mundo e permaneceram como único meio humano de poder voar. O desejo de poder voar mais rápido e por distâncias

maiores continuou atormentando a cabeça dos cientistas da época. Eles testavam novas configurações e protótipos tentando alcançar um modelo ideal.

Somente no dia 23 de outubro de 1906 que um homem conseguiu a façanha de decolar e voar em um equipamento mais pesado que o ar e com propulsão. Este homem foi Alberto Santos Dumont, um brasileiro pioneiro, que construiu e voou no famoso 14 Bis. Ele conseguiu realizar o primeiro voo documentado e com testemunhas de um equipamento mais pesado que o ar que conseguisse decolar por meios próprios, ou seja, sem auxílio de rampas ou qualquer outro método de impulsão. Em seu primeiro voo, Santos Dumont conseguiu percorrer cerca de sessenta metros a uma altura próxima aos três metros no campo de Bagatelle em Paris. O mesmo ainda realizou outro voo em 12 de novembro do mesmo ano, conseguindo percorrer 220 metros em uma altura de 6 metros. Estes foram os dois primeiros voos homologados e reconhecidos pelo Aeroclube da França, que era uma autoridade na época. O seu segundo voo inclusive rendeu um prêmio do Aeroclube da França, e foi destaque em diversos jornais ao longo do mundo (Figura 2).

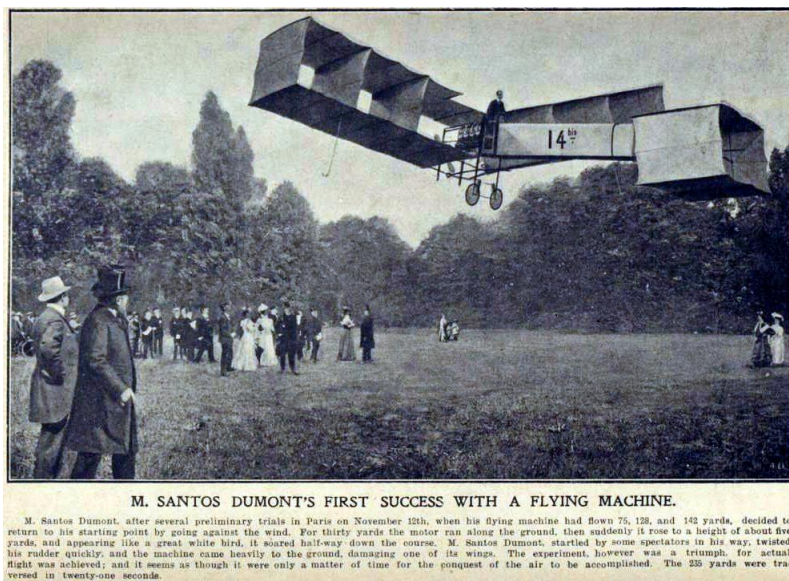


Figura 2 – Alberto Santos Dumont sendo destacado por prêmio do Aeroclube da França.

Fonte: [3].

Desde este primeiro voo bem sucedido, diversos outros foram realizados com sucesso ao longo dos anos. É possível notar uma grande diferença entre o primeiro avião (Figura 2) e um avião moderno (Figura 3). Tais diferenças se tornaram possíveis ao longo dos anos devido ao desenvolvimento de teorias que solidificaram as bases físicas e matemáticas no âmbito da dinâmica dos fluidos. Em pouco mais de um século, o homem foi capaz de passar de um voo de 220 metros para aeronaves capazes de voar acima da velocidade do som.

Para se chegar ao nível atual das aeronaves, foi necessário muito esforço para desenvolvimento de teorias e metodologias de projeto que pudessem tornar cada vez mais



Figura 3 – Avião moderno da fabricante nacional Embraer.

Fonte: [4].

eficientes os aviões. Atualmente, o design das aeronaves comerciais encontra-se em um patamar bem estabelecido. Grande parte dos aviões apresenta características semelhantes, visto que o projeto geral de aeronaves convencionais tende a convergir para um modelo ideal [5]. Dentre as características comuns, é possível citar o formato da fuselagem, posição do sistema de propulsão e performance aerodinâmica [5].

No início, teorias e simplificações eram muito utilizadas para determinar o comportamento de uma aeronave. Estes modelos eram aplicados somente sob certas condições, mas suas soluções analíticas possuíam um bom grau de acurácia. No entanto, tais teorias não eram aplicadas para todos os tipos de escoamento, tornando sua utilização muito limitada.

A aerodinâmica teórica clássica teve sua importância na compreensão dos escoamentos. Muitas teorias simplificadas se provaram úteis, como o cálculo do coeficiente de sustentação para um perfil bidimensional sujeito à um pequeno ângulo de incidência [6], possibilitando avanços na indústria aeronáutica.

A dificuldade de lidar com escoamentos mais complexos fez surgir a necessidade de modelos mais robustos que pudessem ser aplicados a uma gama maior de situações. Neste âmbito, a dinâmica dos fluidos computacional (CFD - Computational Fluid Dynamics) tornou possível a análise de escoamentos mais complexos em geometrias arbitrárias, se tornando uma ferramenta poderosa de projeto.

Cada vez mais a preocupação com o meio ambiente e as emissões de poluentes



na atmosfera vem aumentando. Além do desenvolvimento de novas fontes de propulsão, o estudo aerodinâmico das aeronaves pode contribuir com o aumento da eficiência e conseqüentemente redução das emissões. O arrasto é uma força oposta ao movimento do avião, assim, o sistema de propulsão deve equalizar esta força para que o avião possa manter velocidade constante na fase de cruzeiro, por exemplo. Como o arrasto pode ser decomposto em parcelas e cada parte do avião gera sua contribuição para o arrasto global, torna-se necessário uma análise minuciosa em cada um dos componentes do avião (asas, fuselagem, estabilizador horizontal e estabilizador vertical) para que seja possível otimizar a eficiência aerodinâmica global da aeronave.

### 1.1.1 Grupo GCEME

O presente trabalho se insere na pesquisa realizada pelo Grupo de Conversão Eletromecânica de Energia (GCEME) da Universidade Federal de Juiz de Fora (UFJF). O GCEME é formado por estudantes, professores e pesquisadores dos mais variados campos de conhecimento, como engenharia mecânica, civil, elétrica e aeronáutica. Seu enfoque consiste em pesquisas no âmbito da eficiência energética de aeronaves e sistemas de propulsão.

Dentre as pesquisas em andamento, é possível destacar o estudo da hibridização de aeronaves regionais. Neste cenário, o presente trabalho busca contribuir com informações sobre a aeronave EMB120 visando a avaliação do sistema propulsor híbrido que poderá integrar a aeronave.

## 1.2 MISSÃO DE VOO, COEFICIENTES AERODINÂMICOS E GEOMETRIA DAS ASAS

Esta seção tem por objetivo introduzir ao leitor alguns conceitos utilizados ao longo deste trabalho.

### 1.2.1 Fases do voo

É possível dividir uma missão de voo de uma aeronave convencional em etapas, onde cada uma possui suas características próprias. Um esboço de uma missão de voo é ilustrado pela Figura 4.

Inicialmente, o avião é taxiado na pista até alcançar a posição de decolagem. A decolagem é a etapa onde geralmente a aeronave opera com o sistema de propulsão em potência máxima, visando sair do solo para iniciar o voo propriamente dito. Nesta fase, como o sistema de propulsão opera em potência alta, é comum que o consumo de combustível seja alto e por um curto período de tempo comparado ao tempo gasto em toda a missão.



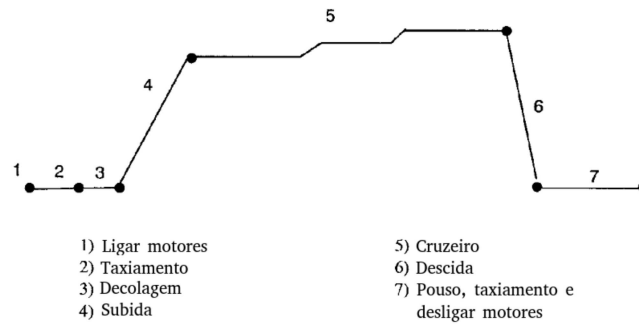


Figura 4 – Perfil típico de uma missão de voo.

Fonte: Adaptado de [7].

Após decolar, o avião inicia a fase de subida. Nesta fase é necessário que a força de sustentação gerada pelo escoamento na superfície do avião seja maior que o peso da aeronave. Assim, é comum que em aeronaves convencionais, cuja configuração é composta por asas fixas, que o ângulo de ataque seja alto. Além de aumentar o ângulo de ataque, o empuxo gerado pelo sistema de propulsão pode operar com potência relativamente alta para facilitar a subida até a altitude de cruzeiro. Nesta etapa o avião sobe da altitude de decolagem até a altitude de voo de cruzeiro. Pode ainda ocorrer a fase de subida em etapas, mas detalhes específicos no projeto desta fase foge ao escopo deste trabalho. Ao leitor interessado, recomenda-se consultar [7] para maiores detalhes.

Ao alcançar a altitude desejada para o cruzeiro, o avião passa a operar em altitude praticamente constante. Nesta etapa do voo, a sustentação deve ser equivalente ao peso do avião para que o voo seja nivelado. Em viagens mais longas, essa fase corresponde à maior parte da missão de voo. Cabe destacar que nestes voo longos, esta etapa é a maior de toda a missão, compreendendo o maior gasto em massa de combustível.

Quando o avião se aproxima do aeroporto, ele inicia a fase de descida e termina finalmente a missão no desembarque e taxiamento.

Como geralmente a fase de cruzeiro compreende a maior parte de toda a missão, acredita-se que o estudo desta etapa compreende um importante passo para o projeto da aeronave. A fase de voo de cruzeiro foi escolhida para o desenvolvimento deste trabalho por se tratar de um voo nivelado, tornando possível a aplicação das equações que governam o escoamento em situação de regime permanente, simplificando o tratamento numérico.

### 1.2.2 Cargas aerodinâmicas

As forças aerodinâmicas geradas em uma superfície sólida são provenientes de duas fontes: distribuição de pressão ao longo da superfície e distribuição de tensões cisalhantes na superfície do corpo. Seja um corpo de forma complexa ou um de geometria mais

simples, as forças aerodinâmicas são geradas por estas duas fontes. A Figura 5 ilustra este princípio.

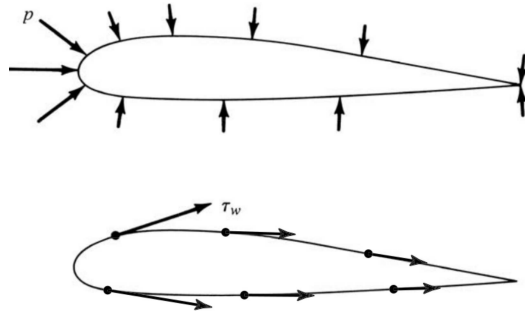


Figura 5 – Atuação da distribuição de pressão e tensão de cisalhamento na geração de forças aerodinâmicas.

Fonte: [1].

A sustentação é a força que atua na direção normal a do vento, já o arrasto é aquela que atua na direção do vento. A componente vertical das forças é a responsável por manter o avião no ar, pois atua contra a força exercida pela gravidade. O sistema de propulsão de uma aeronave deve ser capaz de equilibrar a resultante horizontal dessas forças. Em voo de cruzeiro, essas componentes vertical e horizontal coincidem com a sustentação e o arrasto, respectivamente.

Um esboço das forças que atuam em um perfil aerodinâmico é ilustrado pela Figura 6, onde  $V$  é a velocidade do escoamento,  $\alpha$  é o ângulo de ataque,  $L$ ,  $D$  e  $P$  são as forças de sustentação, arrasto e peso respectivamente.

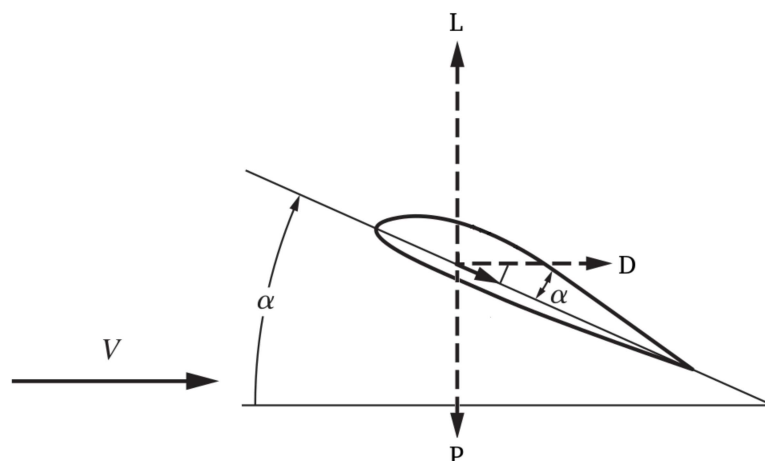


Figura 6 – Forças atuantes em um aerofólio.

Fonte: Adaptado de [1].

Além das forças aerodinâmicas, o escoamento gera momentos no avião que devem ser equilibrados visando um voo estável.

Quando é possível obter a distribuição de pressões e tensões cisalhantes na superfície do avião, basta integrar ao longo da superfície para obter as forças.

Em uma aeronave convencional as asas são o principal componente responsável por gerar sustentação, enquanto a fuselagem é responsável por maior parte do arrasto.

Ao analisar aviões, é comum utilizar coeficientes adimensionais para avaliar o arrasto e a sustentação. Esses coeficientes são descritos pelas equações abaixo:

- Coeficiente de sustentação:

$$C_l = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho_{ar}V^2A}, \quad (1.1)$$

- Coeficiente de arrasto:

$$C_d = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho_{ar}V^2A}, \quad (1.2)$$

onde  $F_L$  e  $F_D$  são as forças de sustentação e arrasto respectivamente,  $\rho_{ar}$  é a massa específica do ar,  $V$  é a velocidade do escoamento e  $A$  é a área de referência utilizada.

A escolha da área de referência deve ser explicitada quando a análise aborda os coeficientes acima descritos. A utilização de áreas de referência distintas leva a resultados diferentes e acarretando em uma não compreensão dos resultados obtidos.

Estas fórmulas para coeficientes aerodinâmicos existem desde a década de 20, no entanto, diversos pesquisadores já estudavam formulações que pudessem cumprir o papel de prever a sustentação e o arrasto com acurácia. Estas formulações foram de extrema importância em uma época onde modelos de turbulência consolidados não existiam e a dinâmica dos fluidos computacional nem sequer era cogitada.

O primeiro a usar a definição de coeficientes aerodinâmicos foi Otto Lilienthal, um dos pioneiros na aviação do século *XIX* [1]. Ele pesquisou diversas configurações em aerofólios e formulou tabelas com dados experimentais variando o ângulo de ataque que foram muito utilizadas. Em seu trabalho, Lilienthal utilizava formulações empíricas baseadas em suas observações experimentais para obter os coeficientes de sustentação e arrasto, que eram então denominados coeficiente normal e tangencial respectivamente.

Seguindo seus conceitos, diversas evoluções ocorreram até chegar na formulação padrão atual.

### 1.2.3 Asas com *twist* geométrico

Se os ângulos de ataque em seções diferentes da asa forem também distintos, diz-se que a asa possui *twist*. Uma das configurações possíveis é denominada *washout*, onde o ângulo de ataque na raiz da asa é superior ao ângulo de ataque na ponta da mesma. A Figura 7 ilustra uma asa sob a configuração *washout*.

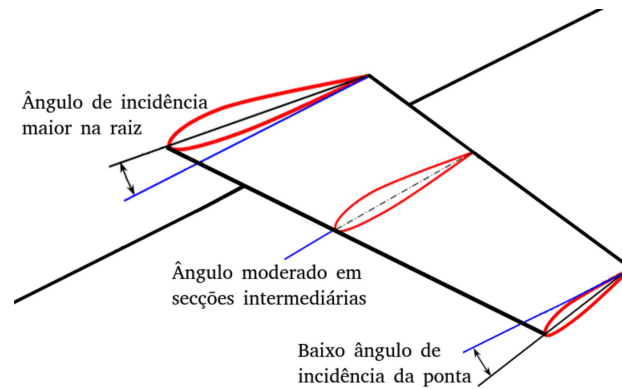


Figura 7 – Asa com *twist* geométrico.

Fonte: Adaptado de [8].

Esta configuração é muito utilizada em aeronaves visando retardar o *stall* na ponta da asa, que se trata de um fenômeno indesejado [7].

Em aeronaves de porte pequeno e médio, é comum a escolha de um *twist* na casa de  $3^\circ$  na configuração *washout*, onde o ângulo de ataque da ponta é menor que o da raiz [7].

Asas que possuem a configuração *washout* tendem ainda a possuir um aumento do arrasto induzido, devido à alteração na distribuição da sustentação ao longo da asa [7]. É possível ainda encontrar na literatura estudos onde o *twist* nas asas tende a aumentar o coeficiente de sustentação da aeronave [9].

### 1.3 FERRAMENTAS PARA ANÁLISE AERODINÂMICA EM AERONAVES

O projeto de uma aeronave é um processo que envolve diversas áreas do conhecimento. Desde o esboço inicial até a aeronave alçar seu primeiro voo, diversas etapas de projeto devem ser realizadas visando conferir confiabilidade ao avião.

Métodos de baixa fidelidade são muito empregados na fase conceitual de projeto. Dada sua velocidade em gerar resultados, permite ao projetista testar diversas configurações na aeronave visando encontrar possíveis soluções que aumentem a eficiência aerodinâmica. Posteriormente, estudos em CFD são utilizados visando dar mais detalhes ao escoamento e encontrar resultados mais precisos. Por fim, após a condução de simulações em CFD, é comum validar os resultados com ensaios em túneis de vento.

Essa metodologia de projeto não é obrigatória, mas consegue reduzir o custo e o tempo gasto no projeto, extraindo as vantagens de cada uma das ferramentas utilizadas para o estudo de escoamentos.

### 1.3.1 Modelos de baixa fidelidade

Os métodos considerados de baixa fidelidade são aqueles geralmente baseados em relações analíticas para solucionar o escoamento. Dentre os mais populares utilizados é possível citar o método dos painéis, VLM (Vortex Lattice Method) e AVL (Athena Vortex Lattice). O método VLM, por exemplo, se trata de um modelo numérico. Estes métodos possuem grande popularidade por entregarem resultados de maneira extremamente rápida. Por esse motivo são muito utilizados em fases iniciais do projeto de aeronaves, permitindo ao pesquisador estudar diversas configurações diferentes em um tempo reduzido e assim encontrar possíveis configurações ótimas. É possível encontrar ferramentas que utilizam metodologias de baixa fidelidade de maneira gratuita, o que aumenta ainda mais sua popularidade.

Os modelos que utilizam VLM possuem boa resposta na previsão do comportamento aerodinâmico de uma aeronave quando o número de Reynolds e o ângulo de ataque não são elevados.

Uma das grandes dificuldades destes métodos está em lidar com escoamentos viscosos de maneira precisa. Outro ponto que é válido destacar é o fato de que muitas das ferramentas disponíveis não lidam com geometrias muito complexas, se tornando complicado lidar com a fuselagem do avião. Em alguns casos é possível estimar que a utilização de modelos de baixa fidelidade pode resultar em uma subestimação do arrasto [10].

### 1.3.2 Modelos de alta fidelidade

Devido a dificuldade de encontrar solução para as equações de Navier Stokes em um escoamento geral e arbitrário, a CFD assumiu um papel importante no estudo de escoamentos. Criada inicialmente para atender as demandas da indústria aeronáutica, hoje a CFD é utilizada nos mais variados campos. Dentre os motivos que fizeram essa ferramenta alcançar popularidade e confiabilidade nos últimos anos é possível citar: aumento da capacidade de processamento dos computadores, aumento da capacidade de armazenamento, desenvolvimento de algoritmos mais eficientes e modelagem de fenômenos como a turbulência.

Além disso, a CFD possui a vantagem de poder ser utilizada por qualquer pessoa que tenha um computador, devido a grande variedade de programas, comerciais e gratuitos, disponível atualmente. A crescente paralelização dos códigos computacionais contribuiu também para reduzir o tempo de obtenção de resultados, possibilitando analisar diversas situações diferentes em um tempo menor. Cabe ressaltar que o uso correto da CFD exige que o pesquisador tenha domínio da modelagem física e matemática do problema, pois caso não o tenha, os resultados podem ser irreais.

A CFD vem se mostrando uma ferramenta poderosa no projeto de aviões, como é

possível observar no projeto do Airbus A380 (Figura 8). Mesmo com o avanço nos últimos anos, a CFD ainda possui suas dificuldades para lidar com escoamentos e geometrias arbitrárias.



Figura 8 – Uso de CFD no projeto do Airbus A380.

Fonte: Adaptado de [11].

### 1.3.3 Ensaios em túnel de vento

Túneis de vento são instalações destinadas a ensaios experimentais. São desenvolvidos para simular o escoamento do ar ou outro fluido em sua forma como ocorreria na natureza. Na indústria aeronáutica, túneis de vento são utilizados para simular o escoamento de ar que o avião encontra sob as mais variadas condições de voo. Os túneis de vento subsônicos são construídos baseados em um bocal convergente-divergente como mostra a Figura 9.

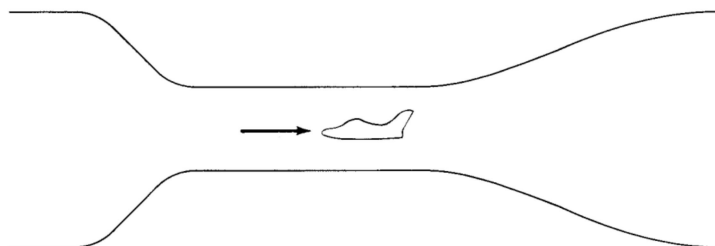


Figura 9 – Exemplo esquemático de um túnel de vento subsônico.

Fonte: Adaptado de [1].

Na seção convergente a velocidade do escoamento aumenta, reduzindo posteriormente na seção divergente.

Os ensaios em túnel de vento são utilizados há anos para se obter resultados acerca do desempenho aerodinâmico de uma aeronave. Eles consistem em sua maioria em ensaios com um modelo em escala, onde o desempenho aerodinâmico pode ser determinado e convertido para o modelo real. O principal problema relacionado a túneis de vento consiste no seu custo. Túneis de vento são instalações extremamente caras e não estão disponíveis em todos os lugares para estudos variados relacionados ao escoamento de um fluido.

Mesmo com seu uso na parte final de projeto, túneis de vento devem ser utilizados com cautela pois também podem produzir resultados com interferências, como por exemplo o suporte pode alterar as forças aerodinâmicas medidas.

#### 1.4 OBJETIVOS

O presente trabalho busca investigar o desempenho aerodinâmico do avião regional EMB120. Desta forma, os objetivos principais são:

- Investigar o desempenho aerodinâmico do EMB120, propondo um modelo computacional em dinâmica dos fluidos para escoamentos turbulentos.
- Desenvolver uma metodologia para a modelagem geométrica tridimensional do avião.
- Avaliar o voo de cruzeiro da aeronave, determinando o ângulo de ataque necessário para estabilidade.

Como objetivos específicos é possível listar:

- Estudar a independência de malha no problema em questão.
- Avaliar os parâmetros iniciais da simulação e sua influência no resultado final.
- Investigar a influência do refinamento da camada limite no resultado da simulação proposta.
- Investigar a influência das asas na performance global do avião.
- Avaliar o impacto do *twist* das asas na performance aerodinâmica do EMB120.

#### 1.5 BREVE REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A indústria aeronáutica é um setor muito competitivo, onde características do avião podem determinar seu sucesso ou fracasso no mercado. O desempenho aerodinâmico global da aeronave é influenciado diretamente pela geometria das asas, fuselagem e estabilizadores.

Com a evolução da CFD ao longo dos anos, ferramentas cada vez mais robustas entraram em fases de projeto, proporcionando avanços e melhores eficiências das aeronaves

produzidas.

Inicialmente, métodos empíricos eram empregados para se determinar características do avião. Estes métodos geralmente utilizavam dados referentes a aeronaves anteriores, com processos de interpolação e uma física incorporada de maneira mais simples. Estes métodos possuíam um bom comportamento para predizer o arrasto em voo de cruzeiro [12].

Posteriormente, métodos dos painéis em duas dimensões começaram a ser utilizados no projeto das asas. Algumas evoluções se sucederam, passando para o método dos painéis em três dimensões, escoamento potencial até se chegar no método de Euler em duas dimensões (2D). A Figura 10 ilustra a utilização do método dos painéis em três dimensões em fases de projeto de uma aeronave da Embraer.

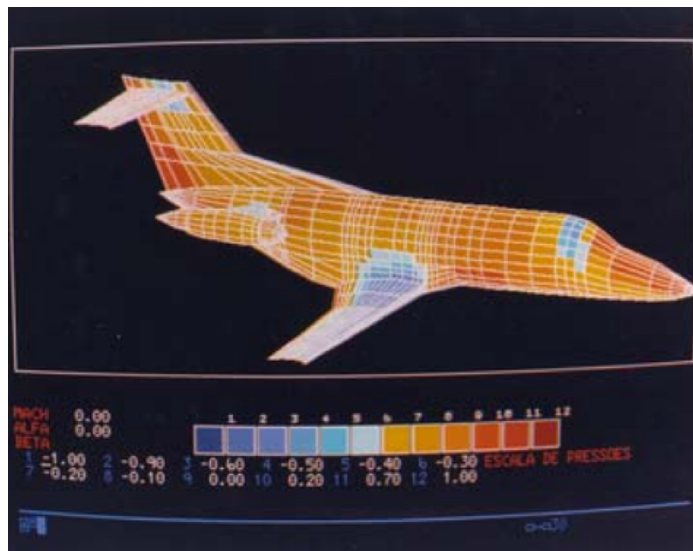


Figura 10 – Utilização do método dos painéis 3D no projeto do CBA 123.

Fonte: [12].

O método de Euler 2D se mostrou capaz de lidar com discontinuidades no escoamento. Sua característica invíscida não demonstrou ser um problema para lidar com escoamentos no entorno de asas em regime subsônico. Com possibilidade de acoplar equações para a camada limite, estes métodos elevaram os níveis de projeto. Sua utilização se dá principalmente em etapas preliminares de projeto, em condições de baixas velocidades [12].

Com o desenvolvimento de algoritmos mais eficientes, melhorias nos computadores e desenvolvimento de teorias sobre a turbulência que fossem aplicáveis, os métodos tridimensionais aliados com as equações médias de Reynolds (RANS) fizeram com que outro patamar fosse alcançado. No início os custos computacionais eram proibitivos, mas sua capacidade de lidar com mais detalhes do escoamento, tornaram a CFD uma importante ferramenta de projeto em fases intermediárias de projeto. Empresas começaram



em empregar abordagens RANS em seus projetos, como é o caso da Embraer [12].

Mesmo com os grandes avanços da CFD, análises experimentais em túneis de vento ainda são importantes para validar o projeto antes que o mesmo comece a ser construído.

O EMB120 Brasília (Figura 11) foi projetado para ser um avião turboélice com capacidade para 30 passageiros [12]. Seu público-alvo era composto pelos mercados norte americano e europeu do início da década de 80. Ao total, cerca de 350 aeronaves foram produzidas, sendo possível encontrar algumas em operação nos dias atuais [12].



Figura 11 – EMB120 Brasília.

Fonte: [12].

Em sua fase inicial de projeto, foi observado que o perfil utilizado na raiz da asa causava uma separação prematura do escoamento em altos ângulos de ataque. Isso fez com que os projetistas avaliassem outras opções de perfil até chegar ao design final. Cabe ainda destacar que provavelmente foi a primeira vez que a Embraer utilizou o método dos painéis em duas dimensões para validar a nova configuração da asa [12]. Em testes de voo, foi observado ainda que havia regiões de separação de escoamento em situações de decolagem e subida. Isso fez com que os projetistas adotassem algumas medidas visando reduzir esse efeito, como adoção de geradores de vórtice.

O conhecimento obtido no projeto do EMB120 foi utilizado em projetos futuros da Embraer, como o caso do ERJ 145 (Figura 12), que possuía o mesmo nariz do Brasília [12]. Por se tratar de uma aeronave com maior capacidade e equipada com motores turbofan, uma nova configuração em outras partes do avião foram necessárias. Este avião foi projetado para operar sob um número de Mach próximo a 0,75. Dadas estas condições, o método dos painéis em três dimensões foi utilizado. Mesmo sem muita precisão de lidar com condições transônicas, o método foi útil para determinação de características subsônicas de projeto [12].



Figura 12 – ERJ 145.

Fonte: [12].

Estima-se que em 1973, cerca de 100 a 200 simulações eram realizadas pela Boeing para desenvolvimento de suas aeronaves [13]. Já por volta de 2005, mais de vinte mil simulações eram realizadas [13]. Esta clara evolução proporcionou análises mais confiáveis e detalhistas.

Em suma, a CFD auxiliou o projeto de aeronaves reduzindo custos.

## 1.6 ESCOPO

O presente trabalho está organizado em 6 capítulos. Neste primeiro capítulo uma contextualização sobre o tema abordado, conceitos iniciais e objetivos do trabalho são apresentados. O segundo capítulo tem o intuito de apresentar a modelagem física do escoamento estudado: incompressível e em regime estacionário. O terceiro capítulo aborda conceitos numéricos relacionados à solução do problema, como discretização das equações e apresentação do programa computacional utilizado. No capítulo 4 o leitor será introduzido à metodologia empregada neste estudo. O quinto capítulo apresenta os resultados obtidos, bem como discussões. No sexto capítulo o autor apresenta suas conclusões e faz sugestões para trabalhos futuros.

## 2 MODELAGEM FÍSICA DE ESCOAMENTOS VISCOSOS E INCOMPRESSÍVEIS

O presente capítulo tem como objetivo apresentar a física envolvida no escoamento de um fluido. Uma ênfase é dada aos escoamentos incompressíveis e viscosos, pois se trata do problema abordado neste trabalho. Caso o leitor se interesse pela modelagem de um escoamento geral, alguns livros texto com aplicações em CFD podem ser de grande valia: [14], [15], [17] e [43].

### 2.1 NÍVEIS DE MODELAGEM

Ao se conduzir estudos sobre um problema específico, é comum adotar hipóteses que simplifiquem o problema com o intuito de simplificar a modelagem e conseqüentemente tornar a resolução mais fácil de ser realizada. Adotar uma simplificação ao modelo é uma etapa que deve ser cuidadosamente avaliada, pois uma hipótese que não condiz com a física do problema pode conduzir a resultados irrealistas. Hirsch [18] propõe uma classificação para os níveis de modelagem que podem ser adotados:

- Nível da realidade: Como o nome sugere, corresponde a um nível que retrate o mundo real. Para modelar a nível de realidade, cada problema terá suas próprias variáveis. No nível de realidade é possível encontrar desde escalas microscópicas até às macroscópicas. No que tange a mecânica dos fluidos, uma hipótese possível é adotar o escoamento como um meio contínuo. Assim, as variáveis macroscópicas podem ser analisadas por meio de suas médias. Cabe ressaltar que a hipótese do contínuo é válida quando a variável analisada abrange uma escala espacial consideravelmente maior que o caminho livre médio entre as moléculas no fluido. Por exemplo, as escalas espaciais envolvidas em um avião são muito maiores que o caminho livre médio das moléculas presentes no ar, assim, é razoável considerar o escoamento como um meio contínuo. A partir dessa consideração, as equações que governam o escoamento de um fluido podem ser derivadas.

- Nível temporal: A quantidade de escalas temporais em um escoamento também abrange uma variedade grande. Por meio da escolha de um nível temporal para resolução do problema, as equações que governam o escoamento de um fluido podem ser integradas e conseqüentemente possibilita resolver o problema. O uso de médias, como é o caso do modelo RANS, pode gerar perda de informação acerca das flutuações presentes no campo de velocidades e pressão. Desta forma, pode acarretar em resultados imprecisos quando não for devidamente modelado.

- Nível espacial: É o nível que relaciona o número de dimensões adotadas no problema. Em suma, todo escoamento tem características tridimensionais. A turbulência é um fenômeno que se caracteriza por flutuações tridimensionais. No entanto é possível simplificar as equações, visando facilitar a resolução do problema, adotando modelos em

duas ou três dimensões. Para a modelagem de um escoamento no entorno de um avião torna-se implícito a necessidade de um modelo tridimensional. No entanto é comum utilizar modelos em duas dimensões para estudar o comportamento do perfil utilizado no aerofólio.

- **Nível dinâmico:** Leva em consideração a relevância das forças presentes no problema em questão. Em um escoamento, pode-se encontrar situações onde a viscosidade não desempenha um papel importante e assim desconsiderar as forças viscosas. Visto que no projeto de um avião é necessário determinar características da forma mais precisa possível, efeitos viscosos devem ser levados em consideração em uma análise mais detalhada. Já efeitos gerados por colisões intermoleculares podem ser desconsiderados devido as escalas temporal e espacial escolhidas.

- **Nível da homogeneidade:** Neste nível deve-se detalhar se o fluido pode ser tratado como homogêneo ou a necessidade de um tratamento heterogêneo se torna necessária. No escoamento externo a um avião, reações químicas não constituem uma contribuição grande ao efeito global gerado na superfície da aeronave. Assim, o ar pode ser modelado como um fluido homogêneo.

Quanto mais hipóteses simplificadoras forem adotadas no modelo, mais ele necessita de dados empíricos. Vale ainda destacar que as hipóteses adotadas tornam o modelo cada vez mais específico, sem ser possível garantir que sua aplicação em um escoamento geral terá validade.

Ao se estudar a dinâmica dos fluidos, é comum que uma das simplificações mais utilizadas é no que diz respeito à compressibilidade do fluido. Tratar um fluido como incompressível simplifica as equações que governam o escoamento pois a massa específica pode ser tratada como constante.

Na prática, líquidos possuem efeitos de compressibilidade muito pequenos e gases estão mais suscetíveis a serem comprimidos ou expandidos. No entanto, é possível encontrar situações onde a compressibilidade de um líquido não pode ser desprezada e um gás pode ser tratado como incompressível. No aspecto relacionado as escoamentos com gases, o tratamento incompressível pode ser adotado com boa aceitação quando o fluido possui velocidades consideradas baixas. Uma forma de quantificar se o escoamento de um gás pode ser tratado como incompressível é calcular o número de Mach (equação 2.1). Quando  $Ma < 0,3$  o escoamento pode ser tratado como incompressível sem perda de generalidade.

$$Ma = \frac{v}{c} = \frac{\text{velocidade do fluido}}{\text{velocidade do som}} \quad (2.1)$$

## 2.2 MODELOS EM CFD

Dentre os métodos utilizados em CFD é possível destacar:

-DNS (Direct Numerical Simulation): É a simulação direta do escoamento. Possui

resultados precisos quando bem modelada, no entanto possui um custo computacional muito alto devido ao grande nível de detalhes dados ao escoamento [19].

-LES (Large Eddy Simulation): Nesta categoria, há um detalhamento até os maiores turbilhões. Comparada ao DNS possui um custo computacional melhor, mas ainda é um método que pode se tornar dispendioso para problemas complexos como o projeto de um avião [20, 21]. O uso da metodologia LES pode ser proibitiva em escoamentos com alto número de Reynolds e limitados por parades.

-RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes): Este método consiste na resolução das equações do escoamento via médias de Reynolds com um modelo de turbulência acoplado para o fechamento do problema [22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29]. É o método mais barato dentre os três aqui apresentados. Sua vantagem consiste na agilidade e praticidade na obtenção dos resultados. Vale destacar que por se tratar de um método mais simples, pode não gerar resultados extremamente precisos quando se trata de um escoamento complexo.

Há ainda modelos híbridos que vem evoluindo nos últimos anos [30, 31, 32]. Mesmo com os avanços, o modelo RANS ainda é um dos mais utilizados e espera-se que o mesmo permaneça como um dos mais usados devido a sua robustez e menor custo computacional.

Para se utilizar o modelo RANS é necessário realizar o fechamento via algum modelo de turbulência. Nos últimos anos não houve grandes avanços na formulação de novos modelos de turbulência que fossem ao mesmo tempo confiáveis e funcionassem para um caso geral. Modelos de turbulência são considerados um dos gargalos para os modelos RANS na sua utilização em projetos que requerem extrema precisão [13]. Os modelos de turbulência utilizados atualmente foram desenvolvidos há décadas atrás e nenhum deles fornece um desempenho preciso para todos os tipos de escoamento.

É esperado que a método LES se torne a principal técnica utilizada em CFD no futuro [33, 34]. A utilização de LES em escoamentos como transição e camada limite podem gerar resultados insatisfatórios ou até mesmo piores que os gerados via RANS [32]. Uma das formas de contornar esses problemas é reduzir o valor de  $y^+$  (Distância normalizada da parede). Essa abordagem aumenta a massa específica da malha e conseqüentemente aumenta ainda mais o custo computacional do método. Estima-se que os recursos computacionais para simular um escoamento turbulento completo no entorno de um avião utilizando o método LES só estarão disponíveis em 2045, enquanto para o método DNS a data prevista é 2080 [35]. Dentre os principais fatores que limitam tais simulações, é possível citar a capacidade de processamento dos computadores que, para esta estimativa, foi adotado um aumento na capacidade de processamento de 5 vezes a cada 5 anos [35]. Outro fator que deve ser levado em consideração é a capacidade de armazenamento e de memória RAM. Em escoamentos altamente turbulentos, há a necessidade de utilizar muitas células computacionais. Com isto, estima-se que sejam necessárias cerca de  $10^{11,5}$  células para o método LES e  $10^{16}$  células para o método DNS

[35].

## 2.3 EQUAÇÕES GOVERNANTES DO ESCOAMENTO

O comportamento do escoamento de um fluido pode ser matematicamente descrito por equações diferenciais parciais que abrangem a conservação da massa, da quantidade de movimento e da energia. Tais equações são comumente denominadas equações de Navier-Stokes ou equações governantes. As equações podem ser descritas sob um referencial euleriano ou lagrangiano. Para o presente trabalho foi adotado o referencial euleriano, onde as variáveis do escoamento são descritas em função do espaço e do tempo.

Para um escoamento incompressível, a massa específica é tratada como constante. Quando a viscosidade também for tratada como constante, as equações podem ser escritas por:

- Conservação de massa:

$$\frac{\partial v_a}{\partial x_a} = 0; \quad (2.2)$$

- Conservação da quantidade de movimento:

$$\rho \frac{\partial v_a}{\partial t} + \rho v_b \frac{\partial v_a}{\partial x_b} - \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial x_b} + \frac{\partial p}{\partial x_a} = f_a. \quad (2.3)$$

Tais equações estão escritas sob coordenadas cartesianas, adotando a convenção de somatório:  $a = 1, \dots, n$  e  $b = 1, \dots, n$ , onde  $v$  é a velocidade do fluido,  $t$  e  $x$  são as dimensões no tempo e no espaço respectivamente,  $\rho$  é a massa específica do fluido,  $p$  é a pressão,  $\tau$  é a tensão cisalhante e  $f$  é o termo fonte da equação.

Vale destacar ao leitor que o enfoque deste trabalho foi dado a um processo em regime permanente, onde as variações temporais são nulas.

Para que o problema seja resolvido, condições iniciais e de contorno são necessárias.

## 2.4 TURBULÊNCIA

Em muitas ocasiões do nosso cotidiano é possível notar escoamentos turbulentos, como é o caso da água caindo em uma cachoeira. É possível notar nessas situações características como instabilidade do escoamento e um movimento irregular aparentemente aleatório. Essas e outras características são comuns aos escoamentos turbulentos.

Uma das características essenciais que é usada como base para formulações matemáticas de modelos de turbulência é que o campo de velocidades varia de forma irregular, como ilustra a Figura 13 de um sinal típico da velocidade em um escoamento turbulento.

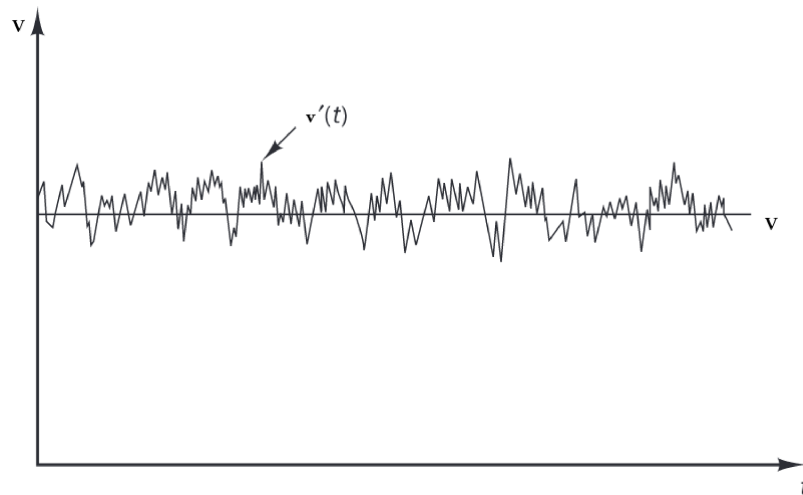


Figura 13 – Sinal de velocidade em um escoamento turbulento.

Fonte: Adaptado de [15].

Em muitos casos é possível notar que a velocidade média do escoamento  $V$  é de certa forma estável, enquanto as flutuações que ocorrem no campo de velocidades  $v'(t)$  não possuem previsibilidade garantida. Esse comportamento torna necessária a decomposição das variáveis do problema em seu valor médio e suas flutuações. A soma da parcela média com a aleatória dá origem à decomposição de Reynolds. A velocidade decomposta é dada pela fórmula abaixo:

$$v(t) = V + v'(t) \quad (2.4)$$

Uma característica importante da turbulência é que ela tem a capacidade de transportar informação e misturar o fluido de maneira mais eficiente que em um escoamento puramente laminar. Esta é uma característica que pode ser importante para algumas aplicações, como é o caso de um motor de combustão interna onde a injeção de combustível feita em um escoamento turbulento pode garantir maior homogeneidade na solução e assim aumentar a eficiência da combustão. Esta característica foi demonstrada inicialmente por Reynolds que estabeleceu um parâmetro adimensional que pudesse caracterizar o escoamento, conhecido como número de Reynolds ( $Re$ ), dado pela equação 2.5, onde:  $v$  é a velocidade característica do escoamento,  $L$  é um comprimento característico do escoamento e  $\nu$  é a viscosidade cinemática do fluido.

$$Re = \frac{vL}{\nu} \quad (2.5)$$

O escoamento de ar no entorno de um avião comercial é tipicamente turbulento, o que tende a produzir uma força de arrasto maior do que se o escoamento fosse laminar [36].

Um escoamento turbulento é caracterizado por uma grande variedade de escalas espaciais e temporais. Nestes escoamentos, estruturas com características rotacionais são formadas e a elas é dado o nome de turbilhões. Os turbilhões interferem diretamente no escoamento global, pois podem alterar as equações da conservação, quantidade de movimento e da energia.

Os maiores turbilhões são fortemente influenciados pelas condições de contorno, controlando o transporte e a mistura do fluido. Estes são responsáveis por retirar energia do escoamento médio. A velocidade e o comprimento característicos possuem a mesma ordem de grandeza do escoamento global. Esta então é considerada como a maior escala do escoamento, onde os efeitos inerciais são predominantes sobre os efeitos viscosos.

Estes grandes turbilhões possuem efeitos viscosos desprezíveis e conservam quantidade de movimento angular por essência. Na etapa do estiramento de vórtice, são gerados movimentos em escalas menores e o trabalho realizado pelo escoamento médio fornece energia para o desenvolvimento da turbulência.

Energia é fornecida do escoamento médio aos maiores turbilhões que por sua vez transferem para turbilhões menores e assim sucessivamente até os menores turbilhões em um processo de cascata. Esse processo de cascata é finalizado nos turbilhões de menor escala do escoamento onde a energia é então dissipada. O efeito em cascata presente em escoamentos turbulentos foi descrito por Richardson em 1922 da seguinte forma: “Grandes turbilhões possuem pequenos turbilhões, que se alimentam de sua velocidade. E pequenos turbilhões possuem menores turbilhões, e assim até a viscosidade (em um aspecto molecular)” [37].

As menores escalas do escoamento foram definidas por Kolmogorov [38], abrangendo escala de comprimento e temporal dos menores turbilhões.

Escala espacial:

$$\frac{\delta_t}{l} = Re_l^{-\frac{3}{4}}, \quad (2.6)$$

Escala temporal:

$$\frac{\tau_t}{T} = Re_l^{-\frac{1}{2}}, \quad (2.7)$$

Escala de velocidade:

$$\frac{v_t}{\theta} = Re_l^{-\frac{1}{4}}, \quad (2.8)$$

onde  $\delta_t$  é o comprimento característico dos menores turbilhões,  $l$  é o comprimento característico do escoamento,  $Re_l$  é o número de Reynolds baseado na dimensão característica do escoamento,  $\tau_t$  é a escala temporal dos menores turbilhões,  $T$  é a escala temporal



característica do escoamento,  $v_t$  é a escala de velocidade dos menores turbilhões e  $\theta$  é a escala de velocidade característica do escoamento.

Nos menores turbilhões definidos por Kolmogorov, trabalho é realizado contra as tensões viscosas fazendo com que a energia seja dissipada em forma de energia térmica. Um gráfico da distribuição de energia ao longo das diferentes escalas espaciais dos turbilhões é ilustrado na Figura 14, onde é possível notar que a energia que o escoamento médio fornece aos maiores turbilhões vai se dissipando até chegar nas menores escalas.

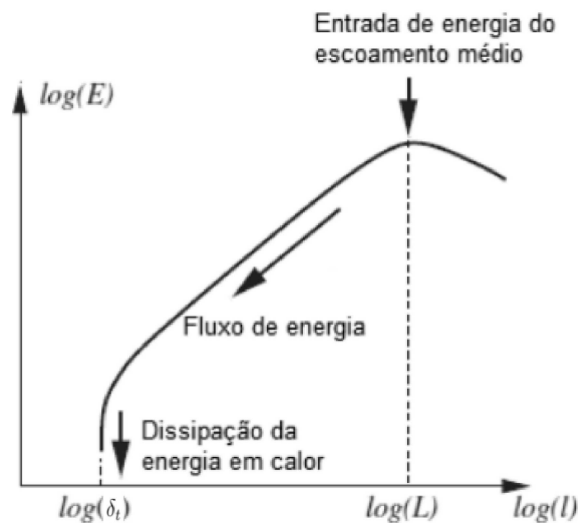


Figura 14 – Energia espectral em função da escala espacial dos turbilhões em um escoamento turbulento.

Fonte: Adaptado de [39].

Kolmogorov propôs então que a energia espectral dos menores turbilhões é proporcional à taxa de dissipação da energia cinética turbulenta de acordo com a equação 2.9 [38].

$$E\left(k\frac{1}{\delta_t}\right) \propto \nu^{\frac{5}{4}}\epsilon^{\frac{1}{4}}, \quad (2.9)$$

onde  $E$  é a energia espectral dos menores turbilhões em função da energia cinética turbulenta  $k$  e do comprimento característico dos menores turbilhões  $\delta_t$ ,  $\nu$  é a viscosidade cinemática e  $\epsilon$  é a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta.

#### 2.4.1 Modelos de turbulência

Como exposto na introdução desta seção, a turbulência é um fenômeno complexo que envolve diversas escalas espaciais e temporais. Com o passar dos anos, cientistas e pesquisadores se debruçaram sobre o problema de modelar a turbulência, pois este consiste em um fechamento das equações que governam o escoamento. Para que seja possível resolver o escoamento através das médias de Reynolds (RANS), um modelo de turbulência

deve ser acoplado às equações do modelo. Para o escoamento subsônico no entorno do avião proposto neste trabalho, considerando que toda a metodologia aqui empregada seria utilizada em fases intermediárias de projeto e não para a obtenção do modelo final da aeronave, não se faz necessário resolver todas as escalas de turbulência. Assim sendo, acredita-se que a metodologia RANS pode proporcionar resultados aceitáveis na condução do trabalho.

Diversos modelos surgiram, cada um apresentando benefícios e com situações onde os mesmos não se comportavam adequadamente. O objetivo deste trabalho não é apresentar todos os modelos disponíveis, pois o modelo de fechamento escolhido aqui foi o  $k - \omega$  SST. O modelo  $k - \omega$  SST é classificado como um modelo de duas equações, pois se baseia na energia cinética turbulenta  $k$  e na taxa de dissipação específica da energia cinética turbulenta  $\omega$ , onde SST indica o uso do tensor de tensões cisalhantes (Shear Stress Tensor) de Reynolds.

O modelo  $k - \omega$  SST é considerado robusto para escoamentos que envolvem gradientes de pressão adversa, pois incorpora a agilidade do modelo  $k - \epsilon$  em regiões de escoamento livre com a robustez do modelo  $k - \omega$  em lidar com regiões próximas à paredes sólidas.

Inicialmente, as variáveis de interesse ao escoamento são decompostas em suas médias e seus valores de flutuação da mesma forma como foi esquematizado anteriormente para a velocidade (equação 2.4). As flutuações então dão origem a um tensor de tensões nas equações que governam o escoamento, sendo conhecido popularmente como tensor de Reynolds. Esse tensor apresenta os seguintes componentes:

- Tensões normais:

$$\tau_{xx} = -\rho \overline{v_1'^2}, \quad \tau_{yy} = -\rho \overline{v_2'^2}, \quad \tau_{zz} = -\rho \overline{v_3'^2}; \quad (2.10)$$

- Tensões cisalhantes:

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = -\rho \overline{v_1'v_2'}, \quad \tau_{xz} = \tau_{zx} = -\rho \overline{v_1'v_3'}, \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} = -\rho \overline{v_2'v_3'}. \quad (2.11)$$

Após decompor a velocidade em seu termo médio  $V$  e sua flutuação  $v'$ , a equação da continuidade é escrita por:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_j) = 0. \quad (2.12)$$

E a equação da quantidade de movimento:

$$\frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_i v_j) = -\frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu_{eff} \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M, \quad (2.13)$$

onde  $\mu_{eff}$  representa a viscosidade efetiva e  $S_M$  é a soma das forças que atuam no corpo por unidade de volume. Para o problema em questão neste trabalho,  $S_M$  é dado pela força gravitacional, ou seja,  $S_M = \rho g$ .

A pressão modificada  $p'$  é dada por:

$$p' = p + \frac{2}{3}pk + \frac{2}{3}\mu_{eff} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \quad (2.14)$$

A viscosidade efetiva  $\mu_{eff}$  é a soma da viscosidade do fluido  $\mu$  com a viscosidade turbulenta do escoamento  $\mu_t$ , ou seja:

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t. \quad (2.15)$$

Para o modelo adotado neste trabalho, o  $k - \omega$  SST, considerando o escoamento incompressível, a viscosidade turbulenta  $\nu_t$  é uma função da energia cinética turbulenta e da taxa de dissipação dada por:

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}, \quad (2.16)$$

onde  $a_1 = 5/9$  é uma constante do modelo,  $F_2$  é uma função de mesclagem e  $S$  é o tensor deformação.

A função de mesclagem  $F_2$  é dada por:

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[ \max \left( \frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right)^2 \right] \right\}, \quad (2.17)$$

onde  $\beta^* = 0,09$  é uma constante do modelo e  $y$  é a distância para a parede sólida mais próxima.

Desta forma, juntamente com a equação da continuidade e da conservação da quantidade de movimento, são acopladas ao problema a equação para a energia cinética turbulenta  $k$  e para a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta  $\omega$  para o escoamento incompressível, dadas por:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + v_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial v_j}{\partial x_j} - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_k \nu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \quad (2.18)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + v_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_{\omega} \nu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right], \quad (2.19)$$

onde  $\sigma_k = 0,85$ ,  $\sigma_{\omega} = 0,5$ ,  $\sigma_{\omega 2} = 0,856$  e  $F_1$  é uma função de mesclagem do modelo.

No modelo  $k - \omega$  SST, a função de mesclagem  $F_1$  é dada por:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\}, \quad (2.20)$$

onde  $CD_{k\omega} = \max \left( 2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right)$ .

Para o conhecimento do leitor sobre as funções de mesclagem utilizadas ( $F_1$  e  $F_2$ ) e as constantes inerentes do modelo  $k - \omega$  SST, recomenda-se a leitura de [26, 40, 41, 42].

### 3 MODELAGEM NUMÉRICA

Com a descrição física e a modelagem matemática do problema expostas no capítulo anterior, torna-se agora necessário introduzir ao leitor aspectos numéricos envolvidos na resolução das equações.

Inicialmente, será dado ao leitor um panorama geral acerca do programa utilizado para conduzir as simulações numéricas do escoamento. Posteriormente, a discretização das equações será abordada, visto que a solução do escoamento no entorno do avião é realizada via método discreto. Técnicas numéricas inerentes ao método de solução escolhido também serão apresentadas.

#### 3.1 PROGRAMA UTILIZADO

Com a evolução da CFD nos últimos anos, diversos programas de computador surgiram visando dar ferramentas aos pesquisadores que estudam fenômenos que envolvem escoamentos de fluidos. Muitas empresas compram licença dos programas mais conhecidos visando auxiliar nos seus projetos. No entanto, devido ao alto custo para se obter uma licença dessas, empresas menores e pesquisadores que não possuem altas quantias de dinheiro para investir acabam limitados, sem a possibilidade de utilizar tais ferramentas.

Quando o assunto são os programas pagos, seus valores podem se tornar um empecilho. Eles em geral possuem interface gráfica, o que torna sua utilização mais amigável ao usuário. Com diversas configurações pré estabelecidas, se torna mais fácil que uma pessoa sem muito conhecimento sobre a dinâmica dos fluidos e métodos numéricos possa conduzir suas primeiras simulações. No entanto, outro problema recorrente em tais programas consiste no fato de serem de código fechado. Isso cria uma espécie de “caixa preta” quando o assunto são os métodos e algoritmos empregados. Usuários sem um domínio dos temas envolvidos podem acabar utilizando métodos que não são condizentes ao problema e produzirem resultados incorretos. Há ainda o fato de não ser possível alterar o código fonte, como por exemplo implementar métodos e algoritmos mais eficientes em determinadas situações. Quando métodos modernos são lançados, é comum haver um valor extra a ser pago para que o programa seja atualizado na máquina pessoal do usuário.

Programas gratuitos por sua vez, não são tão amigáveis ao usuário iniciante pelo fato de muitas vezes não possuírem uma interface gráfica intuitiva. No entanto, muitos deles possuem código aberto permitindo ao próprio usuários realizar alterações que lhe sejam convenientes. Também há uma extensa comunidade na internet que divulga seus resultados, auxiliando o usuário a identificar e corrigir problemas em suas simulações.

OpenFOAM (Open source Field Operation And Manipulation) é um programa computacional inicialmente criado por Henry Weller em 1989, que inicialmente era denominado por FOAM. Em 2004, Henry Weller, Chris Greenshields e Mattijs Janssens

lançaram o programa com o nome OpenFOAM e fundaram a empresa OpenCFD [43]. Desde então diversas versões foram lançadas, com atualizações que o tornassem cada vez mais confiáveis.

É possível encontrar diferentes versões disponíveis na internet distribuídas por diferentes sites. No entanto sua essência permanece a mesma em todas versões: ser um programa gratuito de código aberto feito em C++ e que esteja disponível para diferentes sistemas operacionais. Vale destacar um comentário do autor neste ponto. Por mais que esteja disponível para diferentes sistemas operacionais, utilizar OpenFOAM em Linux ainda é uma das melhores escolhas, devido ao fato de distribuições Linux possuírem diversos pacotes e compiladores úteis ao OpenFOAM, além de ser um sistema operacional mais leve para conduzir as simulações. Obviamente, existem versões e formas de se otimizar o programa em outros sistemas, mas a experiência do autor utilizando em Linux foi mais agradável do que com outros sistemas operacionais.

O OpenFOAM é estruturado em diretórios, como ilustra a Figura 15.

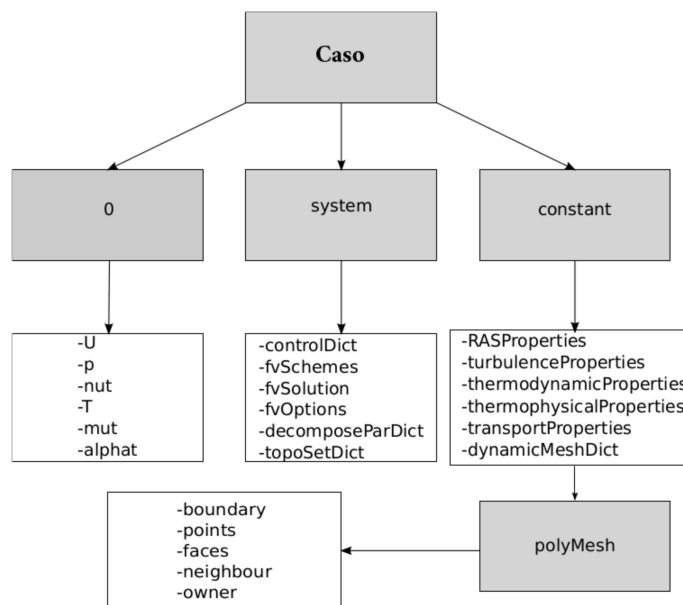


Figura 15 – Estrutura do OpenFOAM.

Fonte: Adaptado de [44].

Para realizar uma simulação, é necessário que o usuário crie um diretório específico contendo outros três subdiretórios obrigatórios: 0, system e constant. No diretório 0, arquivos específicos com as condições iniciais e de contorno referentes às variáveis das equações adicionais devem ser fornecidas. Para o caso do modelo  $k - \omega$  SST utilizado no trabalho, devem ser inicializados valores para  $k$ ,  $\omega$  e  $\nu_t$ .

Quando uma simulação é realizada, vão surgindo outras pastas nomeadas pelos seus respectivos passos de tempo até o fim da simulação. Estas pastas contém informações

sobre os campos do escoamento a medida que a simulação evolui. O usuário pode ainda optar por não salvar passos de tempo intermediário se estiver convicto de sua simulação ou não necessitar de informações sobre as variáveis do problema a medida que o escoamento avança. Esta escolha pode ser útil em simulações de escoamentos em regime permanente, como a realizada neste trabalho, proporcionando uma economia de armazenamento no computador e reduzir o tempo de escrita em disco, algo que pode dar uma economia no custo computacional em simulações de malhas computacionais extensas.

A pasta `constant` contém informações que são constantes ao longo de toda a simulação, como o modelo de turbulência escolhido e dados da malha computacional utilizados. Quando a geometria for complexa, tornando difícil sua criação no próprio OpenFOAM, é possível importá-la em diversos formatos via funcionalidades disponíveis no programa. Por exemplo, para se importar uma geometria em formato `.stl`, o usuário deve criar uma pasta dentro do diretório `constant` denominada `triSurface` onde o arquivo `.stl` deverá ser salvo.

Em `system` o usuário deverá escolher parâmetros de controle da simulação. Métodos de discretização, algoritmo de resolução e passo de tempo são exemplos de parâmetros que devem estar nesta pasta.

O objetivo deste trabalho não é abordar todas as funcionalidades, configurações, algoritmos e métodos de discretização disponíveis no OpenFOAM, pois isto causaria um excesso de informações e que deixariam o texto longo. Desta forma, será dado um foco apenas aos aspectos importantes para a condução deste trabalho.

## 3.2 TÉCNICAS NUMÉRICAS

O OpenFOAM é um programa que utiliza a discretização por volumes finitos. O método dos volumes finitos se baseia em transformar as equações diferenciais parciais que governam o escoamento em equações algébricas discretas por meio de volumes finitos.

De uma forma geral, o método dos volumes finitos decompõe o domínio computacional em pequenos volumes de controle, onde a variável de interesse é fixada no centroide do volume. As equações que governam o escoamento são formuladas em seu modo integral.

Para que a informação contida no centroide de um volume de controle possa ser comunicada aos volumes vizinhos, o teorema da divergência de Gauss é aplicado transformando as integrais do volume de controle em informação na superfície do elemento. Utilizando a informação contida na superfície e no centroide, é então montado um sistema algébrico de equações que é resolvido por um algoritmo de resolução a escolha do usuário.

O método dos volumes finitos é um dos mais populares em aplicações de dinâmica dos fluidos muito em conta de sua construção ser baseada na conservação. Assim, por definição a conservação de massa, quantidade de movimento e energia são respeitadas

neste método.

### 3.2.1 Método dos volumes finitos

O primeiro passo realizado pelo método dos volumes finitos é transformar as equações diferenciais parciais para um meio contínuo em equações semi-discretizadas. Por exemplo, seja uma variável genérica  $\phi$  de interesse no escoamento, a equação geral para o escoamento incompressível e em regime permanente é dada por [17]:

$$\underbrace{\nabla \cdot (\rho v \phi)}_{\text{Termo convectivo}} = \underbrace{\nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi)}_{\text{Termo difusivo}} + \underbrace{Q^\phi}_{\text{Termo fonte}}, \quad (3.1)$$

onde  $\rho$  é a massa específica do fluido,  $v$  é a velocidade de convecção,  $\Gamma$  é a constante de difusão no meio e  $Q^\phi$  é o termo fonte da equação.

Esta equação é integrada ao longo do elemento mostrado na Figura 16, e é então transformada na seguinte equação integral:

$$\int_{VC} \nabla \cdot (\rho v \phi) dV = \int_{VC} \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) dV + \int_{VC} Q^\phi dV \quad (3.2)$$

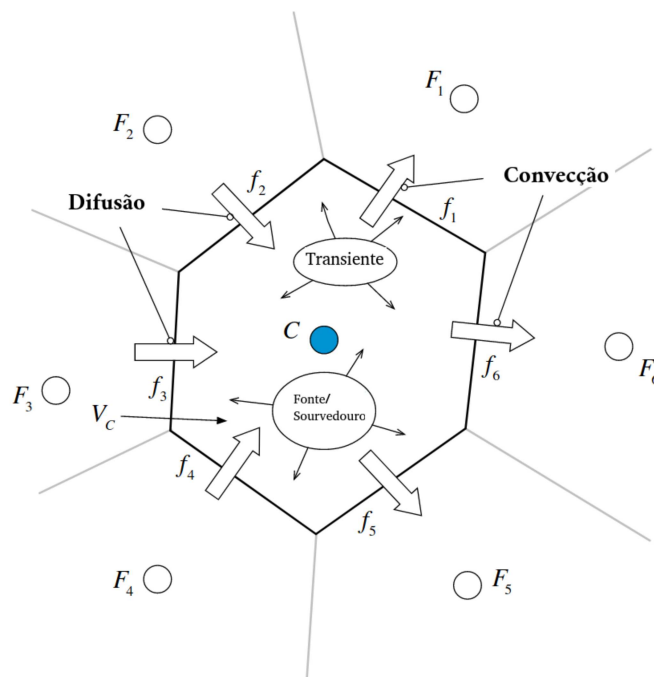


Figura 16 – Conservação em um elemento discreto.

Fonte: Adaptado de [17].



Os termos convectivo e difusivo são transformados, via teorema da divergência de Gauss, em integrais de superfície nas faces do volume de controle e se transformam em:

$$\oint_{\partial VC} (\rho v \phi) \cdot dS = \oint_{\partial VC} (\Gamma^\phi \nabla \phi) \cdot dS + \int_{VC} Q^\phi dV \quad (3.3)$$

Após esta transformação, as integrais dos termos convectivo, difusivo e fonte são transformadas em somatórios dos fluxos nas faces dos elementos. Estes somatórios podem ser realizados para vários pontos ao longo da superfície como ilustra a Figura 17.

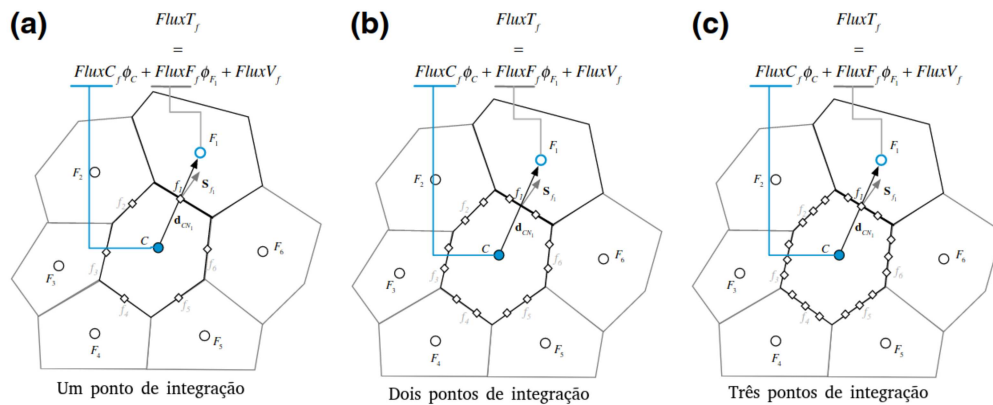


Figura 17 – Integração dos fluxos usando a) um ponto, b) dois pontos e c) três pontos.

Fonte: Adaptado de [17].

Assim, a forma geral discretizada dos termos presentes na equação original é dada por:

- Termo convectivo:

$$\oint_{\partial VC} (\rho v \phi) \cdot dS = \sum_{f \sim \text{faces}(V)} \sum_{ip \sim ip(f)} (\omega_{ip} (\rho v \phi)_{ip} \cdot S_f), \quad (3.4)$$

- Termo difusivo:

$$\oint_{\partial VC} (\Gamma^\phi \nabla \phi) \cdot dS = \sum_{f \sim \text{faces}(V)} \sum_{ip \sim ip(f)} (\omega_{ip} (\Gamma^\phi \nabla \phi)_{ip} \cdot S_f), \quad (3.5)$$

- Termo fonte:

$$\int_{VC} Q^\phi dV = \sum_{ip \sim ip(V)} (Q_{ip}^\phi \omega_{ip} V), \quad (3.6)$$

onde  $ip$  se refere a um ponto de integração,  $ip(f)$  o número de pontos de integração na superfície  $f$ ,  $ip(V)$  o número de pontos de integração no volume  $V$  e  $\omega_{ip}$  é a função peso obtida via quadratura de Gauss.

### 3.2.2 Discretização do termo convectivo

Em equações diferenciais parciais que são resolvidas via métodos numéricos, o termo convectivo consiste em um ponto sensível da análise. Desta forma, sua discretização deve ser avaliada com cautela visando evitar problemas como oscilação da solução. O esquema utilizado neste trabalho é o esquema *upwind*.

O esquema *upwind* se baseia em determinar o valor na célula desejada via informações contidas à montante desta célula. Ou seja, as informações são transportadas na direção do escoamento. Em linhas gerais, é possível expressar o método *upwind* por:

$$\phi_f = \phi_{c0} + \beta(\nabla\phi \cdot r)_{up}, \quad (3.7)$$

onde  $\phi$  é a variável transportada, o índice  $c0$  se refere à célula central,  $r$  é o vetor da célula a montante até a célula calculada e  $up$  é o índice que se refere à célula à montante.

O termo  $\beta(\nabla\phi \cdot r)_{up}$  é relativo a correção realizada visando reduzir a difusão numérica gerada pela discretização. Uma difusão não natural ao fenômeno destrói a qualidade da solução final do problema.

No OpenFOAM, é possível utilizar o esquema *upwind* de segunda ordem utilizando  $\beta = 1$ . Este esquema foi escolhido para discretizar o termo convectivo, acreditando-se em um bom comportamento da solução numérica. Este esquema é TVD (Total Variation Diminishing), garantindo uma melhor convergência que o esquema de primeira ordem. Além disso, o esquema escolhido é limitado, evitando extrapolações excessivas de uma interpolação para outra.

### 3.2.3 Discretização do termo difusivo

O esquema de discretização disponível no OpenFOAM é baseado em diferenças centrais, sendo este de segunda ordem. O gradiente normal à face  $\nabla\phi$  é aproximado por:

$$\nabla\phi = \frac{\phi_N - \phi_P}{|d|}, \quad (3.8)$$

onde  $d$  é a distância entre o centro da célula de interesse ( $P$ ) e o centro da célula vizinha ( $N$ ).

Assim como no termo convectivo, foi utilizado um limitador de fluxo visando evitar extrapolações excessivas entre iterações sucessivas.

### 3.2.4 Discretização temporal

O problema abordado neste trabalho foi simplificado para a condição de regime permanente. Assim, os termos de variação temporal são nulos e não precisam de discretização.

### 3.2.5 Algoritmo de acoplamento pressão-velocidade: SIMPLE

O algoritmo SIMPLE (Semi-Implicit Pressure-Linked Equations) foi inicialmente proposto em 1972 [45]. Após a publicação do livro de Patankar em 1980 [46], o método ganhou popularidade entre os pesquisadores.

Neste algoritmo, a solução é obtida de forma iterativa através da geração de campos de pressão e velocidade que se aproximam a cada nova iteração da solução final, respeitando as equações de Navier-Stokes. O SIMPLE é um dos algoritmos mais populares para resolução de escoamentos estacionários e incompressíveis.

O algoritmo pode ser descrito pelos seguintes passos:

- 1) O campo de velocidade e pressão é estimado.
- 2) A equação da conservação de momento é resolvida para se obter um novo campo de velocidades.
- 3) Os fluxos de massa nas células são atualizados com o campo de velocidades obtido no passo 2.
- 4) Com os valores atualizados, uma correção para a pressão é obtida.
- 5) Os campos de pressão e velocidade são atualizados a partir da correção obtida no passo 4.

Se a convergência não for alcançada no passo 5, o processo iterativo retorna ao passo 2.

Sobre o algoritmo vale destacar que a etapa 2 não precisa ser realizada com extrema precisão. Por se tratar de um algoritmo iterativo, a solução só irá convergir quando a tolerância exigida for alcançada entre uma iteração e outra. Assim, não há necessidade de realizar iterações excessivas em passo intermediários.

Este algoritmo foi inicialmente proposto para malhas escalonadas, que são aquelas onde a pressão e a velocidade são armazenadas em pontos diferentes na malha computacional. Esta abordagem traz certas complicações para lidar com malhas tridimensionais extensas, pois geram a necessidade de quatro sistemas escalonados. Isso faz com que a necessidade de armazenamento seja maior. Surgia assim a necessidade de desenvolver o algoritmo para malhas não escalonadas, visando reduzir o armazenamento necessário para se utilizar o algoritmo.

Em 1983, Rhie e Chow [47] propuseram uma nova interpolação que tornou possível o uso do SIMPLE em malhas não escalonadas. Na interpolação de Rhie-Chow, um termo dissipativo é adicionado à interpolação linear da velocidade na face da célula. Este procedimento é análogo a se construir uma pseudo-equação de momento na face dos elementos [17].

O OpenFOAM trabalha com malhas não escalonadas, aplicando uma interpolação

similar à de Rhie-Chow ao algoritmo SIMPLE [48].

Cabe ressaltar que a interpolação de Rhie-Chow pode levar a oscilações na velocidade em regiões onde há interface entre o sólido e o escoamento. Esta complicação pode ser contornada pela acumulação no termo fonte dos problemas.

## 4 METODOLOGIA

Para que o escoamento no entorno da aeronave escolhida para este trabalho seja devidamente simulado, uma série de procedimentos e configurações devem ser realizadas. Este capítulo tem o intuito de ressaltar a metodologia empregada para este trabalho, desde a geração da geometria do avião até as configurações necessárias para se utilizar o OpenFOAM.

É importante destacar ao leitor que a geração da geometria, bem como todas as simulações conduzidas neste trabalho se deram em um computador com as configurações especificadas na Tabela 1.

<b>Processador</b>	i5 - 5200U
<b>Núcleos</b>	2
<b>Frequência base</b>	2,20 GHz
<b>Memória RAM</b>	16 Gb
<b>SSD</b>	480 Gb

Tabela 1 – Configuração do computador utilizado.

### 4.1 GEOMETRIA

O avião escolhido é o EMB120 da Embraer, conhecido popularmente como Brasília. É uma aeronave nacional, que tem sua contribuição para o desenvolvimento da indústria aeronáutica nacional. A indústria aeronáutica no geral não divulga informações de seus produtos por conta de questões comerciais. Assim, encontrar a geometria pronta do EMB120 não foi possível, tornando necessário a sua construção neste trabalho de pesquisa.

Esta fase é crucial ao projeto, pois a geometria deve ser o mais fiel ao avião real visando conduzir as simulações de forma mais fidedigna possível. Desta forma, foi utilizado como modelo as projeções do avião que são encontradas na internet. A Figura 18 ilustra as projeções utilizadas como base para a modelagem da geometria final.

Como o objetivo deste trabalho é avaliar a performance aerodinâmica do EMB120, optou-se por modelar apenas a fuselagem, asas e estabilizadores. Outros componentes como hélices, nacele e trem de pouso foram desconsiderados do modelo geométrico visando reduzir o custo computacional da simulação conduzida. Cabe destacar que estes componentes da aeronave possuem suas contribuições ao arrasto e sustentação globais, mas as maiores contribuições para estas forças provém das partes modeladas.

Com as projeções definidas e os componentes da aeronave que serão considerados, a geometria foi gerada utilizando o software livre *Salome*. A Figura 19 representa a geometria final, onde foi dada atenção a todos os detalhes e dimensões visando obter um modelo geométrico mais fiel o possível ao EMB120.

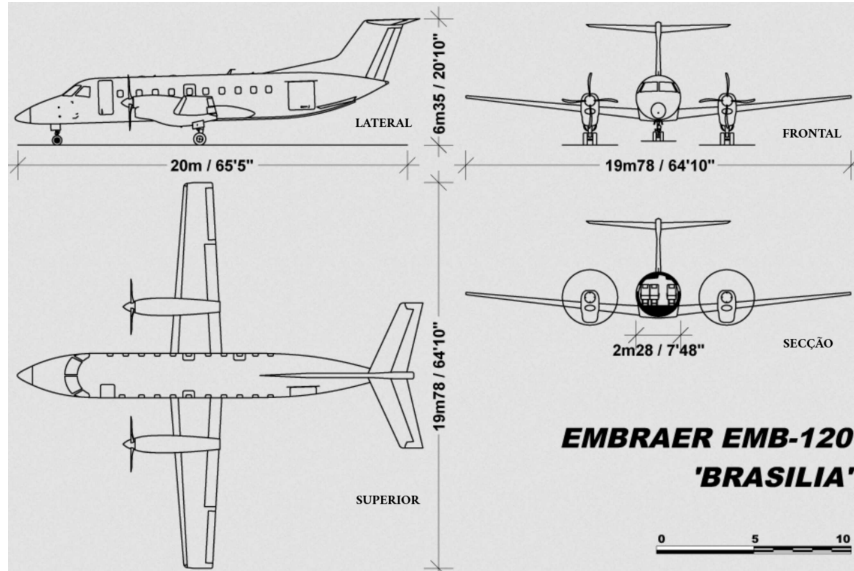


Figura 18 – Projeções do EMB120.

Fonte: Adaptado de [49] .

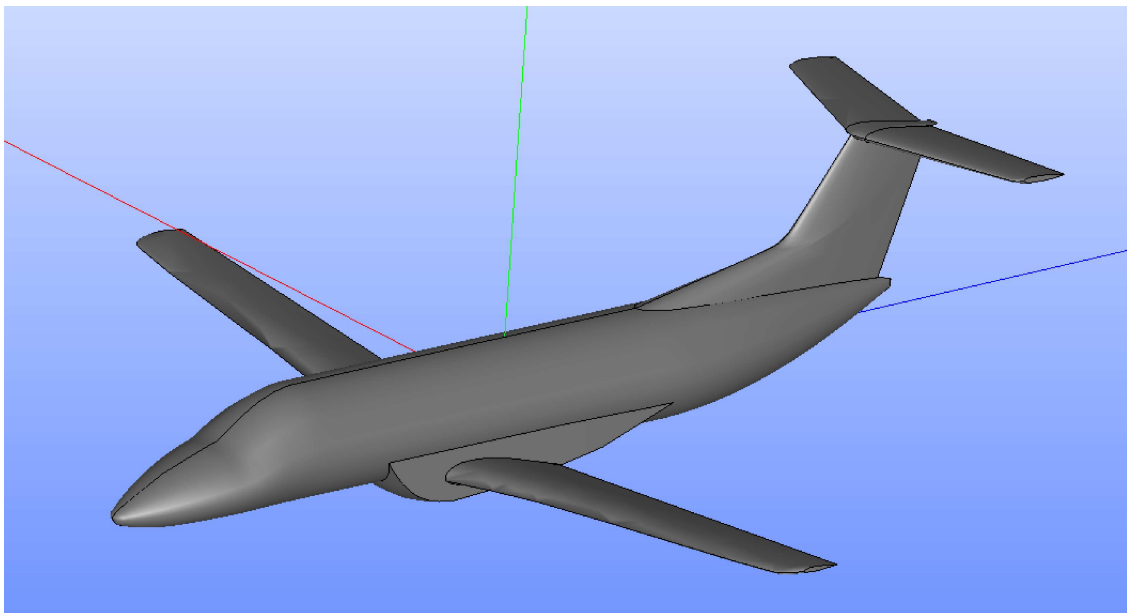


Figura 19 – Geometria do EMB120.

Fonte: Autoria própria.

A Figura 20 ilustra as projeções das asas do EMB120.

Foi definido previamente o nome de cada região de interesse. Essa nomenclatura é realizada no *Salome* definindo um nome para um conjunto de superfícies. Após definir as regiões de interesse, definiu-se que seria utilizado apenas a metade do avião para fins de simulação. Essa simplificação é comum em análises de geometrias complexas e simétricas.

A fase do voo analisada é a de cruzeiro, onde o avião está em voo nivelado e com velocidade constante. Como foi considerada a condição de regime permanente para o

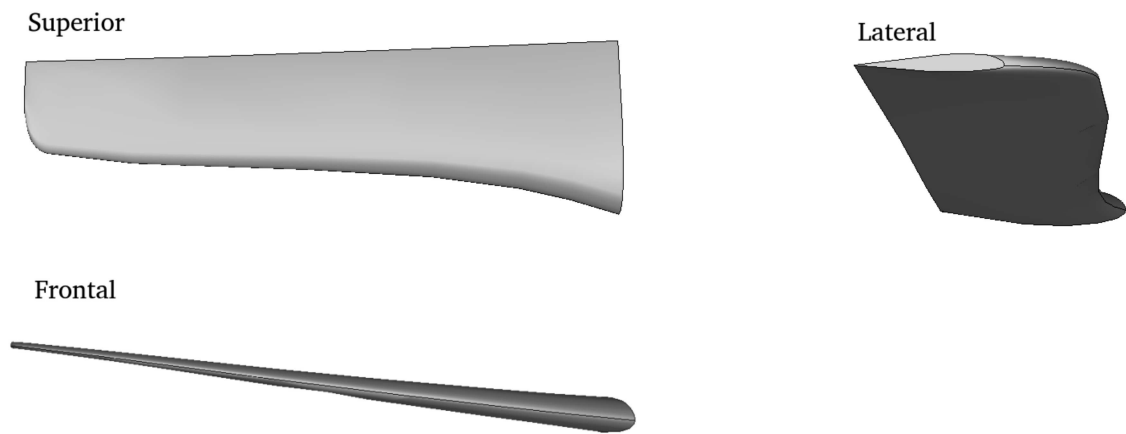


Figura 20 – Projeções das asas.

Fonte: Autoria própria.

escoamento, é razoável adotar o escoamento como simétrico, dada que a geometria também é simétrica em relação ao plano que passa no centro do avião de forma perpendicular ao plano do solo quando o avião está no chão. Esta hipótese perderia validade caso o avião estivesse sujeito a ventos laterais, que não fossem na direção do deslocamento da aeronave. Mas esta situação não foi considerada neste trabalho, justificando a escolha de conduzir a simulação de apenas metade da geometria. A Figura 21 ilustra a metade da geometria utilizada, bem como o nome dado às superfícies referentes aos diferentes componentes do avião.

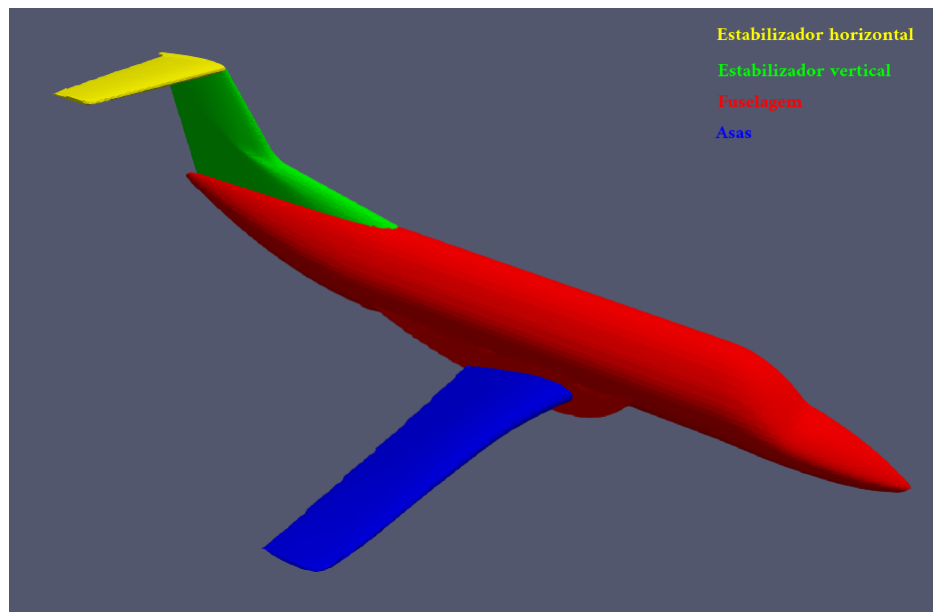


Figura 21 – Geometria final do EMB120.

Fonte: Autoria própria.

Esta foi a geometria foi importada em formato .stl e adotada por padrão para este trabalho. Um cuidado deve ser dado à seção de corte, pois corresponde a uma superfície

que não existe no avião real. Esta superfície deve então ser modelada como um plano de simetria.

Vale destacar ao leitor os perfis utilizados para o EMB120 (Tabela 2). Para as asas, as informações utilizadas foram coletadas de [49]. Não foi possível encontrar informações acerca dos estabilizadores. Portanto, optou-se por utilizar um perfil simétrico.

	<b>Perfil</b>
<b>Raiz da asa</b>	NACA 23018
<b>Ponta da asa</b>	NACA 23012
<b>Estabilizador vertical</b>	NACA 0012
<b>Estabilizador horizontal</b>	NACA 0012

Tabela 2 – Perfis utilizados.

Os perfis NACA de 5 dígitos (como o 23018 e o 23012) possuem sua nomenclatura dada da seguinte forma: o primeiro dígito dividido por  $3/20$  corresponde ao  $C_l$  de projeto, o segundo e o terceiro dígitos quando divididos por 2 correspondem à posição de curvatura máxima em porcentagem da corda (comprimento do perfil), os últimos dois dígitos indicam a máxima espessura do perfil em porcentagem da corda. Por exemplo, o perfil 23018 é projetado para ter um  $C_l = 0,3$ , sua curvatura máxima ocorre a 15% da corda e sua espessura máxima é de 18% da corda.

Os perfis NACA de 4 dígitos iniciados em 00 são perfis simétricos. Os últimos dois dígitos indicam a espessura máxima em porcentagem da corda. Assim, o perfil NACA 0012 é simétrico, com espessura máxima de 12% da corda.

Alguns destes conceitos estão ilustrados na Figura 22.

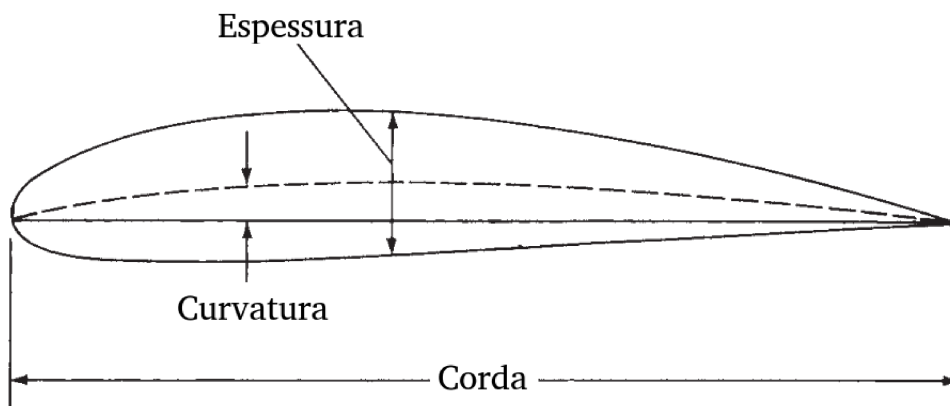


Figura 22 – Parâmetros de um perfil NACA.

Fonte: Adaptado de [1].



## 4.2 GERAÇÃO DA MALHA COMPUTACIONAL

### 4.2.1 Tratamento da geometria

Dada a complexidade da geometria da aeronave, sua geração em uma das funcionalidades do OpenFOAM se tornou extremamente complicada. Então foi escolhido o Salome para produzir a geometria final. Esta escolha se deu por conta da geração de malha que será exposta nesta seção.

O OpenFOAM possui funcionalidades para importar geometrias e malhas em certos formatos padrão, em especial geometrias em formato .stl.

Inicialmente esperava-se gerar a malha para a simulação utilizando apenas o Salome, reduzindo assim o número de passos necessários. No entanto, encontrou-se dificuldades em gerar malhas refinadas com mais de um milhão de nós no Salome, devido aos recursos de computacionais disponíveis. Malhas refinadas requerem mais memória para que possam ser geradas e o computador pessoal do autor não dispunha da configuração necessária pra realizar a geração da malha computacional via Salome.

O primeiro passo da geração da malha consistiu em gerar a malha da parte interna do avião no *Salome* com a geometria gerada na seção anterior (Figura 21). O leitor deve estar se perguntando qual a necessidade da malha interna, visto que o escoamento se dá externamente ao avião. Novamente, foi necessário realizar tal passo, pois no OpenFOAM esta malha será utilizada para ‘cortar’ o domínio, produzindo assim apenas a malha externa ao avião por onde escoar o ar. Utilizar diretamente o arquivo .stl gerado anteriormente produzia malhas sem muito refinamento, com quinas e regiões grosseiras que não existem no avião. Isto influenciaria no resultado final da performance aerodinâmica, gerando resultados incompatíveis com o modelo real.

Após a geração da malha interna ao avião realizada via Salome, a mesma foi exportada em formato .unv. Este arquivo foi então convertido em malha no formato utilizado pelo OpenFOAM através da funcionalidade `ideasUnvToFoam`. Posteriormente uma nova conversão foi necessária, utilizando a funcionalidade `foamToSurface`, foi gerada a geometria do avião em formato .stl de forma que a mesma pudesse ser utilizada com a funcionalidade `snappyHexMesh` do OpenFOAM para gerar a malha do escoamento.

Todos estes passos descritos acima constituem a melhor forma encontrada pelo autor para conseguir gerar a malha do escoamento. Não constitui uma metodologia universal, mas os passos descritos demonstraram ser uma forma de conduzir a simulação de forma correta.

### 4.2.2 Malha computacional

Com a geometria do avião gerada, devidamente tratada e com as superfícies nomeadas, passou-se para o processo de gerar a malha computacional propriamente dita.

Em simulações de escoamentos turbulentos, deve-se tomar cuidado com as dimensões externas do escoamento. As simulações aerodinâmicas do comportamento de um avião em um escoamento livre de ar são diretamente influenciadas pelas dimensões externas do escoamento. Quando as dimensões do campo de escoamento forem pequenas, as condições de contorno irão influenciar significativamente no escoamento. Desta forma, é necessário avaliar possíveis dimensões para o campo de escoamento visando determinar uma dimensão que não interfira no escoamento e ao mesmo tempo seja capaz de não ser altamente custosa sob o ponto de vista computacional.

Alguns autores indicam uma dimensão de ao menos cinquenta vezes o maior comprimento do objeto de estudo [50]. Há ainda a preocupação com a fronteira de saída do escoamento, que deve estar suficientemente longe do corpo para que a simulação não seja prejudicada. Para os recursos computacionais disponíveis pelo autor, utilizar como dimensão do campo de escoamento um valor cinquenta vezes maior que o comprimento do avião demonstrou ser impraticável. Essa dimensão faz com que a dimensão dos volumes sejam maiores e conseqüentemente não torna possível realizar um estudo de convergência de malha adequado.

Assim, optou-se por avaliar as possíveis dimensões do campo de escoamento. A Tabela 3 contém os valores utilizados para o estudo da dimensão do campo de escoamento que pudesse atender às demandas deste trabalho.

Caixa	Dimensão do campo de escoamento
5x	100 m
10x	200 m
15x	300 m
20x	400 m

Tabela 3 – Caixas utilizadas nas simulações.

A malha gerada nas simulações é constituída por elementos hexagonais. Como o procedimento realizado pelo `snappyHexMesh` basicamente ‘corta’ o avião do domínio, alguns elementos próximos às paredes do avião são transformados em elementos tetraédricos. Um maior nível de refinamento foi utilizado na região próxima ao avião, visando englobar a camada limite.

Com as dimensões do campo de escoamento definidas, diferentes níveis de refinamento foram adotados visando identificar a independência de malha. Essa verificação é comum e necessária em experimentos que utilizem CFD. Malhas extremamente grosseiras não geram resultados confiáveis, enquanto malhas extremamente refinadas elevam o custo computacional. A verificação de independência de malha é importante para que se possa determinar uma malha que produza resultados confiáveis com o menor custo computacional.

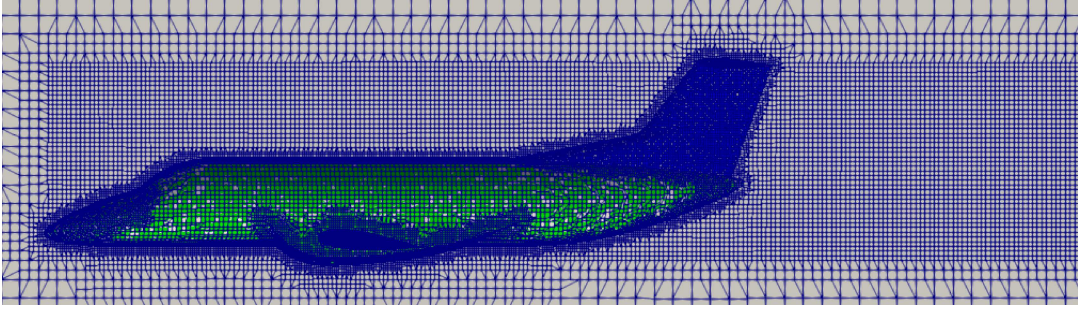


Figura 23 – Exemplo de malha gerada.

Fonte: Autoria própria.

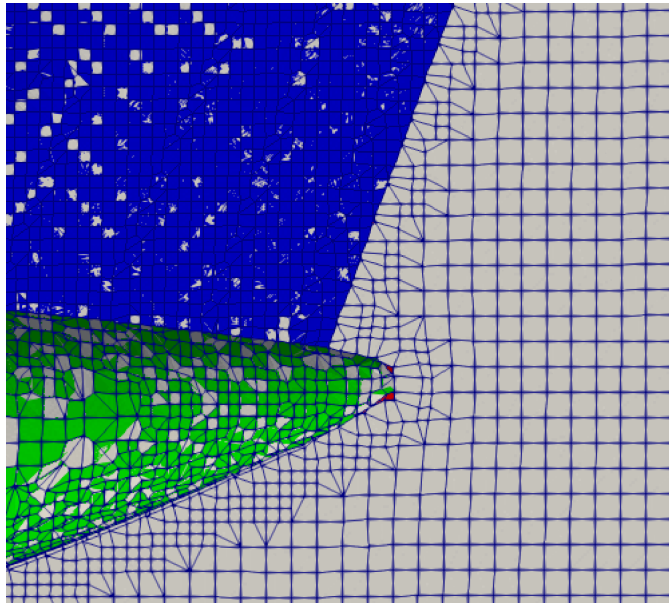


Figura 24 – Refinamento próximo à superfície do avião.

Fonte: Autoria própria.

### 4.3 PARÂMETROS DO OPENFOAM

A próxima etapa necessária, antes de iniciar as simulações, consiste em configurar o OpenFOAM com os parâmetros escolhidos.

#### 4.3.1 Discretização das equações

Conforme abordado anteriormente, o OpenFOAM utiliza o método dos volumes finitos para resolução do escoamento. O regime de escoamento foi adotado como estacionário, visando simplificar e reduzir o custo computacional. Os termos convectivo e difusivo foram discretizados conforme discutido no capítulo anterior. A Figura 25 ilustra como foi configurada esta parte da simulação.

O termo *grad* na Figura 25 refere-se ao gradiente da variável. Por exemplo, para um variável genérica  $\phi$ ,  $grad(\phi) = \nabla\phi$ . O termo *div* se refere ao divergente da variável, ou seja,

```

ddtSchemes
{
    default steadyState;
}

gradSchemes
{
    default Gauss linear cellMDLimited;
    grad(p) Gauss linear cellMDLimited;
    grad(U) Gauss linear cellMDLimited;
    grad(k) Gauss linear cellMDLimited;
    grad(omega) Gauss linear cellMDLimited;
}

divSchemes
{
    default bounded Gauss upwind;
    div(phi,U) bounded Gauss upwind;
    div(phi,k) bounded Gauss upwind;
    div(phi,omega) bounded Gauss upwind;
    div((nuEff*dev2(T(grad(U)))) Gauss linear;
}

```

Figura 25 – Configurações do OpenFOAM.

Fonte: Autoria própria.

para uma variável genérica  $\phi$ ,  $div(\phi) = \nabla \cdot \phi$ . Já o termo  $div((nuEff*dev2(T(grad(U))))$  é referente às tensões cisalhantes (Equação 2.3), onde  $dev2(T(grad(U))) = \nabla U^T - 2/3(\nabla \cdot U)I$ .

#### 4.3.2 Algoritmo de solução

Para todas as simulações realizadas foi utilizado o algoritmo SIMPLE para acoplamento das equações de pressão e velocidade. Este algoritmo é geralmente indicado para escoamentos em regime estacionário. Sua utilização no OpenFOAM se dá por meio do solver simpleFoam.

#### 4.3.3 Tolerâncias

Todas as variáveis foram tratadas com uma tolerância de  $10^{-7}$  para determinar convergência entre iterações sucessivas.

#### 4.3.4 Modelo de turbulência

O modelo adotado para as simulações foi o  $k - \omega$  SST. Este modelo foi definido dentro da pasta constant, como ilustra a Figura 26.

De acordo com os manuais do OpenFOAM, é necessário definir os valores iniciais para  $k$ ,  $\omega$  e  $\nu_t$  presentes no diretório 0. As equações encontradas nos manuais sugerem que:

$$k = \frac{3}{2}(Iv)^2, \quad (4.1)$$

```

simulationType RAS;

RAS
{
    RASModel      kOmegaSST;

    turbulence    on;

    printCoeffs   on;
}

```

Figura 26 – Configurações do modelo de turbulência no OpenFOAM.

Fonte: Autoria própria.

$$\omega = \frac{k^{0,5}}{C_\mu^{0,25} l}, \quad (4.2)$$

onde  $I$  é a intensidade de turbulência que, para túneis de vento, assume valores inferiores a 1%,  $C_\mu$  é uma constante de valor 0,09,  $l$  é um comprimento característico e  $v$  é a velocidade do escoamento.

No entanto, a definição do comprimento característico  $l$  não é muito clara, com alguns sugerindo valores na casa de 5% da envergadura do avião, enquanto outros autores sugerem a própria envergadura do avião como comprimento de referência.

Após uma consulta bibliográfica, Moukalled [17] sugere as seguintes fórmulas para estimar os valores:

$$k = \frac{1}{2}(Iv)^2 \quad (4.3)$$

$$\omega = \frac{k^{1/2}}{l} \quad (4.4)$$

$$\nu_t = \frac{\omega}{k} \quad (4.5)$$

Desta forma, uma investigação da influência do comprimento característico e da fórmula utilizada para inicializar os parâmetros relacionados com o modelo de turbulência se tornou necessária.

#### 4.4 ÂNGULO DE ATAQUE

Para que seja possível determinar se o avião é estável na configuração de voo, o ângulo de ataque deve ser levado em consideração. O presente trabalho investiga o voo de cruzeiro. Desta forma, a sustentação gerada pelo escoamento na superfície do avião deve ser equivalente ao peso da aeronave.

Existem duas formas de se variar o ângulo de ataque: gerar a geometria do avião já rotacionada com o ângulo de ataque desejado ou variar o vetor velocidade de incidência

para se obter o mesmo efeito. A segunda abordagem foi adotada neste trabalho, visando reduzir o tempo gasto com a geração de malhas distintas e facilitando a simulação de um ângulo de ataque arbitrário.

A Figura 27 exemplifica essa configuração, onde a componente  $y$  é na direção perpendicular à base do avião e a componente  $z$  é na direção longitudinal do avião.

```
dimensions      [0 1 -1 0 0 0];
internalField   uniform (0 10 153.33333333);
```

Figura 27 – Exemplo de configuração da velocidade no OpenFOAM.

Fonte: Autoria própria.

A forma escolhida no presente trabalho para simular o escoamento consiste em considerar o avião fixo e o ar escoando com uma velocidade determinada. Este referencial adotado acarreta em uma redução no custo computacional, bem como uma simplificação na abordagem do problema.

A Figura 27 é apenas um exemplo da configuração realizada. Como o voo de cruzeiro é considerado sem ventos laterais, a componente  $x$  da velocidade é sempre nula neste trabalho. As componentes  $y$  e  $z$  variam com a alteração do ângulo de ataque, no entanto, o vetor velocidade resultante deve ser igual em módulo à velocidade do voo de cruzeiro da aeronave. O termo *internalField* é utilizado como padrão no OpenFOAM, para designar o campo de escoamento que, neste exemplo, se trata da velocidade do ar.

#### 4.5 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Para que o escoamento seja simulado corretamente, deve-se dar uma atenção especial às condições de contorno. Regiões onde há entrada e saída de fluido, bem como regiões onde há interface do escoamento com uma interface sólida devem ser devidamente modeladas.

Para o problema em questão, a velocidade foi modelada com a condição de não escorregamento na superfície do avião. Na entrada do domínio computacional a velocidade foi escolhida com o valor fixo referente à velocidade do voo de cruzeiro.

Para as equações de  $k$ ,  $\omega$  e  $\nu_t$ , a interface com o avião foi modelada utilizando funções de parede, pois se trata de uma região sensível para a análise do escoamento turbulento.

Como a geometria utilizada foi de apenas uma metade da aeronave visando reduzir o custo computacional, o plano fictício de corte foi modelado como plano de simetria, onde o escoamento é admitido como simétrico em ambos os lados do avião.

Considerando a velocidade de cruzeiro fixa  $v = 153,33 \text{ m/s}$ , as condições iniciais e de contorno adotadas são descritas da seguinte forma:

- Velocidade:
  - inlet, top, bottom, frontAndBack: `fixedValue = (0 0 153,33)`;
  - outlet: `zeroGradient`;
  - simetria: `symmetryPlane`;
  - airplane: `noSlip`.
- Pressão:
  - inlet, top, bottom, frontAndBack, airplane: `zeroGradient`;
  - outlet: `fixedValue = uniform 0`;
  - simetria: `symmetryPlane`.
- $k$ :
  - inlet, top, bottom, frontAndBack: `fixedValue`;
  - outlet: `zeroGradient`;
  - simetria: `symmetryPlane`;
  - airplane: `kqRWallFunction`.
- $\omega$ :
  - inlet, top, bottom, frontAndBack: `fixedValue`;
  - outlet: `zeroGradient`;
  - simetria: `symmetryPlane`;
  - airplane: `omegaWallFunction`.
- $\nu_t$ :
  - inlet, top, bottom, frontAndBack: `calculated`;
  - outlet: `zeroGradient`;
  - simetria: `symmetryPlane`;
  - airplane: `nutkWallFunction`.

Para diferentes ângulos de ataque, o módulo do vetor velocidade permanece constante. No entanto, as componentes  $y$  e  $z$  variam conforme descrito na seção 4.4.





## 5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

O avião escolhido para este estudo é o EMB120 Brasília da Embraer. A escolha deste avião se deve a sua importância para a indústria brasileira. Com seu início de produção no ano de 1984 pela Embraer, em 1994 já era considerado o avião regional mais utilizado no mundo, com 26 empresas em 14 países [51]. Em vôo de cruzeiro, o EMB120 opera a uma velocidade típica de  $552 \text{ km/h}$ , a uma altitude de 5000 m onde a massa específica de acordo com a atmosfera padrão internacional (ISA – International Standard Atmosphere) é de  $\rho = 0,73643 \text{ kg/m}^3$ . É um avião turbo-hélice, cujo conjunto propulsor é composto por dois motores PW118 de 1340 kW cada. Os parâmetros utilizados para as simulações conduzidas estão presentes na Tabela 4.

<b>Velocidade</b> [ $\text{km/h}$ ]	552
<b>Área total</b> [ $\text{m}^2$ ]	221,10
<b>Área das asas</b> [ $\text{m}^2$ ]	35,49
<b>Envergadura</b> [ $\text{m}$ ]	19,78
<b>Massa máxima de decolagem</b> [ $\text{kg}$ ]	11500
<b>Altitude</b> [ $\text{m}$ ]	5000
$\rho_{ar}$ [ $\text{kg/m}^3$ ]	0,73643

Tabela 4 – Dados iniciais

Inicialmente, como não foi possível encontrar dados suficientes sobre o EMB120, as asas foram modeladas com um *twist* de  $3^\circ$  na raiz e  $0^\circ$  na ponta. Tais valores foram escolhidos pois são comuns em aviões comerciais [7].

Desta forma, optou-se por apresentar os resultados iniciais considerando o *twist* descrito para as asas. Estes resultados serviram para a escolha da malha e dimensão externa do escoamento ideais.

Com a escolha da malha feita, estudos com o avião sem *twist* foram conduzidos visando identificar o ângulo de ataque ideal para estabilidade no voo de cruzeiro. Pois, o projeto do EMB120 foi realizado sem *twist* com intuito de reduzir custos estruturais na aeronave [12].

### 5.1 ESTUDO DE MALHA

Ao simular o escoamento no entorno de geometrias complexas, como um avião, deve-se avaliar cautelosamente o refinamento de malha de forma a produzir resultados realísticos no cálculo das forças aerodinâmicas. Simulações muito refinadas tendem a possuir alto custo computacional. Um estudo de independência de malha é necessário visando encontrar um ponto de equilíbrio entre a acurácia dos resultados e o custo computacional.

Com este intuito, foram conduzidos dois tipos de teste: o primeiro visa identificar a influência da dimensão externa do campo de escoamento e o segundo busca identificar

até qual ponto o refinamento de malha melhorou os resultados.

Estes dois testes em conjunto são necessários para definir uma dimensão externa do escoamento que não interfira nos resultados e identificar um número de elementos que gere resultados confiáveis, visando reduzir o custo computacional de se utilizar malhas extremamente refinadas sem necessidade.

Esta seção apresenta resultados para o avião modelado com *twist* nas asas.

### 5.1.1 Sem refinamento da camada limite

As primeiras simulações foram realizadas sem o refinamento da camada limite do avião, pois este procedimento resulta em um menor custo computacional.

A Figura 28 ilustra a malha mais grossa da caixa de dimensão externa  $5x$ , enquanto a Figura 29 ilustra a malha mais refinada para a mesma caixa. Já as Figuras 30 e 31 representam, respectivamente, a maior e a menor caixa externa utilizadas nas simulações conduzidas. Os dados relacionados às malhas e dimensões do campo de escoamento estão listados na Tabela 5.

A dimensão utilizada como referência para a dimensão externa do campo de escoamento ( $x$ ) é o comprimento do EMB120, que é 20 metros.

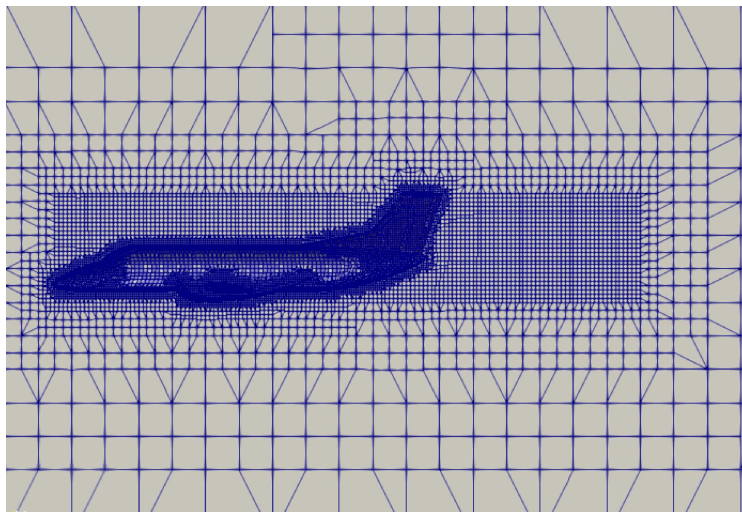


Figura 28 – Malha mais grossa (Caixa  $5x$ ).

Fonte: Autoria própria.

Após a realização das simulações, as forças aerodinâmicas obtidas foram adimensionalizadas em relação aos coeficientes de sustentação e arrasto (Equações 1.1 e 1.2) utilizando os parâmetros contidos na Tabela 4. A área de referência utilizada no cálculo dos coeficientes é  $40m^2$ , pois este valor foi utilizado no grupo de pesquisa como um valor padrão. Os resultados estão apresentados nas Figuras 32, 33 e 34.

Dimensão do campo de escoamento	Nível de refinamento	Células
5x (100 m)	Muito grossa	353614
	Grossa	547807
	Média	1141900
	Refinamento leve	3560358
	Refinamento moderado	6583229
	Refinamento alto	15152074
10x (200 m)	Muito grossa	463273
	Grossa	736623
	Média	1378964
	Refinamento leve	2941503
	Refinamento moderado	5570533
	Refinamento alto	9536439
15x (300 m)	Muito grossa	418722
	Grossa	759871
	Média	1652447
	Refinamento leve	3166616
	Refinamento moderado	5316475
	Refinamento alto	8427846
20x (400 m)	Muito grossa	323395
	Grossa	591746
	Média	1338353
	Refinamento leve	2543896
	Refinamento moderado	4332822
	Refinamento alto	6818354
	Refinamento extremo	9941447

Tabela 5 – Malhas e dimensões do campo de escoamento sem refinamento da camada limite

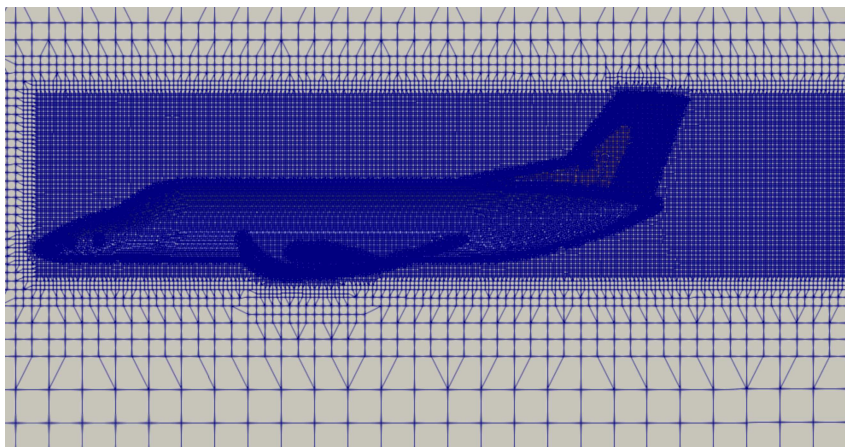


Figura 29 – Malha mais refinada (Caixa 5x).

Fonte: Autoria própria.

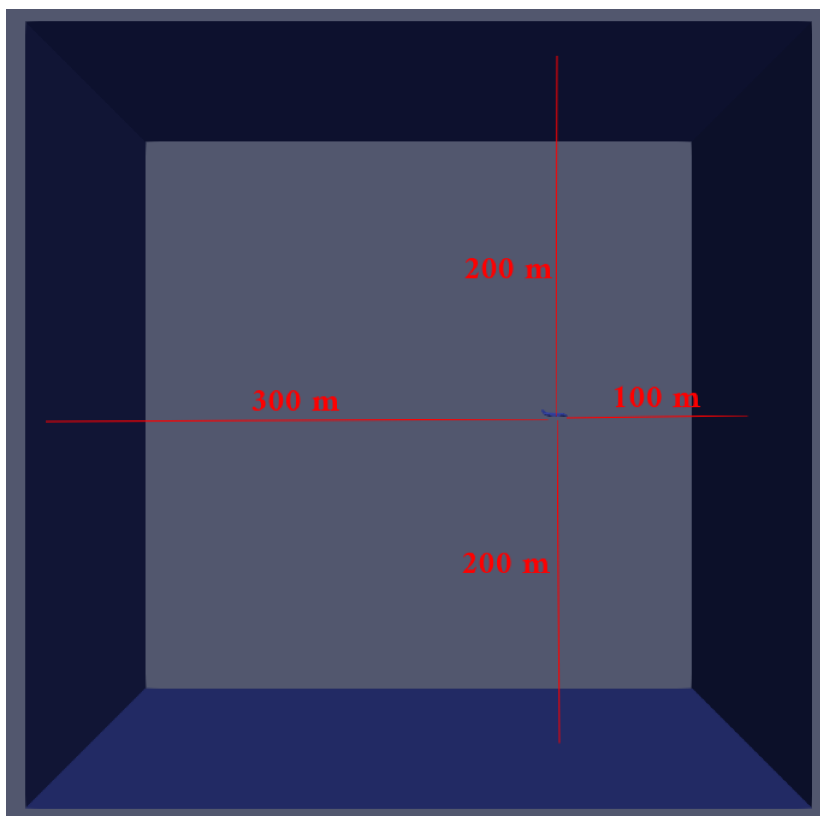


Figura 30 – Caixa com maior dimensão externa.

Fonte: Autoria própria.

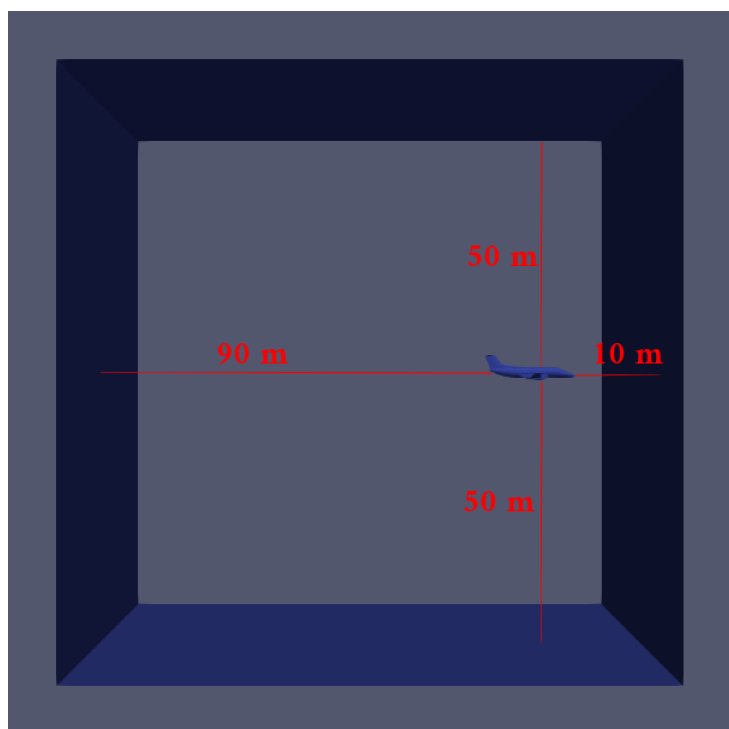


Figura 31 – Caixa com menor dimensão externa.

Fonte: Autoria própria.

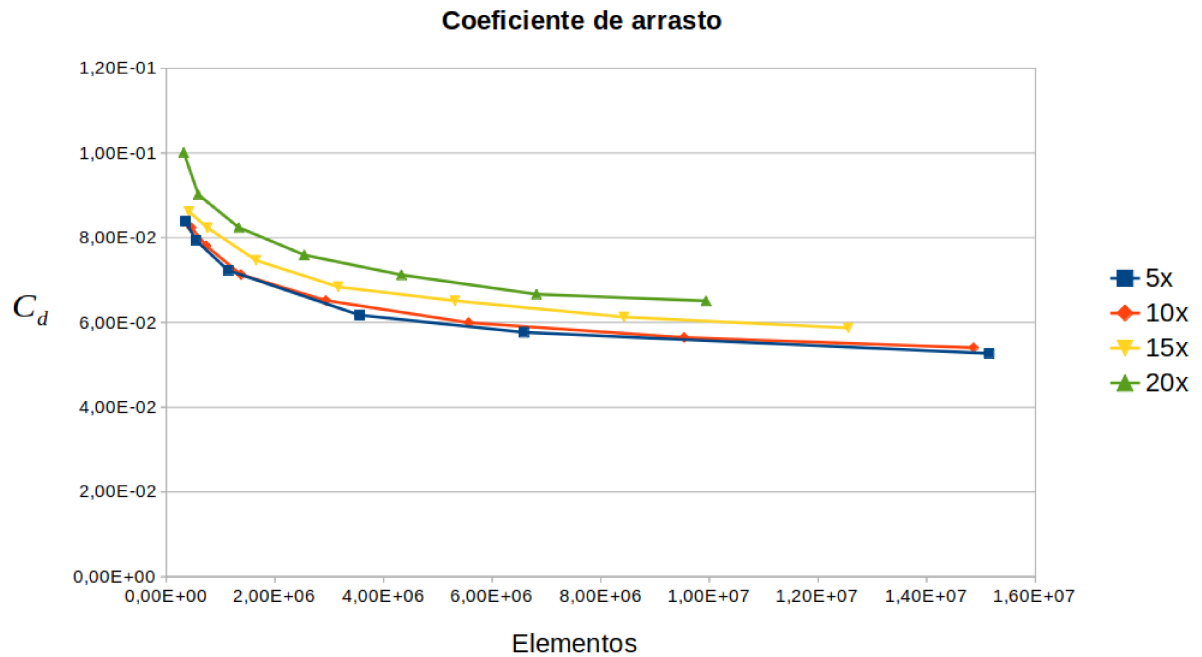


Figura 32 – Coeficiente de arrasto do avião sem refinamento de camada limite.

Fonte: Autoria própria.

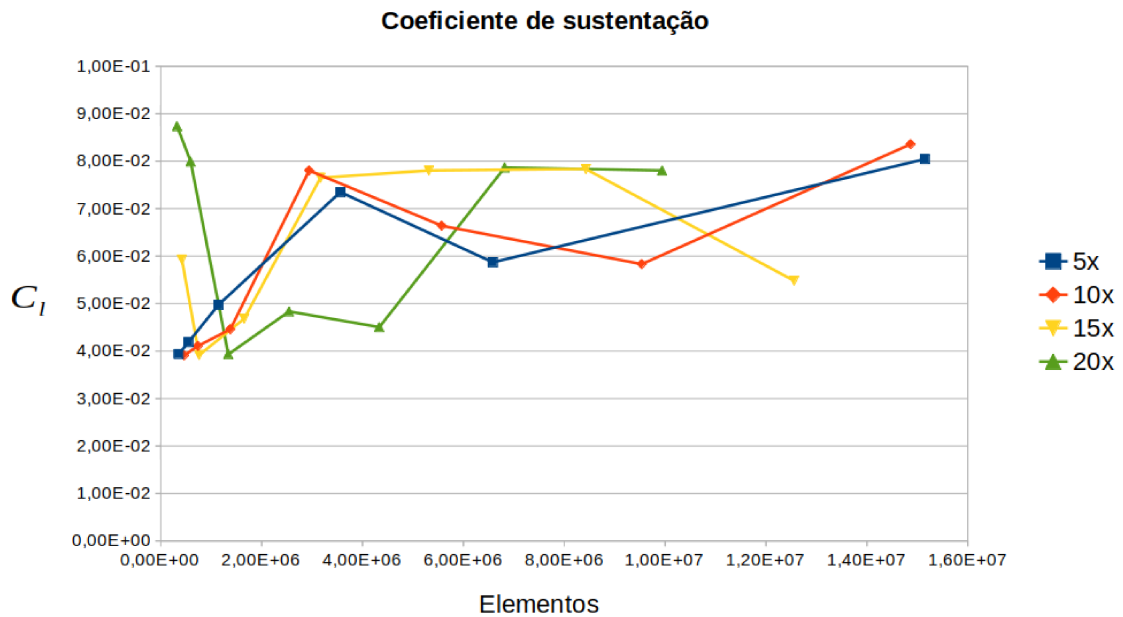


Figura 33 – Coeficiente de sustentação do avião sem refinamento de camada limite.

Fonte: Autoria própria.

Como é possível notar pela Figura 32 do coeficiente de arrasto em função do número de elementos, a medida que a malha se torna mais refinada os coeficientes tendem a valores próximos de  $6,0 \times 10^{-2}$ . Este é um comportamento esperado, onde, à medida que a malha é refinada, os valores obtidos tendem a um valor que é próximo do valor real. Cabe ainda ressaltar que estas simulações foram realizadas até o limite de memória RAM presente no

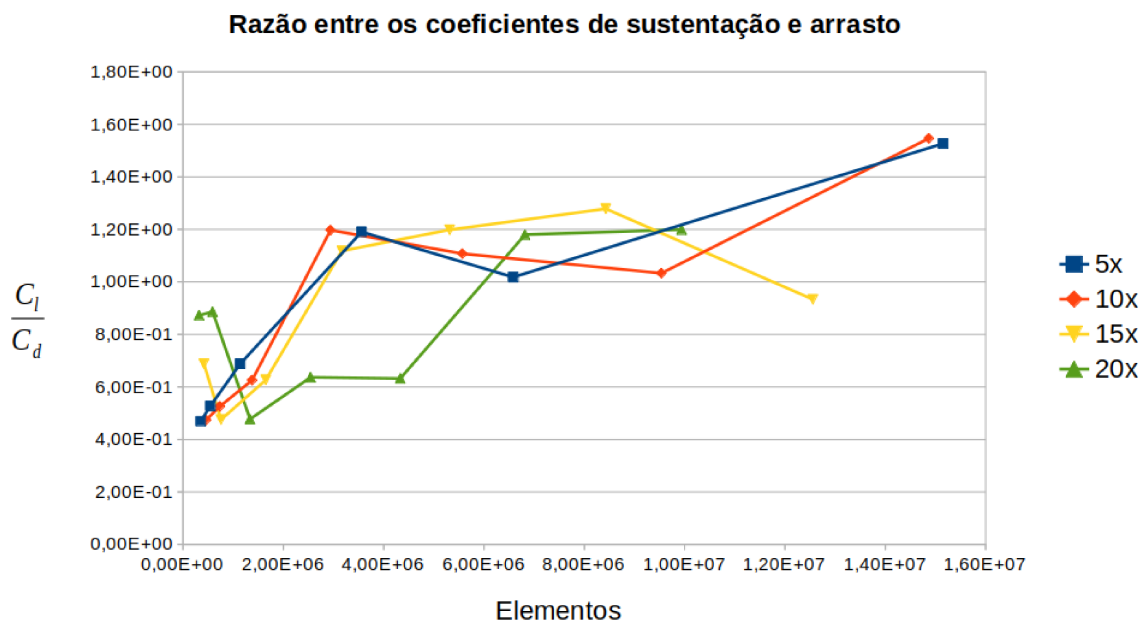


Figura 34 – Razão  $C_l/C_d$  do avião sem refinamento de camada limite.

Fonte: Autoria própria.

computador pessoal do autor, não sendo possível aumentar o nível de refinamento.

Quando a análise passa para o coeficiente de sustentação (Figura 33) e para a relação  $C_l/C_d$  (Figura 34) dois problemas são notados.

O primeiro é relacionado com o padrão oscilatório do coeficiente de sustentação a medida em que a malha é refinada. Este comportamento não é o esperado quando se trata do refinamento da malha. Decerto, por se tratar de um escoamento tridimensional em uma geometria complexa e com dimensões características razoavelmente grandes, é esperado que para se obter resultados confiáveis seja necessário um número de elementos alto e possivelmente superior aos cerca de 15 milhões utilizados na malha mais refinada deste estudo.

O segundo problema notado é que a relação  $C_l/C_d$  máxima encontrada nas malhas mais refinadas foi de 1,54. Esta relação é considerada um valor baixo, tornando o avião pouco eficiente aerodinamicamente. Além disso, a falta de convergência dos resultados do  $C_l$  se converteu na mesma falta de convergência na relação de  $C_l/C_d$ .

Desta forma, visando melhorar os resultados obtidos, o autor conduziu simulações similares realizando desta vez um refinamento da região de escoamento próxima à superfície do avião.

### 5.1.2 Com refinamento da camada limite

Seguindo a mesma metodologia adotada na seção anterior e com os mesmos parâmetros contidos na Tabela 4, as seguintes malhas foram utilizadas para condução de

novas simulações (Tabela 6).

Como é possível notar, as malhas geradas com refinamento da camada limite possuem um número menor de células do que aquelas sem refinamento (Tabela 5). Isto se deve por conta do aumento na massa específica de células próximas à aeronave, causando a redução do refinamento máximo possível com determinada configuração de computador.

<b>Dimensão do campo de escoamento</b>	<b>Nível de refinamento</b>	<b>Células</b>
5x (100 m)	Muito grossa	260211
	Grossa	563460
	Média	1035649
	Refinamento leve	1805382
	Refinamento moderado	3368865
	Refinamento alto	7812044
10x (200 m)	Muito grossa	275827
	Grossa	449452
	Média	863450
	Refinamento leve	1910527
	Refinamento moderado	3676298
	Refinamento alto	6321952
15x (300 m)	Muito grossa	178699
	Grossa	302602
	Média	572460
	Refinamento leve	1293962
	Refinamento moderado	2517311
	Refinamento alto	4285527
20x (400 m)	Muito grossa	143186
	Grossa	260448
	Média	494713
	Refinamento leve	1150785
	Refinamento moderado	2221173
	Refinamento alto	3816785

Tabela 6 – Malhas e dimensões do campo de escoamento com refinamento da camada limite

Neste conjunto de simulações, o refinamento da camada limite do escoamento próximo à superfície do avião foi adotado acreditando-se que resultados mais confiáveis fossem obtidos.

A Figura 35 exemplifica o refinamento realizado na camada limite do escoamento.

Utilizando novamente os coeficientes  $C_l$  e  $C_d$  como indicadores da qualidade da simulação, os resultados obtidos são apresentados nas Figuras 36, 37 e 38.

Nesta nova bateria de simulações, resultados mais coerentes foram obtidos.

Avaliando o coeficiente de sustentação (Figura 37), é possível notar que a medida em que a malha se torna mais refinada, o valor de  $C_l$  tende para valores próximos de 0,5. Para a simulação com dimensão externa do escoamento de 5x, foi possível refinar a malha

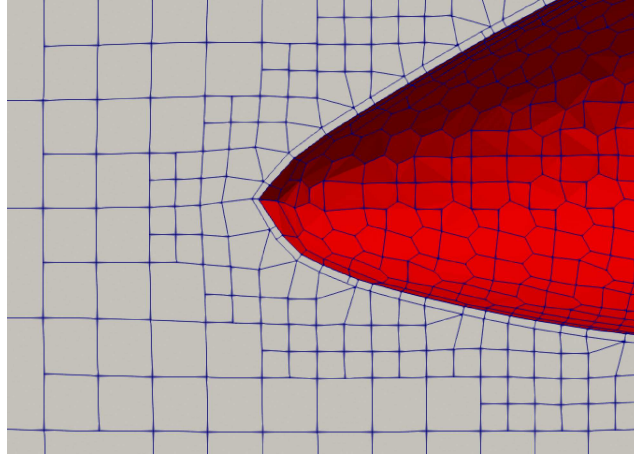


Figura 35 – Refinamento da camada limite.

Fonte: Autoria própria.

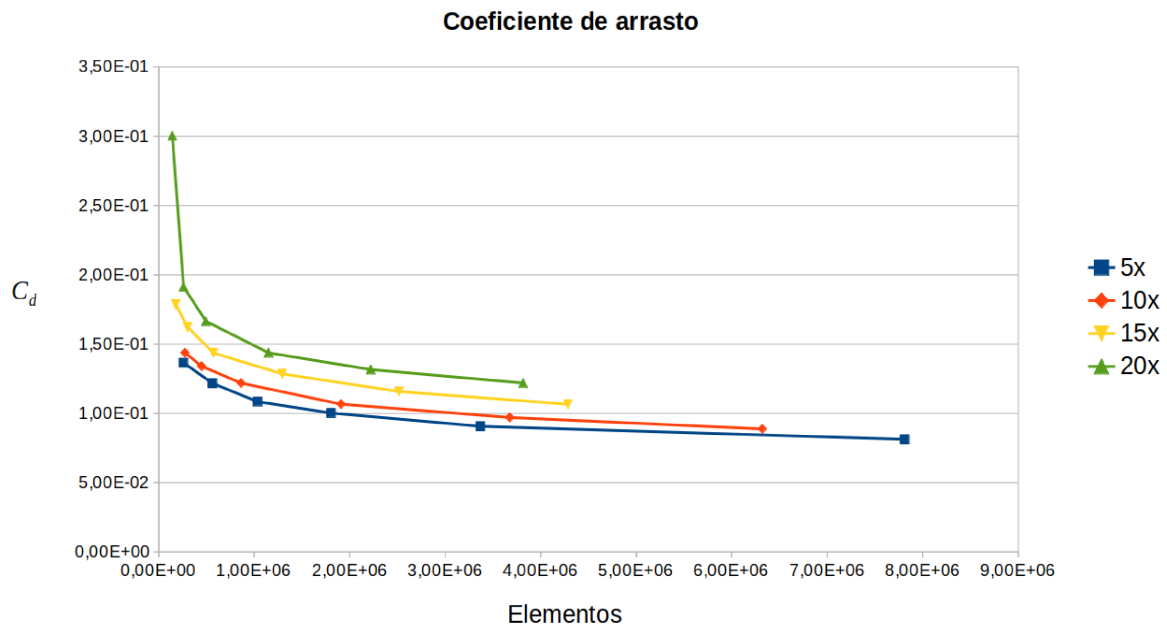


Figura 36 – Coeficiente de arrasto do avião com refinamento de camada limite.

Fonte: Autoria própria.

até um valor próximo aos 8 milhões de elementos. À medida que a dimensão externa do escoamento aumentou (10x, 15x e 20x), menores taxas de refinamento foram possíveis devido à limitação dos recursos computacionais disponíveis para este trabalho.

Quando o coeficiente de arrasto é levado em consideração (Figura 36), é possível notar um comportamento que converge para valores próximos a 0,1. Este comportamento similar ao encontrado para o  $C_l$  se reflete nos resultados obtidos para a relação  $C_l/C_d$  ilustrados na Figura 38.

Ao contrário das simulações realizadas sem o refinamento da camada limite, a relação  $C_l/C_d$  se mostrou maior nesta nova bateria de simulações. Na caixa com dimensão



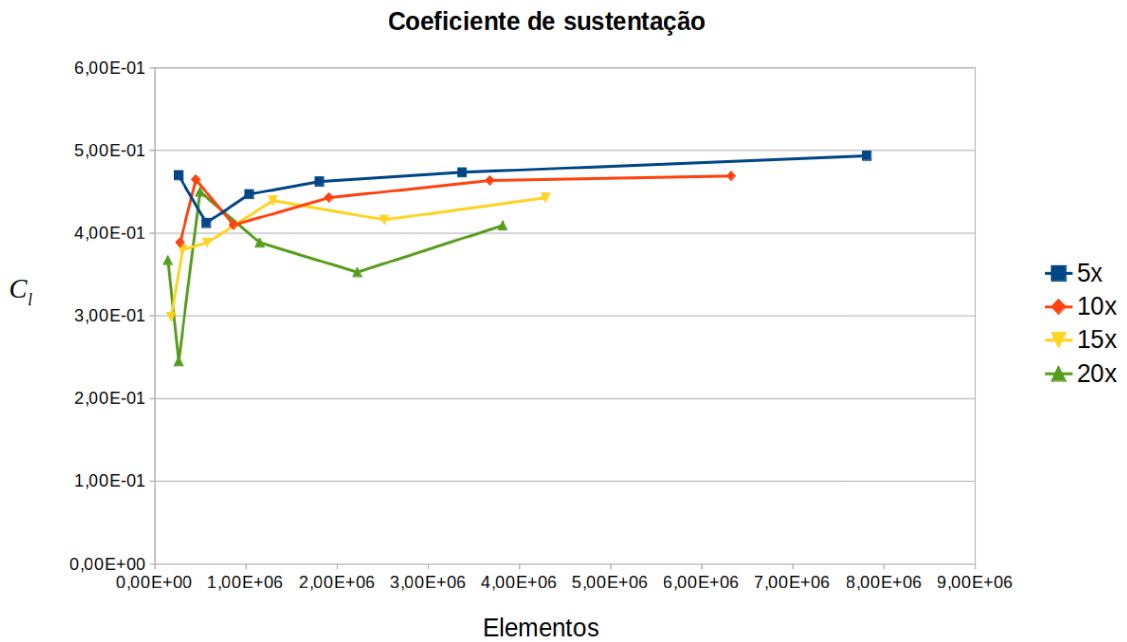


Figura 37 – Coeficiente de sustentação do avião com refinamento de camada limite.

Fonte: Autoria própria.

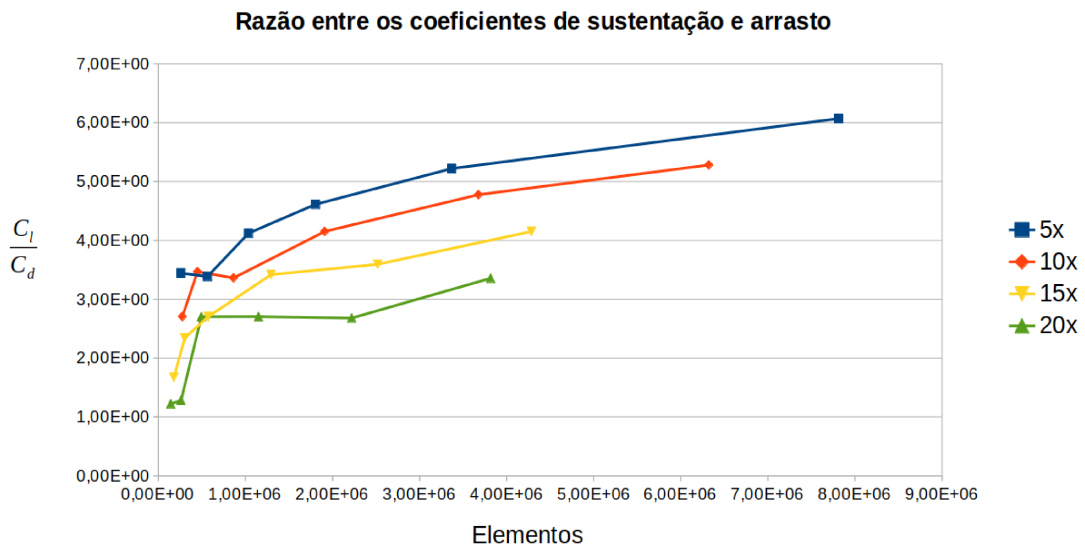


Figura 38 – Razão  $C_l/C_d$  do avião com refinamento de camada limite.

Fonte: Autoria própria.

externa do campo de escoamento de  $5x$  foi possível encontrar um valor de 6,07 na malha mais refinada com cerca de 8 milhões de elementos. Já para a malha de cerca de 6,3 milhões de elementos e dimensão  $10x$  foi obtido  $C_l/C_d = 5,28$ . Na malha com caixa  $15x$  o maior valor obtido foi de 4,15 e para a malha com 3,8 milhões de elementos e caixa externa  $20x$  foi obtido  $C_l/C_d = 3,35$ .

Com os resultados obtidos, passou-se então para uma análise criteriosa de qual caixa e qual nível de refinamento seria escolhido.

Dentre os componentes do avião (asas, fuselagem, estabilizador horizontal e estabilizador vertical), o principal responsável por gerar sustentação são as asas, ao passo que o arrasto produzido é devido principalmente às asas em conjunto com a fuselagem. Os resultados das forças de sustentação e arrasto geradas nas asas e fuselagem estão apresentados nas Figuras 39, 40 e 41.

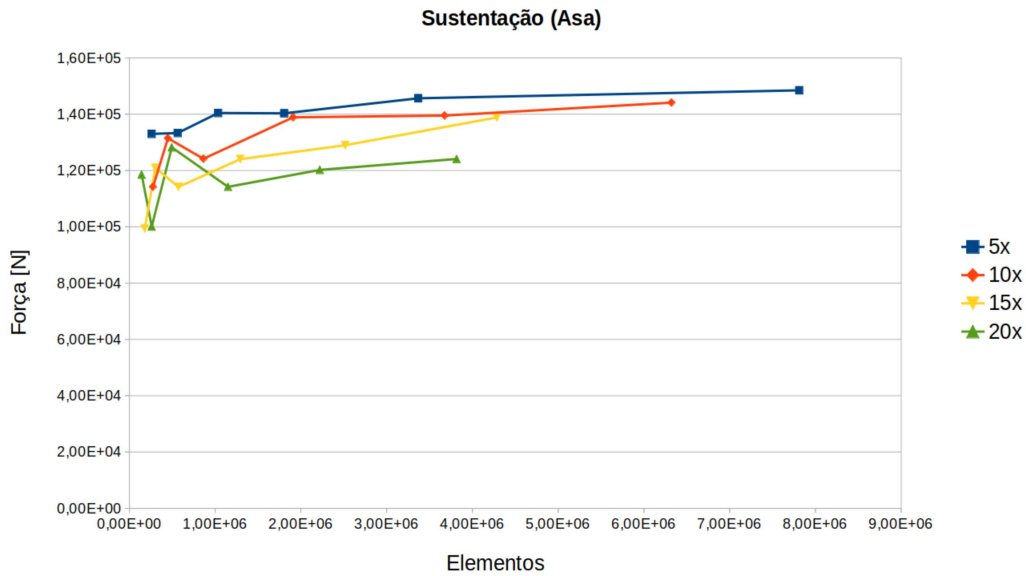


Figura 39 – Sustentação na asa.

Fonte: Autoria própria.

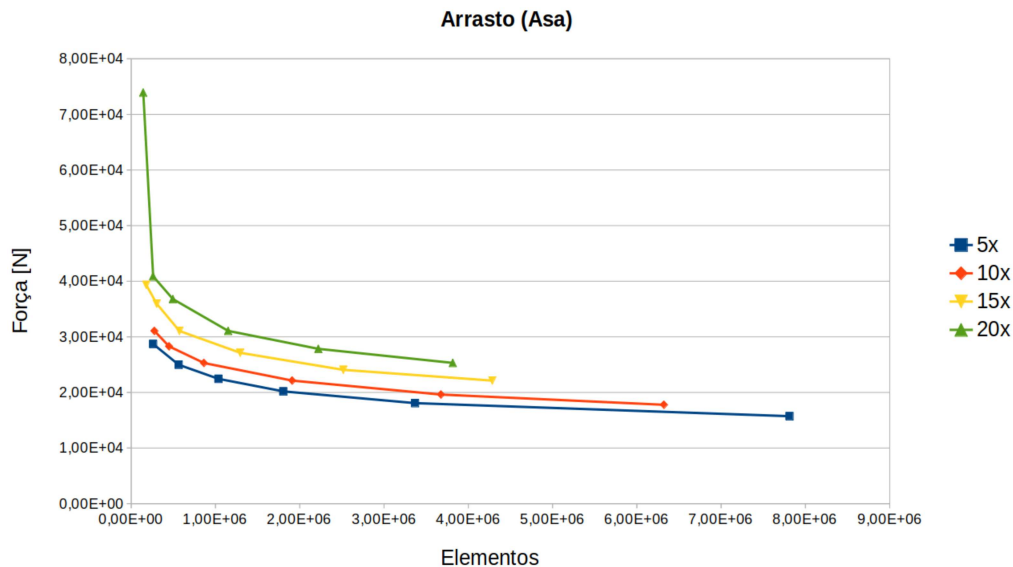


Figura 40 – Arrasto na asa.

Fonte: Autoria própria.

Ao avaliar a força de sustentação gerada nas asas do avião, é possível notar pela Figura 39 que as três caixas menores (5x, 10x e 15x) geram resultados próximos. A Tabela 7 sintetiza os resultados obtidos.

<b>Dimensão</b>	<b>Nível de refinamento</b>	<b>Sustentação nas asas [N]</b>
5x (100 m)	Muito grossa	132993,63
	Grossa	133315,23
	Média	140420,17
	Refinamento leve	140311,06
	Refinamento moderado	145645,83
	Refinamento alto	148476,21
10x (200 m)	Muito grossa	114206,88
	Grossa	131433,21
	Média	124164,13
	Refinamento leve	138881,37
	Refinamento moderado	139508,68
	Refinamento alto	144107,14
15x (300 m)	Muito grossa	99366,43
	Grossa	120912,03
	Média	114176,58
	Refinamento leve	124032,35
	Refinamento moderado	128978,01
	Refinamento alto	138838,14
20x (400 m)	Muito grossa	118542,70
	Grossa	100110,92
	Média	128205,45
	Refinamento leve	114202,30
	Refinamento moderado	120213,99
	Refinamento alto	124084,28

Tabela 7 – Força de sustentação nas asas.

Os resultados obtidos pela caixa de 10x apresentam valores que demonstram certa convergência, com um aumento percentual de 5,8% da malha com 6,3 milhões de elementos em relação à malha de 1,9 milhões de elementos quando a sustentação gerada pelas asas é avaliada. O arrasto gerado também apresenta um comportamento adequado para a malha de 1,9 milhões de elementos.

Para a caixa 10x, a Tabela 8 ilustra o tempo gasto desde a geração da malha até o final da simulação.

<b>Elementos</b>	<b>Tempo</b>
275827	10 min
449452	12 min
863450	27 min
1910527	64 min
3676298	129 min
6321952	278 min

Tabela 8 – Tempo gasto utilizando a caixa 10x.

É possível notar que, a malha com 1,9 milhões de elementos leva um tempo

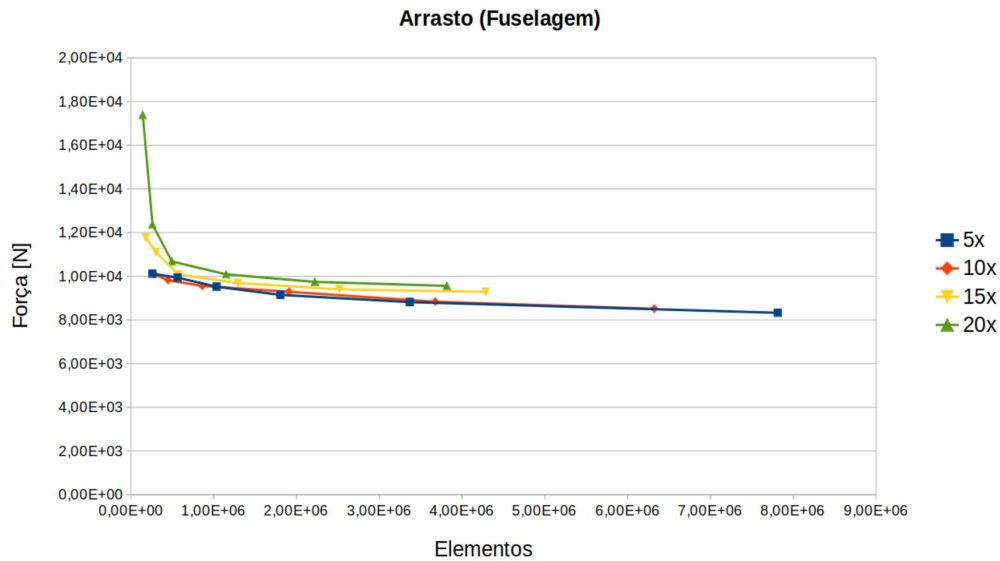


Figura 41 – Arrasto na fuselagem.

Fonte: Autoria própria.

4,34 vezes menor para finalizar a simulação. Esta informação, em conjunto com as diferenças avaliadas anteriormente, reforçam a escolha desta malha visando redução do custo computacional.

Desta forma, a malha escolhida para a condução deste trabalho foi a de 1.9 milhões de elementos, com dimensão do campo de escoamento externo de 200 m (10x). Para esta malha específica, as Figuras 42 e 43 ilustram o campo de velocidades e o campo de pressão no entorno do avião respectivamente. Já a Figura 44 ilustra as linhas de corrente do escoamento.

A Tabela 9 contém os valores de  $y^+$  das asas do EMB120 para a caixa 10x.

Elementos	$y^+$
275827	277,64
449452	298,64
863450	352,12
1910527	325,30
3676298	290,26
6321952	245,54

Tabela 9 –  $y^+$  nas asas para a caixa 10x

## 5.2 POSIÇÃO DO CENTRO DE PRESSÃO

Com os testes realizados na seção anterior, considerando o avião com *twist* nas asas, foi possível escolher a dimensão externa do campo de escoamento e um nível de refinamento da malha que produzisse resultados coerentes.

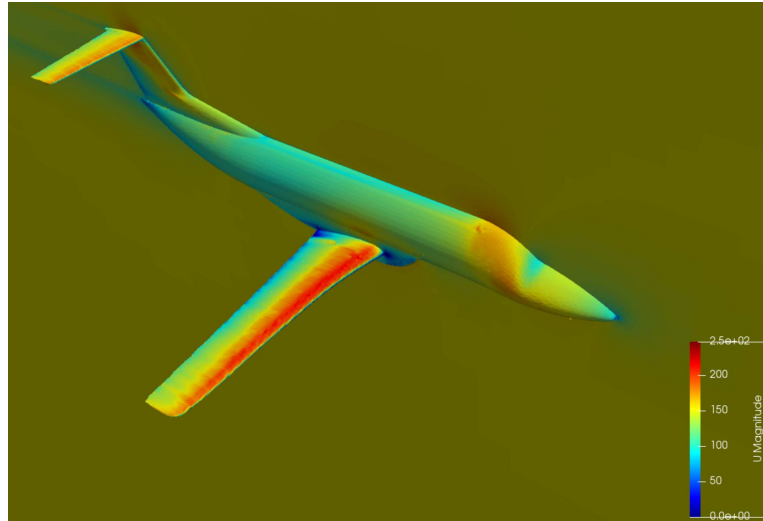


Figura 42 – Campo de velocidades no entorno do avião.

Fonte: Aatoria própria.

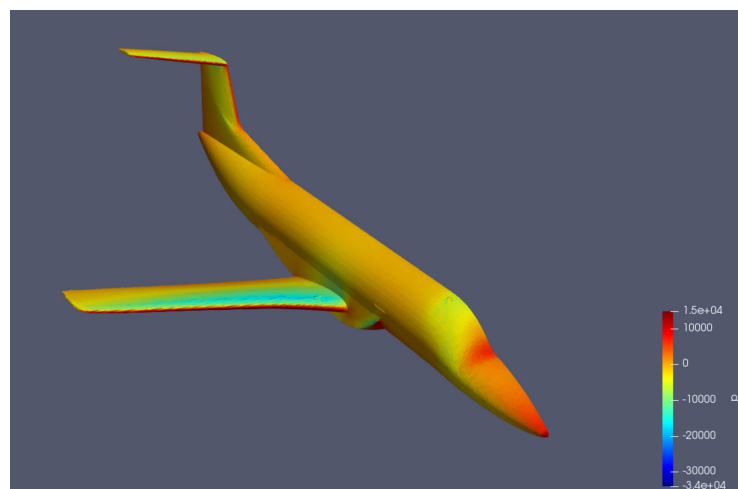


Figura 43 – Campo de pressão na superfície do avião.

Fonte: Aatoria própria.

Conforme discutido brevemente no início deste capítulo, somente após a realização de tais simulações foi possível encontrar em [12] que o EMB120 não possui *twist* em suas asas. Este dado de projeto fica nítido ao avaliar a força de sustentação gerada pelo avião com *twist* nas asas em voo de cruzeiro que, para a malha de 1,9 milhões de elementos e caixa 10x, é equivalente a  $1,53 \times 10^5$  N. Este valor é superior ao peso referente à massa máxima de decolagem (Tabela 4). Como o avião consome combustível, o início da fase de cruzeiro ocorre sob um peso ainda menor que a sustentação gerada.

Estes resultados poderiam indicar que o EMB120 com *twist* poderia voar com uma velocidade menor no voo de cruzeiro, carregar mais carga ou voar sob um ângulo de ataque negativo. Contudo, o objetivo deste trabalho não é avaliar pontos de otimização do projeto da aeronave selecionada.

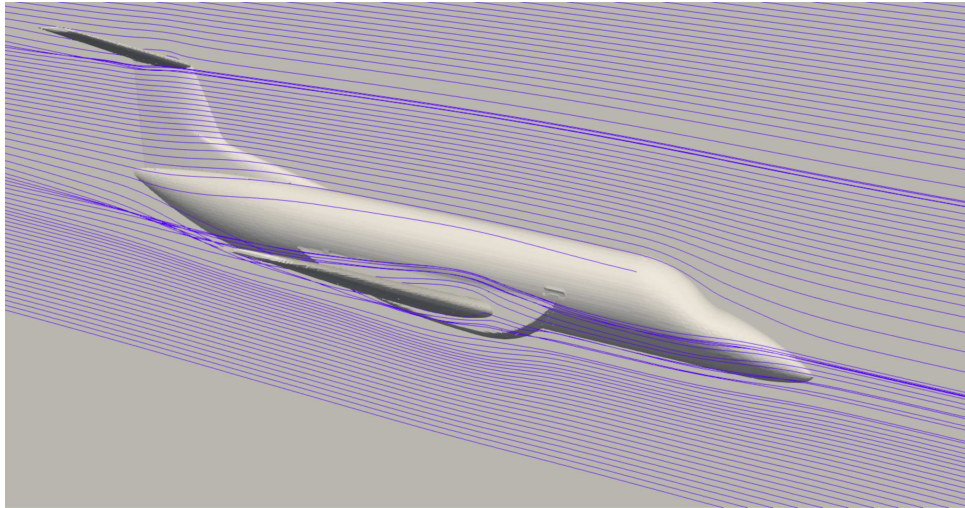


Figura 44 – Linhas de corrente.

Fonte: Autoria própria.

Desta forma, com a malha selecionada na seção anterior (1,9 milhões de elementos e caixa 10x), esta seção visa simular a aeronave sem *twist* nas asas buscando identificar o ponto de estabilidade no voo de cruzeiro da aeronave original, ou o mais próximo da realidade visto que nem todas as informações acerca do projeto são disponibilizadas abertamente.

Os resultados obtidos para a sustentação e o arrasto, considerando a contribuição de todos os componentes, estão ilustrados pelas Figuras 45 e 46 respectivamente.

É possível notar na Figura 45 que a sustentação tende a aumentar a medida que o ângulo de ataque aumenta. Em particular, até o ângulo de  $6^\circ$  é possível identificar um comportamento extremamente linear, o que está de acordo com resultados obtidos para outras aeronaves ou aerofólios [1]. Já em relação ao arrasto, novamente é esperado que o valor absoluto aumente com o aumento do ângulo de ataque.

Para o EMB120 sem *twist* nas asas e sob ângulo de ataque  $0^\circ$ , a sustentação gerada (18401,98 N) não é capaz de sustentar o avião no ar. A massa do avião vazio é de 7070 kg que, à 5000 m de altitude, corresponde a um peso de 69223,78 N. Acima de  $1^\circ$  a sustentação gerada já é capaz de sobrepor a força peso do avião vazio.

Quando o peso máximo de decolagem é avaliado como padrão, o menor ângulo de ataque que fornece uma sustentação suficiente é o de  $3^\circ$ , onde a sustentação gerada é de 127532,02 N. Desta forma, é possível identificar que o EMB120 deve operar em voo de cruzeiro sob um ângulo de ataque entre  $1^\circ$  e  $3^\circ$ . Cabe destacar ao leitor que as simulações foram realizadas variando o ângulo de ataque de  $1^\circ$  em  $1^\circ$ . Desta forma, esta faixa ideal fica mais restrita, com o limite inferior ligeiramente superior a  $1^\circ$  e o limite superior ligeiramente inferior a  $3^\circ$ .

Em relação à posição do centro de pressão da aeronave em voo de cruzeiro, é

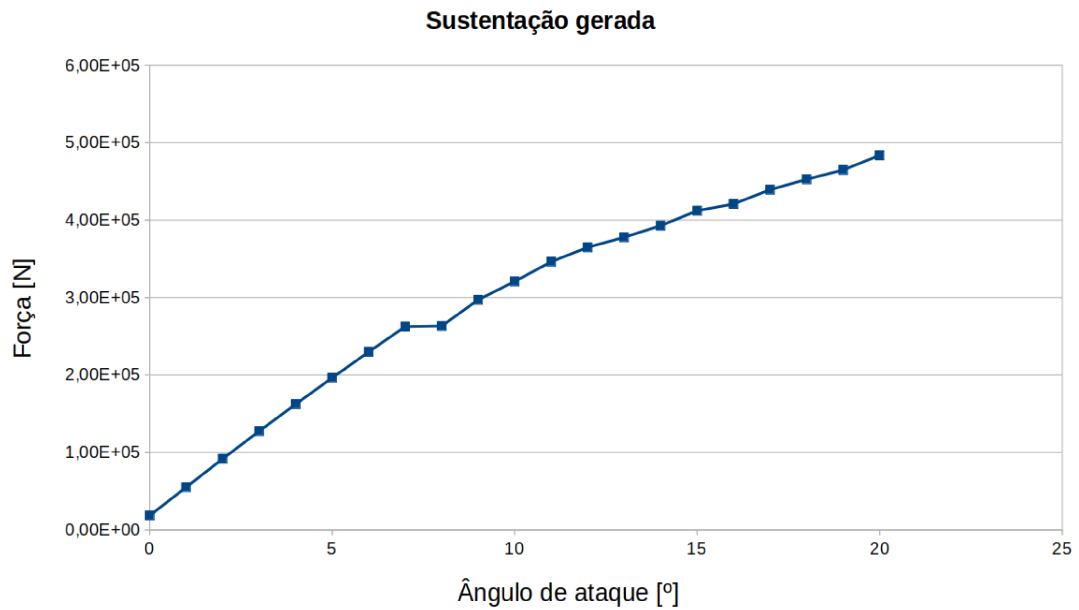


Figura 45 – Sustentação em função do ângulo de ataque.

Fonte: Autoria própria.

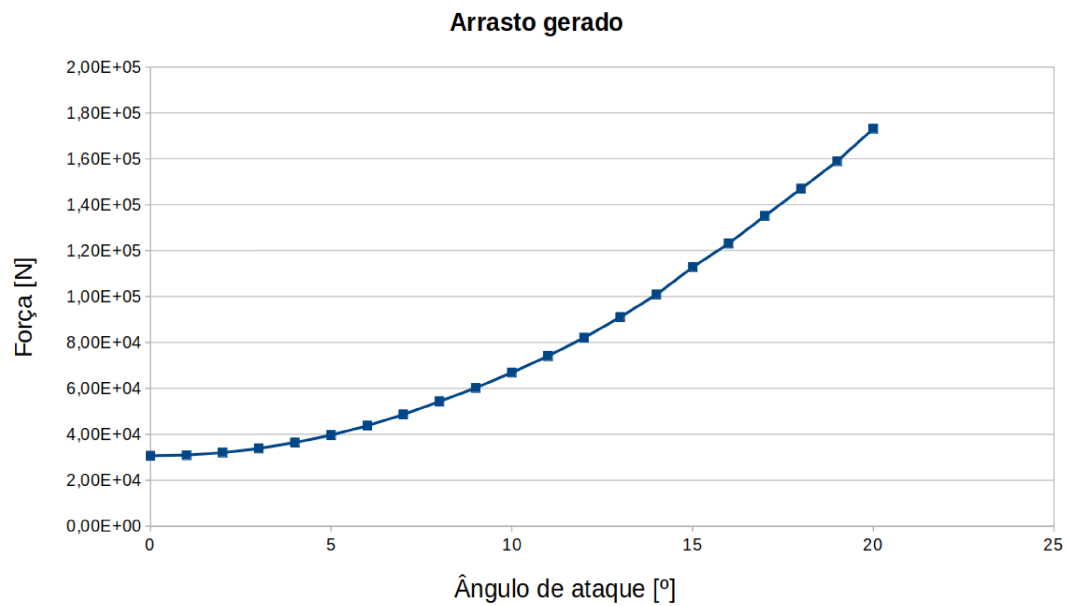


Figura 46 – Arrasto em função do ângulo de ataque.

Fonte: Autoria própria.

possível determinar que a 2<sup>o</sup> o centro de pressão fica localizado a 26,92 % da corda média aerodinâmica. Já para o ângulo de 3<sup>o</sup>, o centro de pressão fica localizado a 28,47 % da corda média aerodinâmica. Estes valores estão de acordo com valores típicos obtidos em voos subsônicos de aeronaves deste porte, onde o centro de pressão fica localizado em uma região próxima a 25 % da corda média aerodinâmica [52]. Cabe ainda ressaltar que, sem informações detalhadas sobre o avião, não é possível determinar se estes valores

correspondem ao valor real da posição do centro de pressão. No entanto, tais valores são coerentes com os encontrados na literatura sobre aeronaves do porte do EMB120 [52].

Para o ângulo de  $2^\circ$  a Figura 47 ilustra o campo de velocidades na ponta da asa, enquanto a Figura 48 ilustra o campo de velocidades na ponta da asa para um ângulo de ataque de  $20^\circ$ . É possível notar pela Figura 48 que há um descolamento da camada limite na ponta da asa, conhecido como *stall*.



Figura 47 – Campo de velocidades na ponta da asa para um ângulo de ataque  $2^\circ$ .

Fonte: Autoria própria.

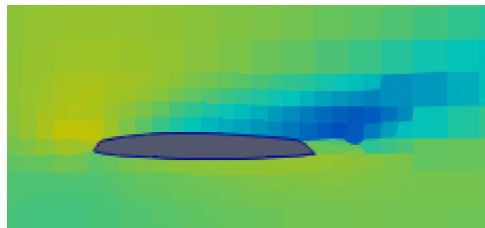


Figura 48 – Campo de velocidades na ponta da asa para um ângulo de ataque  $20^\circ$ .

Fonte: Autoria própria.

### 5.3 INFLUÊNCIA DA ASA NO DESEMPENHO AERODINÂMICO

Com a malha definida previamente e com as simulações descritas na seção 5.2 deste texto, um novo estudo foi realizado visando identificar a influência das asas na performance aerodinâmica do EMB120.

Os resultados avaliados levam em conta a variação do ângulo de ataque, e estão apresentados nas Figuras 49 e 50.

Pela Figura 49, é possível notar que a asa do avião é o principal responsável por gerar sustentação. Este comportamento era o esperado, visto que as asas de uma aeronave são projetadas com o intuito de gerar sustentação. É possível notar ainda pela Figura 49 que a medida que o ângulo de ataque aumenta, as asas possuem menor influência na sustentação global, mas ainda são responsáveis por 71,22 % da sustentação global sob um ângulo de ataque de  $20^\circ$ .



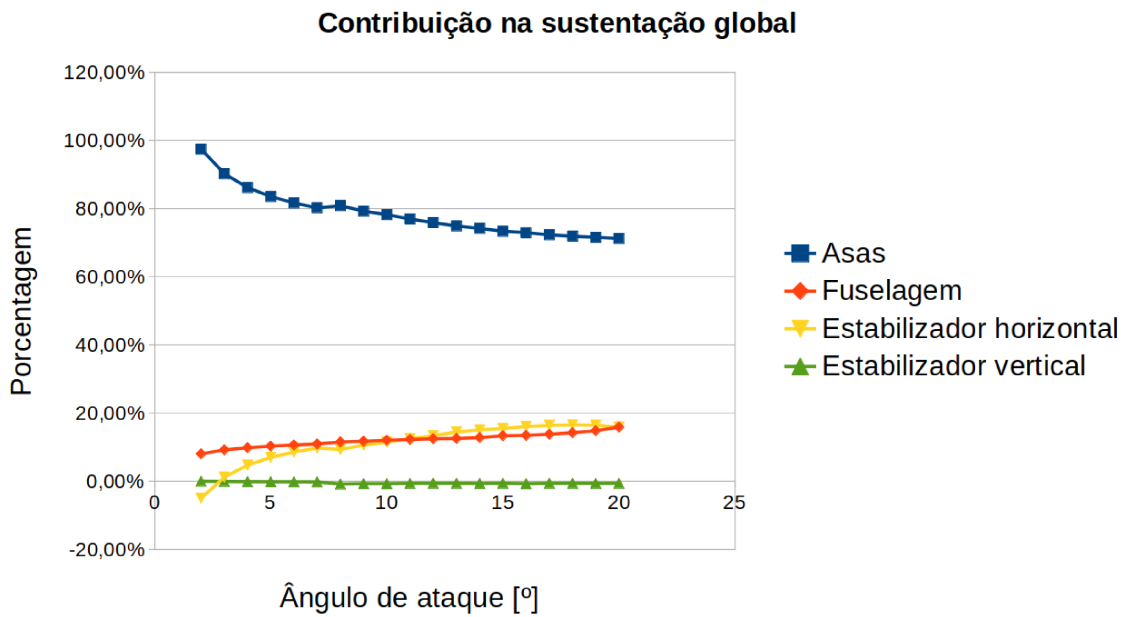


Figura 49 – Contribuição das partes na sustentação.

Fonte: Autoria própria.

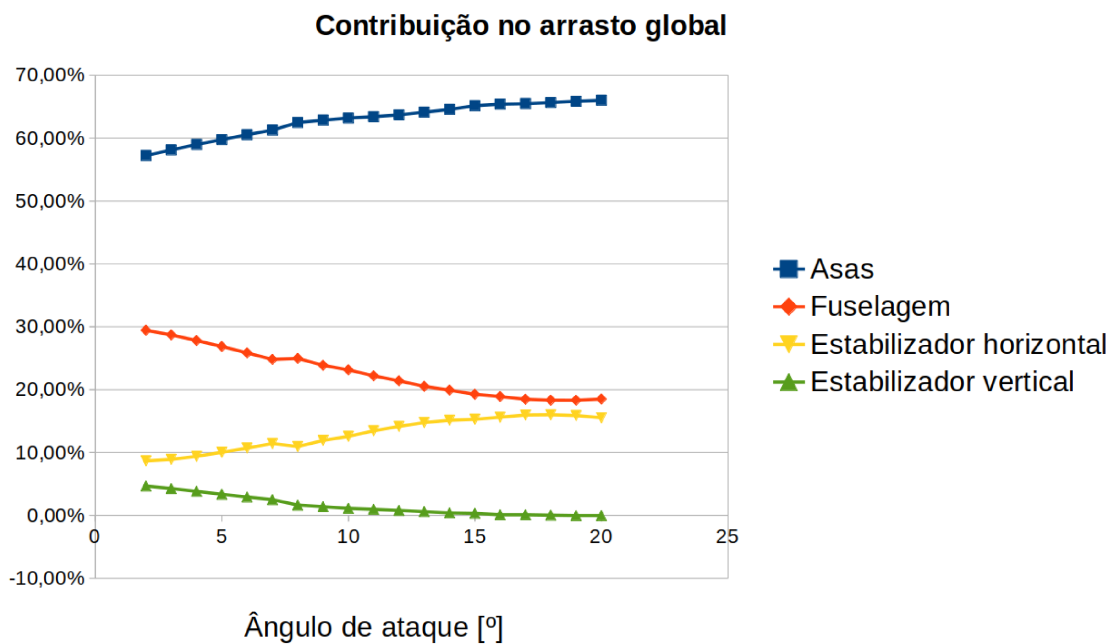


Figura 50 – Contribuição das partes no arrasto.

Fonte: Autoria própria.

Quando o arrasto é analisado (Figura 50), é possível notar que as asas juntamente com a fuselagem são os principais responsáveis pela produção de arrasto na aeronave. A medida que o ângulo de ataque aumenta, as asas aumentam sua contribuição e a fuselagem diminui sua contribuição ao arrasto global da aeronave.

Para o ângulo de ataque discutido na seção anterior ( $2^\circ$ ), as asas contribuem com

97% da sustentação e 57,23% do arrasto global, enquanto a fuselagem é responsável por 29% do arrasto.

#### 5.4 INFLUÊNCIA DO TWIST

Como muitas simulações foram conduzidas considerando o EMB120 com *twist* em suas asas, uma análise visando determinar a influência do *twist* na performance aerodinâmica da aeronave se tornou interessante para ser abordada neste texto.

Cabe destacar ao leitor que este trabalho não propõe um forma de otimizar o EMB120, mas sim apenas avaliar a performance do mesmo visando verificar a validade das simulações conduzidas.

A Figura 51 ilustra o comportamento do  $C_l$  em função do  $C_d$  para as duas configurações distintas de asa, utilizando a malha com 1,9 milhões de elementos.

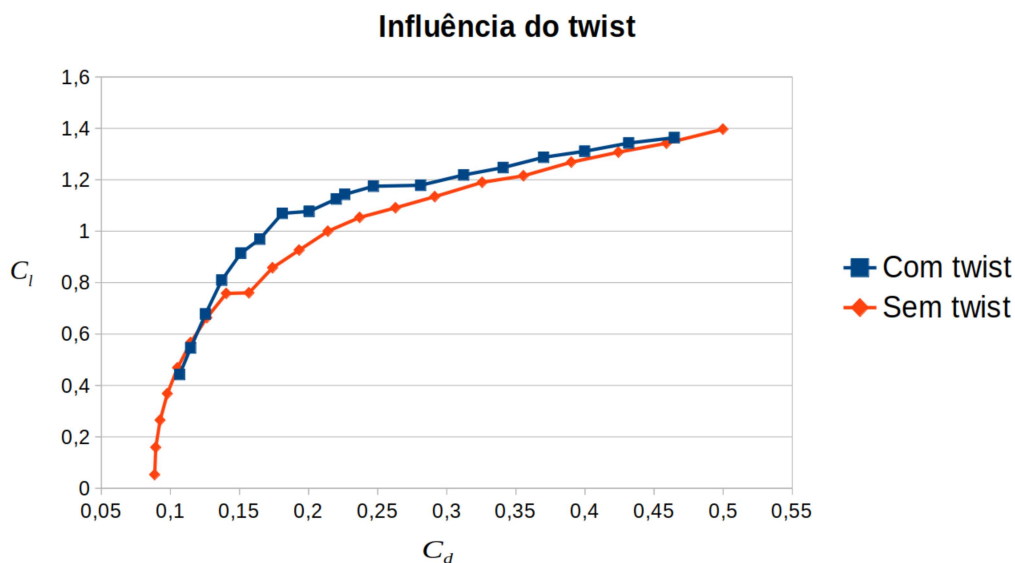


Figura 51 –  $C_l$  em função do  $C_d$  para a aeronave com e sem *twist* nas asas.

Fonte: Autoria própria.

Como é possível notar, as curvas têm comportamentos similares e com valores próximos. Como era esperado, a geometria com *twist* visa gerar uma maior sustentação. Desta forma, o  $C_l$  é ligeiramente maior do que a geometria sem *twist*. Este comportamento está ilustrado na Figura 52.

A Figura 53 ilustra o coeficiente de arrasto para ambas configurações. Novamente, a configuração com *twist* possui um valor ligeiramente maior por conta do aumento no arrasto gerado.

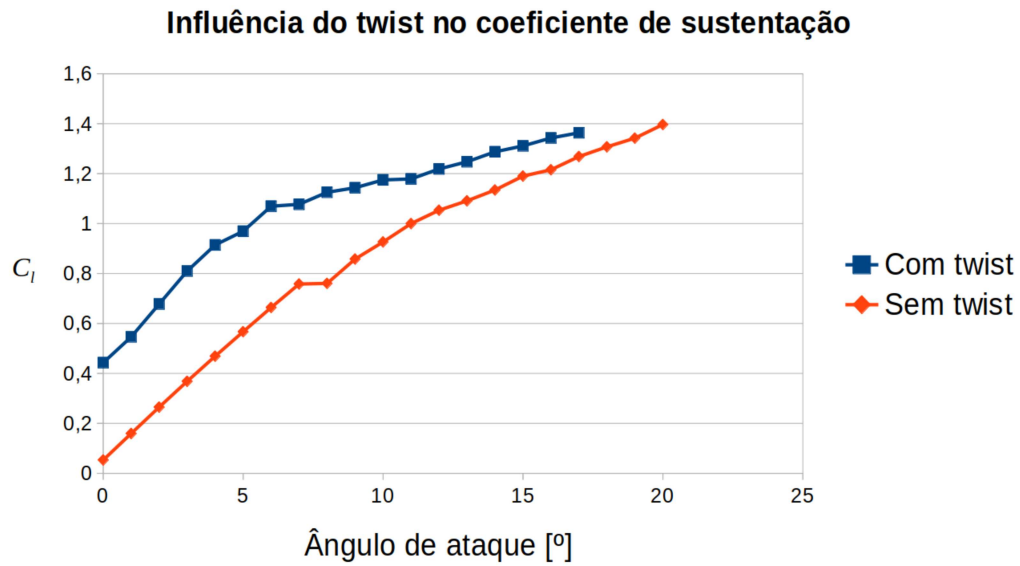


Figura 52 – Influência do *twist* no  $C_l$ .

Fonte: Autoria própria.

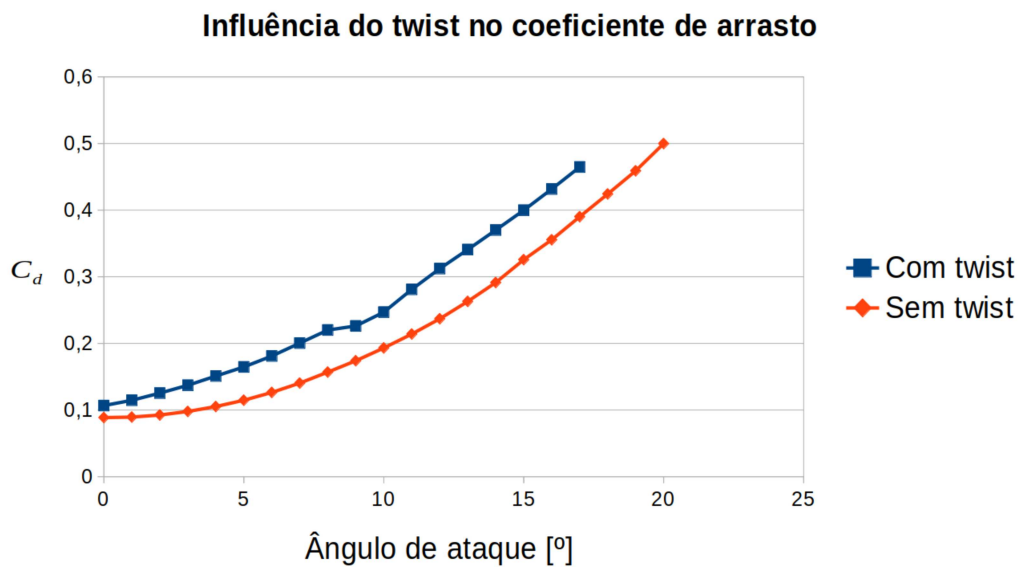


Figura 53 – Influência do *twist* no  $C_d$ .

Fonte: Autoria própria.

## 5.5 INFLUÊNCIA DA EQUAÇÃO UTILIZADA PARA VALORES INICIAIS DA TURBULÊNCIA

Conforme abordado no capítulo 4, para inicializar os valores de  $k$ ,  $\omega$  e  $\nu_t$  relacionados com o modelo de turbulência  $k - \omega$  SST, é possível encontrar informações distintas entre a literatura e o manual do usuário do OpenFOAM. Com o intuito de sanar a dúvida relacionada a este assunto, uma série de simulações foram conduzidas.

No que se relaciona com a fórmula utilizada para inicialização dos dados, dois pontos

foram analisados: a influência do valor do comprimento característico  $l$  nos resultados e também a influência da fórmula propriamente dita no resultado.

Como o EMB120 pode operar em voo de cruzeiro sob uma altitude diferente dos 5000  $m$  utilizados como padrão neste trabalho (Tabela 4), foi adicionada uma análise da influência da altitude no resultado final da simulação.

Para esta etapa, optou-se por simular apenas as asas do avião, visando redução do custo computacional envolvido na simulação. As asas utilizadas para esta etapa possuem o *twist* descrito na seção inicial deste capítulo pois, como este não é o objetivo principal deste trabalho, acredita-se que a simulação das asas pode proporcionar respostas úteis sobre a utilização das equações em questão.

A Tabela 10 expõe os dados utilizados para as simulações que são conduzidas nesta seção deste trabalho. Vale destacar que em todos os casos a intensidade de turbulência foi mantida em 1%.

	$l = L$ (Eq. 4.1 e 4.2)	$l = 0,05*L$ (Eq. 4.1 e 4.2)	$l = L$ (Eq. 4.3 e 4.4)	$l = 0,05*L$ (Eq. 4.3 e 4.4)
V	153,33			
L	19,78			
$k$	3,53			
$\omega$	0,17	3,47	0,09	1,90
$\nu_t$	20,35	1,017	37,15	1,86

Tabela 10 – Dados de entrada.

Duas altitudes foram consideradas: a nível do mar (0 m) onde  $\rho_{ar} = 1,225 \text{ kg/m}^3$  e  $\nu = 1,46 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$  e a 5000 m (voo de cruzeiro) onde  $\rho_{ar} = 0,7364 \text{ kg/m}^3$  e  $\nu = 2,21 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ . Desta forma, tem-se  $Re = 2,08 \times 10^8$  para o nível do mar e  $Re = 1,37 \times 10^8$  para o voo de cruzeiro.

Optou-se nesta etapa por variar o ângulo de ataque em uma faixa de  $8^\circ$  a  $20^\circ$ , por se tratar de uma região onde o escoamento pode sofrer maior influência dos parâmetros analisados. Sob ângulos de ataque considerados grandes, o escoamento pode sofrer descolamento da camada limite e assim gerar resultados distintos dos obtidos em pequenos ângulos de ataque.

As Figuras 54 e 55 apresentam os resultados obtidos para a sustentação e o arrasto respectivamente a nível do mar. Como é possível observar, a variação das fórmulas utilizadas bem como do comprimento característico não influenciou significativamente nos resultados. Os gráficos são praticamente coincidentes, não sendo possível distinguir as curvas de cores distintas. As diferenças entre os resultados ocorrem apenas após o terceiro algarismo significativo, girando na casa de 0,1% para todos os casos simulados e apresentados nas Figuras 54 e 55.

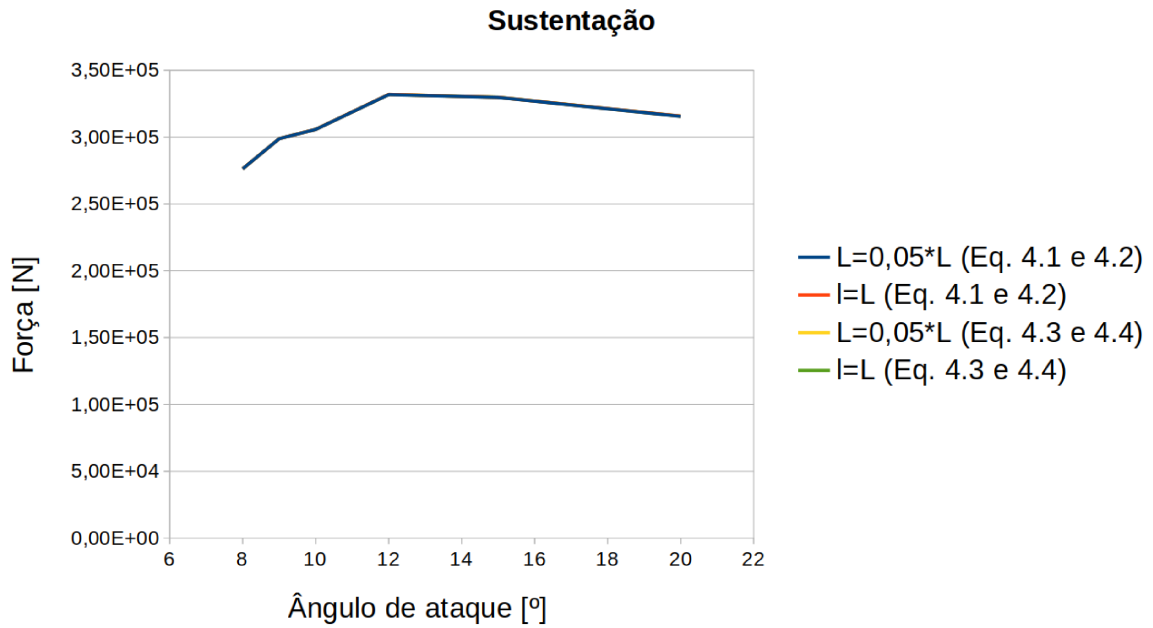


Figura 54 – Sustentação a nível do mar.

Fonte: Autoria própria.

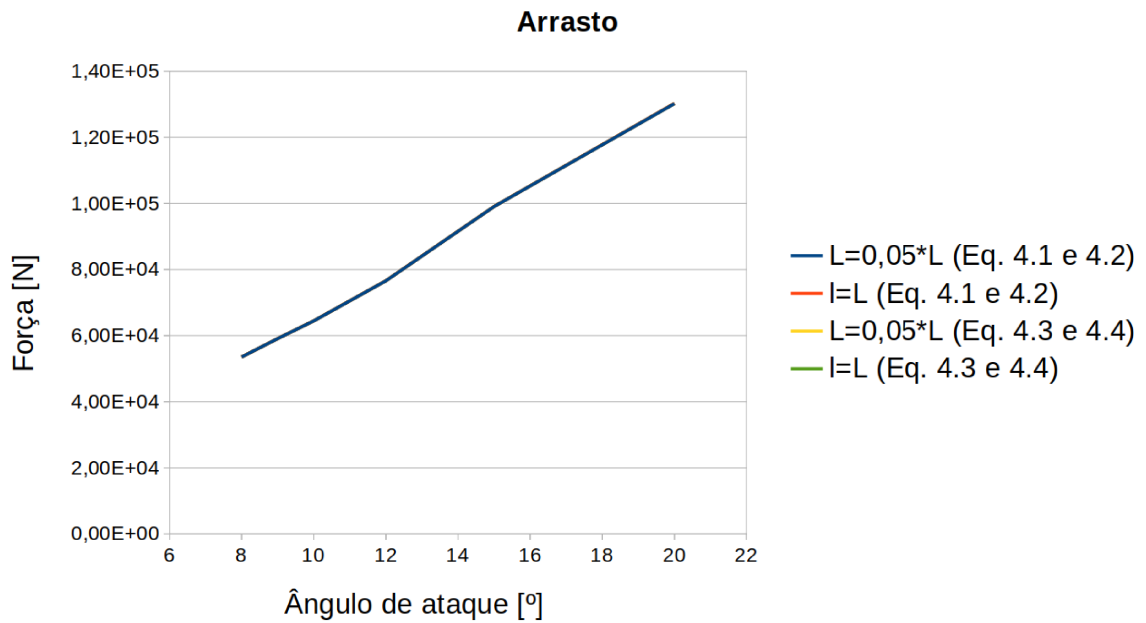


Figura 55 – Arrasto a nível do mar.

Fonte: Autoria própria.

Para a condição de voo de cruzeiro (Figuras 56 e 57), o mesmo comportamento é notado, com as curvas coincidindo e as diferenças entre uma formulação e outra sendo consideradas desprezíveis.

Assim, é possível inferir que as equações utilizadas para inicializar os parâmetros de turbulência não interferiram significativamente no resultado. Esta observação pode

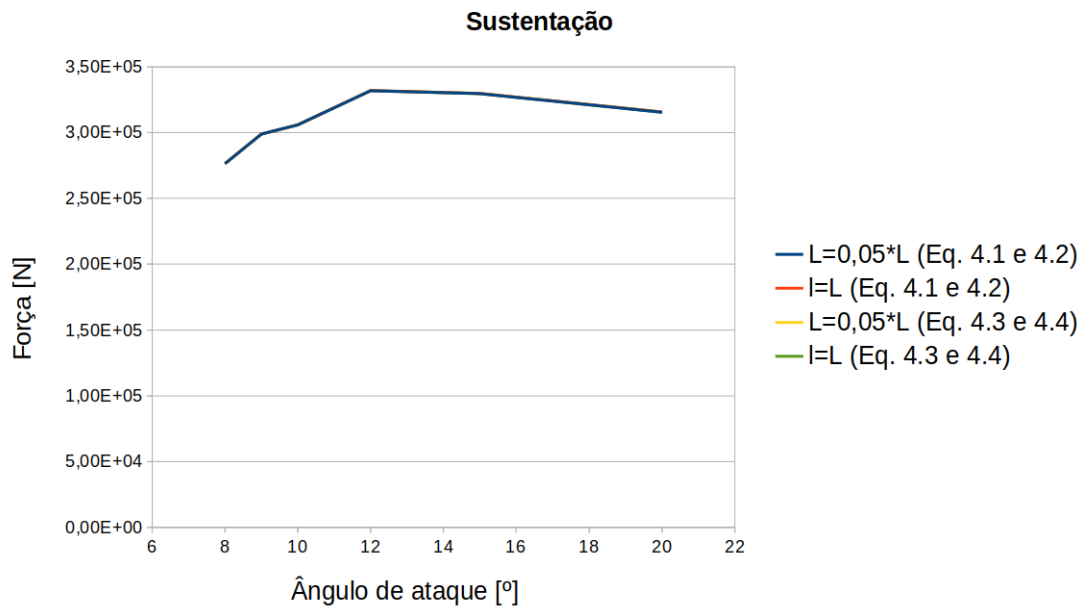


Figura 56 – Sustentação no voo de cruzeiro.

Fonte: Autoria própria.

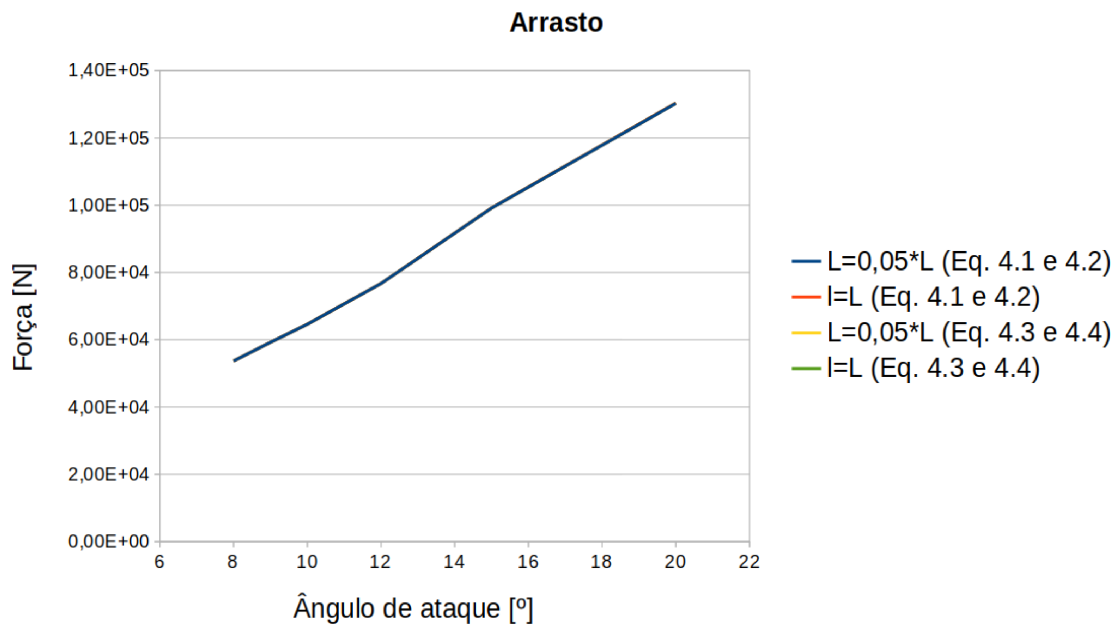


Figura 57 – Arrasto no voo de cruzeiro.

Fonte: Autoria própria.

ser explicada pelo fato de que, segundo [17], os parâmetros inicializados são apenas uma estimativa inicial. Como a determinação dos valores de  $k$ ,  $\omega$  e  $\nu_t$  antes de conhecer o campo de escoamento é uma tarefa difícil, as simulações utilizam estimativas iniciais que são alteradas a medida que a simulação evolui no tempo. Uma estimativa inicial mais precisa pode levar a uma convergência mais rápida, no entanto não foi o intuito desse trabalho avaliar a velocidade de convergência da solução. Todas as simulações foram realizadas

com 500 passos de tempo, apresentando todas um comportamento de convergência em relação aos resíduos gerados.

Adotando a formulação de [17], foi realizada uma nova análise: a influência da massa específica do ar na condição de voo prescrita sobre os coeficientes aerodinâmicos. Os resultados estão expostos na Figura 58.

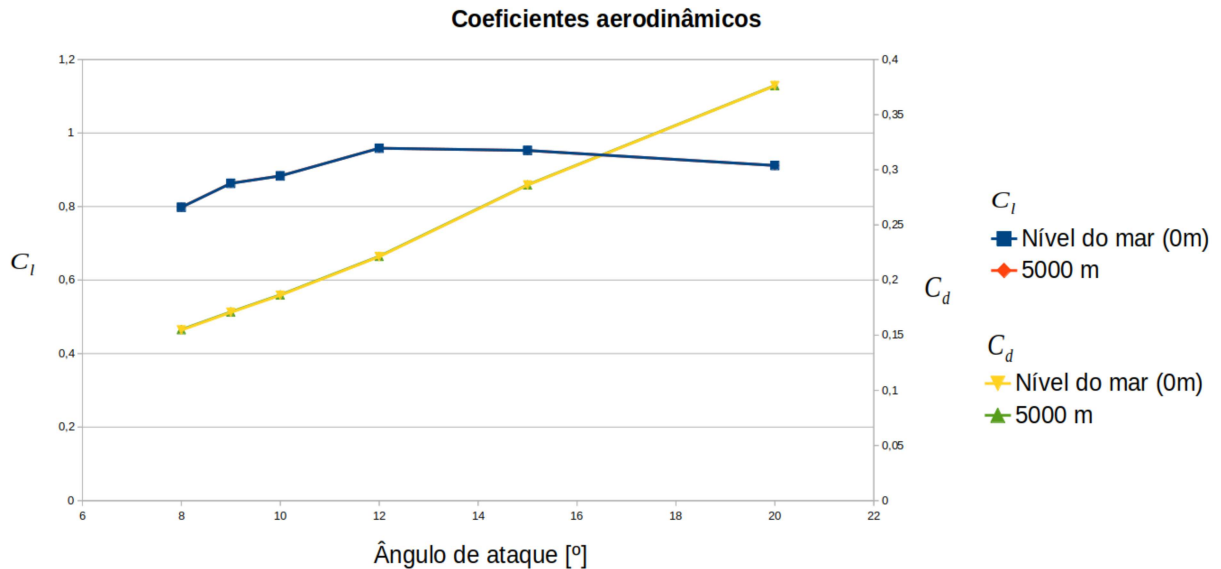


Figura 58 – Comparação dos coeficientes aerodinâmicos em diferentes altitudes de voo.

Fonte: Autoria própria.

É possível notar que tanto para o  $C_l$  quanto para o  $C_d$  as curvas de diferentes altitudes são praticamente coincidentes, não sendo possível identificar visualmente a diferença entre elas. Esta similaridade entre os dados obtidos em diferentes altitudes pode ser explicado pelo número de Reynolds dos dois casos avaliados. Mesmo que  $Re$  seja diferente para as duas altitudes, em ambos os casos é um valor extremamente alto (em todas as simulações conduzidas neste trabalho,  $Re$  é um valor superior a  $10^8$ ). Com isso o escoamento é turbulento, e está muito distante da faixa de transição à turbulência. Em casos desse tipo (números de Reynolds elevados), é esperado que o comportamento seja parecido das curvas de  $C_l$  e  $C_d$ .

Cabe ainda destacar ao leitor que isso não implica que os valores de sustentação e arrasto sejam iguais em altitudes distintas. Pelo contrário, no cálculo dos coeficientes (Equações 1.1 e 1.2) a massa específica do ar é incorporada. Com isso, dado que a massa específica do ar varia com a altitude, os valores de sustentação e arrasto são distintos em condições de altitude diferentes.

No entanto, a similaridade entre os coeficientes implica que as asas do EMB120 com *twist* possuem uma eficiência aerodinâmica similar em altitudes distintas.





## 6 CONCLUSÃO

O presente trabalho propôs investigar o desempenho aerodinâmico da aeronave Brasília (EMB120). A escolha desse modelo como estudo de caso se justifica dentro das atividades do GCEME de pesquisas em propulsão híbrida. A pesquisa concentrou-se no desenvolvimento de uma metodologia em dinâmica dos fluidos computacional, partindo da elaboração do modelo geométrico da aeronave e da configuração das condições inerentes a situação que se deseja simular. A influência de alguns parâmetros na modelagem são investigados.

Dado o desenvolvimento do trabalho, é possível concluir alguns pontos relevantes.

A metodologia proposta para geração da malha do EMB120 se mostrou adequada. Mesmo com diversos passos intermediários e conversões que aparentemente seriam desnecessárias, foi possível gerar uma superfície suave para a aeronave. A utilização de uma conversão direta do arquivo .stl para utilização no OpenFOAM se mostrou falha em malhas mais refinadas, distorcendo a superfície do avião e gerando resultados não confiáveis.

Dadas as limitações computacionais disponíveis para este trabalho, foi possível alcançar um nível razoável de convergência de malha. Mesmo com os gráficos dos coeficientes  $C_l$  e  $C_d$  não terem alcançado uma convergência absoluta, foi possível identificar uma diferença percentual inferior a 8% da malha mais refinada para a malha de 1,9 milhões de elementos. Esta malha com 1,9 milhões de elementos se mostrou aceitável quanto aos resultados. O tempo de uma simulação nesta malha, em um computador de processador i5-5200 utilizando os dois *cores* disponíveis, desde a geração da malha até o resultado final, variou em torno de cinquenta minutos a uma hora. Este tempo pode ser considerado bom, visto que a análise realizada neste trabalho poderia ser útil em fases iniciais e intermediárias de projeto, onde a necessidade por resultados rápidos é requerida.

Como não há informações detalhadas acerca do EMB120, não é possível afirmar com absoluta certeza que as simulações são validadas por testes reais do EMB120. No entanto, foi possível concluir que, para estabilidade no voo de cruzeiro, o EMB120 deve operar sob um ângulo de ataque em uma faixa ligeiramente maior que  $1^\circ$  e ligeiramente inferior a  $3^\circ$ . Estes valores são considerados coerentes em aeronaves do mesmo porte que o EMB120 [53]. Caso fossem encontrados ângulos elevados nesta análise, superiores a  $6^\circ$ , poderia ser um indicativo de que a simulação ou a malha não possuíam qualidade adequada.

Juntamente com a faixa de ângulo de ataque ideal para o voo de cruzeiro, a avaliação do centro de pressão da aeronave é condizente com o esperado em aeronaves do porte do EMB120 [52]. Novamente não há dados disponíveis abertamente para validação, no entanto, os valores encontrados de 26,92% e 28,47% da corda média aerodinâmica podem ser considerados razoáveis.

Como era esperado, as asas da aeronave são um componente importante para geração de sustentação e arrasto. Sob um ângulo de ataque esperado para a fase de cruzeiro (entre  $1^\circ$  e  $3^\circ$ ), as asas são responsáveis por mais de 90% da sustentação e um valor próximo de 55% do arrasto global. Já a fuselagem é responsável por cerca de 30% do arrasto global da aeronave. Os estabilizadores vertical e horizontal complementam com uma parcela pequena do arrasto e da sustentação.

Para a avaliação do *twist* nas asas EMB120, é possível concluir que a performance aerodinâmica é similar a do avião sem *twist* nas asas. O *twist* gera valores absolutos de sustentação maiores do que os obtidos no avião sem *twist* nas asas. No entanto, a variação do  $C_l$  em função do  $C_d$  mostra um comportamento similar para os casos avaliados.

Quanto às equações utilizadas para inicializar os parâmetros do modelo de turbulência, foi possível notar que os mesmos não influenciaram significativamente na solução final quando somente a asa do EMB120 foi simulada. Esta observação é fundamentada no fato do número de Reynolds ser alto para os casos estudados e também no fato de que as estimativas iniciais são apenas um ponto de partida para a simulação, visto que o campo de pressão e velocidade não é conhecido à priori. Assim, tanto as sugestões encontradas na literatura quanto as do manual do OpenFOAM produziram resultados similares.

A altitude não gerou influência significativa na performance aerodinâmica global da aeronave nos casos estudados. Cabe destacar que a performance foi avaliada em função dos coeficientes adimensionais de sustentação e arrasto. Como o número de Reynolds é elevado (na casa de  $10^8$ ), os coeficientes sofrem pouca interferência da altitude. Os valores absolutos de sustentação e arrasto variam com alteração da altitude do voo por conta da variação da massa específica e viscosidade do ar com a altitude.

Com isso, as simulações realizadas utilizando RANS, o modelo  $k - \omega$  SST para turbulência e considerando regime estacionário podem ser consideradas úteis no projeto inicial de uma aeronave. Tais simplificações podem proporcionar resultados rápidos, que são úteis em fases iniciais de projeto. Com recursos computacionais melhores, é possível refinar ainda mais a malha computacional, além de empregar modelos mais sofisticados e com maiores detalhes.

Os resultados obtidos neste trabalho, podem ser utilizados pelo grupo GCEME para identificar a potência necessária do sistema propulsor híbrido para que o EMB120 possa manter um voo de cruzeiro à velocidade constante de  $153,33 \text{ m/s}$ . Além disso, a posição do centro de pressão e do ângulo de ataque podem auxiliar no posicionamento do sistema híbrido visando manter a estabilidade da aeronave.

## 6.1 TRABALHOS FUTUROS

Com o desenvolvimento exposto neste trabalho, foi possível obter respostas a alguns questionamentos pertinentes. No entanto, algumas sugestões para trabalhos futuros são úteis para melhorar os resultados obtidos.

Como todas as simulações contidas neste texto utilizam uma modelagem em regime permanente, é útil realizar estudos com modelos transientes. Estes modelos exigem maior custo computacional, mas podem dar respostas mais realistas acerca do escoamento. Além disso podem auxiliar na identificação dos turbilhões gerados pela turbulência.

Uma segunda sugestão consiste na utilização de modelos considerados de baixa fidelidade. Por se tratarem de métodos mais rápidos computacionalmente, uma comparação entre os resultados obtidos por estes métodos e o modelo RANS pode ser útil na identificação das qualidades de cada um. Além disso a avaliação do custo computacional pode servir como identificação de qual método utilizar em qual fase de projeto.

A avaliação do modelo de turbulência utilizado como fechamento das equações do escoamento pode ser útil para identificação da qualidade dos resultados obtidos. Desta forma, é uma sugestão válida avaliar o comportamento da solução utilizando diferentes modelos de turbulência.

Outra sugestão válida é utilizar CFD para avaliar o desempenho aerodinâmico do EMB120 em fases transientes do voo, como a subida e a descida.

Visando dar continuidade ao projeto de pesquisa do grupo GCEME, os dados obtidos via simulação CFD podem ser acoplados a um programa multidisciplinar. Este acoplamento pode auxiliar no projeto e otimização do sistema propulsor, sendo esta uma sugestão importante.



## REFERÊNCIAS

- [1] ANDERSON, J. D., Jr. **Introduction to flight**. Oitava edição, McGraw-Hill, 2015.
- [2] Wikipédia. **Ornitóptero**. Disponível em:  
< <https://pt.wikipedia.org/wiki/Ornit%C3%B3ptero> >. Acesso em: 10 jan. 2022.
- [3] Wikipédia. **Santos Dumont**. Disponível em:  
< [https://pt.wikipedia.org/wiki/Santos\\_Dumont](https://pt.wikipedia.org/wiki/Santos_Dumont) >. Acesso em: 10 jan. 2022.
- [4] Embraer commercial aviation. **Images**. Disponível em:  
< <https://www.embraercommercialaviation.com/media-downloads/images/> >. Acesso em: 10 jan. 2022.
- [5] PELZ, P. F., LEISE P., MECK M. **Sustainable aircraft design — A review on optimization methods for electric propulsion with derived optimal number of propulsors**. Progress in Aerospace Sciences, Volume 123, 2021.
- [6] PRANDTL, L. **Tragflügeltheorie. I**. Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen – Mathematisch-Physikalische Klasse, Weidmannsche Buchhandlung, 1918.
- [7] ROSKAM, J., LAN, C. T. E. **Airplane aerodynamics and performance**. DARcorporation, 1997.
- [8] Wikipédia. **Washout (aeronautics)**. Disponível em:  
< [https://en.wikipedia.org/wiki/Washout\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Washout(aeronautics)) >. Acesso em: 30 jan. 2022.
- [9] SMITH, D. D., LOWENBERG, M. H., JONES, D. P., FRISWELL, M. I. **Computational and Experimental Validation of the Active Morphing Wing**. Journal of Aircraft, Volume 51, 2014.
- [10] WARGO, C.A., CHURCH, G.C., GLANEUESKI, J., STROUT, M. **Unmanned Aircraft Systems (UAS) research and future analysis**. 2014 IEEE Aerospace Conference, 2014.
- [11] WITHERDEN, F. D., JAMESON, A. **Future directions of computational fluid dynamics**. 23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2017.
- [12] RESENDE, O. C. de. **The evolution of the aerodynamic design tools and transport aircraft wings at Embraer**. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, Volume 26, 2004.
- [13] JOHNSON, F. T., TINOCO, E. N., YU, N. J. **Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle**. Computers & Fluids, Volume 34, 2005.
- [14] ANDERSON, J. D., Jr. **Computational fluid dynamics: The basics with applications**. Primeira edição, McGraw-Hill, 1995.
- [15] VERSTEEG, H. K., MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method**. Segunda edição, Pearson Education Limited, 2007.

- [16] FORTUNA, A. O. **Técnicas computacionais para dinâmica dos fluidos.** Segunda edição, Editora da Universidade de São Paulo, 2012.
- [17] MOUKALLED, F., MANGANI, L., DARWISH, M. **The finite volume method in computational fluid dynamics: An advanced introduction with OpenFOAM and Matlab.** Springer. 2016.
- [18] HIRSCH, C. **Numerical computation of internal and external flows: The fundamentals of computational fluid dynamics.** Elsevier, 2007.
- [19] MOIN, P., MAHESH, K. **Direct numerical simulation: A tool in turbulence research.** Annual Review of Fluid Mechanics, Volume 30, 1998.
- [20] GEORGIADIS, N. J., RIZZETTA, D. P., FUREBY, C. **Large-eddy simulation: Current capabilities, recommended practices, and future research.** AIAA Journal, Volume 48, 2010.
- [21] YANG, Z. **Large-eddy simulation: Past, present and the future.** Chinese Journal of Aeronautics, Volume 28, 2015.
- [22] LAUNDER, B.E., SPALDING, D.B. **The numerical computation of turbulence flows.** Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Volume 3, 1974.
- [23] WILCOX, D.C. **Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models.** AIAA Journal, Volume 26, 1988.
- [24] SPEZIALE, C.G. **Analytical methods for the development of Reynolds-stress closures in turbulence.** Annual Review of Fluid Mechanics, Volume 23, 1991.
- [25] SPARLAT, P.R., ALLMARAS, S.R. **A one-equation turbulence model for aerodynamic flows.** 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992.
- [26] MENTER, F.R., KUNTZ, M., LANGTRY, R. **Ten years of industrial experience with the SST turbulence model.** 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer, 2003.
- [27] WILCOX, D.C. **Turbulence Modelling for CFD.** Terceira edição, DCW Industries, Inc., 2006.
- [28] WILCOX, D.C. **Formulation of the k-w turbulence model revisited.** AIAA Journal, Volume 46, 2008.
- [29] DURBIN, P.A. **Some recent development in turbulence closure modeling.** Annual Review of Fluid Mechanics, Volume 50, 2018.
- [30] GIRIMAJI, S.S. **Partially-averaged Navier-Stokes model for turbulence: a Reynolds-averaged Navier–Stokes to direct numerical simulation bridging method.** Journal of Applied Mechanics, Volume 73, 2006.
- [31] FRÖHLICH, J., TERZI, D. von. **Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows.** Progress in Aerospace Sciences, Volume 44, 2008.

- [32] SPARLAT, P.R. **Detached-eddy simulation**. Annual Review of Fluid Mechanics, Volume 41, 2009.
- [33] SAGAUT, P. **Large Eddy Simulation for Incompressible Flows**. Springer, 2006.
- [34] SPARLAT, P., JOU, W., STRELETS, M., ALLMARAS, S. **Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS**. Advances in DNS/LES, 1997.
- [35] SPARLAT, P. **Strategies for turbulence modeling and simulations**. International Journal of Heat and Fluid Flow, Volume 21, 2000.
- [36] POPE, S. B. **Turbulent flows**. Cambridge University Press, 2000.
- [37] RICHARDSON, L. F. **Weather prediction by numerical process**. Cambridge University Press, 1922.
- [38] KOLMOGOROV, A. N. **Local structure of turbulence in incompressible viscous fluid for very large Reynolds number**. Doklady Akademiya Nauk SSSR, Volume 30, 1941.
- [39] ZIKANOV, O. **Essential computational fluid dynamics**. John Wiley & Sons, 2010.
- [40] MENTER, F. R. **Influence of freestream values on  $k-\omega$  turbulence model predictions**. AIAA Journal, Volume 30, 1992.
- [41] MENTER, F. R. **Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications**. AIAA Journal, Volume 32, 1994.
- [42] MENTER, F. R. **Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective**. International Journal of Computational Fluid Dynamics, Volume 23, 2009.
- [43] OpenFOAM. **Company history**. Disponível em: < <https://openfoam.org/company-history/> >. Acesso em: 15 jan. 2022.
- [44] WINTER, M. **Benchmark and validation of Open Source CFD codes, with focus on compressible and rotating capabilities, for integration on the SimScale platform**. Dissertação de mestrado, Chalmers University of Technology, 2013.
- [45] CARRETO, L. S., GOSMAN, A. D., PATANKAR, S. V., SPALDING, D. B. **Two calculation procedures for steady, three-dimensional flows with recirculation**. 3rd International Conference on Numerical Methods in Fluid Mechanics, 1972.
- [46] PATANKAR, S. V. **Numerical heat transfer and fluid flow**. Hemisphere Publishing Co, 1980.
- [47] RHIE, C. M., CHOW, W. L. **Numerical study of the turbulent flow past an airfoil with trailing edge separation**. AIAA Journal, Volume 21, 1983.

- [48] KÄRRHOLM, F. P. **Numerical modelling of diesel spray injection, turbulence interaction and combustion**. Tese de Doutorado, Chalmers University of Technology, 2008.
- [49] Wikipédia. **Embraer EMB 120 Brasilia**. Disponível em: < [https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer\\_EMB\\_120\\_Brasilia](https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer_EMB_120_Brasilia) >. Acesso em: 13 abr. 2021.
- [50] GÖTTEN, F., FINGER, D. F., MARINO, M., BIL, C. **A review of guidelines and best practices for subsonic aerodynamic simulations using RANS CFD**. 11th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2019.
- [51] Embraer historical center. **Embraer EMB 120 Brasilia**. Disponível em: < <https://historicalcenter.embraer.com/br/pt/emb-120-brasil> >. Acesso em: 22 ago. 2021.
- [52] STENGEL, R. F. **Flight dynamics**. Primeira edição, Princeton University Press, 2015.
- [53] ADMINISTRATION, F. A. **Pilot's handbook of aeronautical knowledge**. FAA-H-8083-25B, U.S. Department of Transportation, 2016.