

UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

SIMULAÇÕES COMPUTACIONAIS DE ESCOAMENTOS
SOBRE AEROFÓLIOS E ASAS USANDO SOFTWARE LIVRE

ISADORA VENANCIO BASTOS

GOIÂNIA
2024



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

TERMO DE CIÊNCIA E DE AUTORIZAÇÃO PARA DISPONIBILIZAR VERSÕES ELETRÔNICAS DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO DE GRADUAÇÃO NO REPOSITÓRIO INSTITUCIONAL DA UFG

Na qualidade de titular dos direitos de autor, autorizo a Universidade Federal de Goiás (UFG) a disponibilizar, gratuitamente, por meio do Repositório Institucional (RI/UFG), regulamentado pela Resolução CEPEC no 1240/2014, sem ressarcimento dos direitos autorais, de acordo com a Lei no 9.610/98, o documento conforme permissões assinaladas abaixo, para fins de leitura, impressão e/ou download, a título de divulgação da produção científica brasileira, a partir desta data.

O conteúdo dos Trabalhos de Conclusão dos Cursos de Graduação disponibilizado no RI/UFG é de responsabilidade exclusiva dos autores. Ao encaminhar(em) o produto final, o(s) autor(a)(es)(as) e o(a) orientador(a) firmam o compromisso de que o trabalho não contém nenhuma violação de quaisquer direitos autorais ou outro direito de terceiros.

1. Identificação do Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação (TCCG)

Nome(s) completo(s) do(a)(s) autor(a)(es)(as): Isadora Venancio Bastos

Título do trabalho: Simulações computacionais de escoamentos sobre aerofólios e asas usando software livre

2. Informações de acesso ao documento (este campo deve ser preenchido pelo orientador) Concorda com a liberação total do documento [X] SIM [] NÃO¹

[1] Neste caso o documento será embargado por até um ano a partir da data de defesa. Após esse período, a possível disponibilização ocorrerá apenas mediante: a) consulta ao(à)(s) autor(a)(es)(as) e ao(à) orientador(a); b) novo Termo de Ciência e de Autorização (TECA) assinado e inserido no arquivo do TCCG. O documento não será disponibilizado durante o período de embargo.

Casos de embargo:

- Solicitação de registro de patente;
- Submissão de artigo em revista científica;
- Publicação como capítulo de livro.

Obs.: Este termo deve ser assinado no SEI pelo orientador e pelo autor.



Documento assinado eletronicamente por **Isadora Venancio Bastos, Discente**, em 20/12/2024, às 09:11, 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 Pamplona Mariano, Professor do Magistério Superior**, em 25/12/2024, às 10:38, 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 site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **5042433** e o código CRC **0B305654**.

ISADORA VENANCIO BASTOS

SIMULAÇÕES COMPUTACIONAIS DE ESCOAMENTOS SOBRE AEROFÓLIOS E ASAS USANDO SOFTWARE LIVRE

Projeto Final de Curso apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Goiás – Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação.

Orientador: Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano

Coorientadora: Profa. Dra. Andreia Aoyagui Nascimento

GOIÂNIA
2024

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor, através do
Programa de Geração Automática do Sistema de Bibliotecas da UFG.

Bastos, Isadora Venancio

Simulações computacionais de escoamentos sobre aerofólios e asas
usando software livre [manuscrito] / Isadora Venancio Bastos. - 2024.
79, LXXIX f.

Orientador: Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano; co-orientadora
Dra. Andreia Aoyagui Nascimento.

Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade
Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de
Computação (EMC), Engenharia Mecânica, Goiânia, 2024.

Bibliografia. Anexos. Apêndice.

Inclui siglas, abreviaturas, símbolos, gráfico, tabelas, lista de
figuras, lista de tabelas.

1. CFD. 2. Escoamento sobre Asas. 3. OpenFOAM. 4.
SimpleFoam. I. Mariano, Felipe Pamplona, orient. II. Título.

CDU 629.7



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

ATA DE DEFESA DE TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

Ao(s) onze dias do mês de dezembro do ano de 2024, às 08h00min, no auditório da EMC-Campus Samambaia, iniciou-se a sessão pública de defesa do Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) intitulado “Simulações computacionais de escoamentos sobre aerofólios e asas usando software livre”, de autoria da estudante Isadora Venancio Bastos, do curso de Engenharia Mecânica, da Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC) da UFG. Os trabalhos foram instalados pelo professor doutor Felipe Pamplona Mariano (EMC/UFG) com a participação dos demais membros da Banca Examinadora: professora doutora Andreia Aoyagui Nascimento (EMC/UFG) e professor mestre Júlio Modesto Beghelli (SENAI/GO). Após a apresentação, a banca examinadora realizou a arguição da estudante. Posteriormente, de forma reservada, a Banca Examinadora atribuiu a nota final de 9,0 (nove), tendo sido o TCC considerado aprovado.

Proclamados os resultados, os trabalhos foram encerrados e, para constar, lavrou-se a presente ata que segue assinada pelos Membros da Banca Examinadora.



Documento assinado eletronicamente por **Felipe Pamplona Mariano, Professor do Magistério Superior**, em 12/12/2024, às 07:15, 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 **Júlio Modesto Beghelli, Usuário Externo**, em 12/12/2024, às 09:08, 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 **Andreia Aoyagui Nascimento, Professora do Magistério Superior**, em 12/12/2024, às 09:58, 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 site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **5035662** e o código CRC **6CB26EAE**.

*A todos que me apoiaram ao longo
dessa trajetória.*

AGRADECIMENTOS

Expresso minha mais sincera gratidão a todos que contribuíram para a realização deste trabalho. Aos meus amigos, por sua presença e apoio nos momentos desafiadores, e à minha família, cujo carinho foram fundamentais para que eu chegasse até aqui.

Agradeço de coração aos meus professores, que ao longo desta trajetória, compartilharam seus conhecimentos e foram fonte de inspiração e aprendizado. O comprometimento de cada um foi essencial para o desenvolvimento acadêmico e pessoal.

Um agradecimento especial também à Eletrobras, ao programa de P&D da Aneel, à FAPEG pelo apoio financeiro e pela disponibilização de uma infraestrutura de qualidade junto à UFG, que viabilizou a execução deste projeto.

Reconheço que cada conquista é fruto do esforço conjunto de todos aqueles que, de alguma forma, me apoiaram e incentivaram. A todos, minha eterna gratidão.

RESUMO

As asas operam com máxima eficiência quando atingem a maior relação entre o coeficiente de sustentação, e o coeficiente de arrasto. Esses coeficientes são números adimensionais relacionados as interações exercidas por um escoamento de fluido sobre objetos sólidos e são essenciais para otimizar projetos tanto de asas como para outras aplicações aerodinâmicas, como otimizar turbinas eólicas, compressores, bombas hidráulicas. A abordagem computacional permite desenvolver diferentes estudos para diferentes perfis aerodinâmicos com pequenos custos comparada a experimentos, dessa maneira é possível analisar de maneira detalhada como uma asa se comporta em diferentes condições de escoamento. Com o intuito de investigar esses coeficientes citados, desenvolve-se o modelo geométrico e malhas complexas tridimensionais para o estudo do escoamento de ar sobre uma asa formada por um perfil NACA 4415, com ângulo de ataque 10° , corda unitária e duas diferentes envergaduras. Esta análise é conduzida com número de Reynolds de 750.000. Para tanto, escolheu-se o software OpenFOAM, pois é um software livre, aberto e gratuito, dedicado a resolver problemas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). Utilizou-se um software CAD, para gerar o modelo geométrico, no caso a asa; o gerador de malha SnappyHexMesh, fornecido junto com o próprio OpenFOAM e escolher, dentre os disponíveis, os algoritmos computacionais mais adequados para realizar as simulações especificamente, escolheu-se o SimpleFOAM, um algoritmo clássico que resolve as equações de Navier-Stokes em regime estacionário para escoamento incompressível e turbulento. O principal resultado obtido é o desenvolvimento de um processo específico para realizar simulações computacionais de escoamentos turbulentos tridimensionais sobre geometrias complexas (não cartesianas).

Palavras-chave: Escoamento sobre asas; OpenFOAM; SimpleFOAM; CFD;

ABSTRACT

Wings operate with maximum efficiency when they achieve the highest ratio between the lift coefficient and the drag coefficient. These coefficients are dimensionless numbers related to the interactions exerted by a fluid flow on solid objects and are essential for optimizing wing designs as well as for other aerodynamic applications, such as optimizing wind turbines, compressors and hydraulic pumps. The computational approach makes it possible to develop different studies for different aerodynamic profiles at little cost compared to experiments, so it is possible to analyze in detail how a wing behaves under different flow conditions. In order to investigate these coefficients, a geometric model and three-dimensional complex meshes were developed to study air flow over a wing formed by a NACA 4415 profile, with a 10° angle of attack, unit chord length and two different span lengths. This analysis is conducted with a Reynolds number of 750,000. For this purpose, the OpenFOAM software was chosen, as it is a free, open-source software dedicated to solving Computational Fluid Dynamics (CFD) problems. In addition to OpenFOAM, CAD software was used to generate the geometric model, in this case the wing; the SnappyHexMesh mesh generator, supplied with OpenFOAM itself, and to choose, among those available, the most suitable computational algorithms to carry out the simulations. Specifically, SimpleFOAM was chosen, a classic algorithm that solves the Navier Stokes equations in steady state for incompressible and turbulent flow. The main result obtained is the development of a specific process for carrying out computer simulations of three-dimensional turbulent flows over complex (non-Cartesian) geometries.

Keywords: Flow over wings; OpenFOAM; SimpleFOAM; CFD;

SUMÁRIO

LISTA DE TABELAS	X	
LISTA DE FIGURAS	XI	
LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS	XIII	
1	Introdução	1
1.1	OPENFOAM.....	2
1.2	JUSTIFICATIVA.....	3
1.3	OBJETIVOS	4
2	Fundamentação Teórica.....	4
2.1	AEROFÓLIO.....	4
2.2	ESCOAMENTO SOBRE AEROFÓLIO	5
2.2.1	Camada-Limite.....	5
2.2.2	Número de Reynolds	6
2.3	DIFERENÇAS ENTRE ASAS E AEROFÓLIOS.....	6
2.4	COEFICIENTES AERODINÂMICOS.....	8
2.5	EFICIÊNCIA DA ASA	13
2.6	MÉTODO NUMÉRICO	14
2.7	MALHA NÃO-ESTRUTURADA	14
2.8	MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS.....	15
2.9	SNAPPYHEXMESH.....	16
3	Revisão bibliográfica	17
4	Metodologia.....	18
4.1	PRÉ-PROCESSAMENTO	18
4.1.1	Estrutura dos arquivos OpenFOAM®.....	18
4.1.2	Modelagem em CAD	20
4.1.3	Manipulação dos Arquivos de Geração de Malha.....	21
4.1.4	Geração da Malha	22
4.1.5	Manipulação dos arquivos OpenFOAM ®	23
4.1.6	Modelo Matemático.....	24
4.2	PÓS-PROCESSAMENTO	25
4.2.1	Manipulação no paraView.....	25
4.2.2	Eficiência	26
5	Resultados.....	26

5.1	MALHAS	26
5.2	ESCOAMENTOS SOBRE ASAS	28
6	Conclusão	38

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1. Parâmetros utilizados para geração de malha.....	21
--	----

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1. Distribuição de pressão sobre uma aeronave.....	2
Figura 2.1. Nomenclatura de aerofólio.....	5
Figura 2.2. Asa infinita (bidimensional)	7
Figura 2.3. Asa finita; visão planar (topo)	7
Figura 2.4. Geração de vórtice ponta de asa em uma asa finita.	8
Figura 2.5. Componentes de força aerodinâmica resultante.	9
Figura 2.6. Variação de C_l em função de α para um aerofólio qualquer.	11
Figura 2.7. Distinção entre inclinações de curvas de sustentação para asas infinitas e finitas.	12
Figura 2.8. Análise contínua e discreta de um problema físico.	14
Figura 2.9. Identificação dos elementos:.....	15
Figura 2.10. Abordagens de malha:	16
Figura 4.1. Pastas iniciais OpenFOAM ®.....	19
Figura 4.2. Arquivos Pasta “0”.....	19
Figura 4.3. Arquivos Pasta “constant”	19
Figura 4.4. Arquivos pasta “System”	20
Figura 4.5. Modelo da Asa 3D obtida através do perfil do aerofólio NACA 4415	21
Figura 4.6. Malha Gerada.....	22
Figura 5.1. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, vista frontal	27
Figura 5.2. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, vista superior.....	27
Figura 5.3. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, vista lateral.....	27
Figura 5.4. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, Corte no Centro de z , vista lateral	28
Figura 5.5. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, Corte no centro de z , vista lateral aproximada	28
Figura 5.6. Malha ao redor da asa com $RA=1,0$	28
Figura 5.7. Campo de magnitude de velocidade em um plano localizado no centro da asa....	29
Figura 5.8. Campo de magnitude de velocidade em um plano localizado no centro da asa, Vista aproximada	29
Figura 5.9. Campo de pressão em um plano localizado no centro de asa.....	30
Figura 5.10. Campo de pressão em um plano localizado no centro de asa, Vista Aproximada	30
Figura 5.11. Distribuição de pressão sobre a asa para $RA =1,0$ (vista superior e inferior, respectivamente).....	31

Figura 5.12. Distribuição de pressão sobre a asa para $RA = 12,0$ (vista superior e inferior, respectivamente).....	31
Figura 5.13. Campo de velocidade na saída do escoamento para $RA=1,0$	32
Figura 5.14. Campo de velocidade na saída do escoamento para $RA=12,0$	32
Figura 5.15. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=1,0$, coloridas pela magnitude de velocidade.....	33
Figura 5.16. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=12,0$, coloridas pela magnitude de velocidade.....	33
Figura 5.17. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=1,0$, coloridas pela vorticidade (vista em perspectiva).	34
Figura 5.18. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=1,0$, coloridas pela vorticidade (vista superior).	35
Figura 5.19. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=12,0$, coloridas pela vorticidade (vista superior).	35
Figura 5.20. Coeficiente de sustentação por interações do algoritmo “simpleFoam”	36
Figura 5.21. Coeficiente de arrasto por interações do algoritmo “simpleFoam”	36
Figura 5.22. Gráfico do coeficiente de sustentação para diferentes ângulos de ataque e diferentes razões de aspecto.	37
Figura 5.23. Gráfico do coeficiente de arrasto para diferentes ângulos de ataque e diferentes razões de aspecto.	37
Figura 5.24. Gráfico de Eficiência	38

LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS

ABREVIATURAS

CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional
S-A	Modelo de turbulência Spalart-Allmaras

SÍMBOLOS

A_p	Área planificada da asa
α	Ângulo de ataque
α_0	Ângulo de inclinação do aerofólio
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque cuja sustentação é nula
b	Envergadura da asa
c	Comprimento da corda
C_l	Coefficiente de sustentação do aerofólio
C_L	Coefficiente de sustentação da asa
C_d	Coefficiente de arrasto do aerofólio
C_D	Coefficiente de arrasto da asa
ρ	Massa específica
RA	Razão de aspecto
ν	Viscosidade cinemática variável do fluido
\vec{U}	Velocidade de corrente livre
μ	Velocidade dinâmica de corrente livre
V_0	Velocidade do fluido
ν_∞	Viscosidade molecular
ν_t	Viscosidade turbulenta

1 INTRODUÇÃO

A Dinâmica dos Fluidos é um campo da física que foca no estudo dos fluidos em movimento, é equalizado como os escoamentos se interagem com forças externas e acelerações, sendo um aspecto essencial na engenharia aerodinâmica. O design de aeronaves, especialmente, depende consideravelmente do conhecimento da dinâmica das asas, que pode ser explorado através de duas abordagens principais dentro desse campo de estudo: experimental e teórica. Na abordagem experimental, o estudo envolve a coleta de dados e a observação de fenômenos fluidodinâmicos em ambientes controlados, como túneis de vento. Já a abordagem teórica baseia-se na modelagem matemática e na solução computacional de equações que descrevem o comportamento dos fluidos (Anderson, 2015).

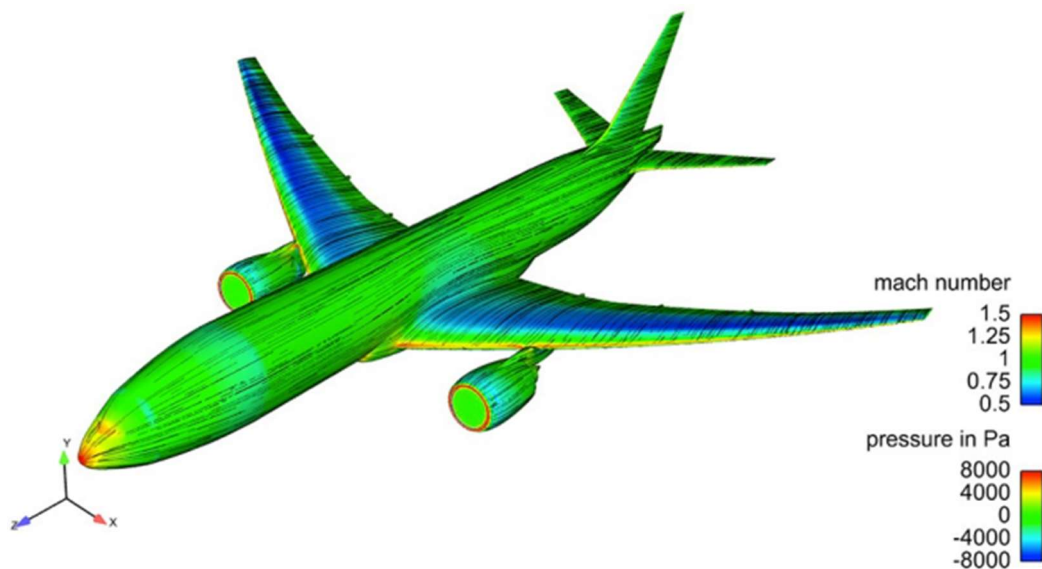
Uma enorme ênfase tem sido dada nas aplicações computacionais em praticamente todos os campos, sendo a mecânica dos fluidos um exemplo primordial. É possível, pelo menos para geometrias e padrões de escoamento moderadamente complexos, modelar em um computador, as equações do movimento para o escoamento de um fluido. A região do escoamento é subdividida em uma malha de elementos e nós, que simulam algebricamente as equações diferenciais parciais básicas do escoamento. Enquanto simulações simples de escoamentos bidimensionais têm sido relatadas já há muito tempo e podem ser programadas como exercícios para estudantes, escoamento tridimensionais, envolvendo milhares ou mesmo milhões de pontos de malha, são hoje solucionados com supercomputadores modernos (WHITE, 2007).

Na engenharia aeronáutica, a Dinâmica de Fluidos Computacional moderna tem provido meios para calcular com maior acurácia o campo de escoamento ao redor de um avião completo, como apresentado na Fig. 1.1; bem como, a distribuição de pressão tridimensional ao redor das superfícies da aeronave. Conhecer a distribuição de pressão é essencial tanto para a equipe de engenheiros responsável pelo projeto estrutural quanto para aqueles responsáveis pelo projeto de aerodinâmico. No caso da área estrutural, a distribuição de pressão é utilizada para projetar uma fuselagem e as longarinas que sejam capazes de suportarem as cargas aerodinâmicas que atuam na aeronave em virtude da distribuição de pressão; enquanto, no caso da aerodinâmica, a distribuição de pressão é integrada ao redor da superfície do avião com o intuito de obter-se os coeficientes de arrasto e de sustentação da aeronave (ANDERSON, 2015).

O campo de escoamento em torno de uma asa finita é tridimensional e, logo, inerentemente diferente do fluxo bidimensional em torno de uma asa infinita, a qual pode ser resolvido com a hipótese de ser bidimensional. O resultado é que os coeficientes de sustentação, arrasto e momento para uma asa finita com um determinado formato de aerofólio são diferentes

dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para uma asa infinita no mesmo ângulo de ataque, (ANDERSON, 2015). E esta diferença é responsável pela variável denominada eficiência da asa.

Figura 1.1. Distribuição de pressão sobre uma aeronave.



Fonte: Engenharia Aeronáutica (2024)

Com a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) é possível analisar o comportamento aerodinâmico de asas e aerofólios, sem a necessidade do uso de um túnel de vento. Dessa forma, torna-se mais viável estudar melhores geometrias para as asas e promover o desenvolvimento de novos aerofólios. Embora as simulações computacionais também envolvam custos, esses são significativamente menores em comparação aos experimentos realizados em túneis de vento (Maliska, 2017).

1.1 OPENFOAM

O OpenFOAM® (Open Source Fields Operation and Manipulation) é um software de código aberto, gratuito e livre que permite simulações numéricas com base no Método dos Volumes Finitos (MVF). De acordo com OpenFoam (2024), esse pacote de códigos permitem a utilização de vários métodos numéricos, discretização de equações diferenciais parciais, métodos para solucionar os sistemas lineares e maneiras de operar e manipular os campos vetoriais, escalares e tensoriais.

O OpenFOAM® é utilizado principalmente para simulações numéricas com aplicações na mecânica dos fluidos, pois, conta com diversos modelos de turbulência implementados,

incluso modelos baseados nas equações de Navier-Stokes e, também, oferece ferramentas para pré-processamento e pós-processamento de dados.

O software ainda contém inúmeros algoritmos implementados. Dentre os algoritmos implementados, um dos mais conhecidos é o SIMPLE que é voltado para a solução numérica de escoamentos estacionários, muitas vezes por meio da formulação pseudotransiente (FORTUNA, 2012).

1.2 Justificativa

A equipe de aerodesign da UFG – Aerodactyl, desenvolve projetos de aeronaves rádio controladas para participar da competição SAE BRASIL AERODESIGN (<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/>). O estudo dos comportamentos aerodinâmicos é essencial para o avanço do projeto. A participação na competição, exige soluções inovadoras e eficientes para otimizar o desempenho das aeronaves, sendo a aerodinâmica um dos principais fatores que influenciam a eficiência de voo. Embora haja uma vasta literatura com dados aerodinâmicos para aerofólios convencionais, a necessidade de adaptar aerofólios específicos para cada projeto impõe desafios que não podem ser resolvidos apenas com métodos tradicionais.

Diante disso, a equipe vem buscando novas metodologias em ferramentas em CFD para resultados mais precisos. Como primeiro passo, em Campos (2021) utilizou-se uma ferramenta para gerar malhas estruturadas e realiza simulações de escoamento sobre o aerofólio NACA 4415, no software OpenFOAM®, esse procedimento possibilitou o estudo de aerofólios de geometrias simples. Em seguida, em Calixtrato (2022) foi feito o desenvolvimento de malhas não-estruturadas a fim de desenvolver um procedimento que torne possível simular aerofólios de todas as geometrias.

As simulações de asas são essenciais em diversas áreas, pois o conhecimento das forças aerodinâmicas e o seu comportamento são de suma importância para a otimização de projetos e melhoria da eficiência desses sistemas. O desenvolvimento deste projeto é voltado para simulações computacionais de asas para aeronaves de pequeno porte, com o objetivo de aprofundar a compreensão das forças aerodinâmicas, mas também com a possibilidade de expandir o estudo para diversas outras aplicações, como pás em turbinas eólicas e outros sistemas onde a dinâmica de asas pode ser relevante. A geometria de uma asa, por exemplo, influencia diretamente o arrasto, a sustentação, a geração de vórtices e a estabilidade, que afetam diretamente o desempenho aerodinâmico.

Ao desenvolver novos procedimentos de simulações a equipe não apenas será capaz de projetar aeronaves mais eficientes como também fornecerá uma base para o estudo de outros corpos aerodinâmicos, que muitas vezes dependem de uma interação otimizada com o fluxo de ar para maximizar a geração de energia. Esse tipo de análise pode também inspirar novos estudos em áreas relacionadas.

1.3 Objetivos

O objetivo geral deste presente trabalho é o desenvolvimento de simulações computacionais de escoamento de fluidos. Por consequência, o mesmo engloba a promoção do contato com o ambiente de pesquisa, a análise de problemas relacionados à Indústria Aeronáutica e a busca por capacitação para explorar metodologias computacionais aplicadas a questões práticas e científicas.

No âmbito dos objetivos específicos, pretende-se possibilitar o aprendizado do uso de softwares livres e gratuitos para a realização de simulações de dinâmica dos fluidos. Além disso, o trabalho visa à simulação de escoamentos tridimensionais sobre asas, com o objetivo de estudar características aerodinâmicas dessas estruturas. Por fim, busca-se obter gráficos que representem os coeficientes de arrasto e sustentação do ângulo de ataque, contribuindo para a análise do desempenho aerodinâmico.

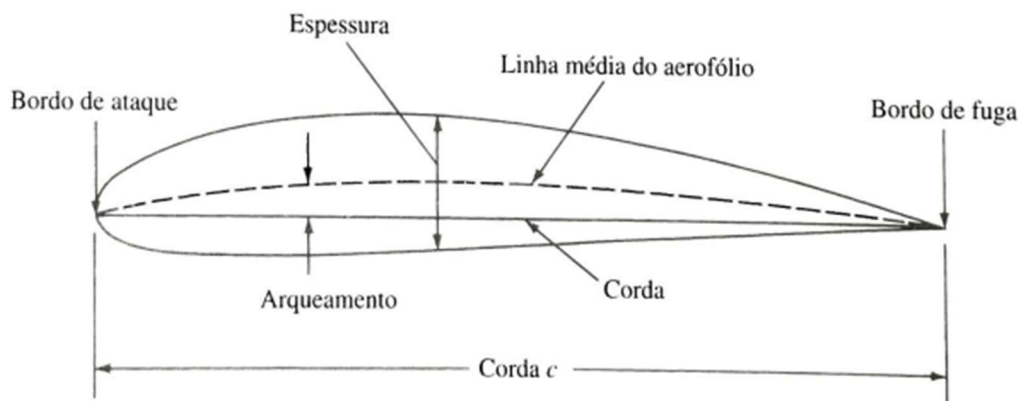
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Aerofólio

Os aerofólios são seções bidimensionais capazes de alterar a direção da velocidade de um fluido, produzindo uma força aerodinâmica. Essa força aerodinâmica é originada pelas distribuições de pressão e tensão de cisalhamento sobre a superfície do aerofólio (ANDERSON, 2015)

De acordo com Anderson (2015), a principal característica de um projeto de aerofólio é a linha média do aerofólio, que é o local dos pontos intermediários, mensurados perpendicularmente à linha média do aerofólio em si, o ponto mais dianteiro é conhecido como bordo de ataque e o mais traseiro como bordo de fuga. A linha reta que é traçada entre o bordo de ataque e de fuga é conhecida como a corda do aerofólio, como demonstrado na Fig. 2.1. Além das dimensões conhecidas como espessura e arqueamento.

Figura 2.1. Nomenclatura de aerofólio



Fonte: Anderson (2015)

2.2 escoamento sobre Aerofólio

2.2.1 Camada-Limite

Prandtl (1904), observou que os escoamentos de fluidos com baixa viscosidade, como os escoamentos de água e ar, pode ser divididos em uma camada viscosa delgada, ou camada-limite, próxima às superfícies sólidas e interfaces, ligada a uma camada externa que pode ser considerada não viscosa, em que são válidas as equações de Euler e Bernoulli. A teoria da camada-limite é uma ferramenta muito importante na moderna análise de escoamento (WHITE, 2007)

De acordo com Smith (1992), a camada limite é conceituada como a região entre a superfície do corpo e a superfície em que o ar atinge a velocidade do fluxo. Isso ocorre pois os efeitos viscosos do ar fazem com que junto à superfície do corpo a velocidade do fluido seja igual a zero.

Antes de 1904, quando Prandtl publicou seu artigo pioneiro, ninguém imaginava que camadas sob cisalhamento tão finas pudessem causar efeitos globais tão importantes como a separação do escoamento. Mesmo hoje em dia, porém, a teoria da camada-limite não é capaz de prever com precisão o comportamento da região de escoamento separado (descolado) e sua interação com a camada externa. Por meio de CFD, a pesquisa moderna tem focado em simulações detalhadas do escoamento descolado e as esteiras resultantes, em busca de melhor compreensão. (WHITE, 2007)

Smith (1992) ainda afirma que, de acordo com a espessura da camada-limite tem-se escoamentos laminares e turbulentos. À medida que a camada limite fica mais espessa, surge

uma faixa de transição do escoamento, e a partir dessa maior espessura surge o escoamento turbulento.

2.2.2 Número de Reynolds

De acordo com White (2007), o número de Reynolds é o principal parâmetro que correlaciona o comportamento viscoso de todos os fluidos newtonianos. Esse número é um adimensional dado por:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} = \frac{V \cdot c}{\nu}, \quad (2.1)$$

onde, V e c são as escalas de velocidade e a corda característica características do escoamento e ν a viscosidade da corrente livre.

Com o número de Reynolds é possível definir se a camada-limite é laminar ou turbulenta, isto é, Para um escoamento de baixo valor de Re o escoamento é laminar e para um alto valor de Re o escoamento é turbulento. Pela Eq. 2.1 é possível notar que altas velocidade e altas distâncias também influenciam para um escoamento turbulento. Para aerofólios o comprimento usado para a equação é o valor da corda média, $L=c$.

Em um escoamento de fluido em regime laminar, as partículas se movem de forma ordenada em linhas paralelas, sendo ideal para escoamentos controlados. Já em regime turbulento, o movimento é caótico, com grande mistura e formação de redemoinhos, favorecendo processos que demandam transferência de calor e massa.

2.3 Diferenças entre Asas e Aerofólios

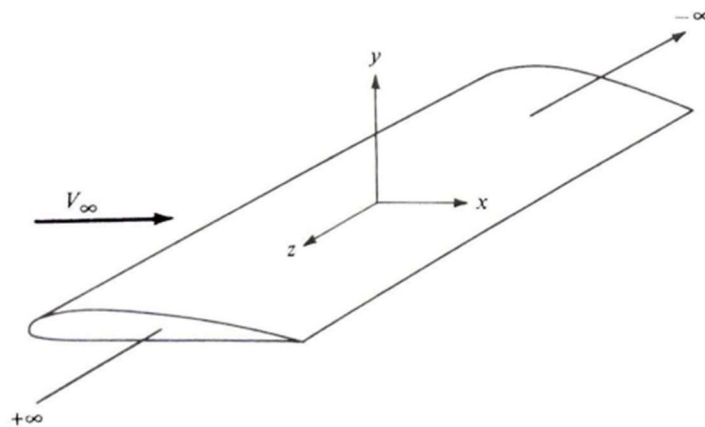
A asa e o aerofólio são diferentes entre si uma vez que a asa é um objeto tridimensional e o aerofólio uma seção transversal da asa, dessa maneira uma asa é finita e o aerofólio infinito. Essa diferença é grande quando se analisa o escoamento do fluido pois a asas irá sofrer com os efeitos de ponta de asa, o que não é um problema para o aerofólio. Por consequência, a asa possui um coeficiente de sustentação menor e um coeficiente de arrasto maior que o aerofólio.

Segundo Anderson (2015), o escoamento sobre um aerofólio “vê” basicamente uma asa sem pontas, ou seja, a asa (Fig. 2.2), em princípio, poderia se estender do mais infinito ao menos infinito no sentido da largura. O escoamento em torno dessa asa varia apenas nas direções x e y , por esse motivo, o fluxo é chamado de bidimensional.

Segundo Anderson (2015), “Todas as asas são, obviamente, finitas”, na qual a distância entre as duas pontas da asa é definida como a envergadura, b . A área da asa é designada por S , Fig. 2.3.

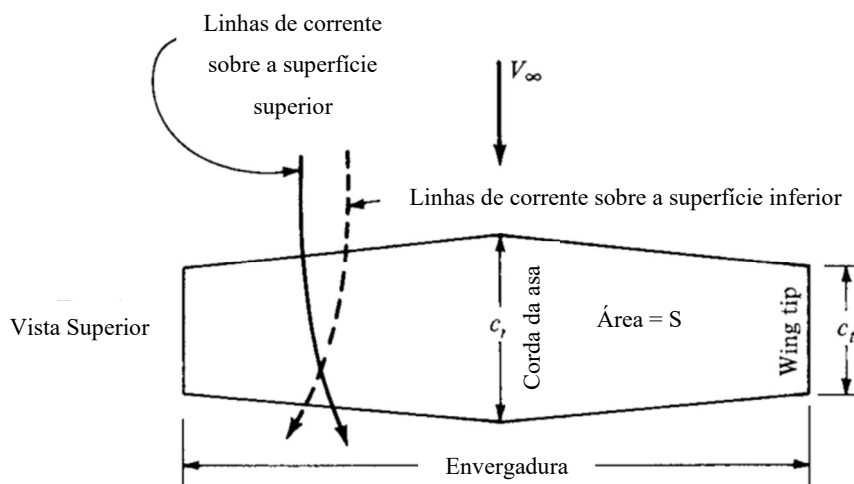
Porém, a diferença fundamental entre os aerofólios (asas infinitas) e asas finitas, é o chamado vórtice de ponta de asa. Considerando uma asa com sustentação, então a pressão média sobre a superfície inferior é maior do que a superfície superior. Por consequência, o ar tende a fluir em torno das pontas de asas dos lados de alta para os de baixa pressão. Esse fluxo estabelece um movimento circulatório que forma uma trilha na direção descendente em relação a asa. A trilha de movimento circular é chamada vórtices ponta de asa (Anderson, 2015). Esse efeito pode ser visualizado na Fig. 2.4.

Figura 2.2. Asa infinita (bidimensional)



Fonte: Anderson (2015)

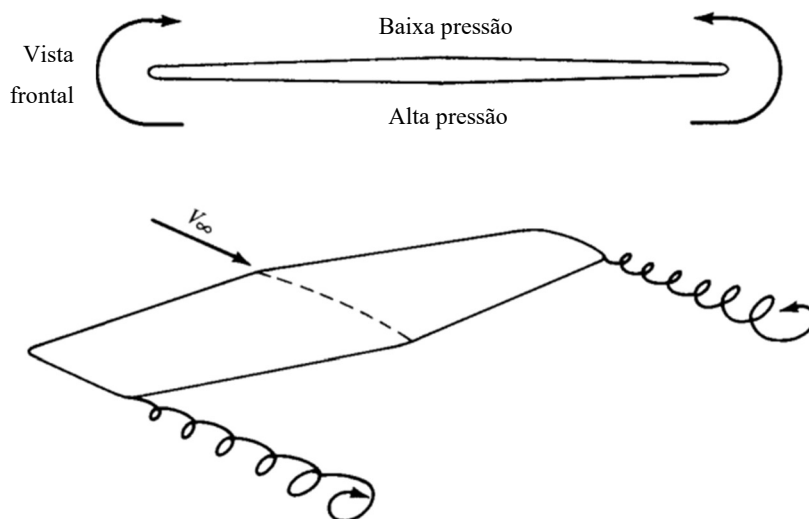
Figura 2.3. Asa finita; visão planar (topo)



Fonte: Anderson (2015)

A tendência do escoamento escapar para a região superior da asa, estabelece um movimento circulatório que segue à jusante. Portanto são criados vórtices nas pontas da asa durante um escoamento. O vórtice de ponta asa é uma espécie de um tornado fraco, que induz uma componente pra baixo na velocidade do ar ao redor da asa, (Anderson, 2011). Conforme pode ser observado na Fig. 2.4.

Figura 2.4. Geração de vórtice ponta de asa em uma asa finita.



Fonte: Anderson (2011)

De acordo com Anderson (2011), a aerodinâmica de asas pode ser dividida em duas partes de estudo: a primeira o estudo da secção de uma asa – o aerofólio – e a segunda a modificação das propriedades desse aerofólio para contemplar o todo, a asa finita (Anderson, 2011).

2.4 Coeficientes Aerodinâmicos

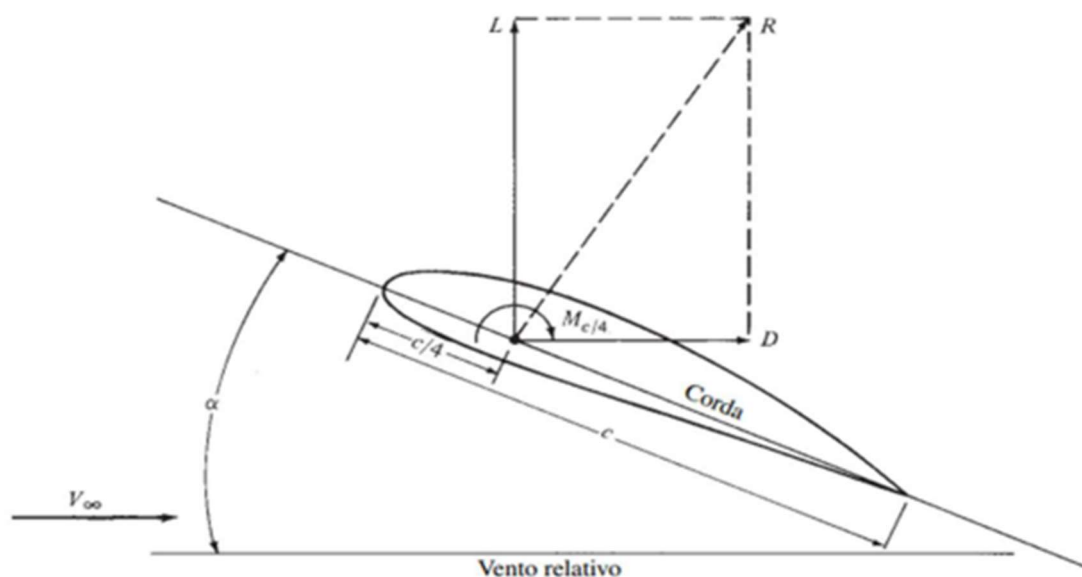
Enquanto maiores coeficientes de sustentação são requeridos, menores coeficientes de arrasto devem ser obtidos, pois um aerofólio ou uma asa, como um todo, é considerado aerodinamicamente eficiente quando produz grandes coeficientes de sustentação aliados a pequenos coeficientes de arrasto (MIRANDA, 2011).

O arqueamento de um aerofólio e de uma asa permite o surgimento da força de sustentação em ângulo de ataque igual a zero e aumenta o coeficiente de sustentação máximo, em contrapartida, aumenta o arrasto. Um bordo de ataque com raio de curvatura grande favorece a permanência do escoamento colado em ângulos de ataque mais elevados, proporcionando um ângulo de estol maior e mais sustentação para decolagem e pouso. Por outro lado, um bordo de ataque com raio de curvatura excessivo causa mais arrasto (RAYMER, 2018).

O ângulo entre o vento relativo e a corda do aerofólio é o ângulo de ataque α . Quando há um escoamento sobre um aerofólio, surge uma força resultante aerodinâmica \vec{R} . Essa pode ser decomposta em duas componentes: força de arrasto, de magnitude D , força de sustentação, de magnitude L e momento, de magnitude M . A força de arrasto é a componente paralela ao vento relativo e atua no sentido do escoamento, podendo ainda ser dividido em arrasto viscoso e arrasto de pressão. A sustentação é a componente perpendicular ao vento relativo. (CALIXTRATO, 2021)

Assim, em um escoamento sobre aerofólio a velocidade do ar distante e à frente é definido como velocidade de corrente V_∞ , sendo a direção de V_∞ definida como o vento relativo. De acordo com Anderson (2011), em voo real, as magnitudes reais L , M e D não dependem só do ângulo de ataque, α , mas também da velocidade e altitude.

Figura 2.5. Componentes de força aerodinâmica resultante.



Fonte: Anderson (2011)

Portanto, em um escoamento sobre aerofólio L , D e M dependem de:

- Velocidade de corrente livre V_∞ ;
- Massa específica da corrente livre ρ_∞ ;
- Velocidade dinâmica da corrente livre μ_∞ ;
- Comprimento da corda c ;
- Ângulo de ataque α ;
- Forma do aerofólio;

Essas magnitudes são calculadas a partir das equações:

$$L = q_{\infty} \cdot c \cdot C_l, \quad (2.2)$$

$$D = q_{\infty} \cdot c \cdot C_d, \quad (2.3)$$

$$M = q_{\infty} \cdot c^2 \cdot C_m, \quad (2.4)$$

onde a pressão dinâmica q_{∞} é dada por:

$$q_{\infty} = \rho_{\infty} \cdot \left(\frac{V_{\infty}^2}{2} \right), \quad (2.5)$$

A partir dessas equações é possível definir os coeficientes de sustentação, C_l , arrasto, C_d , e momentos, C_m , de um aerofólio. São eles:

$$C_l = \frac{L}{q_{\infty} \cdot S}, \quad (2.6)$$

$$C_d = \frac{D}{q_{\infty} \cdot S}, \quad (2.7)$$

$$C_m = \frac{M}{q_{\infty} \cdot c \cdot S}, \quad (2.8)$$

sendo, S a área planificada, dada por $S=b \cdot c$, onde b é a envergadura e c a corda do aerofólio. Para o cálculo dos coeficientes, dados nas Equações 2.6, 2.7 e 2.8, em escoamentos sobre aerofólios, considera-se $b=1,0$.

Assim, os coeficientes citados quantificam as forças de sustentação, arrasto e momento respectivamente, de forma adimensional. Esses coeficientes são diretamente afetados pelo ângulo de ataque, o número de Reynolds e a geometria do aerofólio.

Os coeficientes analisados no presente estudo foram os adimensionais: coeficiente de sustentação (C_l) e o coeficiente de arrasto (C_d). O coeficiente de sustentação é sempre definido como a sustentação aerodinâmica dividida pela pressão aerodinâmica e alguma área de referencia (ANDERSON, 2015).

$$C_l = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot V_0^2 \cdot c}, \quad (2.9)$$

$$C_d = \frac{2 \cdot D}{\rho \cdot V_0^2 \cdot c}, \quad (2.10)$$

Onde:

L = Força de Sustentação

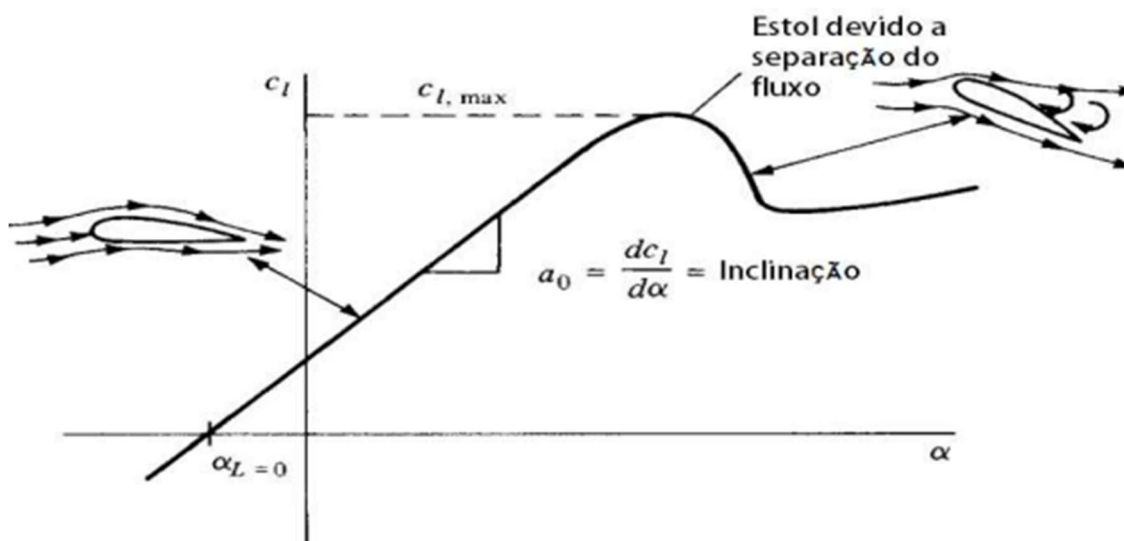
ρ = Massa específica

V_0 = Velocidade do fluido

D = Força de Arrasto

Todos os aerofólios possuem uma curva típica de C_l em função de α , conforme a Fig. 2.6. Observa-se que C_l varia de forma linear com α . Nota-se também que a partir de um certo valor o C_l deixa de ter essa relação linear. Isso ocorre quando o escoamento tende a se separar do extradorso do aerofólio. Nesse momento, o coeficiente de sustentação alcança um valor máximo e em seguida sofre uma queda abrupta. Esse fenômeno é chamado de estol. Além disso, ocorre também um aumento no coeficiente de arrasto devido ao arrasto de pressão.

Figura 2.6. Variação de C_l em função de α para um aerofólio qualquer.



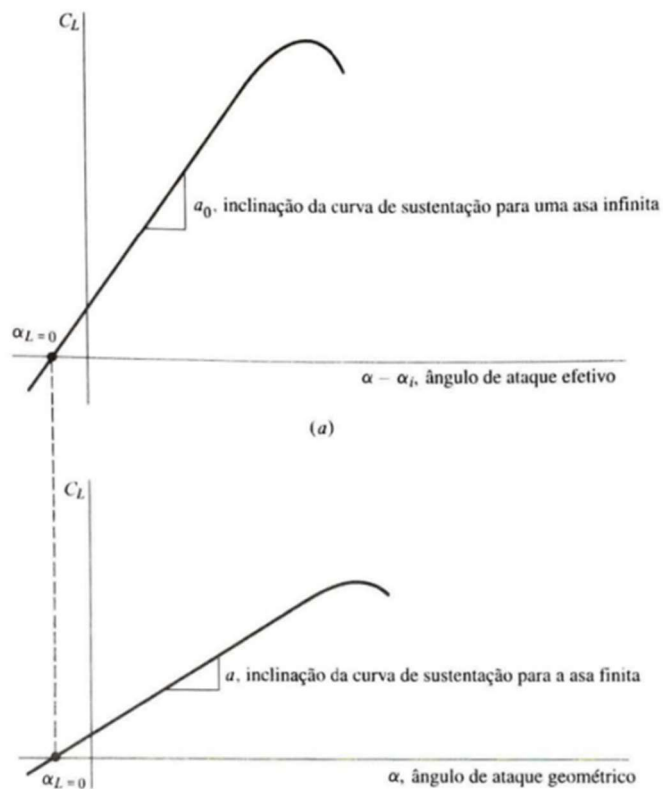
Fonte: Anderson (2011)

Quando as forças viscosas (atrito viscoso) superam as forças inerciais do escoamento, ocorre a desaceleração do escoamento. Isso combinado ao gradiente adverso de pressão a jusante do aerofólio, intensificado pelo aumento do ângulo de ataque, faz com que surjam recirculações e parte do escoamento se mova no sentido oposto ao escoamento livre (ANDERSON, 2011).

De acordo com Anderson (2011), toda a complexidade física que envolve o campo de fluxo em torno de um corpo aerodinâmico está implicitamente ligada aos coeficientes C_l , C_d e C_m . Logo é de suma importância o seu estudo para asas e aerofólios. Os coeficientes aerodinâmicos podem ser obtidos experimentalmente ou computacionalmente, por meio de softwares de simulação. Um desses softwares é o OpenFOAM®.

Para asas finitas esses coeficientes sofrem uma alteração significativa. Conforme Anderson (2015), a primeira diferença é a adição do arrasto induzido para uma asa finita, a segunda diferença é que a curva de sustentação para uma asa finita tem inclinação menor do que a curva de sustentação correspondente para uma asa infinita com a mesma seção transversal de aerofólio, como mostrado na Fig 2.7.

Figura 2.7. Distinção entre inclinações de curvas de sustentação para asas infinitas e finitas.



Fonte: Anderson (1995)

Dessa forma, Anderson (1995) define que, para asas finitas,

$$C_L = \frac{\alpha_0}{1 + \left(57,3 \left(\frac{\alpha_0}{\pi \cdot e \cdot RA}\right)\right)} (\alpha - \alpha_{L=0}), \quad (2.11)$$

$$C_D = C_d + \left(\frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot RA} \right), \quad (2.12)$$

$$RA = \frac{b^2}{S}, \quad (2.13)$$

Onde:

α_0 = inclinação de curva de sustentação do aerofólio

$\alpha_{L=0}$ = ângulo de ataque cuja sustentação é nula

RA = Razão de Aspecto

b = Envergadura da asa

C_d = coeficiente de arrasto do aerofólio que define a asa

S = área planificada da asa dada por $S = C \cdot b$

2.5 Eficiência da Asa

A geometria do aerofólio tem um papel crucial na geração dos coeficientes sustentação e arrasto ao interagir com o escoamento de ar. Devido a essas características a forma da asa, que é composta por uma série de aerofólios ao longo da sua envergadura, que influencia diretamente na eficiência.

Uma forma direta de quantificar essa eficiência relativa da asa é comparar o coeficiente de sustentação de um aerofólio e o coeficiente de sustentação da asa, como apresentado na Eq. 3.14.

$$\eta = \frac{C_{L(asa)}}{C_{l(aerofólio)}}, \quad (2.14)$$

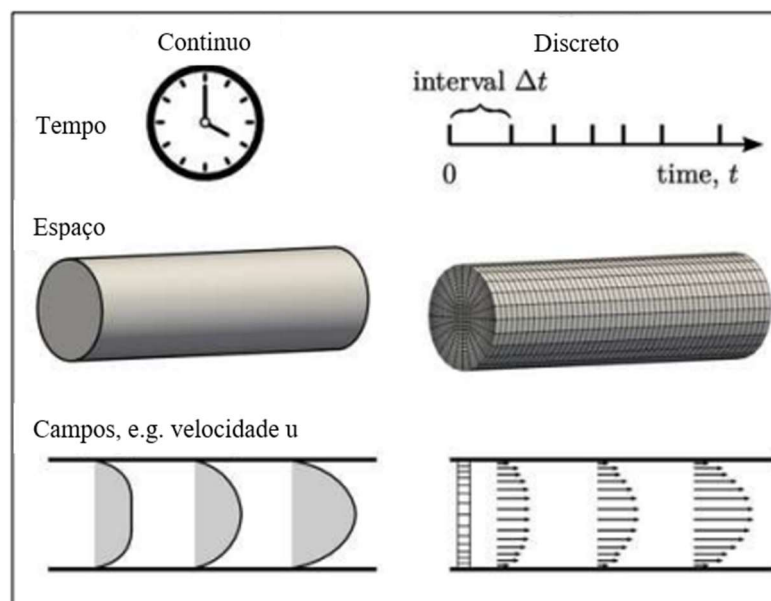
A Eq. 2.14 permite uma comparação direta entre o coeficiente sustentação do aerofólio e a sustentação da asa. Se η se aproxima de 1, significa que o desempenho do aerofólio é próximo do desempenho médio da asa. Porém, como um aerofólio pode ser descrito como uma asa infinita, é impossível uma asa finita, que sofre com os efeitos de ponta de asa, alcançar o valor de 1. Assim, pode-se afirmar que quanto maior a razão de aspecto da asa maior será o valor dessa eficiência.

Em resumo, quanto maior a razão de aspecto de uma asa, mais eficiente ela se torna, pois a influência dos vórtices de ponta de asa diminui, elevando o valor da eficiência relativa e, assim, aproximando a performance da asa ao ideal teórico, de um aerofólio.

2.6 Método Numérico

Os métodos numéricos representam entidades físicas contínuas por entidades discretas equivalentes, no qual o tempo é dividido em intervalos de incremento temporal (Δt); o espaço é dividido em elementos (nós, arestas, faces e volumes) de uma malha - domínio físico; campos tornam-se valores discretos - um por elemento; equações diferenciais parciais tornam-se um conjunto de equações lineares (GREENSHIELDS e WELLER, 2022). Como é apresentado na Fig. 2.8.

Figura 2.8. Análise contínua e discreta de um problema físico.



Fonte: Greenshields e Weller (2022).

O OpenFOAM® utiliza o método dos volumes finitos, que divide o domínio físico em múltiplos volumes discretos conectados entre si. As equações que modelam o problema também são discretizadas e resolvidas para cada volume, garantindo que os fluxos de massa, quantidade de momento linear e energia sejam consistentes entre as superfícies que os conectam (GREENSHIELDS e WELLER, 2022).

Para a resolução das equações necessárias utilizou-se o algoritmo SIMPLE, (Patankar 1980) recomendado para escoamentos incompressíveis e de regime permanente. Além disso, utilizou-se também o modelo de turbulência Spalart-Allmaras (1994). Ambos já se encontram implementados no OpenFOAM®.

2.7 Malha Não-Estruturada

Uma malha estruturada tem elementos ordenados, de forma que os elementos vizinhos podem ser diretamente identificados por índices; e a partir desses serem facilmente

O esquema de célula centrada – onde a quantidade de fluxo é armazenada no centro das células da malha. Assim, os volumes de controle são idênticos às células da malha.

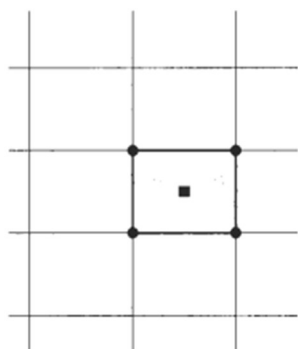
O esquema de vértice centrado – Onde as variáveis de escoamento são armazenadas nos pontos da malha. O volume de controle pode então ser a união de todas as células que partilham aquele mesmo ponto da malha, ou um volume centrado em torno do ponto da malha. No primeiro caso, os volumes de controle são sobrepostos e no segundo caso os volumes de controle são duplos.

A maior vantagem do método dos volumes finitos é a discretização espacial que é realizada diretamente no espaço físico. Com isso, não há problemas com nenhuma transformação entre sistemas de coordenadas, diferentemente do caso de diferenças finitas. Em comparação com as diferenças finitas, uma outra vantagem desse método é o fato de ser flexível – pode ser facilmente implementado tanto em malhas estruturadas como malhas não-estruturadas. Esse fato torna o método dos volumes finitos particularmente adequado para escoamentos sobre geometrias complexas. (Blazek, 2005)

Figura 2.10. Abordagens de malha:

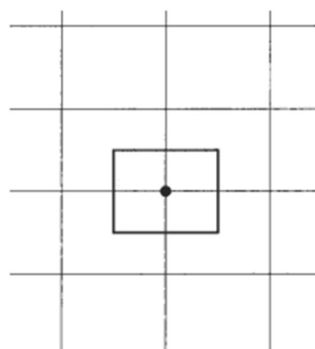
a) célula centrada

(a)



b) vértice centrado

(b)



Fonte: Blazek (2005)

2.9 SNAPPYHEXMESH

De acordo com o próprio guia disponibilizado por OpenFOAM® (2024), o utilitário snappyHexMesh gera malhas tridimensionais contendo hexaedros (hex) e hexaedros automaticamente divididos (split-hex) a partir de geometrias de superfície trianguladas em formato “Stereolithography” (STL). A malha se adapta à superfície, refinando iterativamente uma malha inicial e transformando a malha resultante split-hex na superfície. Uma etapa opcional reduzirá a malha resultante e inserirá camadas de células. A especificação do nível de refinamento da malha é muito flexível e o manuseio da superfície é robusto com uma qualidade

de malha final pré-especificada. Ele é executado em paralelo com uma etapa de balanceamento de carga a cada iteração.

Assim, o primeiro passo para a geração da malha através do utilitário “snappyHexMesh”, é a conversão da modelagem 3D da asa para um formato STL em código ASCII, para que seja possível a execução do código gerado. Mais detalhes a respeito do utilitário “snappyHexMesh” podem ser encontrados consultando o próprio guia OpenFOAM® (2024).

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Para a fundamentação teórica, são utilizadas às obras de Anderson (1995, 2011, 2015) e White (2007), que oferecem uma base sólida sobre escoamentos em asas, abordando desde conceitos fundamentais até equações e aspectos complexos da aerodinâmica. Considerando a complexidade do tema é essencial para a compreensão da simulação e para a validação dos resultados obtidos.

Além disso, a referência de Blazek (2005) é consultada para compreender as especificidades das malhas e as construções necessárias ao desenvolvimento das simulações, garantindo uma configuração adequada dos modelos computacionais. Ao integrar essas bases teóricas, a pesquisa busca garantir robustez na análise dos fenômenos aerodinâmicos e na validação dos dados obtidos.

Campos (2020) utiliza o algoritmo *Simple* e o modelo de turbulência Spalart-Allmaras (S-A) no software OpenFOAM® para simular escoamentos turbulentos sobre o aerofólio NACA 4415, considerando um número de Reynolds de 750.000. Essa abordagem computacional serve como fundamento para o desenvolvimento da presente simulação, permitindo uma detalhada análise dos fenômenos envolvidos.

Spalart e Allmaras (1994), ao contrário de outros modelos algébricos, desenvolveram um modelo local, ou seja, não dependente de pontos adjacentes no domínio. Essa característica o torna compatível com qualquer tipo de malha, especialmente as não-estruturadas, o que confirma a adequação do modelo S-A para esta pesquisa. Hoffman (1996) realizou experimentos em túnel de vento para determinar os coeficientes aerodinâmicos do aerofólio NACA 4415. Os ensaios abrangeram ângulos de ataque de -10° a 40° e números de Reynolds de 750.000, 1.000.000, 1.125.000 e 1.500.000. Os coeficientes foram obtidos por meio da análise da distribuição de pressão ao longo do aerofólio. Os dados obtidos são comparados aos resultados computacionais obtidos no presente trabalho.

Artigos como os de Petrelli et al. (2013), Chandan et al. (2023) e Radespiel (2013) destacam a relevância e o interesse acadêmico e industrial no estudo do escoamento sobre asas e aerofólios variados. Esses trabalhos abordam diferentes aspectos relacionados ao comportamento do fluxo de ar em torno dessas superfícies aerodinâmicas, explorando questões como o desempenho em regimes de escoamento laminar e turbulento, a transição entre os regimes, a formação de camadas-limite e a otimização do design para melhorar a eficiência aerodinâmica. A presença consistente de estudos sobre esse tema demonstra a contínua busca por soluções que promovam avanços tecnológicos em aplicações como aviação, energia eólica e veículos de alto desempenho, evidenciando a importância de compreender e modelar os fenômenos associados ao escoamento.

4 METODOLOGIA

Neste presente estudo, escolheu-se o aerofólio NACA 4415 como geometria para a asa de modelo para a análise do escoamento do fluido em torno de superfícies aerodinâmicas. Para isso, desenvolveu-se uma malha tridimensional que pudesse comportar adequadamente tanto o escoamento do fluido quanto a geometria da asa de forma integral.

Através dessa abordagem, busca-se obter resultados de escoamento de arrasto e sustentação para o escoamento sobre uma asa tridimensional. De acordo com a fundamentação teórica, os valores do coeficiente de sustentação para a asa devem ser inferiores aos do aerofólio, o que ressalta a importância da modelagem precisa e da análise detalhada da simulação. Esses resultados contribuem para uma boa compreensão das características das interações entre o escoamento e o objeto de estudo e obtenção da eficiência da asa.

4.1 Pré-Processamento

4.1.1 Estrutura dos arquivos OpenFOAM®

Ao selecionar um software CFD como ferramenta, vários itens devem ser levados em consideração, como por exemplo a facilidade de uso, capacidade de criar geometrias e gerar malhas, eficiência e robustez das técnicas numéricas implementadas, a dificuldade dos problemas físicos que o software pode resolver e o valor de licenças e anuidades desses softwares (Fernando, 2007).

O OpenFOAM® é um software voltado para análises numéricas na Dinâmica dos Fluidos Computacional, que abrange etapas de pré-processamento, simulação e pós-processamento. Seu principal diferencial é o fato de ser um software de código aberto, com licença livre e

disponibilizado gratuitamente. Assim, o OpenFOAM® é uma ferramenta acessível e comporta a simulação desejada.

Existem três principais pastas no OpenFOAM®, conforme apresentado na Fig. 4.1. Neles se encontram, em arquivos textos, todos os pacotes de geração de malha, métodos de discretização temporal e espacial de gradientes, divergentes e laplacianos, equações que serão resolvidas, condições iniciais e propriedades de transporte, conforme apresentado por Santos (2022).

Figura 4.1. Pastas iniciais OpenFOAM®.



Fonte: Próprio Autor.

Na pasta “0” estão as condições de contorno do escoamento no tempo zero, portanto, indica também as condições iniciais. Como apresentado na Fig. 4.2, essa pasta possui os arquivos: “U” (condições de velocidade), “P” (condições de pressão), “nut” (viscosidade turbulenta, ν) e “nuTilda” (viscosidade média do modelo de turbulência).

Figura 4.2. Arquivos Pasta “0”



Fonte: Próprio Autor.

Na pasta “constant”, se encontra três pastas e dois arquivos. O arquivo “transportProperties” contém as propriedades do fluido e o arquivo “turbulenceProperties” é a seleção do modelo de turbulência, que serão apresentados posteriormente.

Figura 4.3. Arquivos Pasta “constant”



Fonte: Próprio Autor.

Na pasta “System”, se encontra 7 arquivos. O arquivo “blockMesh” é responsável pela geração da malha e condições de contorno. O arquivo “controlDict” é onde são declarados o “solver”, discretização temporal, parâmetros de tempo e cálculos das propriedades do

escoamento. O arquivo “*fvSchemes*” define os esquemas numéricos, como derivadas parciais, interpolações, gradientes e etc. O arquivo “*fvSolutions*” indica os parâmetros de acurácia, correção, sistemas lineares e procedimentos iterativos. Os arquivos “*MeshQualityDict*”, “*snappyHexMesh*” e “*SurfaceFeaturesDict*”, são arquivos necessários para a geração da malha através do utilitário snappyHexMesh. Todas as configurações de programas estão apresentadas nos anexos A à I.

Figura 4.4. Arquivos pasta “System”



Fonte: Próprio Autor.

4.1.2 Modelagem em CAD

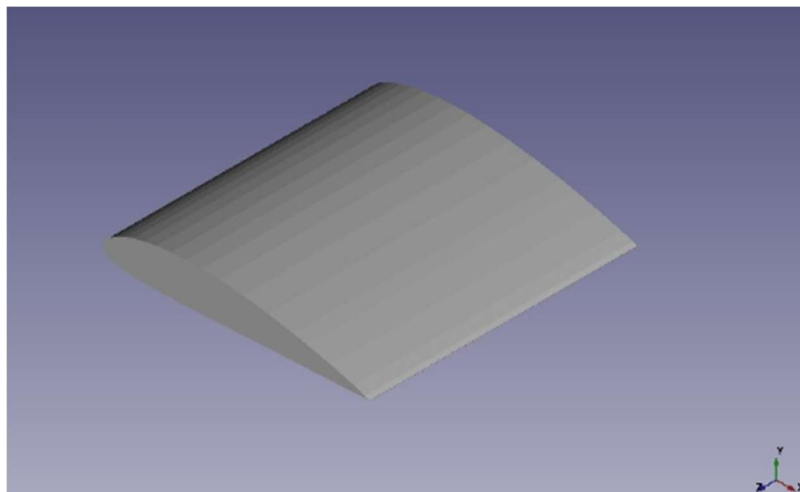
O processo para a geração da malha se inicia modelando do desenho tridimensional da asa em um software CAD. Primeiramente, é necessário criar o perfil do aerofólio na plataforma. Para isso, precisa-se das coordenadas x e y do aerofólio NACA 4415, que será utilizado nesse estudo. Assim consulta-se o site AirfoilTools (2024), vide apêndice , onde esses dados são fornecidos em escala milimétrica. Se faz necessário, porém, o acréscimo do dígito 0 no eixo z para definir esses pontos no espaço.

As coordenadas são salvas em um arquivo .txt e exportadas para o software SolidWorks®. Esse software foi escolhido pela familiaridade com o ambiente, mas é possível executar o mesmo processo de modelagem em qualquer software CAD.

Utilizando o recurso “curva através dos pontos X, Y e Z” cria-se a curva dentro do software em questão. Após isso, com o recurso “converter entidades” foi gerado um esboço 2d. Com o perfil do aerofólio definido, utiliza-se o recurso “ressalto/base extrudado”, ele deve ser extrudado em 1,0 mm, pois utiliza-se uma asa de corda e envergadura unitária. Nesse mesmo momento deve-se deslocar o aerofólio de forma que o mesmo fique centralizado no cubo definido como volume de controle. Assim desloca-se ele em 1,0 mm na direção x, 1,5 mm na direção y e 2,0 mm na direção z.

Com a modelagem finalizada, um arquivo de extensão .STL é salvo para que possa ser utilizado no utilitário SnappyHexMesh

Figura 4.5. Modelo da Asa 3D obtida através do perfil do aerofólio NACA 4415



Fonte: Própria autoria

4.1.3 Manipulação dos Arquivos de Geração de Malha

Assim, após a criação do modelo, é necessário a conversão da modelagem 3D da asa para um formato STL em código ASCII, para que seja possível a execução do código no utilitário *snappyHexMesh*. Para isso, utiliza-se o software *MeshLab*®, que possibilita esta transformação. Salvando o arquivo em formato não binário, e mudando manualmente o arquivo de “solid STL generated by MeshLAB” e “endsolid vcg”, para “solid STL ascii” e “endsolid ascii”. Esse arquivo é inserido no diretório *constant/triSurface*.

No diretório *system/surfaceFeaturesDict*, é de suma importância que seja especificado o nome do arquivo que será utilizado como superfície para o estudo e que seja compatível em todos os arquivos. E no arquivo “*meshQualityDict*” é possível, caso necessário, aprofundar ainda mais em refinamento para a malha que será gerada.

Após a criação do volume de controle e da modelagem em arquivo CAD, é necessário a manipulação do algoritmo do *snappyHexMesh*. Esse algoritmo é o que possibilita a geração de malhas complexas por se adaptar à geometria da asa. Com o algoritmo, pode-se tanto especificar o arquivo CAD que será utilizado como base para a malha, quanto também ajustar parâmetros importantes, como o nível de refinamento ao redor área da geometria utilizada.

Com o refinamento define-se quais áreas necessitam de um maior detalhamento, áreas críticas entre de interação. Além disso, o refinamento ajuda no equilíbrio entre custo computacional e complexidade de simulação, alcançando uma maior eficiência computacional.

Utilizando o utilitário, define-se os parâmetros descritos na Tabela 4.1.

Tabela 4.1. Parâmetros utilizados para geração de malha

Parâmetro	Valor adotado
maxLocalCells	100000
maxGlobalCells	2000000
minRefinementCells	0
maxLoadUnbalance	0,10
nCellsBetweenLevels	3

Fonte: Própria autoria

4.1.4 Geração da Malha

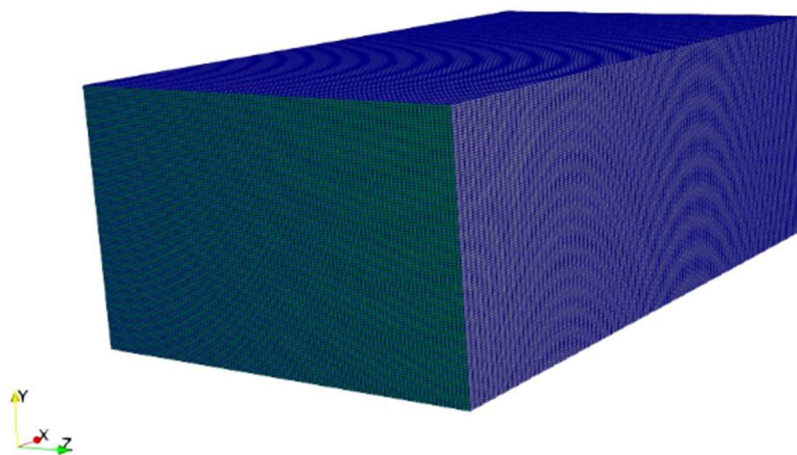
4.1.4.1 Criação do volume de controle

A criação de malhas em simulações computacionais é essencial para a modelagem do sistema. O `blockMesh` é uma ferramenta para a criação de volumes de controle que serão responsáveis pela precisão dos resultados. No caso de uma asa, o volume de controle deve ser dimensionado para comportar não só a asa, mas também o escoamento ao seu redor. A escolha de dimensões e refinamento devem levar em conta as limitações de custos computacionais, buscando um equilíbrio entre complexidade de simulação e capacidade de processamento.

Após abrir um terminal do Linux no diretório apropriado, utiliza-se o comando `blockMesh`, que gera a malha especificada no arquivo `blockMesh`. É possível verificar a integridade da malha através do comando `checkMesh`, que mostrará qualquer erro.

Assim, cria-se um uma malha inicial em formato cúbico de dimensões 8,0 na direção x; 3,0 na direção y; e 5,0 na direção z, conforme mostrado na Fig. 4.6, que será responsável por representar o volume de controle. E para o refinamento define-se um valor de 100 para todas as direções.

Figura 4.6. Malha Gerada



Fonte: Próprio Autor

4.1.4.2 Criação da malha não-estruturada

No mesmo terminal, é necessário executar o comando *surfaceFeatures*, responsável por criar um arquivo *.eMesh*, necessário para a inclusão da asa na região da malha. Em seguida, utiliza-se o comando *snappyHexMesh*, que, através de diversas iterações gera a malha não-estruturada. Esse comando cria automaticamente dois passos de tempo na pasta de arquivos, assim, é necessário executar o comando *snappyHexMesh- overwrite* para garantir que essas duas etapas não sejam consideradas como passos ou iterações na simulação. Após essa sequência de comandos, a malha desejada é criada, permitindo a continuidade do processo de simulação.

4.1.5 Manipulação dos arquivos OpenFOAM®

O OpenFOAM® é uma biblioteca composta por códigos livres escritos em linguagem C++. Uma das grandes vantagens é a possibilidade de edição pelo próprio usuário de modo a se adaptar para cada sistema estudado. As edições podem ser feitas por meio da manipulação de arquivos que se encontram no diretório.

Para a adaptação para o presente estudo são necessárias algumas mudanças. Primeiramente faz-se necessário definir a magnitude da velocidade de corrente livre, \vec{U} , nas direções x e y de acordo com o ângulo de ataque a ser simulado. Para isso, utiliza-se a equação:

$$\vec{U} = U \cdot \cos(\alpha)\hat{i} + U \cdot \sin(\alpha)\hat{j}, \quad (4.1)$$

No diretório *constant*, no arquivo *transportProperties*, adota o valor de viscosidade cinemática ν (ν): $1,333 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ para $Re = 750.000$, definido para a validação com outros estudos. E no diretório *controlDict*, dentro do diretório *system*, é modificado o tempo de simulação, e para os cálculos dos coeficientes de sustentação e arrasto, deve-se considerar o eixo de referência na mesma direção do ângulo de ataque da simulação realizada. Assim:

$$\vec{l} = U \cdot \cos(\alpha)\hat{i} + U \cdot \sin(\alpha)\hat{j}, \quad (4.2)$$

$$\vec{d} = U \cdot \cos(\alpha)\hat{i} + U \cdot \sin(\alpha)\hat{j}, \quad (4.3)$$

sendo \vec{l} a direção da sustentação e \vec{d} a direção do arrasto.

Por fim, para iniciar a simulação, basta digitar o algoritmo já especificado no arquivo *controlDict*. Para que a simulação possa ser processada em segundo plano, são necessários comandos adicionais.

Dentre os algoritmos computacionais mais adequados para realizar as simulações, escolhe-se o SimpleFoam, um algoritmo clássico que resolve equações de Navier Stokes em regime estacionário para escoamento incompressível e turbulento. O “solver” simpleFOAM utiliza o algoritmo SIMPLE do inglês “Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations” é um método numérico semi-implícito para resolver as Equações de Navier-Stokes e de continuidade (HOLZMANN, 2019).

4.1.6 Modelo Matemático

Para resolver o modelo matemático proposto (Equações 4.9, 4.10, 4.11 e 4.12), usa-se o software OpenFOAM, o qual é gratuito, aberto e livre para uso comercial e científico. Nele já vem programado o Método dos Volumes Finitos de segunda ordem de convergência, e há disponível vários algoritmos (“solvers”) para resolver o acoplamento pressão-velocidade e vários modelos de turbulência. Especificamente no presente artigo, escolheu-se o algoritmo “Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations”, denominado por SimpleFOAM juntamente com o modelo de turbulência S-A.

As equações de Navier-Stokes, Equações 4.4, 4.5 e 4.6, e da continuidade Eq. 4.7, modelam comportamentos de sistemas para escoamentos tridimensionais de fluidos newtonianos, incompressíveis, isotérmicos, com massa específica constante, viscosidade variável e desprezando os efeitos da gravidade.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[v \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \quad (4.4)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[v \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] \quad (4.5)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \frac{\partial}{\partial x} \left[v \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[v \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[v \left(\frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right] \quad (4.6)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (4.7)$$

onde, u, v e w são as componentes do campo de velocidade nas direções x, y e z , respectivamente, e ρ é a massa específica, ν é a viscosidade cinemática do fluido.

As equações de Navier-Stokes derivam do balanço da quantidade de movimento e a equação de continuidade deriva da equação da conservação de massa. Para o presente estudo, pode-se adotar a hipótese de escoamento em regime permanente. Além disso, a viscosidade molecular (ν_∞) mais a viscosidade turbulenta (ν_t), também são usados:

$$\nu = \nu_\infty + \nu_t, \quad (4.8)$$

Assim, pode-se escrever as Equações 4.4, 4.5, 4.6 e 4.7 e combiná-las com a Eq. 4.8, resultando em:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \frac{\partial}{\partial x} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \right)] + \frac{\partial}{\partial y} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)] + \frac{\partial}{\partial z} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)], \quad (4.9)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} \frac{\partial}{\partial x} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)] + \frac{\partial}{\partial y} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)] + \frac{\partial}{\partial z} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)], \quad (4.10)$$

$$u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \frac{\partial}{\partial x} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right)] + \frac{\partial}{\partial y} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)] + \frac{\partial}{\partial z} [(\nu_\infty + \nu_t) \left(\frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)], \quad (4.11)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0, \quad (4.12)$$

No presente trabalho, utiliza-se o modelo de turbulência Spalart-Allmaras. O modelo permite calcular ν_t a partir da solução de uma equação diferencial, definida com bases empíricas e análises dimensionais e dependente da viscosidade molecular, dada pela Eq. 4.13.

$$u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] - C_{\omega 1} f_w \frac{\tilde{\nu}^2}{d^2}, \quad (4.13)$$

4.2 PÓS-PROCESSAMENTO

4.2.1 Manipulação no paraView

Após a fase de processamento, inicia-se a etapa de pós-processamento. Esta etapa se baseia na visualização da simulação e a verificação de dados. Para isso, utiliza-se o comando paraFoam, que abre o programa paraView, um software de visualização, manipulação de imagens além de permitir a extração de dados.

No paraView, é possível observar a distribuição de pressão ao redor da asa, bem como a variação dos módulos de velocidade e suas componentes, além das linhas de corrente que

facilitam a visualização dos vórtices. Dessa forma, torna-se possível extrair perfis de velocidade e pressão, assim como as vorticidades em qualquer seção da asa.

Ao término da simulação, é automaticamente gerada uma pasta denominada “postProcessing”, a qual contém um arquivo com todos os valores obtidos durante as iterações realizadas na resolução do problema. Os últimos valores registrados correspondem ao resultado final da simulação.

4.2.2 Eficiência

Dessa forma, com os dados obtidos nas simulações, são gerados gráficos dos valores de C_L (coeficiente de sustentação) e C_D (coeficiente de arrasto) para diferentes ângulos de ataque. Em seguida, realiza-se uma simulação para uma asa com razão de aspecto (RA) igual a 1,0 e repete-se o mesmo procedimento para uma asa com RA de 12,0 utilizando uma malha maior para a simulação com a segunda asa.

Com os valores obtidos, calcula-se as eficiências relativas para cada uma das asas, permitindo comparar o efeito da razão de aspecto sobre a eficiência aerodinâmica. Essa análise nos mostra como a mudança na razão de aspecto impacta os valores de sustentação e arrasto, evidenciando a influência desse parâmetro no desempenho geral da asa.

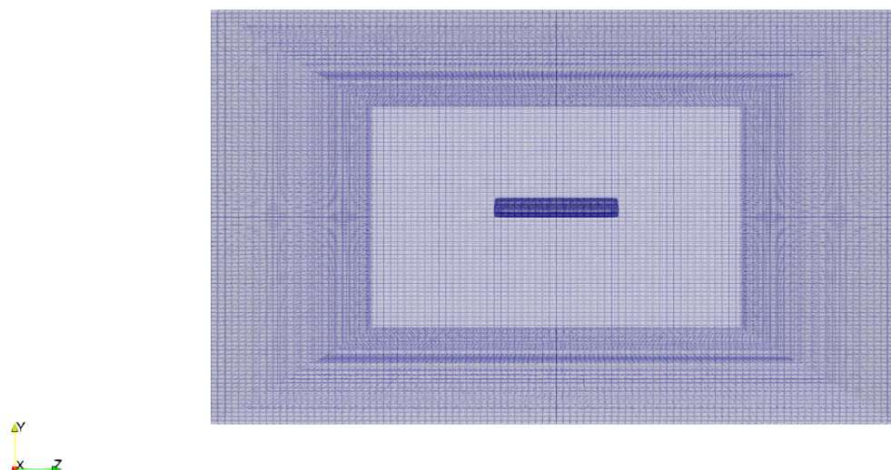
5 RESULTADOS

5.1 Malhas

A construção de uma malha de qualidade é importante para garantir a convergência da simulação e exatidão dos resultados. De modo geral, a malha precisa ser refinada nas regiões onde o escoamento apresenta intensificação dos gradientes das variáveis. No entanto, na maioria dos casos não se conhece o comportamento do escoamento, sendo necessário executar um processo iterativo, gerando-se diversas malhas, a fim de descobrir as regiões adequadas para aplicação de refinamentos locais. (CALIXTRATO, 2022)

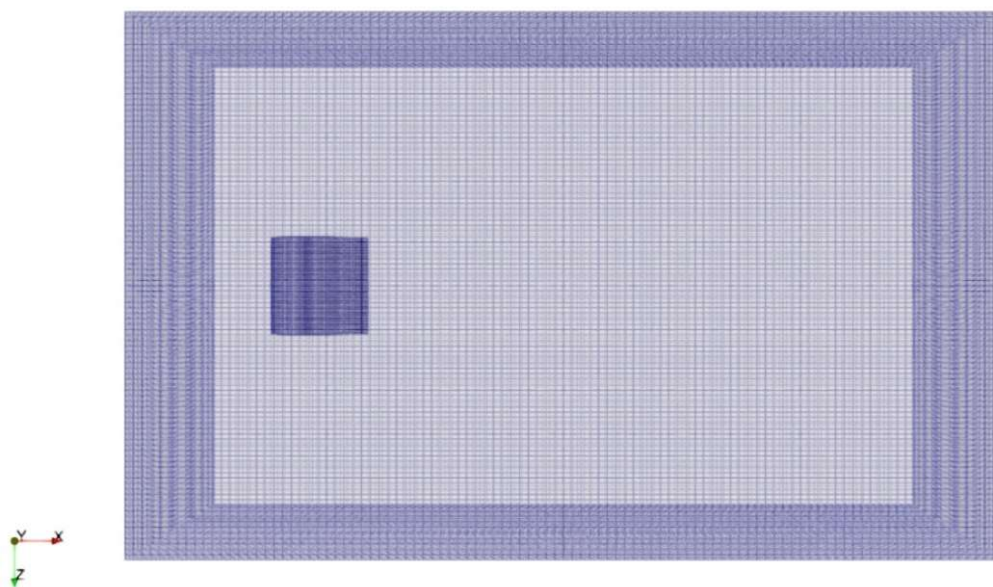
Utilizando os parâmetros apresentados na Tabela 4.1, obteve-se a malha tridimensional não-estruturada a partir do utilitário snappyHexMesh, apresentada nas Figuras 5.1 a 5.6, para a asa com RA=1,0.

Figura 5.1. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, vista frontal



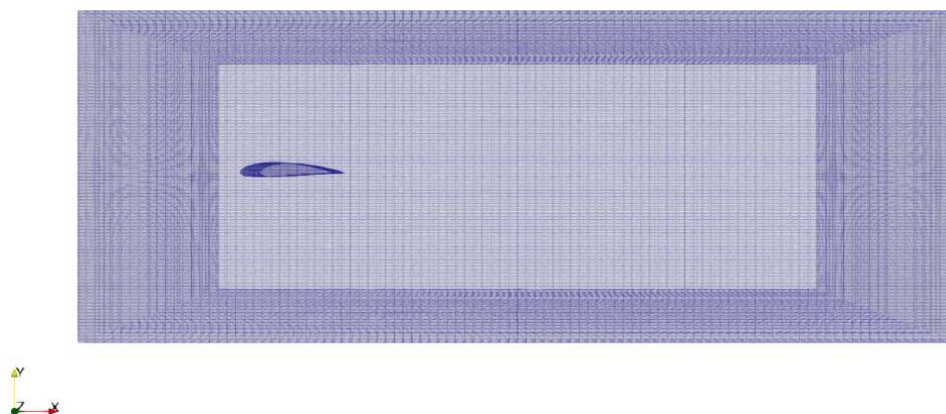
Fonte: Próprio Autor

Figura 5.2. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, vista superior

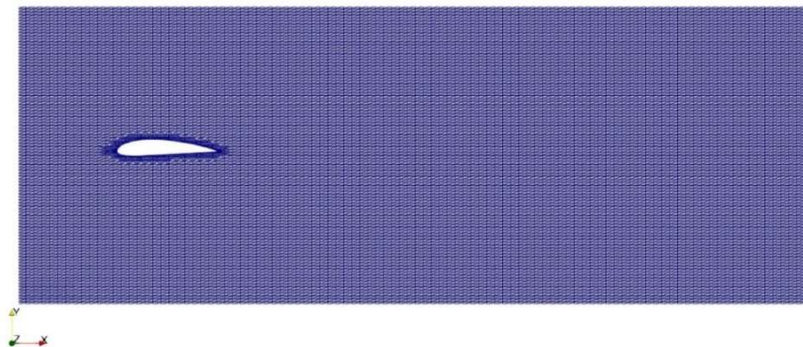


Fonte: Próprio Autor

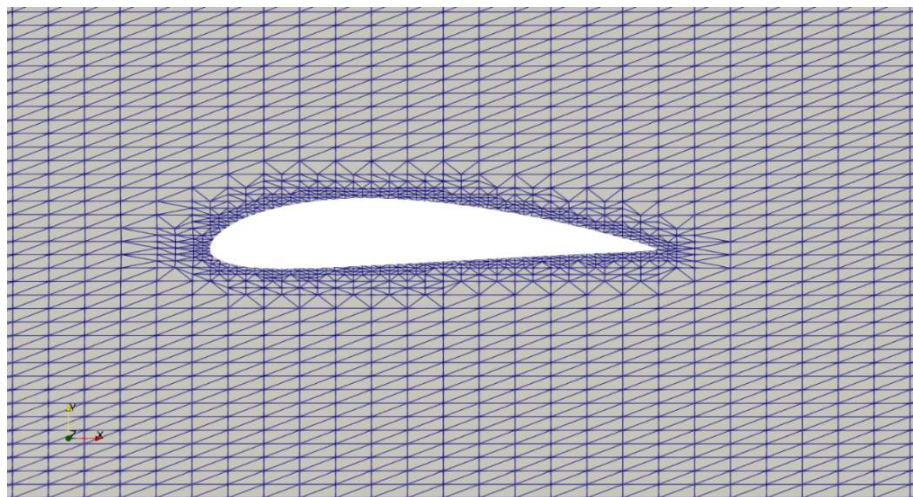
Figura 5.3. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, vista lateral



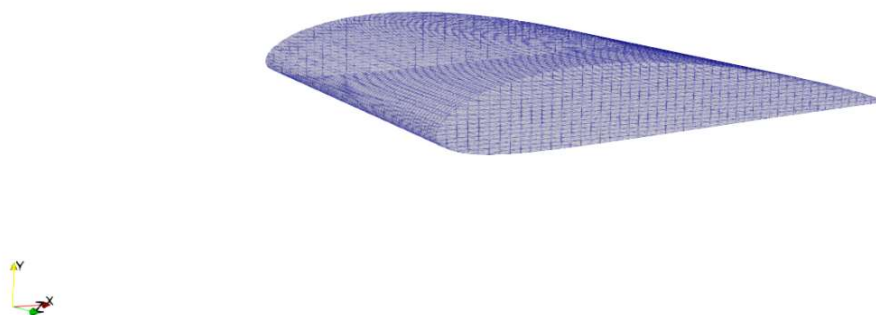
Fonte: Próprio Autor

Figura 5.4. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, Corte no Centro de z , vista lateral

Fonte: Próprio Autor

Figura 5.5. Malha gerada sobre a asa com $RA=1,0$, Corte no centro de z , vista lateral aproximada

Fonte: Próprio Autor

Figura 5.6. Malha ao redor da asa com $RA=1,0$ 

Fonte: Próprio Autor

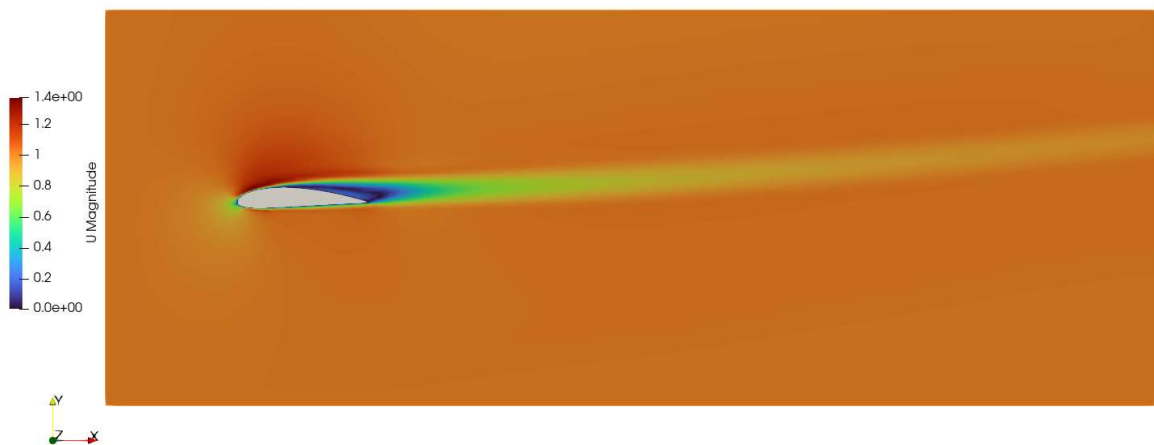
5.2 Escoamentos sobre asas

Os escoamentos sobre asas são avaliados por meio de várias características, como o campo de velocidade, o campo de pressão e as linhas de corrente. Cada uma dessas análises

tem o propósito de examinar diferentes aspectos do escoamento sobre uma determinada asa. Além disso, é importante observar as diferenças entre o escoamento na região central da asa e na região de ponta de asa para as diferentes razões de aspecto, RA .

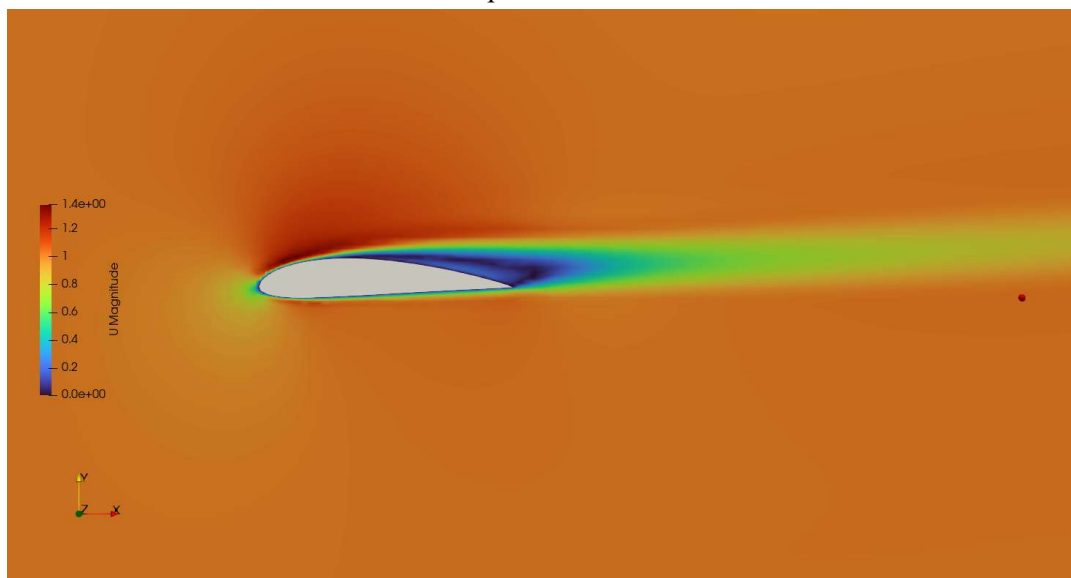
Nas Figuras 5.7 e 5.8, é possível identificar uma região de velocidade na cor azul, próximo ao bordo de fuga da asa, com $RA = 1$ que indica a presença de recirculações. No extradorso da asa há uma região de velocidade mais alta e a jusante do aerofólio tem-se a região da esteira de Von-Karman indicada pelo déficit de velocidade (cor verde).

Figura 5.7. Campo de magnitude de velocidade em um plano localizado no centro da asa



Fonte: Próprio Autor

Figura 5.8. Campo de magnitude de velocidade em um plano localizado no centro da asa, Vista aproximada



Fonte: Próprio Autor

Nas Figuras 5.9 e 5.10 observa-se a distribuição de pressão ao longo da seção transversal, no centro de asa com $RA = 1,0$. Há pressão manométrica positiva na região próxima ao bordo de ataque, pressão manométrica negativa em praticamente todo o extradorso da asa, indicando que a asa é “succionada” para cima. Observa-se que a região de baixa pressão no extradorso coincide com a região de velocidade mais alta apresentada nas Figuras 5.7 e 5.8.

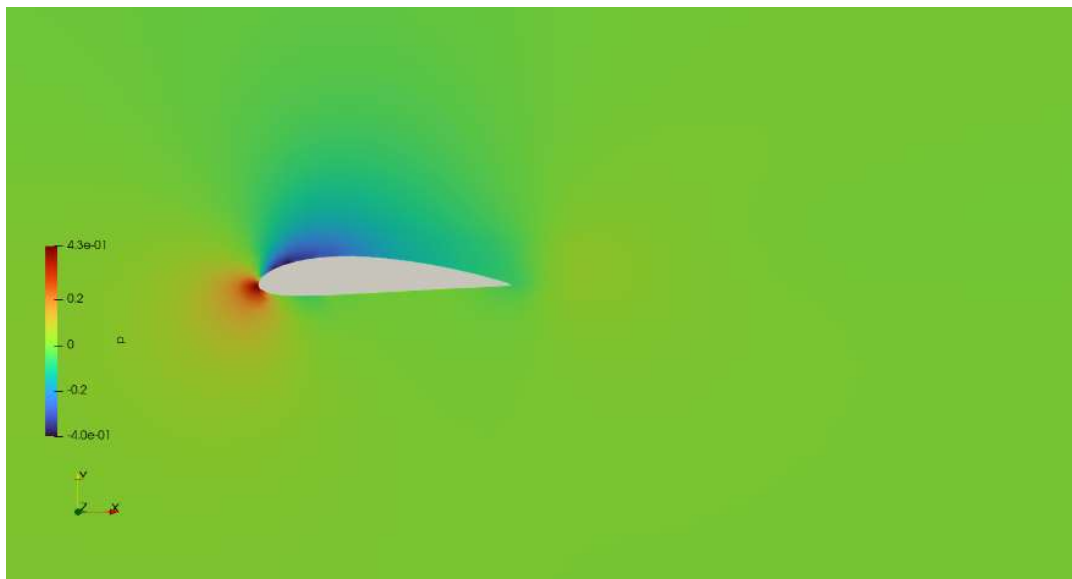
Essa distribuição de pressão sobre a área (S) da asa é a fonte da força de sustentação, com a qual é possível manter o peso da aeronave no ar.

Figura 5.9. Campo de pressão em um plano localizado no centro de asa



Fonte: Próprio Autor

Figura 5.10. Campo de pressão em um plano localizado no centro de asa, Vista Aproximada



Fonte: Próprio Autor

Com a geometria gerada no pré-processamento e a usada no software paraView no pós-processamento, é possível obter a distribuição de pressão exatamente sobre a superfície da asa; como apresentado nas Figuras 5.11 para a asa com $RA=1,0$ e na Figura 5.12 para a asa com $RA=12,0$.

Figura 5.11. Distribuição de pressão sobre a asa para $RA = 1,0$ (vista superior e inferior, respectivamente)

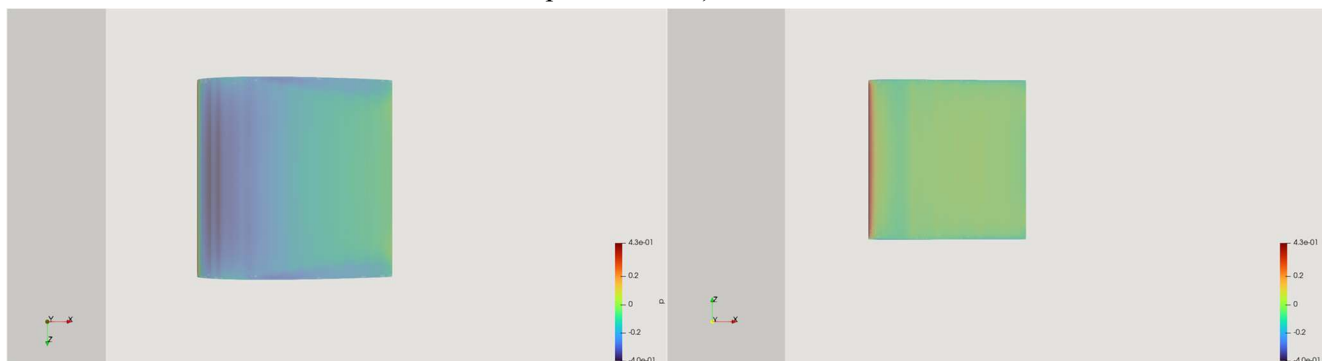


Figura 5.12. Distribuição de pressão sobre a asa para $RA = 12,0$ (vista superior e inferior, respectivamente)



Fonte: Próprio Autor

Especificamente, nas Figuras 5.11 e 5.12 à esquerda, referente a vista superior, observa-se uma região azulada próxima ao bordo de ataque se estendendo por todo o extradorso, indicando pressão manométrica negativa. Já nas Figuras 5.11 e 5.12 à direita, referente a vista inferior, observa-se pressão manométrica positiva próximo ao bordo de ataque, e uma região de pressão próxima à atmosférica por todo o intradorso, novamente destaca-se o fenômeno da sucção da asa no sentido de baixo para cima.

Nas Figuras 5.13 e 5.14 são apresentadas vistas transversais à direção do escoamento, em um plano próximo da condição de contorno de saída. Nestas figuras é possível identificar que há duas recirculações contra rotativas, conhecidas como vórtices ponta de asa.

Figura 5.13. Campo de velocidade na saída do escoamento para $RA=1,0$ 

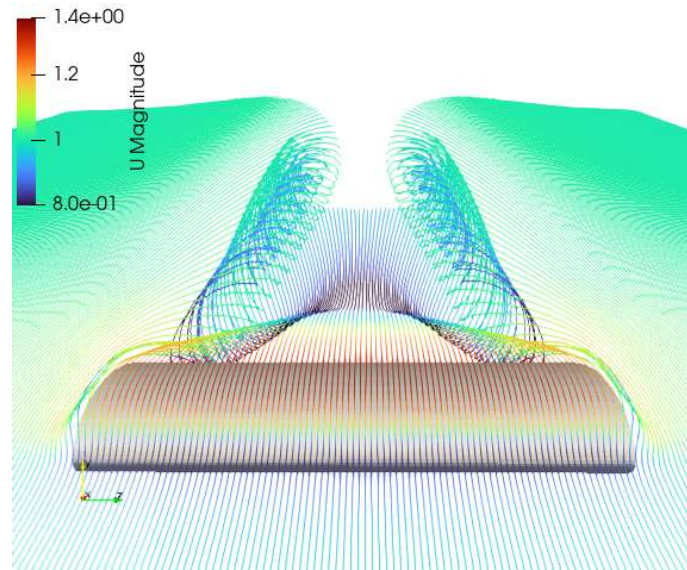
Fonte: Próprio Autor

Figura 5.14. Campo de velocidade na saída do escoamento para $RA=12,0$ 

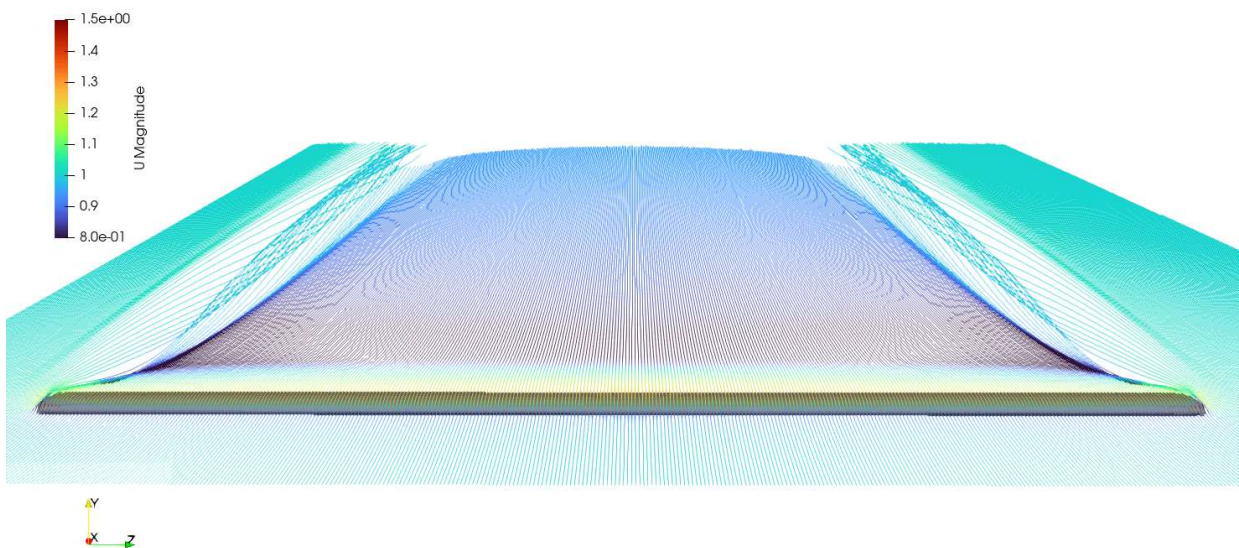
Fonte: Próprio Autor

Comparando-se as Figuras 5.13 e 5.14, é possível notar que os vórtices de ponta de asa são proporcionalmente maiores para a asa com $RA=1,0$ em relação à asa com $RA=12,0$; o que é um indicativo de que a asa como $RA=12,0$ tem maior eficiência aerodinâmica. Por fim, com as simulações realizadas, conseguiu-se capturar o fenômeno dos vórtices ponta de asa, o qual é estritamente tridimensional e indica que as malhas geradas e os modelos matemáticos adotados estão atuando, qualitativamente, de acordo com o esperado.

Nas Figuras 5.15 e 5.16, apresenta-se as linhas de corrente coloridas pela magnitude de velocidade, sobre as asas com $RA=1,0$ e $RA=12,0$; respectivamente.

Figura 5.15. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=1,0$, coloridas pela magnitude de velocidade.

Fonte: Próprio Autor

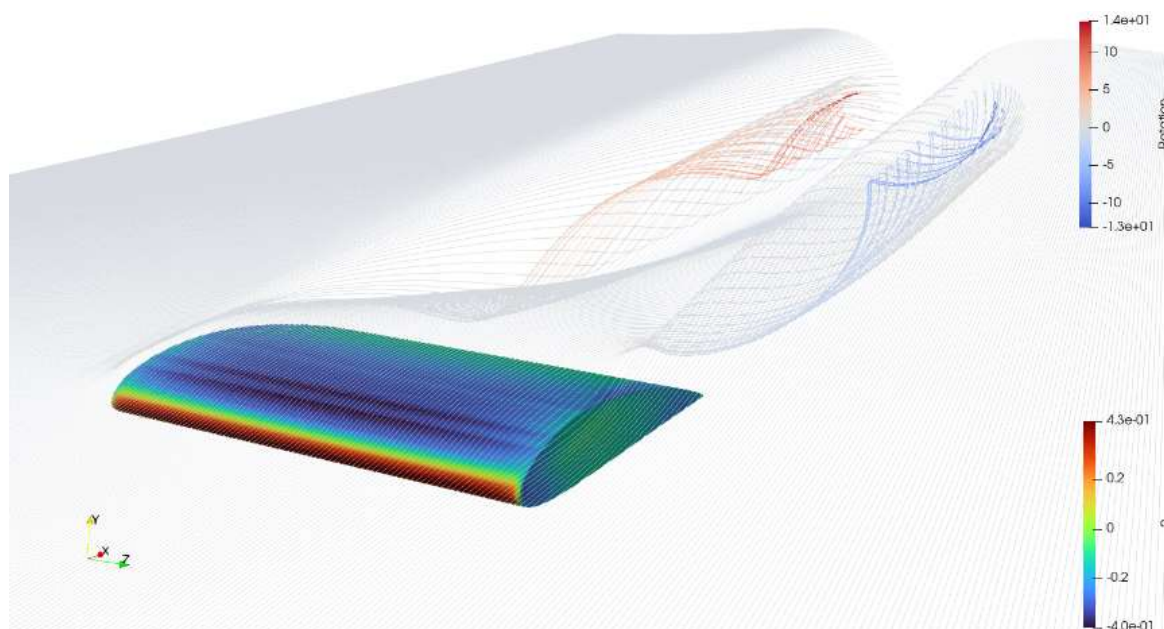
Figura 5.16. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=12,0$, coloridas pela magnitude de velocidade

Fonte: Próprio Autor

A visualização dos vórtices ponta de asa fica mais nítida nas Figuras 5.15 e 5.16, onde observa-se as linhas de corrente rotacionando, a partir da ponta, para dentro do extradorso das asas. Modificando consideravelmente o módulo, direção e sentido da velocidade próximo à essa região (ponta das asas). Essa mudança é proporcionalmente maior na asa com $RA=1,0$ (Figura 5.15). Na asa com $RA=12$ (Figura 5.16) formam-se os vórtices ponta de asa, porém, ao longo da envergadura, observa-se que o escoamento se mantém alinhado, o que mantém estável a distribuição de pressão e, conseqüentemente, a força de sustentação.

Nas Figuras 5.17, 5.18 e 5.19 as linhas de corrente são coloridas com a vorticidade, possibilitando a observação do sentido de rotação dos vórtices ponta de asa.

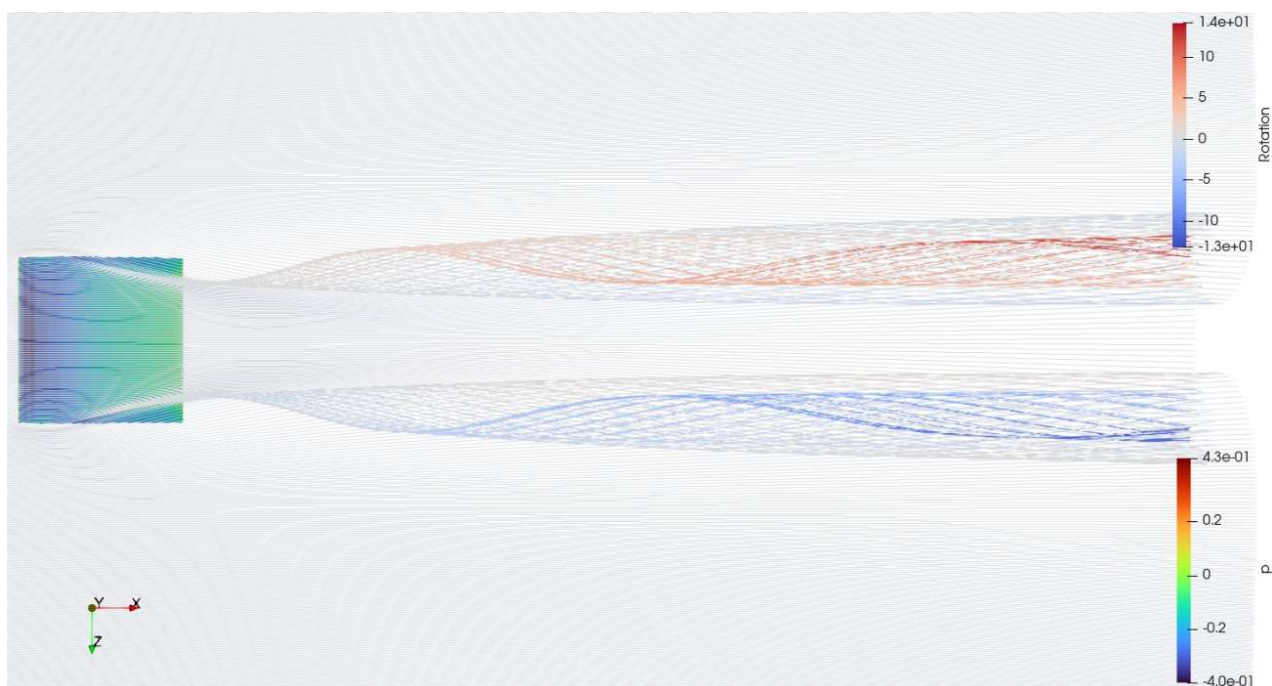
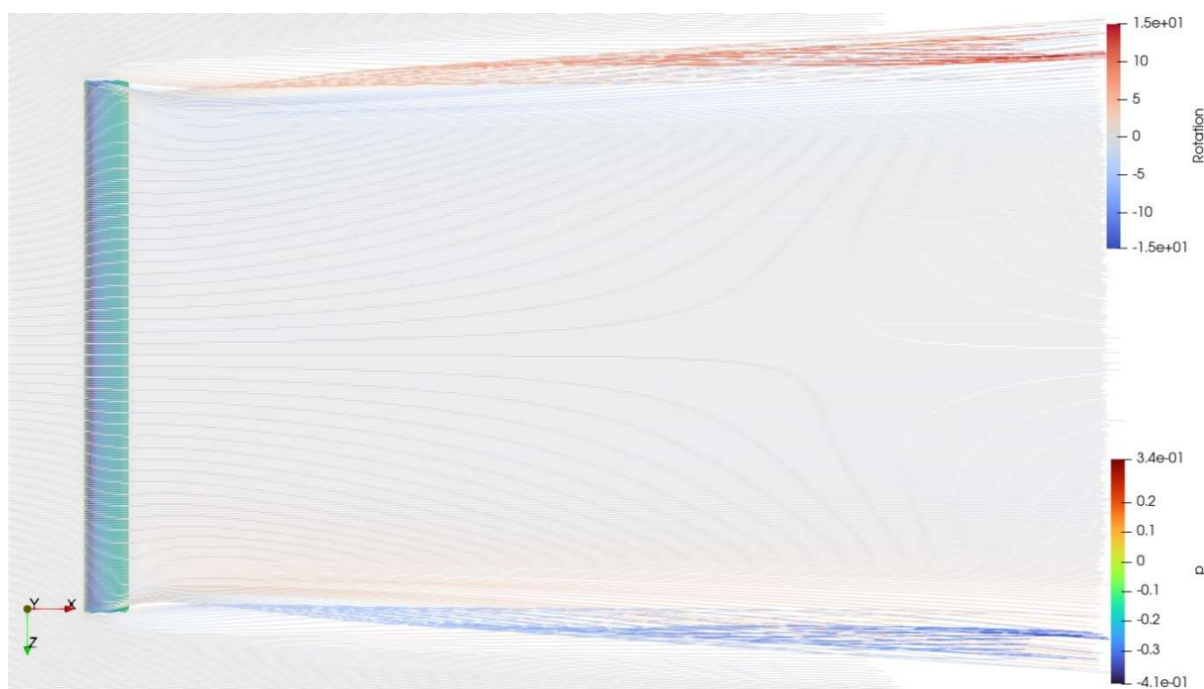
Figura 5.17. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=1,0$, coloridas pela vorticidade (vista em perspectiva).



Fonte: Próprio Autor

Nas Figuras 5.18 e 5.19 são vistas superiores das linhas de corrente, coloridas pela vorticidade, formadas sobre as asas. Observa-se que na Figura 5.19 o fenômeno dos vórtices ponta de asa são mínimos quando se leva em conta toda a envergadura da asa com $RA=12$. Comparando com a Figura 5.18, os vórtices de ponta de asa interferem muito mais no escoamento sobre a asa com $RA=1,0$.

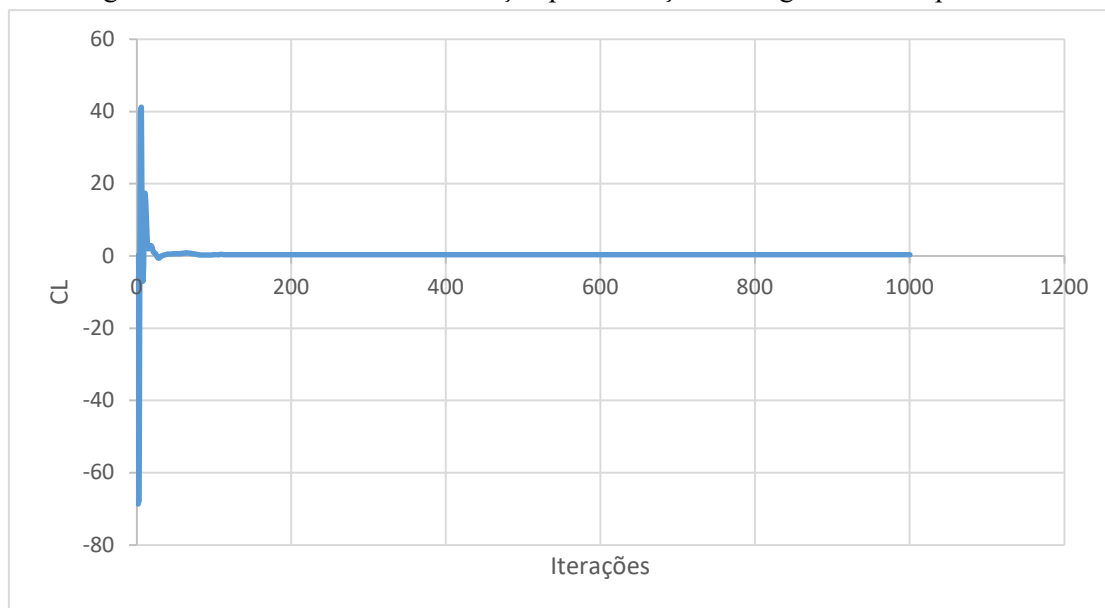
É possível compreender a formação dos vórtices ponta de asa observando que, sobre a asa (extradorso), há pressão negativa, o que gera uma força no sentido de baixo para cima, porém, como a asa tem envergadura finita, em sua ponta o escoamento que passa abaixo da asa também é succionado para a região superior da asa causando essa rotação helicoidal do escoamento. Deve ser compreendido que esse fenômeno é inerente ao escoamento sobre uma asa, ou seja, tridimensional, e como consequência, diminui a força de sustentação, representada pela eficiência da asa. Logo, deve-se projetar asas com altas razões de aspecto e formatos diferentes, principalmente, em suas pontas, para minimizar esse efeito.

Figura 5.18. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=1,0$, coloridas pela vorticidade (vista superior).Figura 5.19. Linhas de corrente sobre a asa com $RA=12,0$, coloridas pela vorticidade (vista superior).

Fonte: Próprio Autor

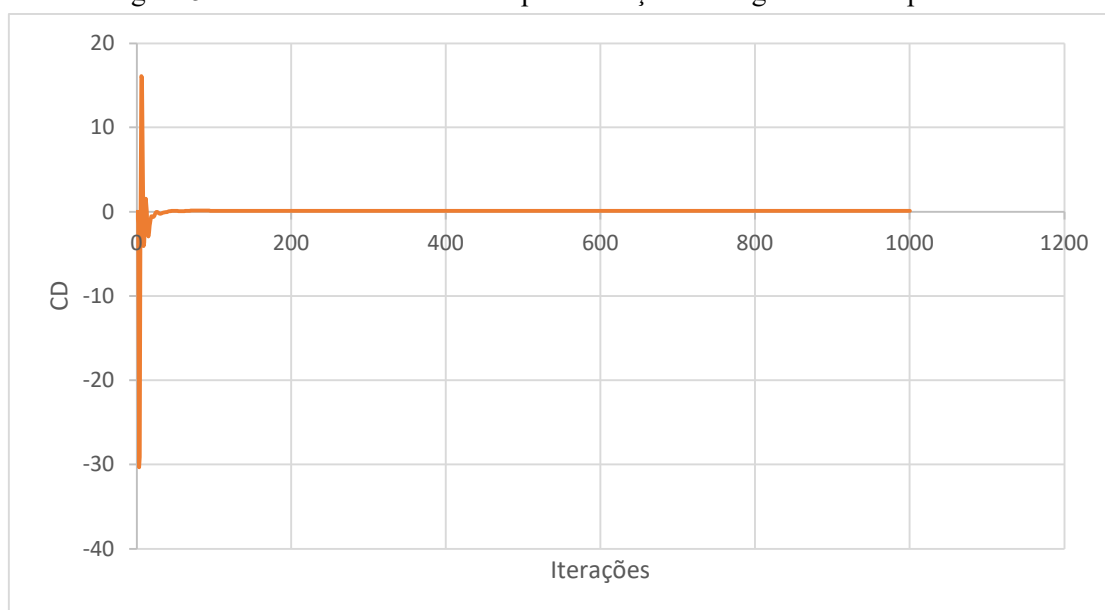
Os coeficientes de sustentação e arrasto, vide Equações 3.11 e 3.12, respectivamente, também são calculados ao longo de toda as simulações realizadas, primeiramente apresenta-se os resultados para a asa com $RA=1,0$ e ângulo de ataque de 10° na Figuras 5.20 e 5.21.

Figura 5.20. Coeficiente de sustentação por interações do algoritmo “simpleFoam”



Fonte: Próprio Autor

Figura 5.21. Coeficiente de arrasto por interações do algoritmo “simpleFoam”



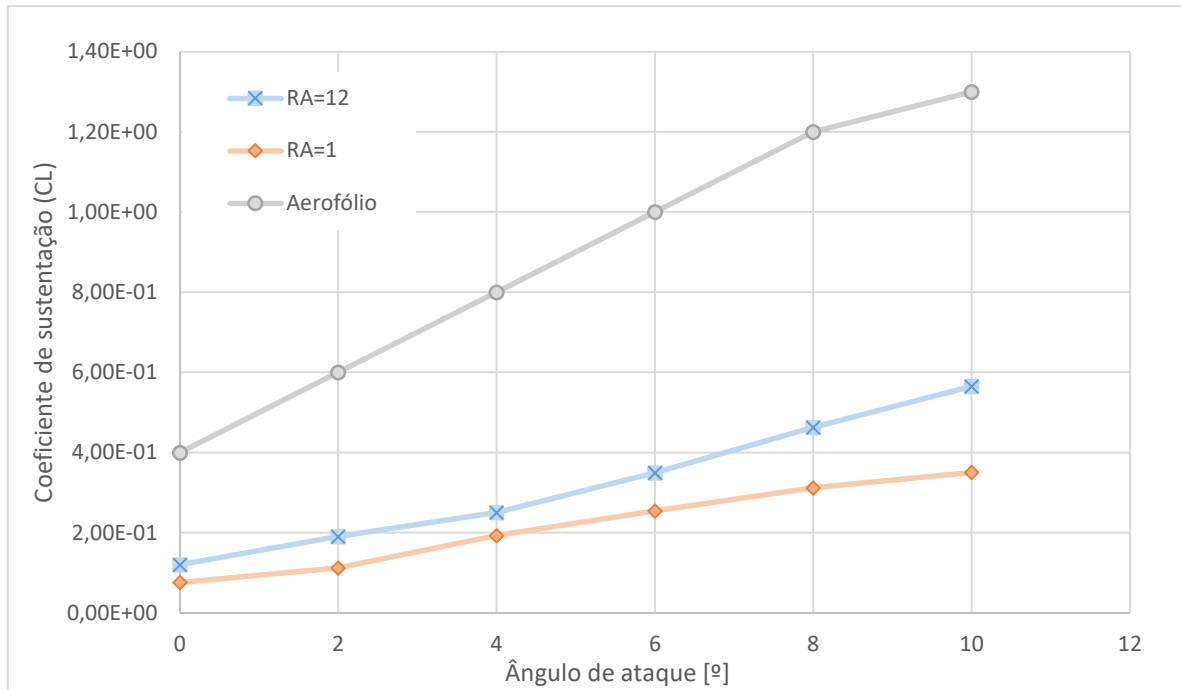
Fonte: Próprio Autor

As simulações foram ajustadas para realizar 1000 iterações, o que se mostra suficiente quando observa-se as Figuras 5.20 e 5.21, pois, praticamente ambos os coeficientes não apresentam alterações significativas a partir de 400 iterações, ou seja, a solução convergiu. Além disso, é possível obter os valores quantitativos dos coeficientes de sustentação e arrasto, $C_L = 3,52 \cdot 10^{-01}$ e $C_D = 1,03 \cdot 10^{-01}$, para uma asa com $RA=1,0$.

Por fim, executam-se simulações com diferentes ângulos de ataque e para as duas razões de aspecto estudadas no presente trabalho e para um aerofólio, cuja $RA=\infty$. De acordo

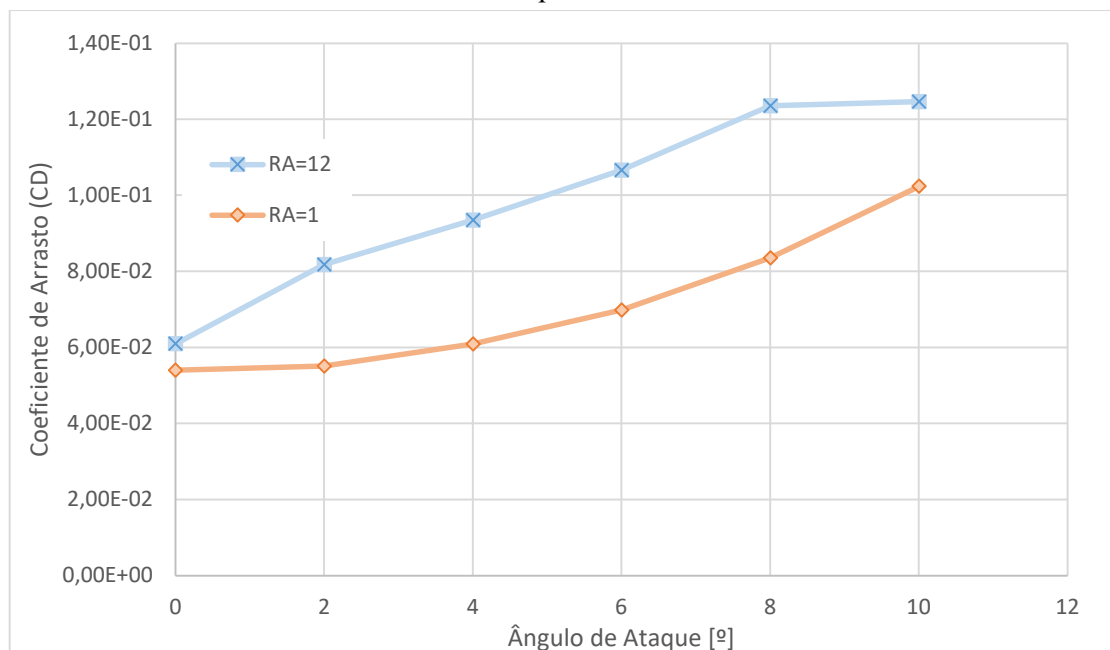
com a fundamentação teórica, sabe-se que a curva do coeficiente de sustentação da asa pode ser correlacionada com a curva do respectivo aerofólio que a define, apresentando características semelhantes, porém com inclinação menos acentuada. Assim, as curvas de coeficiente de sustentação são apresentadas na Figura 5.22. e as curvas de coeficiente de arrasto na Figura 5.23.

Figura 5.22. Gráfico do coeficiente de sustentação para diferentes ângulos de ataque e diferentes razões de aspecto.



Fonte: Próprio Autor

Figura 5.23. Gráfico do coeficiente de arrasto para diferentes ângulos de ataque e diferentes razões de aspecto.

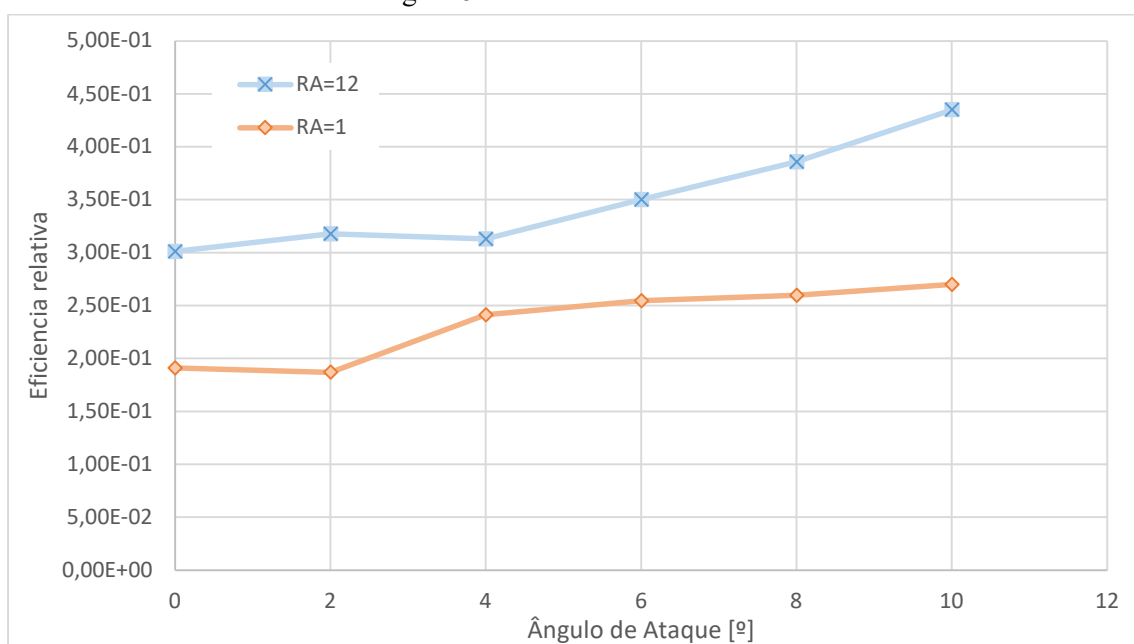


Fonte: Próprio Autor

Observa-se que a curva de coeficiente de sustentação da asa com $RA=12$ tem inclinação maior que a asa com $RA=1,0$ e ambas, como esperado, tem inclinação menor que o respectivo aerofólio que as representam.

Com os valores obtidos nas Figuras 5.22 e 5.23 pode-se calcular as eficiências de cada asa, dada pela Equação 2.14, para cada uma das asas simuladas, o que se pode ser visto na Fig. 5.24. Como esperado a eficiência aerodinâmica da asa com $RA=12$ é superior à da asa com $RA=1,0$.

Figura 5.24. Gráfico de Eficiência



Fonte: Próprio Autor

6 CONCLUSÃO

As simulações de dinâmica dos fluidos, aplicadas a aerofólios e asas, são ferramentas essenciais para o desenvolvimento de projetos aeronáuticos. Com o uso do OpenFOAM como ferramenta de modelamento de escoamentos em diferentes condições geométricas, analisar profundamente os efeitos aerodinâmicos para diferentes razões de aspecto. Esses cenários mostram como a razão de aspecto afeta diretamente a eficiência aerodinâmica, particularmente em termos de sustentação e arrasto.

Com os resultados obtidos, é possível verificar que a asa com RA de 12,0 possui uma eficiência relativa maior que a asa com uma razão de aspecto unitária. Isso se deve a uma aproximação, em relação a asa de envergadura menor, de um aerofólio infinito. A adoção dessas

configurações evidencia uma visão clara na análise dos coeficientes aerodinâmicos em ambos os casos.

O objetivo principal deste presente trabalho, de desenvolvimento de simulações computacionais de escoamento de fluidos foi alcançado. Os resultados obtidos ao longo deste trabalho podem ser utilizados como validação da capacidade do OpenFOAM de realizar simulações de alta acurácia em condições aerodinâmicas, mas também fornecem uma base sólida para a compreensão de como a geometria das asas influencia o comportamento de sustentação e arrasto. A variação dos coeficientes C_L (coeficiente de sustentação) e C_D (coeficiente de arrasto) para diferentes ângulos de ataque foi observada com clareza, possibilitando a análise detalhada de como o aumento no ângulo de ataque influencia a formação de vórtices e o ponto de estol, fatores cruciais para o projeto de aeronaves seguras e eficientes.

O trabalho evidencia que é possível executar simulações tridimensionais para asas no software OpenFOAM®, que surge como uma alternativa viável e de baixo custo. Este método permite otimizar rapidamente o design de asas e aerofólios, ajudando na criação de aeronaves de pequeno porte com desempenho superior. As validações obtidas a partir deste estudo são aplicáveis não apenas para aeronaves de pequeno porte, mas também em outras áreas onde a eficiência aerodinâmica influencia o projeto como um todo, por exemplo, em pás de turbinas eólicas.

Como proposta para trabalhos futuros, sugere-se realizar simulações envolvendo asas com diferentes razões de aspecto e formatos variados, analisando o impacto dessas alterações na aerodinâmica. Estudos adicionais poderiam explorar geometrias mais complexas, contribuindo para a otimização e eficiência de asas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Airfoil Tools. Disponível em: <http://www.airfoiltools.com>. Consultado em 19 de agosto de 2024.
- ANDERSON, J. D. Jr. **Computacional Fluid Dynamics: The Basis With Applications**. 1ª ed. Nova Iorque (EUA): Editora Mc Graw Hill, 1995. ISBN 0-07- 001685-2.
- ANDERSON, J. D. Jr.; **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao voo**. Tradução de Carlos Fernando Rondina Mateus e Francisco Araújo da Costa. 7ª ed. Nova Iorque (EUA): Editora Mc Graw Hill, 2015. ISBN 978-85-805- 5480-9
- ANDERSON, J. D. Jr.; **Fundamentals of Aerodynamics**. 5º ed., McGraw-Hill, New York, 2011. ISBN 978-0-07-339810-5
- CALIXTRATO, M. P. **SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS SOBRE AEROFÓLIOS UTILIZANDO MALHA NÃO-ESTRUTURADA NO OPENFOAM®**. Orientador: Felipe Pamplona Mariano. 2022. 55 f. Projeto Final de Curso (Graduação) – Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Goiás. Goiânia, 2022.
- CAMPOS, P. A. C. **Simulação de escoamentos turbulentos em aerofólios utilizando o OpenFOAM®**. Orientador: Felipe Pamplona Mariano. 2021. 55 f. Projeto Final de Curso (Graduação) – Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Goiás. Goiânia, 2021.
- FERNANDO, Luiz Lopes Rodrigues Silva. **Uma visão geral do pacote CFD OpenFOAM**. Programa de Engenharia Química, COPPE, Universidade Federal do Rio de Janeiro, 2007.
- FORTUNA, A. O. **Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações**. 2ª ed. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2012. ISBN 978-85-314-1373-5
- HOFFMAN, M.J. et al. **Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the NACA 4415 Airfoil**. Dissertação (Relatório Técnico) - Department of Mechanical and Aerospace Engineering, The Ohio State University, Columbus. 1996
- HOLZMANN, T. **Mathematics, Numerics, Derivations and OpenFOAM**. Holzmann CFD, 2019.
- MALISKA, C.R., Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional. 2ª ed. LTC, 2017

McCORMICK, Barnes W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. 1^a ed. New York. Editora John Wiley & Sons, Inc., 1979.

OpenFOAM. Disponível em <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/index.html>. Consultado em 10 de outubro de 2024.

PATANKAR, S. V. **Numerical Heat and Transfer and Fluid Flow**. McGraw-Hill: USA, 1980.

SANTOS, BRUNO LEAL. **Simulações computacionais de escoamentos sobre terrenos planos utilizando o OpenFoam**. Orientador: Felipe Pamplina Mariano. 2022. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação, Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Goiás. Goiânia: 2022.

SPALART, P.R. e ALLMARAS, S.R. **A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, Recherche Aerospaciale**. No. 1, 1994, pp. 5-21.

WHITE, F. M. **Fluids Mechanics**. 6. ed. New York, NY, USA: The McGraw-Hill Companies, 2007. 878 p. ISBN 0072938447/9780072938449.

APÊNDICES

APÊNDICE A - Coordenadas do aerofólio NACA 4415

NACA 4415		
X	Y	Z
1.00000	0.00000	0
0.99893	0.00039	0
0.99572	0.00156	0
0.99039	0.00349	0
0.98296	0.00610	0
0.97347	0.00932	0
0.96194	0.01303	0
0.94844	0.01716	0
0.93301	0.02166	0
0.91573	0.02652	0
0.89668	0.03171	0
0.87592	0.03717	0
0.85355	0.04283	0
0.82967	0.04863	0
0.80438	0.05453	0
0.77779	0.06048	0
0.75000	0.06642	0
0.72114	0.07227	0
0.69134	0.07795	0
0.66072	0.08341	0
0.62941	0.08858	0
0.59755	0.09341	0
0.56526	0.09785	0
0.53270	0.10185	0
0.50000	0.10538	0
0.46730	0.10837	0
0.43474	0.11076	0
0.40245	0.11248	0
0.37059	0.11345	0
0.33928	0.11361	0
0.30866	0.11294	0
0.27886	0.11141	0
0.25000	0.10903	0
0.22221	0.10584	0
0.19562	0.10190	0
0.17033	0.09726	0
0.14645	0.09195	0
0.12408	0.08607	0
0.10332	0.07970	0
0.08427	0.07283	0
0.06699	0.06541	0
0.05156	0.05753	0

0.03806	0.04937	0
0.02653	0.04118	0
0.01704	0.03303	0
0.00961	0.02489	0
0.00428	0.01654	0
0.00107	0.00825	0
0.00000	0.00075	0
0.00107	-0.00566	0
0.00428	-0.01102	0
0.00961	-0.01590	0
0.01704	-0.02061	0
0.02653	-0.02502	0
0.03806	-0.02915	0
0.05156	-0.03281	0
0.06699	-0.03582	0
0.08427	-0.03817	0
0.10332	-0.03991	0
0.12408	-0.04106	0
0.14645	-0.04166	0
0.17033	-0.04177	0
0.19562	-0.04147	0
0.22221	-0.04078	0
0.25000	-0.03974	0
0.27886	-0.03845	0
0.30866	-0.03700	0
0.33928	-0.03547	0
0.37059	-0.03390	0
0.40245	-0.03229	0
0.43474	-0.03063	0
0.46730	-0.02891	0
0.50000	-0.02713	0
0.53270	-0.02529	0
0.56526	-0.02340	0
0.59755	-0.02149	0
0.62941	-0.01958	0
0.66072	-0.01772	0
0.69134	-0.01596	0
0.72114	-0.01430	0
0.75000	-0.01277	0
0.77779	-0.01136	0
0.80438	-0.01006	0
0.82967	-0.00886	0
0.85355	-0.00775	0
0.87592	-0.00674	0
0.89668	-0.00583	0
0.91573	-0.00502	0
0.93301	-0.00431	0

0.94844	-0.00364	0
0.96194	-0.00297	0
0.97347	-0.00227	0
0.98296	-0.00156	0
0.99039	-0.00092	0
0.99572	-0.00042	0
0.99893	-0.00011	0
1	0.00000	0
1	0	0

ANEXOS

ANEXO A - nut

```
/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\ / O p e r a t i o n | Website: https://openfoam.org
\\ / A n d | Version: 7
\\ \ M a n i p u l a t i o n |
\*-----*/

FoamFile
{
    version 2.0;
    format ascii;
    class volScalarField;
    location "0";
    object nut;
}

// ***** //

dimensions [0 2 -1 0 0 0];

internalField uniform 1.72521e-06;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type zeroGradient;
    }
    outlet
    {
        type zeroGradient;
    }
}
```

```
fixedWalls
{
    type    zeroGradient;
}
stl
{
    type    zeroGradient;
}
}

// ***** //
```

ANEXO B - nuTilda

```

/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\ / F i e l d   | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\ / O p e r a t i o n   | Website: https://openfoam.org
\\ / A n d       | Version: 7
\\ W   M a n i p u l a t i o n   |
\*-----*/

FoamFile
{
  version 2.0;
  format  ascii;
  class   volScalarField;
  location "0";
  object  nuTilda;
}

// ***** //

dimensions  [0 2 -1 0 0 0];

internalField  uniform 6.665e-06;

boundaryField
{
  inlet
  {
    type    zeroGradient;
  }
  outlet
  {
    type    zeroGradient;
  }
}

```

```
fixedWalls
{
    type    zeroGradient;
}
stl
{
    type    zeroGradient;
}
}

// ***** //
```

ANEXO C - P

```

/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\ / F i e l d   | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\ / O p e r a t i o n   | Website: https://openfoam.org
\\ / A n d   | Version: 7
\\ W   M a n i p u l a t i o n   |
\*-----*/

FoamFile
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      volScalarField;
    location   "0";
    object     p;
}

// ***** //

dimensions   [0 2 -2 0 0 0];

internalField uniform 0;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type    zeroGradient;
    }
    outlet
    {
        type    fixedValue;
        value   uniform 0.0;
    }
}

```

```
}  
  
fixedWalls  
{  
    type    zeroGradient;  
}  
stl  
{  
    type    zeroGradient;  
}  
}  
  
// ***** //  

```

ANEXO D - U

```

/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\ / F i e l d   | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\ / O p e r a t i o n   | Website: https://openfoam.org
\\ / A n d       | Version: 7
\\ W M a n i p u l a t i o n   |
/*-----*/

FoamFile
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      volVectorField;
    location   "0";
    object     U;
}

// ***** //

dimensions   [0 1 -1 0 0 0];

//UX 0.984808
//UY 0.173648

internalField uniform (0.99027 0.13917 0.0);

boundaryField
{
    inlet
    {
        type                freestream;
        freestreamValue     uniform (0.984808 0.173648 0.0);
        value                uniform (0.984808 0.173648 0.0);
    }
}

```

```
}
outlet
{
  type      zeroGradient;
}

fixedWalls
{
  type      freestream;
  freestreamValue  uniform (0.984808 0.173648 0.0);
  value     uniform (0.984808 0.173648 0.0);
}
stl
{
  type      noSlip;
}
}

// ***** //
```

ANEXO E - transportProperties

```
/*-----*- C++ -*-----*\
|=====|
|\ / Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
|\ / Operation | Version: 5 |
|\ / And | Web: www.OpenFOAM.org |
|\ / Manipulation |
\*-----*/
```

FoamFile

```
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class dictionary;
  location "constant";
  object transportProperties;
}
// ***** //
```

transportModel Newtonian;

rho [1 -3 0 0 0 0] 1;

nu [0 2 -1 0 0 0] 1.333e-06;

```
// ***** //
```

ANEXO F - turbulenceProperties

```

/*-----*- C++ -*-----*\
|=====          |          |
|\  / F ield      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
|\  / O peration  | Version: 5                          |
| \ / A nd        | Web:   www.OpenFOAM.org              |
| \ / M anipulation |          |
\*-----*/

FoamFile
{
    version 2.0;
    format  ascii;
    class  dictionary;
    location "constant";
    object  turbulenceProperties;
}

// ***** //

simulationType RAS;

RAS
{
    RASModel SpalartAllmaras;

    turbulence on;

    printCoeffs on;
}

// ***** //

```

ANEXO G - blockMeshDict

```

/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\ / F i e l d   | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\ / O p e r a t i o n   | Website: https://openfoam.org
\\ / A n d       | Version: 7
\\ W M a n i p u l a t i o n   |
\*-----*/

FoamFile
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      dictionary;
    object     blockMeshDict;
}

// *****

scale 1;

vertices
(
    (0.0 0.0 0.0) //0
    (8.0 0.0 0.0) //1
    (8.0 3.0 0.0) //2
    (0.0 3.0 0.0) //3
    (0.0 0.0 5.0) //4
    (8.0 0.0 5.0) //5
    (8.0 3.0 5.0) //6
    (0.0 3.0 5.0) //7
);

blocks

```

```
(  
  hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (100 100 100) simpleGrading (1 1 1) //0  
);
```

edges

```
(  
);
```

boundary

```
(  
  outlet  
  {  
    type wall;  
    faces  
    (  
      (1 2 6 5)  
    );  
  }  
);
```

inlet

```
{  
  type wall;  
  faces  
  (  
    (0 3 7 4)  
  );  
}
```

fixedWalls

```
{  
  type wall;
```

```
faces
(
  (0 1 5 4) //frente
  (3 2 6 7) //tras
  (0 1 2 3) //baixo
  (4 5 6 7) //cima
);
}

);

mergePatchPairs
(
);

// ***** //
```

ANEXO H - controlDict

```

/*-----*- C++ -*-----*\
|=====|
|\ / Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
|\ / Operation | Version: 5 |
|\ / And | Web: www.OpenFOAM.org |
|\ / Manipulation |
\*-----*/

FoamFile
{
    version 2.0;
    format ascii;
    class dictionary;
    location "system";
    object controlDict;
}

// ***** //

application simpleFoam;

startFrom startTime;

startTime 0;

stopAt endTime;

endTime 1000;

deltaT 1;

writeControl adjustableRunTime;

```

```
writeInterval 100;
```

```
purgeWrite 0;
```

```
writeFormat ascii;
```

```
writePrecision 6;
```

```
writeCompression off;
```

```
timeFormat general;
```

```
timePrecision 6;
```

```
runTimeModifiable true;
```

```
functions
```

```
{
```

```
  forces
```

```
  {
```

```
    type forceCoeffs;
```

```
    libs ("libforces.so");
```

```
    writeControl timeStep;
```

```
    writeInterval 1;
```

```
  patches
```

```
  (
```

```
    stl1
```

```
  );
```

```
  log true;
```

```
  rho rhoInf;
```

```
  rhoInf 1.0;
```

```
CofR    (0 0 0.75);  
liftDir (-0.173648 0.984808 0);  
dragDir (0.984808 0.173648 0.0);  
pitchAxis (0 0 -1);  
magUInf  1.0;  
lRef     1.0;  
Aref     1.0;  
}  
}
```

```
// ***** //  
// ***** //
```

ANEXO I - snappyHexMesh

```
/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\ / O p e r a t i o n | Website: https://openfoam.org
\\ / A n d | Version: 8
\\ W M a n i p u l a t i o n |
\*-----*/

FoamFile
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class dictionary;
  object snappyHexMeshDict;
}

// ***** //

castellatedMesh true;

snap true;

addLayers false;

geometry
{
  naca4415.stl
  {
    type triSurfaceMesh;
    name stl1; //patch name
  }
  refineHole
  {
    type searchableSphere;
```

```
    centre (0 0 -0.012);
    radius 0.003;
}
};
castellatedMeshControls
{
    maxLocalCells 100000;
    maxGlobalCells 2000000;
    minRefinementCells 0;
    maxLoadUnbalance 0.10;
    nCellsBetweenLevels 3;
    features
    (
        {
            file "naca4415.eMesh";
            level 0;
        }
    );
    refinementSurfaces
    {
        stl1
        {
            // Surface-wise min and max refinement level
            level (2 2);
        }
    }

    resolveFeatureAngle 30;
    planarAngle 30;
    refinementRegions
    {
        refineHole
        {
```

```
    mode inside;
    levels ((1 0));
  }
}
locationInMesh (0.5 0.5 0.5); // Inside point
}
snapControls
{
  nSmoothPatch 3;
  tolerance 1.0;
  nSolveIter 300;
  nRelaxIter 5;
  nFeatureSnapIter 10;
  implicitFeatureSnap false;
  explicitFeatureSnap true;
  multiRegionFeatureSnap false;
}
addLayersControls
{
  relativeSizes true;
  expansionRatio 1.2;
  finalLayerThickness 0.5;
  minThickness 0.1;
  layers
  {
    stlSurface
    {
      nSurfaceLayers 4;
    }
    bottom
    {
      nSurfaceLayers 4;
    }
  }
}
```

```

}
nGrow 0;
featureAngle 130;
nRelaxIter 5;
nSmoothSurfaceNormals 1;
nSmoothNormals 3;
nSmoothThickness 10;
maxFaceThicknessRatio 0.5;
maxThicknessToMedialRatio 0.3;
minMedianAxisAngle 90;
nBufferCellsNoExtrude 0;
nLayerIter 50;
nRelaxedIter 20;
}
meshQualityControls
{
#include "meshQualityDict"
relaxed
{
maxNonOrtho 75;
}
nSmoothScale 4;

errorRedution 0.75;
}
(
scalarLevels // write volScalarField with cellLevel for postprocessing
layerSets // write cellSets, faceSets of faces in layer
layerFields // write volScalarField for layer coverage
);
mergeTolerance 1E-6;

// ***** //

```