



UNIVERSIDADE FEDERAL DO OESTE DA BAHIA
CENTRO MULTIDISCIPLINAR DE BOM JESUS DA LAPA
ENGENHARIA MECÂNICA

EDUARDO PINHEIRO DOS SANTOS

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE ASA DE AERONAVE NÃO TRIPULADA
UTILIZANDO FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL.**

Bom Jesus da Lapa – BA

2021

EDUARDO PINHEIRO DOS SANTOS

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE ASA DE AERONAVE NÃO TRIPULADA
UTILIZANDO FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL**

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao curso de engenharia mecânica da Universidade Federal Do Oeste da Bahia como requisito parcial e final para a obtenção da aprovação no componente curricular LAP2048 – Trabalho de Conclusão de Curso.

Orientador: Prof. Me. Luiz Justino da Silva Junior

Bom Jesus da Lapa - BA

2021

EDUARDO PINHEIRO DOS SANTOS

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE ASA DE AERONAVE NÃO TRIPULADA
UTILIZANDO FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL.**

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao curso de engenharia mecânica da Universidade Federal Do Oeste da Bahia como requisito parcial e final para a obtenção da aprovação no componente curricular LAP2048 –Trabalho de Conclusão de Curso.

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou este Projeto:

Prof. Me. Luiz Justino da Silva Junior, Presidente

Universidade Federal do Oeste da Bahia

Prof. Me. Filipi Marques de Souza

Universidade Federal do Oeste da Bahia

Prof. Dr. André Issao Sato

Universidade Federal do Oeste da Bahia

Bom Jesus da Lapa - BA

2021

AGRADECIMENTOS

Agradeço a minha família por todo apoio e por acreditarem em mim nessa jornada longa e desafiadora. Ao meu tio Fabiano e a minha tia Erivelma por todos os conselhos e dedicação que tiveram por mim. Ao meu tio Dimas por iluminar muitos dos meus dias com sua alegria. Aos meus pais por proverem os meios necessários para que eu pudesse me dedicar somente aos estudos. E as minhas falecidas avós por quem eu nutri todo o amor do mundo.

Agradeço a minha então noiva, Cintya Nunes dos Santos, pela compreensão e pela paciência por todos esses anos. Por me acalmar e ser meu porto seguro em dias de tormenta através desses tempos nem sempre tão fáceis. Seu apoio foi fundamental para que eu conseguisse concluir essa etapa a minha vida.

Aos meus amigos pessoais, que fiz dentro da faculdade e aos que eu já tinha fora dela, pelo apoio e compreensão. Pelos muitos conselhos e por colocarem expectativas positivas nessa minha jornada.

Agradeço a todos os meus professores pelos conhecimentos passados, por terem sido grandes amigos e por sempre estarem dispostos a ajudar. Agradeço principalmente pelo cuidado, atenção, dedicação e por sempre me incentivarem a fazer o meu melhor. Estarão sempre presentes nas minhas boas histórias e lembranças.

Agradeço ao meu orientador, Luiz Justino da Silva Junior, pela orientação passada e pelos conhecimentos compartilhados e por me apresentar essa área fascinante do conhecimento.

Agradeço a equipe da Power Jr. com quem passei dois anos da minha vida acadêmica e com quem aprendi e desenvolvi conhecimentos voltados a área de cultura empresarial e que levarei para a vida inteira.

Agradeço ao colegiado de engenharia mecânica por ceder o laboratório de metalografia e o computador do laboratório para que fossem realizados os estudos numéricos.

Por fim, agradeço a toda equipe de funcionários da UFOB, desde o pessoal da vigilância, biblioteca, limpeza, até o pessoal responsável pelos assuntos estudantis. Agradeço pela simpatia e por terem sido grande companheiros.

RESUMO

SANTOS, Eduardo Pinheiro. Análise Aerodinâmica de Asa de Aeronave Não Tripulada Utilizando Fluidodinâmica Computacional. 70 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Oeste da Bahia. Bom Jesus da Lapa - BA, 2021.

O estudo da aviação (em particular, da aerodinâmica) vêm passando por constante evolução e aprimoramento em suas técnicas de análise e desenvolvimento de novas tecnologias. Para fomentar o interesse das novas gerações pelas ciências aeronáuticas, foi criada nos Estados Unidos da América a competição SAE *AeroDesign*. O projeto de *aerodesign* da Universidade Federal do Oeste da Bahia, o Aero Chico, adotou asas do tipo reto trapezoidal em substituição as asas retangulares anteriormente utilizadas. Com a substituição na configuração das asas buscou-se melhorar o desempenho do aeromodelo em voo devido as supostas melhores características aerodinâmicas como, coeficiente de arrasto e sustentação e eficiência aerodinâmica, da asa reto trapezoidal em relação a asa retangular. Com isso, este trabalho se propôs a analisar e desenvolver um estudo comparativo acerca da performance da asa retangular que utiliza o perfil aerodinâmico (aerofólio) do tipo Eppler 423 em relação asa reto trapezoidal de mesmo perfil, com o objetivo final de comparar as capacidades aerodinâmicas das asas supracitadas e demonstrar, quantitativamente, as diferenças entre as capacidades das distintas configurações e se a troca de modelo feita pela equipe se justifica em termos de ganhos aerodinâmicos. Para desenvolver o presente estudo foi necessário a familiarização com o projeto SAE *AeroDesign* e com as teorias aerodinâmicas. Todo o desenvolvimento do estudo foi feito através do software ANSYS CFX que utiliza a fluidodinâmica computacional (Computational Fluid Dynamics – CFD) como técnica de resolução do problema fluidodinâmico para a solução de problemas. Ao fim do estudo, observou-se um ganho de 6% nos valores de coeficiente de sustentação e eficiência aerodinâmica. Para o coeficiente de arrasto não houve variação significativa.

Palavras Chave: CFD. Perfil aerodinâmico. Asa. Coeficientes aerodinâmicos. SAE AeroDesign.

ABSTRACT

SANTOS, Eduardo Pinheiro. Aerodynamic Analysis of an Unmanned Aircraft Wing Using Computational Fluid Dynamics. 70 p. Course Conclusion Paper - Mechanical Engineering Course, Universidade Federal do Oeste da Bahia. Bom Jesus da Lapa - BA, 2021.

The study of aviation (aerodynamics in particular) has been undergoing constant evolution and improvement in its analysis techniques and development of new technologies. To encourage the interest of new generations in aeronautical sciences, the SAE AeroDesign competition was created in the United States of America. The aeromodelling project of the Universidade Federal do Oeste da Bahia, the Aero Chico, adopted straight trapezoidal wings to replace the rectangular wings previously used. With the substitution in the configuration of the wings it was sought to improve the performance of the model in flight due to the supposed better aerodynamic characteristics such as drag coefficient and lift and aerodynamic efficiency of the straight trapezoidal wing in relation to the rectangular wing. With this, this work proposed to analyze and to develop a comparative study about the performance of the rectangular wing that uses the aerodynamic profile (airfoil) of the Eppler 423 type in relation to the straight trapezoidal wing of the same profile, with the final objective of comparing the aerodynamic capabilities of the aforementioned wings and to demonstrate, quantitatively, the differences between the capabilities of the different configurations and if the model change made by the team is justified in terms of aerodynamic gains. To develop this study it was necessary to become familiar with the SAE AeroDesign project and with the aerodynamic theories. The entire development of the study was done through the ANSYS CFX software, which uses Computational Fluid Dynamics (CFD) as a technique for solving fluid dynamic problems. At the end of the study, a 6% gain was observed in the coefficient of lift and aerodynamic efficiency values. For the drag coefficient there was no significant variation.

Key Words: CFD. Aerodynamic profile. Wing. Aerodynamic coefficients. SAE AeroDesign.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Aeromodelo da equipe Aero Chico.	17
Figura 2 - Camadas limite (laminar e turbulenta) sobre placa plana submetida a escoamento externo.	24
Figura 3 – Distribuição das forças devidas as pressões em função da curvatura das superfícies	25
Figura 4 - As quatro forças aerodinâmicas: sustentação (Lift), peso (Weight), arrasto (Drag) e empuxo (Thrust).	26
Figura 5 – Perfil aerodinâmico.	29
Figura 6 – Eficiência aerodinâmica x ângulo de ataque.	30
Figura 7 – (a) Malha estruturada (b) Malha não estruturada.	33
Figura 8 – Perfil Aerodinâmico Eppler 423.	43
Figura 9 – Asa retangular.	43
Figura 10 – Domínio asa retangular.	44
Figura 11 – Volume correspondente a asa retangular no interior do domínio.	44
Figura 12 – Regiões de refino de malha para a asa retangular.	45
Figura 13 – Asa Reto Trapezoidal.	45
Figura 14 - Domínio asa reto trapezoidal.	46
Figura 15 – Regiões de refino de malha asa reto trapezoidal.	46
Figura 16 – Discretização do domínio (Vista superficial).	51
Figura 17 – Região de refino de malha.	51
Figura 18 – Discretização do domínio (visão volumétrica) para (a) asa retangular e (b) asa reto trapezoidal.	52
Figura 19 - Discretização local da região do domínio referente a asa reto trapezoidal.	52
Figura 20 – Métrica de qualidade de malhas.	53
Figura 21 – Fronteiras e condições de contorno.	56
Figura 22 – Asa reto trapezoidal: (a) Campo de velocidade (b) Campo de pressão.	58
Figura 23 - (a) Campo de velocidade (b) Campo de pressão.	59
Figura 24 – Asa reto trapezoidal: (a) Variação da pressão no extradorso da asa (b) Variação da pressão no intradorso da asa.	60
Figura 25 – Asa Retangular: (a) Variação da pressão no extradorso da asa (b) Variação da pressão no intradorso da asa.	60

Figura 26 – Vortices de ponta de asa. (a) retangular (b) reto trapezoidal.....	61
Figura 27 – Distribuição da força de sustentação asa reto trapezoidal.....	62
Figura 28 - Variação da velocidade ao longo do domínio. (a) asa retangular (b) asa reto trapezoidal.	63
Figura 29 – Coeficiente de arrasto (CD) x ângulo de ataque (α).....	64
Figura 30 – Coeficiente de sustentação (CL) x ângulo de ataque (α).....	65
Figura 31 – Eficiência aerodinâmica (CL/CD) x ângulo de ataque (α).	65
Figura 32 - CL x α (perfil aerodinâmico).....	66
Figura 33 - CL/CD x α (perfil aerodinâmico).	66

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Estágios do Código CFX.....	19
Quadro 2 - Setup Computacional Pessoal.	41
Quadro 3 – Setup computacional computador UFOB.	41

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Especificações de malha.	47
Tabela 2 – Métricas de malha.	48
Tabela 3 – Dados de pressão e forças locais e absolutas.	49
Tabela 4 - Características do problema físico.....	53

LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1 – Equação de transporte.....	20
Equação 2 – (a) Equação de Interpolação (b) Derivada da Equação de interpolação.....	21
Equação 3 – Força de arrasto.....	27
Equação 4 – Força de sustentação.....	28
Equação 5 – (a) Coeficiente de arrasto (b) coeficiente de sustentação.....	28
Equação 6 – (a) Coeficiente de arrasto de atrito (b) Coeficiente de arrasto de pressão.....	28
Equação 7 – Conservação de massa.....	34
Equação 8 – Equação da continuidade em coordenadas cartesianas.....	35
Equação 9 – Conservação do momento.....	35
Equação 10 – Tensor de tensão viscosa.....	35
Equação 11 - Tensor de tensão normal.....	35
Equação 12.a - Conservação do momento em coordenadas cartesianas na direção x.....	36
Equação 12.b - Conservação do momento em coordenadas cartesianas na direção y.....	36
Equação 12.c - Conservação do momento em coordenadas cartesianas na direção z.....	36
Equação 13.a – Equação de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas na direção x.....	36
Equação 13.b - Equação de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas na direção y.....	36
Equação 13.c - Equação de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas na direção z.....	36
Equação 14 – Equação de Navier-Stokes para escoamento incompressível e isotérmico.....	36
Equação 15 – Equação de Navier-Stokes aplicadas as simplificações.....	36
Equação 16 – Equação de Reynolds.....	37
Equação 17 – Equação de decomposição.....	38
Equação 18.a - Energia cinética turbulenta k	39
Equação 18.b - Taxa de dissipação de turbulência ω	39
Equação 19.a – Difusividade efetiva de k	39
Equação 19.b - Difusividade efetiva de ω	39
Equação 20 – Viscosidade turbulenta.....	40
Equação 21 – Produção de turbulência viscosa.....	40
Equação 22 – Termo derivativo da difusão cruzada.....	40
Equação 23 – Função de mistura.....	40
Equação 24 – Termo da Função de mistura.....	40
Equação 25 – Equação da Mistura.....	40

LISTA DE SÍMBOLOS

- κ – Energia cinética turbulenta
- ε – Taxa de dissipação turbulenta
- ω – taxa de dissipação específica
- Φ - Escalar genérico
- ρ - Massa específica do fluido
- t - Tempo
- Γ - Coeficiente difusivo
- S - Termo fonte
- u, v e w - Componentes do vetor velocidade
- C_D – Coeficiente de arrasto
- C_L – Coeficiente de sustentação
- F_D – Força de arrasto
- F_L – Força de sustentação
- D_ω – Termo derivativo da difusão cruzada
- μ_t - Viscosidade turbulenta
- P - Produção de turbulência viscosa
- F_1 – Função de mistura
- Φ_1 – Coeficiente Interior
- Φ_2 – Coeficiente exterior
- Φ_3 – Coeficiente produto da mistura entre Φ_1 e Φ_2
- $\sigma_{\omega 3}, \sigma_{k3}$ – Coeficientes para Prandtl
- $C_\mu, \alpha_1, \alpha_2, \beta_1, \beta_2, \sigma_{k1}, \sigma_{k2}, \sigma_{\omega 1}, \sigma_{\omega 2}$ – Constantes.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
2	REFERENCIAL TEÓRICO	18
2.1	Fluidodinâmica Computacional	18
2.1.1	Software Ansys - Cfx	19
2.1.2	Método dos volumes Finitos	20
2.1.3	Acoplamento Pressão-Velocidade	21
2.1.4	Coupled Solver	22
2.2	Escoamento externo	22
2.2.1	Escoamento sobre placas planas.....	23
2.2.2	Escoamento Sobre Asas.....	25
2.3	Forças aerodinâmicas	25
2.3.1	Arrasto	27
2.3.2	Sustentação	27
2.3.3	Coefficientes de arrasto e pressão.....	28
2.4	Perfil aerodinâmico	29
2.5	Asa.....	31
2.6	Malha ou discretização do domínio físico.....	32
2.6.1	Malhas estruturadas e não estruturadas	33
2.7	Equações Governantes	34
2.7.1	Conservação de massa e equação da continuidade	34
2.7.2	Conservação do momento e equações de Navier-Stokes	35
2.7.3	Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS).....	37
2.7.4	O modelo k- ω SST	38

3	METODOLOGIA	41
3.1	Método de pesquisa	41
3.2	Ferramentas utilizadas	41
3.3	Etapas da simulação computacional.....	42
3.3.1	Pré-processamento.....	42
3.3.1.1	Definição da geometria na região de interesse.....	42
3.3.1.2	Geração da Malha.....	47
3.3.1.3	Convergência de Malha	47
3.3.1.4	Condições de contorno	54
3.3.1.5	Critérios de convergência	56
3.3.2	Processamento	57
3.3.3	Pós-processamento	57
4	RESULTADOS	57
5	CONCLUSÕES	67
7	RECOMENDAÇÕES DE TRABALHOS FUTUROS	68
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	69

1 INTRODUÇÃO

As ciências aeronáuticas se desenvolvem no sentido de tornar os voos sempre mais seguros e econômicos. A grande revolução tracionada pela indústria aeronáutica e o advento da aeronave, trouxe inúmeros benefícios a sociedade contemporânea, dos quais somos todos beneficiários, direta ou indiretamente. Segundo a Associação Brasileira das Empresas Aéreas – ABEAR (2020) a aviação tem grande importância em diversos setores da sociedade, impactando-a com: geração de emprego e renda, apoio ao turismo e negócios locais, estimula investimentos e comércio internacional, contribuição para o desenvolvimento sustentável, conecta comunidades remotas e facilita a ajuda humanitária e o atendimento a emergência; tornando-nos fortemente dependentes da indústria aeronáutica.

Essa ciência fascina todos os tipos de pessoas, desde leigos até profissionais da engenharia, e sendo um campo que não pode parar de se desenvolver, é prudente pensar que sempre haverá algum meio de incentivo para que as pessoas se coloquem perante os recorrentes desafios da aviação. Um desses incentivos é a competição SAE AeroDesign.

A competição SAE AeroDesign foi criada em 1986, nos Estados Unidos, com o objetivo de incentivar a busca pelo conhecimento voltado a aviação e as ciências aeronáuticas. Para isso, o projeto promove uma competição entre estudantes de cursos de engenharia que consiste no desenvolvimento de uma aeronave, não tripulada e radio controlada, funcional e que seja capaz de cumprir determinados requisitos em voo, respeitando os padrões de projeto exigidos pela organização da competição. A disputa é feita entre as equipes formadas pelos estudantes e que representam as suas respectivas instituições de ensino superior.

Segundo o site da SAE BRASIL AeroDesign (2020), anualmente os competidores são desafiados com problemas reais enfrentados pela indústria aeronáutica como por exemplo, otimização multidisciplinar para atendimento de requisitos conflitantes, redução de peso através de otimização estrutural, instrumentação e ensaios em voo dos protótipos, entre outros. As equipes são avaliadas por engenheiros e profissionais da indústria aeronáutica, nos quesitos de projeto e competição de voo. As avaliações de projeto são realizadas comparativamente sobre o aspecto construtivo, enquanto que a competição de voo é avaliada pela performance das aeronaves em voo. A competição SAE AeroDesign é uma janela de oportunidades de aprendizado, desenvolvimento acadêmico e profissional, bem como de visibilidade, visto que a competição é assistida de perto por profissional da engenharia aeronáutica que muitas vezes estão presentes representando suas empresas atuantes no ramo. É também muito difundida e

comentada no meio acadêmico, tendo cobertura midiática realizada por meios de comunicação de circulação voltada tanto para a academia quanto para o meio profissional da engenharia aeronáutica. Dessa forma, as equipes em destaque irão gerar visibilidade para sua instituição de ensino superior além de possíveis oportunidades aos seus integrantes na indústria aeronáutica.

Para que o objetivo da competição seja alcançado com sucesso, os componentes da aeronave devem ser meticulosamente projetados e há uma atenção especial voltada a concepção do perfil aerodinâmico e das asas. O projeto do perfil deve levar em conta diversos fatores que irão influenciar o desempenho da aeronave em voo, como citado por Resende (2004, p. 380):

As asas das aeronaves de transporte são projetadas para atender a um conjunto requisitos técnicos multidisciplinares que abrangem desempenho aerodinâmico, propulsão, estabilidade e controle, peso, estruturas, aeroelasticidade, sistemas, técnicas de produção, etc.

O principal componente a ser estudado no âmbito da aerodinâmica é a asa. Este é o componente que de fato irá fazer com que a aeronave levante voo e se mantenha no ar. Para que todo o processo ocorra de forma infalível, as asas precisam ser projetadas com o máximo de informações acerca do escoamento do ar sobre sua geometria, principalmente sobre os campos de pressão e de velocidades. Para isso é necessária uma investigação experimental ou numérica do componente em determinadas condições de voo.

Segundo Çengel e Cimbala (2007) os procedimentos experimentais têm a característica de serem caros, demorados e de difícil construção e implementação, e por esses motivos é que se faz uso do método numérico para testar os componentes. Dessa forma, recorre-se aos métodos experimentais apenas para validar o que foi demonstrado numericamente, reduzindo-se o tempo e o dispêndio econômico para realizar os testes dos componentes.

Na indústria, os testes computacionais são realizados e posteriormente é confeccionado um protótipo do componente real para o teste e validação experimental. Os testes computacionais se mostraram capazes de prever comportamentos não previstos na fase de projetos e verificados posteriormente nos testes experimentais em túnel de vento.

Desde que a competição chegou em território nacional, diversos trabalhos foram e ainda são desenvolvidos no sentido de avaliar as aeronaves e seus componentes através da ferramenta computacional, pelas diversas vantagens já citadas. Camargo (2017) utilizou o software Ansys, módulo Fluent, para solucionar o escoamento através do aerofólio EPPLER 452, a partir de condições de contorno previamente determinadas e da variação do ângulo de ataque do perfil, a fim de otimizar o projeto MasBóh aerodesign, projeto de aeromodelismo da

Fahor – Universidade Horizontina. Kurcewicz (2017), através de algoritmos evolutivos (ou, genéticos) realizou a otimização de dois perfis aerodinâmicos distintos e propôs uma comparação entre os perfis otimizados para avaliar o impacto da otimização nos perfis. Do mesmo modo é possível citar os trabalhos de Vegini-Lioi, Vieira e Camargo (2018) que utilizaram os softwares SU2 e XFLR5 para realizarem as simulações e encontrar a distribuição de velocidade, número de Mach e pressão, variando o ângulo de ataque em 3° , para ao final determinar o perfil aerodinâmico que melhor atendia as necessidades da sustentação.

Seguindo nessa linha de estudos através da análise computacional, este trabalho teve como objetivo promover uma investigação de natureza numérica/computacional utilizando as técnicas da fluidodinâmica computacional (FDC ou, da sigla em inglês, CFD - Computational Fluid Dynamics), através do software Ansys CFX licenciado acerca da asa do protótipo da equipe de competição Aero Chico; validar os resultados obtidos pelo método numérico através do confronto entre os dados colhidos nas simulações e a literatura especializada; realizar comparações entre as variáveis quantitativas com dados derivados das análises feitas utilizando as duas configurações de asas propostas.

Objetiva-se também a comparação dos resultados com dados numéricos obtidos através da simulação com o perfil aerodinâmico com corda de mesmo comprimento. Após o processo de tratamento de dados, foram identificados diferenças e ganhos de performance obtidos através da adoção da geometria reto trapezoidal. Para que o objetivo geral fosse alcançado, foi necessário estabelecer e cumprir alguns objetivos em específico. São eles:

- Estudo da fluidodinâmica computacional, sendo o fluido o ar atmosférico;
- Compreensão do método numérico dos volumes finitos;
- Estudo numérico do perfil aerodinâmico da asa através do software XFRL5;
- Desenvolvimento de método para avaliar a independência de malha;
- Realização do estudo de independência de malha;
- Simulação do modelo utilizando a asa retangular;
- Simulação do modelo utilizando a asa reto trapezoidal;
- Tratamento dos dados;
- Análise dos coeficientes aerodinâmicos;
- Avaliação qualitativa da distribuição de velocidade e pressão ao redor da asa;
- Confronto entre os dados quantitativos obtidos nas simulações com os dois modelos de asa;

- Confronto entre os dados quantitativos obtidos do perfil aerodinâmico Eppler 423 (corda de 0,49 metros) e da asa reto trapezoidal.

A mudança na geometria da asa irá influenciar no desempenho da aeronave, visto que este é dependente direto das características aerodinâmicas, que por sua vez são fortemente influenciadas pelo design do perfil das asas. (RESENDE, 2004).

Para fins de investigação, foi utilizado o protótipo da equipe de AeroDesign da Universidade Federal do Oeste da Bahia (UFOB) do campus de Bom Jesus da Lapa, denominada Aero Chico (Figura 1).

Figura 1 – Protótipo do aeromodelo da equipe Aero Chico.



Fonte: Imagem retirada do Instagram (Disponível em <https://www.instagram.com/>)

No ano de 2019, a equipe garantiu a quinta colocação no torneio de acesso, classificando-se para a competição nacional SAE BRASIL para o ano de 2020. As asas do aeromodelo são do tipo reto trapezoidal e utilizam com o perfil EPPLER 423 que, segundo os membros da equipe responsáveis pelo componente, sua escolha foi baseada em sua característica de gerar maior eficiência aerodinâmica, bem como em particularidades relativas à construção e adequação a modalidade de competição na qual a equipe estaria inserida.

O Aero Chico teve seu perfil aerodinâmico testado pelo software XFRL5, que é amplamente utilizado para avaliações de perfis (asa infinita). As propriedades do escoamento externo de fluido devem ser testadas por um software de simulação 3D para que se possa ter uma avaliação mais próxima da realidade. Nas palavras de Zart, Luz e Schinestzki (2017, v. 2 p. 9), “A dinâmica dos fluidos computacional é uma área da engenharia que se propõe a resolver problemas envolvendo escoamento de fluidos e transferência de calor e massa através de

métodos numéricos.”. Com o auxílio dessa ferramenta computacional é possível prever – Com certo grau de precisão – o comportamento do fluido quando este escoar sobre as asas de uma aeronave além de uma considerável redução nos custos de projeto e nas quantidades de testes experimentais, como descrito no texto de Maliska (1995, p. 3):

No projeto de aviões, por exemplo, o uso de técnicas numéricas diminuiu, sensivelmente, o trabalho de laboratório. Atualmente, as grandes companhias já utilizam o computador em larga escala, inclusive revolucionando o projeto em detalhes, o que não seria possível com o uso do túnel de vento apenas.

De acordo com o site da SAE BRASIL *Aerodesign* (2020), com o passar dos anos as aeronaves sofreram um salto de qualidade e tudo indica que o padrão de evolução irá continuar pelos próximos anos da competição. Este trabalho se apresenta como um grande aliado no processo de evolução da aeronave da equipe Aero Chico, oferecendo uma base sólida para que auxilie a equipe na tomada de decisões estratégicas acerca de seu novo tipo de asa.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

As ciências fluidodinâmicas somada ao cálculo numérico geram um dos ramos mais úteis e complexos da engenharia. A capacidade de resolver problemas de altíssima complexidade sem que se construa o modelo físico é acompanhado da necessidade de boa compreensão dos fenômenos em análise para que se possa ter a capacidade de entender aquilo que se apresenta nos dados obtidos. O estudo das ciências aerodinâmicas esclarece o que ocorre quando existe interação fluido-estrutura. O cálculo numérico nos elucidar sobre a solução de um modelo computacional. A compreensão dos modelos de turbulência, volumes finitos e modelagem computacional é indispensável para entender as possibilidades e limitações dessa ciência. (ÇENGEL E CIMBALA 2012)

2.1 Fluidodinâmica Computacional

A fluidodinâmica computacional é um ramo pertencente a ciência da mecânica dos fluidos a qual se atribuiu diversas definições. Segundo Versteeg e Malalasekera (2007, p. 1), “CFD é a análise de sistemas envolvendo fluxo de fluido, transferência de calor e fenômenos associados, como reações químicas por meio de simulação baseada em computador”. Mitre (2018) expande a definição do que é FDC da seguinte maneira: “Conjunto das técnicas numéricas para obter a solução de equações matemáticas que descrevem um problema de interesse.” A utilização do método numérico, em particular do FDC, é de extrema utilidade e comodidade, em especial quando o problema apresenta geometrias complexas e irregulares.

2.1.1 Software Ansys - Cfx

Existem diversos softwares comerciais e gratuitos que oferecem a simulação computacional ao usuário como forma de análise, trabalho e solução de problemas. O software comercial Ansys 2020, distribuído no Brasil pela empresa ESSS, possui a versão *student* destinada aos estudantes que desejam se aprofundar nos conhecimentos do método numérico. Além da análise FDC, o software possibilita análise de estruturas, transferência de calor, acústica entre outros. A análise FDC é comumente realizada através de dois códigos: *Fluent* e *CFX*. O código *CFX* foi o utilizado no desenvolvimento deste trabalho. Segundo Silva (2019, p. 3):

O *CFX*, que se trata de um código genérico de dinâmica de fluidos computacional, baseado na técnica de volumes finitos, o qual combina um solver avançado com poderosos recursos de pré e pós-processamento, além de interfaces com outras linguagens de programação sob a forma de interações com sub-rotinas ou pacotes externos.

O código *CFX* realiza a análise por meio de módulos, descritos brevemente no Quadro 1.

Quadro 1 - Estágios do Código *CFX*.

ICEM-CFD	Estágio inicial. Determinação da geometria e geração da malha. Também permite a importação da geometria de outro software.
<i>CFX – Pre</i>	Fase de pré-processamento. Inserção das condições de contorno que caracterizam o problema físico.
<i>CFX – Solver</i>	Estágio de solução. A partir das condições especificadas no estágio anterior o solver acoplado resolve para todas as variáveis de simulação.
<i>CFX- Solver Manager</i>	Controle e gerenciamento do processo de solução.
<i>CFX - Post</i> (pós-processamento)	Fase de pós-processamento utilizando ferramentas gráficas e expressões matemáticas para exibição dos resultados da simulação.

Fonte: Autor (2021).

A determinação da geometria é o primeiro passo ao adentrar a ferramenta. Após a definição do domínio do problema gera-se a malha. O solver irá resolver as equações diferenciais para todas as variáveis segundo uma regra pré-definida de convergência. Logo após, há o pós-processamento dos dados utilizando a análise gráfica de imagens, gráficos, tabelas e relatórios gerados.

Existem diversas técnicas de solução em FDC. Dentre elas, os mais famosos e utilizados são: os métodos das diferenças finitas (MDF), método dos elementos finitos (MEF) e o método dos volumes finitos (MVF). Este último será tratado no desenvolvimento das investigações por nele se basear o código CFX (VITORINO, 2019).

2.1.2 Método dos volumes Finitos

O método numérico tem a finalidade de resolver equações diferenciais, utilizando a substituição das derivadas por expressões algébricas que envolvem a função incógnita. O método no qual se baseia o código CFX é o método dos volumes finitos (MVF). O MVF é a técnica na qual se realiza o balanço das propriedades nos volumes elementares (ou, infinitesimais) ou integração da equação diferencial na forma conservativa, sobre todo o volume elementar no espaço e no tempo. Preferência pelo caminho da integração sobre o volume elementar pelo fato de que pode se tornar extremamente difícil o balanço de algumas propriedades (como, por exemplo, quantidade de movimento devida à presença das tensões atuantes) e também em volumes de forma irregular (Maliska, 1995). Este método utiliza sistemas de coordenadas generalizadas coincidentes com a fronteira do domínio e a solução e checagem dos resultados podem ser conferidos até mesmo em malhas bastantes grosseiras, o que conta como mais uma vantagem para o MVF.

Neste método, a região de interesse é dividida em pequenas sub-regiões, chamadas de volumes de controle. Todas as equações são discretizadas e resolvidas iterativamente para cada volume de controle levando em consideração a interface com os demais volumes vizinhos ao volume de análise na malha computacional. Como resultado, uma aproximação do valor de cada variável nos pontos específicos do domínio pode ser obtida. Desta maneira, é possível obter uma representação completa do comportamento do escoamento. (SILVA, 2019, p. 4)

A Equação 1 rege o transporte de uma propriedade.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \nabla(\rho V\phi) = \Gamma\phi \cdot \nabla\phi + S\phi \quad (1)$$

Onde " ϕ " é um escalar genérico, " ρ " representa a massa específica do fluido, " t " o tempo, " $\Gamma\phi$ " representa o coeficiente difusivo, " $S\phi$ " é o termo fonte e " u ", " v " e " w " são as componentes do vetor velocidade.

Segundo Schneider e Maliska (s.d), a Equação 1 é uma equação de conservação de uma variável genérica ϕ e que deve ser usada para problema convectivo/difusivo bidimensional transiente, sendo admitindo conhecido o campo de velocidades.

No método dos volumes finitos as variáveis estão definidas em pontos discretos. No caso particular do software Ansys workbench, as variáveis são armazenadas nos nós ou vértices do volume. Aplica-se a Equação 1 para conhecer o valor da variável no centro dos volumes infinitesimais. Utiliza-se funções de interpolação e sua derivada (Equações 2a e 2b) para determinar os valores em qualquer outro ponto genérico dentro do volume de controle. (SCHNEIDER E MALISKA, 2000-2020)

$$\phi = \sum_{i=1}^n N_i \phi_i \quad (2.a)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial(x, y)} = \sum_{i=1}^n \frac{\partial N_i}{\partial(x, y)} \phi_i \quad (2.b)$$

Onde N_i representa as funções de peso e ϕ_i são os valores de ϕ armazenados nos nós.

2.1.3 Acoplamento Pressão-Velocidade

Um grande problema quando tratamos de simulações de modelos reais é que as variáveis não são bem definidas ou se quer a priori determinadas. A complexidade das soluções de problemas de mecânica dos fluidos no acoplamento entre pressão-velocidade. As características do acoplamento fazem com que as equações tenham de ser resolvidas simultaneamente. Porém, nos problemas reais não conhecemos os campos de pressão ou velocidade. Para resolver esse problema existem os métodos de tratamento do acoplamento pressão-velocidade, utilizando diferentes técnicas e abordagens para tratar o problema. (MALISKA, 1995)

Os algoritmos que solucionam o problema do acoplamento pressão-velocidade introduzem o campo de pressão nas equações de Navier-Stokes para gerar um campo de velocidades que satisfaça as equações e continuidade. O resíduo de massa deixado nessa etapa é utilizado para ajustar o campo de pressões que deve, juntamente com o novo campo de velocidade, sa-

tisfazer as equações da quantidade de movimento (MALISKA, 1995; VERSTEEG E MALALASEKERA, 2007). O código Ansys CFX utiliza o chamado “Coupled solver” para resolver o acoplamento pressão velocidade.

2.1.4 Coupled Solver

Os solucionadores segregados ou individuais (SIMPLE, SIMPLEC, SIMPLER e PISO) utilizam uma estratégia de solução resolvendo primeiro as equações de momento utilizando uma pressão estimada, para obter uma equação para correção da pressão utilizada a priori. Essa técnica demanda um grande número de iterações, pela sua natureza de estimar e corrigir o sistema linear. O Ansys CFX utiliza um coupled solver (solucionador acoplado), que resolve as equações hidrodinâmicas (u , v , w , p) como um único sistema. Esta abordagem de solução utiliza uma discretização totalmente implícita das equações em todas as iterações.

Em uma análise dependente do tempo e para problemas estáveis (onde a solução numérica obtida seja a solução exata das equações discretizadas), o passo de tempo comporta-se como um 'parâmetro de aceleração', para guiar as soluções aproximadas de base física para uma solução de estado. Isto reduz o número das iterações necessárias para a convergência, ou para calcular a solução para cada iteração numa análise dependente do tempo. (ANSYS CFX-Solver Theory Guide, 2011; MALISKA, 1995)

2.2 Escoamento externo

A mecânica dos fluidos se preocupa em analisar estatisticamente escoamentos de fluidos (líquidos ou gás) em diferentes situações. As diversas configurações de escoamento de fluido se classificam entre escoamento interno e escoamento externo. O escoamento interno trata do fluxo de fluido através de tubos, dutos, mangueiras e todo o equipamento ou estrutura destinada ao escoamento de fluido em seu interior. O escoamento externo, por sua vez, caracteriza-se como o fluxo de fluido que escoar sobre a superfície dos corpos.

O escoamento externo é amplamente estudado e tem vasta literatura a seu respeito, o que se justifica pelo fato de que tudo está imerso em um fluido (ar atmosférico) que escoar segundo as variações de pressão e massa específica, gerando uma situação em que tudo que está dentro dessa condição estará exposto ao escoamento do ar sobre si por todo o tempo. Existe grande interesse e esforço em analisar como a interação fluido-corpo irá se comportar e quais serão os seus efeitos em casos estratégicos. Por exemplo, linhas de transmissão de energia e

tubulações de água submersas, escoamento sobre automóveis e sobre as asas de aeronaves, incidência de ventos sobre edifícios e sobre pás de aerogeradores e entre outros. (ÇENGEL E CIMBALA, 2015)

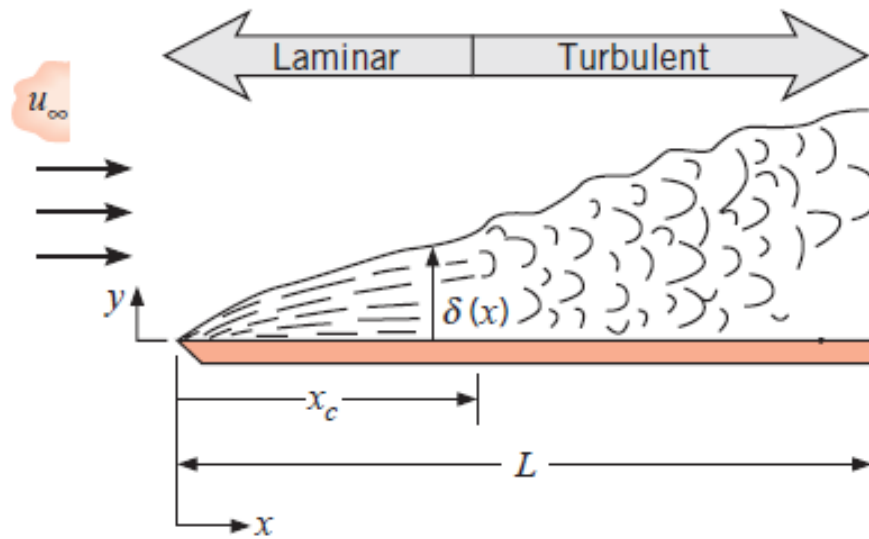
Seja qual for o tipo de interação entre corpo e fluido sempre haverá o surgimento de forças relacionadas ao escoamento. De acordo com Fox, Pritchard e McDonald (2011), havendo movimento relativo entre um fluido viscoso e um corpo nele imerso, surgirá uma força sobre o corpo, cujo módulo será dependente da velocidade relativa, forma, tamanho do corpo, bem como das propriedades do fluido circundante. As principais forças presentes quando se tem um escoamento sobre corpos são as forças de arrasto e de sustentação. A força de arrasto é a força que o fluido exerce sobre um corpo nele imerso e que age no sentido contrário ao movimento do corpo. A força de sustentação é a força experimentada por um corpo imerso em um fluido em movimento que surge devido a diferença de pressão entre partes do corpo. Para atenuar ou acentuar a intensidade dessas forças existe o esforço consciente aplicados a alguns corpos para alinhar a sua geometria com as linhas de corrente que se espera encontrar no escoamento. Tais corpos são conhecidos como “carenados”.

Os corpos carenados como asas, aerofólios, carros e etc., se valem de sua geometria para melhorar a sua aerodinâmica, gerando maior sustentação e reduzindo o arrasto imposto pelo ar. Os corpos que não apresentam essa preocupação com sua geometria, ou que simplesmente tende a bloquear o escoamento, são denominados “corpos rombudos”. Exemplos de corpos rombudos são prédios, torres, casas e etc.

2.2.1 Escoamento sobre placas planas

O escoamento sobre aerofólios pode ser entendido partindo do estudo feito para escoamentos sobre placas planas, pois, segundo Çengel e Cimbala, (2012), é possível fazer uma aproximação com precisão razoável. Considerando uma placa plana exposta a um escoamento de fluido, observa-se a formação de regiões próximas a superfície da placa que são chamadas camadas limite. Para o presente estudo será considerada apenas a camada limite de velocidade. A camada limite de velocidade é a região formada acima da superfície e que é limitada pela distância normal, a partir da superfície, na qual os efeitos viscosos são sentidos, como representado pela Figura 2.

Figura 2 - Camadas limite (laminar e turbulenta) sobre placa plana submetida a escoamento externo.



Fonte: Autor, adaptado de: Incropera et al (2008).

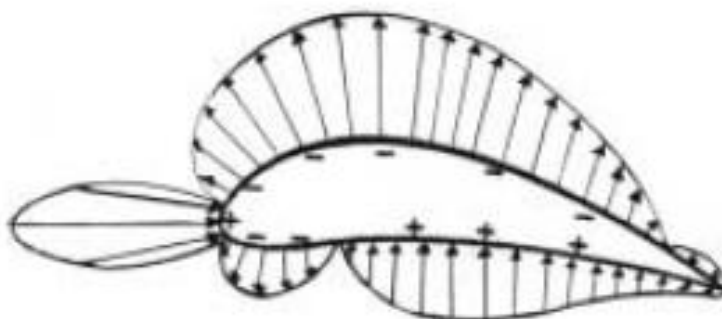
Considerando o escoamento como sendo camadas de fluidos adjacentes umas às outras, podemos conferir que a formação da camada limite de velocidade se inicia já na camada de fluido adjacente à superfície. Essa camada tem velocidade nula devido a condição de não escorregamento, que é a condição na qual um fluido que flui sobre um corpo assume a velocidade do corpo na região de contato, devido a viscosidade do fluido em questão. A camada adjacente aquela de velocidade nula tem o movimento de suas moléculas retardado por ela e também retarda o movimento das moléculas da camada seguinte, que continua essa interação até a limite superior da camada limite (ÇENGEL E CIMBALA, 2012).

Segundo Fox, Pritchard e McDonald (2010), essa dinâmica se dá em virtude do atrito entre camadas de fluido em contato e, como consequência dessa dinâmica, formam-se gradientes de velocidades que variam de zero (na camada de fluido imediatamente após a superfície) até o valor previsto pela teoria do escoamento invíscido, representando uma velocidade de 99% da velocidade de corrente livre observada no limite superior da camada limite de velocidade. Acima dessa região existe a chamada região de escoamento irrotacional, onde os efeitos viscosos não são sentidos e a velocidade de escoamento permanece constante.

2.2.2 Escoamento Sobre Asas

As asas contam com a particularidade de terem um perfil aerodinâmico que pode ser simétrico ou não. Ao escoar sobre a superfície a ar adere a ela pela condição de não escorregamento causada pela soma da viscosidade do fluido com a rugosidade da superfície, fazendo com que o escoamento acompanhe a curvatura da asa. Esse efeito é conhecido como efeito coanda (WELTNER, et al, 2001). O escoamento que é acelerado, ainda segundo Weltner, et al. (2001), a superfície mais curva no intradorso faz com que o ar seja acelerado para fora (há o descolamento de escoamento junto a superfície) faz com que apareça uma região de alta pressão na parte inferior da asa. Na parte superior da asa o escoamento ainda se mantém junto a superfície pois nessa região não há grande raio de curvatura. Quando o escoamento é acelerado no extradorso, sua velocidade aumenta e a pressão na região cai, contribuindo para a geração de sustentação, como demonstrado na Figura 3.

Figura 3 - Distribuição das forças devidas as pressões em função da curvatura das superfícies



Fonte: Weltner et al (2001).

2.3 Forças aerodinâmicas

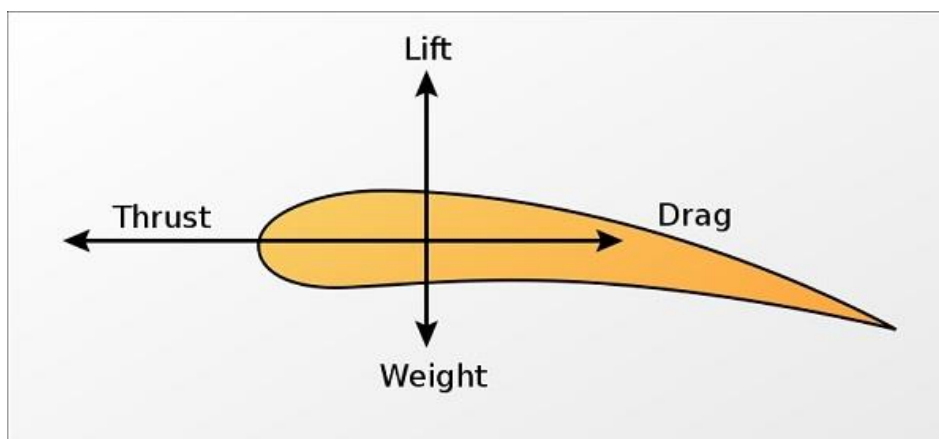
A aerodinâmica é o campo do conhecimento que trata do movimento de fluidos gasosos e suas interações com outros corpos, em qualquer estado da matéria, neles imersos. É a ciência que se preocupa em estudar as propriedades dos fluidos gasosos bem como os fenômenos decorrentes de seu escoamento e interações. A aerodinâmica ganha grande destaque com a surgi-

mento dos veículos aéreos e dos veículos automotores, principalmente o avião e o carro (RODRIGUES, 2014). A partir do advento dessas novas tecnologias, as ciências aerodinâmicas ganharam espaço de destaque dentre o grande campo dos fenômenos de transporte.

Especificamente falando, no ramo da aviação há uma grande preocupação sobre dois importantes aspectos da interação fluido-estrutura entre o vento incidente e as asas da aeronave. Para Resende (2004), as asas das aeronaves de transporte são projetadas visando a satisfação de um conjunto de requisitos técnicos multidisciplinares que abrangem desde o desempenho aerodinâmico, propulsão e a estabilidade até as técnicas de produção. Na hidrostática existe apenas o força da pressão agindo, em todas as direções, nos corpos imersos em um fluido.

Quando o fluido passa a ter movimento relativo ao corpo, surgem forças tangenciais de cisalhamento, que são devidas a viscosidade do fluido. Segundo Rodrigues (2014), verifica-se que as forças de pressão e de cisalhamento na superfície do corpo exibem componentes na direção do escoamento e também componentes normais ao escoamento. Dessa forma, assume-se que a componente da força perpendicular da força resultante à direção do vento relativo denomina-se força de sustentação, e a componente paralela da força resultante à direção do vento denomina-se força de arrasto. A Figura 4 demonstra as forças que agem nas asas das aeronaves.

Figura 4 - As quatro forças aerodinâmicas: sustentação (Lift), peso (Weight), arrasto (Drag) e empuxo (Thrust).



Fonte: Campos et al (2002).

A soma das componentes em uma direção irá resultar no surgimento das principais forças presentes no estudo da fluido e aerodinâmica. A força de arrasto (ou, arrasto) e a força de sustentação (ou, sustentação) são parâmetros de primeira prioridade no projeto de um novo avião, visto que essas forças devem atender diretamente as demandas operacionais da aeronave.

2.3.1 Arrasto

A força que um fluido em movimento relativo com um corpo nele imerso, exerce sobre o corpo e na direção contrária ao seu movimento. O arrasto é um fenômeno indesejado na maioria dos casos e aplicações em engenharia. As edificações sofrem com os fortes ventos que incidem sobre eles, gerando forças e momentos que podem ser bastante perigosos (CENGEL E CIMBALA, 2014). Os automóveis, aviões e outros veículos tem boa parte de seu combustível consumido diretamente em decorrência do arrasto sobre eles o que, conseqüentemente, leva a maior dispêndio de financeiro. Dessa forma, o arrasto é constantemente alvo de discussões sobre medidas a serem tomadas para mitigar os seus efeitos. A força de arrasto é expressa segunda a Equação 3.

$$F_D = \int_A (-P \cdot \cos \theta + \tau_w \cdot \sin \theta) \cdot dA \quad (3)$$

Onde “ F_D ” representa a força de arrasto dada em Newtons (N), “ P ” é a Pressão absoluta dada em pascal (Pa), “ τ_w ” é a Tensão de cisalhamento dada em pascal (Pa), “ A ” é a área superficial em metros quadrados (m^2) e “ Θ ” é o ângulo formado entre a normal exterior e a direção do escoamento dada em graus ou radianos ($^\circ$).

2.3.2 Sustentação

A força que de fato eleva as aeronaves do chão e as mantém no ar é chamada “força de sustentação”. A força de sustentação depende diretamente do diferencial de pressão existente entre o extradorso e o intradorso, e da área das asas. Segundo Rodrigues (2014) e Welter *et al* (2001) quando há um ângulo positivo entre a corda da asa e a direção do escoamento do ar o mesmo é forçado para baixo, onde reage com força de igual modulo e direção oposta, fazendo surgir uma força de baixo para cima por toda a área das asas da aeronave, como bem descreve a terceira lei de Newton e as observações de Bernoulli. As aeronaves utilizam-se de dispositivos que são destinados a variar a intensidade e direção dessa força para que seja possível realizar as manobras necessárias em voo. Estes dispositivos são superfícies denominadas *flaps*, *ailerons* e *spoilers* (RODRIGUES, 2014). De acordo com Cengel e Cimbala (2012) a força de sustentação é expressa de acordo a Equação 4.

$$F_L = - \int_A (P \cdot \sin \theta + \tau_w \cdot \cos \theta) \cdot dA \quad (4)$$

2.3.3 Coeficientes de arrasto e pressão

O arrasto e a sustentação são dependentes de vários fatores, entre eles: velocidade do vento (V), densidade do fluido (ρ) e da área planiforme das asas (A). A capacidade de um perfil ou asa de gerar sustentação e arrasto é expresso em quantidades adimensionais chamadas de coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto, respectivamente, e estão expressos pelas Equações 5.a e 5.b.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (5.a)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (5.b)$$

O arrasto é formado pela união de duas forças, uma devida a pressão e outra devida as tensões cisalhantes com a superfície do corpo (FOX, PRITCHARD E MCDONALD, 2011). Assim sendo, é possível dividir o coeficiente de atrito em duas partes, coeficiente de arrasto de atrito e coeficiente de arrasto de pressão:

$$C_{D,atrito} = \frac{F_{D,atrito}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (6.a)$$

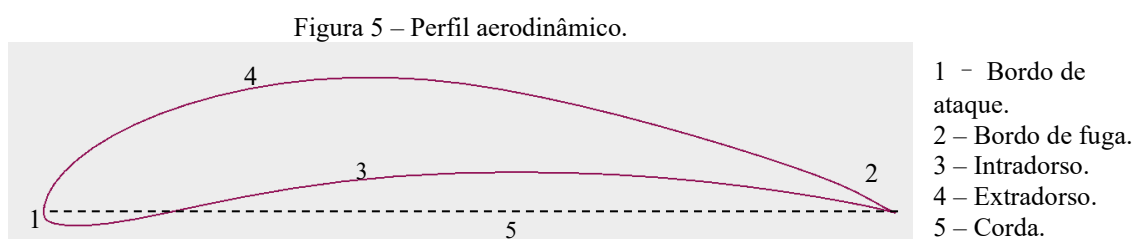
$$C_{D,pressão} = \frac{F_{D,pressão}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (6.b)$$

Dessa maneira é possível conhecer as forças de arrasto devido ao atrito e a pressão se os coeficientes forem conhecidos. O componente devido as tensões cisalhantes para a sustentação são muito pequenas pois, para corpos delgados como são as asas, a força de cisalhamento age quase que totalmente paralela à direção do escoamento (ÇENGEL E CIMBALA, 2014). Dessa forma não valem particulariza-los em uma análise.

Os coeficientes de arrasto e sustentação de diversas superfícies foram determinados por experimentação em túnel de vento e, dessa forma, torna mais prática a obtenção das forças de arrasto e sustentação.

2.4 Perfil aerodinâmico

Um perfil aerodinâmico (ou, aerofólio) é, segundo Rodrigues (2014, Pag.29) “[...] é uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor”. Tais superfícies são empregadas, principalmente, em aeronaves e automoves. Um perfil aerodinâmico possui características geométricas universais, mas que variam de configuração de um perfil para outro. A Figura 5 demonstra a geometria fundamental de um perfil.

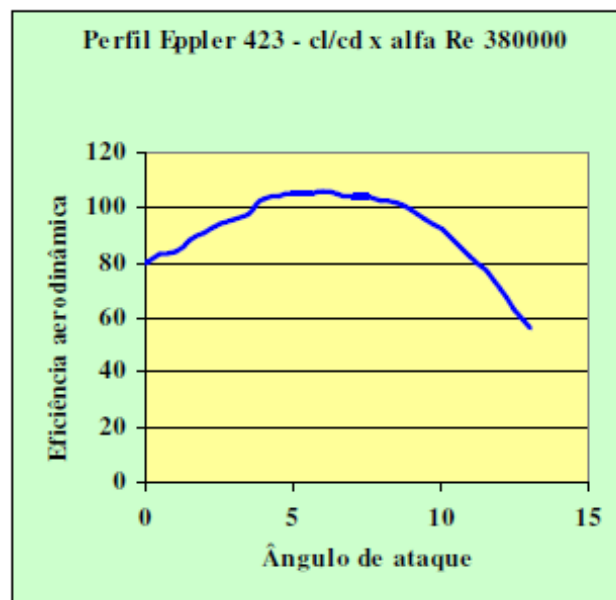


Fonte: Autor (2021).

O bordo de ataque é a parte frontal do perfil aerodinâmico. É onde primeiro o vento relativo irá se encontrar com o aerofólio e haverá interação fluido estrutura a partir dele. É também a região onde ocorrerá o chamado ponto de estagnação e, conseqüentemente, onde haverá o maior acúmulo de pressão. O bordo de fuga é a parte diametralmente oposta ao bordo de ataque. Muitos eventos ocorrem nessa localidade como, esteiras de ventos, vórtices e região de maior separação de fluido. A linha de arqueamento média representa a linha que define o ponto médio entre todos os pontos que formam as superfícies superior e inferior do perfil. A linha da corda representa a linha reta que une os pontos inicial e final da linha de arqueamento média. A espessura representa a altura do perfil medida perpendicularmente à linha da corda. O arqueamento representa a máxima distância que existe entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil. A razão entre a máxima espessura do perfil e o comprimento da corda é chamada de razão de espessura do perfil. (RODRIGUES, 2014)

O ângulo de ataque é definido como o ângulo formado pela linha de corda do perfil e a direção do vento relativo. Esse ângulo influencia diretamente na geração de sustentação da aeronave, no sentido de quanto maior o ângulo de ataque maior a sustentação gerada (RODRIGUES, 2014). Porém esse raciocínio só é válido dentro de uma faixa de ângulos, pois a partir de determinada inclinação a superfície sustentadora experimenta uma queda abrupta na capacidade de sustentação. O ângulo de ataque relacionado a esse fenômeno se chama ângulo de estol. O aumento do ângulo de ataque também gera um acréscimo do arrasto percebido pelo perfil. A Figura 6 mostra o desenvolvimento da relação Cl/Cd , ou, eficiência aerodinâmica, com o incremento no ângulo de ataque.

Figura 6 – Eficiência aerodinâmica x ângulo de ataque.



Fonte: Rodrigues (2014).

A eficiência aerodinâmica atinge um máximo em um ângulo de ataque próximo de 6° , como mostra a Figura 4. Isso significa dizer que há um ponto ótimo de inclinação onde haverá a melhor relação sustentação - arrasto.

Outro ângulo importante e digno de destaque é o ângulo de incidência, formado pela corda do perfil e um eixo horizontal de referência. Ressalta-se que o ângulo de incidência e de ataque não são a mesma coisa, exceto para determinadas situação onde os ângulos podem assumir os mesmos valores, porém, ainda serão qualitativamente diferentes (RODRIGUES, 2014).

Ao se pensar em um perfil, deve-se levar em consideração diversos fatores, tais como: influência do número de Reynolds, características aerodinâmicas do perfil, dimensões do perfil, escoamento sobre o perfil e entre outros. Todos esses fatores influenciam na performance da

aeronave em voo (WELTER ET AL, 2001). Dessa forma, o perfil em análise é o perfil Eppler 423, que é um perfil de alta eficiência aerodinâmica (CAMARGO, 2017) e que é amplamente utilizado em aeromodelos de competição. O perfil tem suas características construtivas apresentadas na Figura 5.

2.5 Asa

As asas são superfícies sustentadoras e as principais responsáveis pela a manutenção e permanência de uma aeronave em voo. É possível, por exemplo, pousar um avião em segurança mesmo com os motores em pane, mais não o é sem suas asas. Localizadas nas laterais das aeronaves, as asas tem grande influência também na classificação das próprias aeronaves. As aeronaves que possuem apenas um par de asas são classificadas como “monoplanos” enquanto as que tem dois pares de asas são chamadas “biplano”. A disposição das asas na lateral da fuselagem também pode variar, em alta, média ou baixa (RODRIGUES, 2014).

Toda a nomenclatura empregada ao perfil aerodinâmico se estende também, as asas. No entanto, por serem uma estrutura 3D, as asas ganham tem mais uma dimensão em relação ao perfil aerodinâmico e com isso, outras características importantes em sua estrutura. As principais são a raiz, ponta e envergadura. A raiz é o local onde a asa é fixada na fuselagem da aeronave. Segundo de Júnior e Loureiro (2018), para uma asa retangular as tensões de von Mises são máximas próxima à extremidade engastada, o que leva a uma preocupação de projeto devidos aos esforços aerodinâmicos (flexão e torção) durante o voo que devem ser considerados para que não haja falha catastrófica na estrutura. A ponta é o extremo oposto da raiz. A ponta é responsável por grande parte do arrasto sofrido pela aeronave, além da criação de vórtice que também atrapalham no desempenho em voo e diminuem sua eficiência aerodinâmica. Para amenizar tais infortúnios são utilizados dispositivos de ponta de asa (DPA) que ajudam a reduzir o arrasto induzido e a criação de vórtice.

Segundo Dalongaro (2015), que analisou numericamente modelos de DPA e os comparou em relação a um modelo de asa sem DPA, o modelo de DPA winglet proporciona até 2,31% a mais de capacidade de carga para um VANT, em relação a asa sem DPA. A distância entre as pontas do par de asas é chamada de envergadura. A envergadura influencia na aérea das asas e, dessa forma, em todas as variáveis relacionadas as forças aerodinâmicas atuantes em voo.

A estrutura das asas é principalmente formada por nervuras e longarinas. As nervuras dão o aspecto aerodinâmico da estrutura, além de transmitirem os esforços aerodinâmicos para

as longarinas. As longarinas são responsáveis por suportarem os esforços de cisalhamento, flexão e torção as quais a asa estará expostas durante o voo.

A asas podem ser classificadas quanto a sua geometria. No geral, existem 3 (três) tipos mais comuns de geometrias adotadas para asas são elas: retangular, trapezoidal e elíptica. As asas de forma retangular são as mais fáceis de se produzir, porém carregam a desvantagem de ter a menor eficiência aerodinâmica, causada pela maior geração de arrasto de ponta de asa (ou, arrasto induzido) em relação as outras geometrias. As asas trapezoidais exigem um maior grau de complexidade em sua produção em relação a retangular pois há uma redução gradativa da corda entre a raiz e a ponta da asa. Para tal, a corda de cada nervura deve ser reduzida em relação a sua anterior mantendo as devidas proporções. Por outro lado, essa redução diminui o arrasto de ponta de asa garantindo maior eficiência aerodinâmica. Por fim, as asas elípticas são as ditas como as asas “ideais” por garantirem uma alta eficiência aerodinâmica. Sua difícil fabricação e oneroso custo são seus pontos negativos. Devem ser analisadas as necessidades de cada aeronave no momento de escolher a geometria de suas asas (RODRIGUES, 2014).

2.6 Malha ou discretização do domínio físico

A discretização do domínio computacional (ou, geração de malha) segundo Moukalled, Mangani e Darwish (2016) “produz uma malha na qual as equações governantes são subsequentemente resolvidas.” os autores se referem a divisão do domínio em pequenos elementos ou volumes de ordem de grandeza inferior e nas quais as equações serão resolvidas através do balanço das variáveis envolvidas. Essa estratégia utilizada pela análise numérica consiste, basicamente, em substituir o domínio contínuo pelo domínio discreto. A comodidade nessa ação está no fato de que no domínio contínuo as variáveis do escoamento são definidas em cada ponto do escoamento, enquanto que para o domínio discreto as mesmas variáveis são definidas apenas nos pontos da malha.

Os valores nas demais localizações podem ser definidos através de interpolação entre pontos subsequentes. Nesse contexto, uma malha é uma aproximação de uma dada geometria por um conjunto de elementos mais simples, tais como triângulos e quadriláteros (caso bidimensional) ou tetraedros, prismas, pirâmides e hexaedros (caso tridimensional), ou seja, uma malha computacional nada mais é que uma representação ou a discretização do plano físico utilizado na simulação numérica (Verse malalaskera).

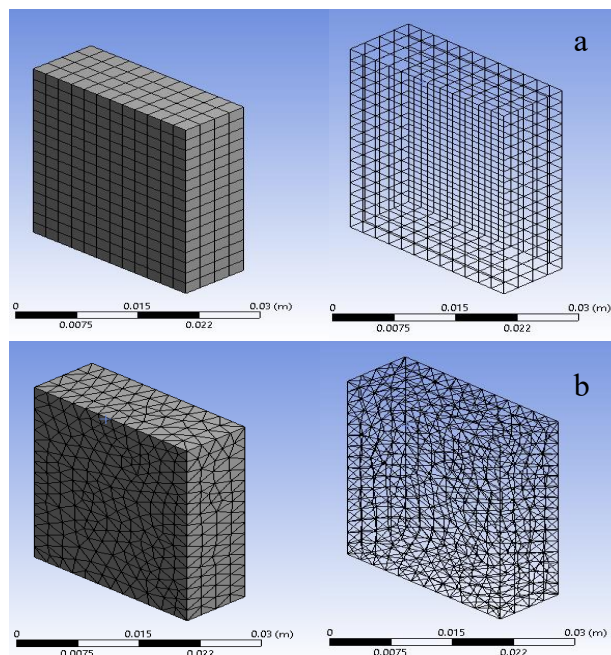
2.6.1 Malhas estruturadas e não estruturadas

Em sua tese, Taipan (2014) afirma que os diversos tipos de malhas que se pode praticar são divididos entre malhas estruturadas e malhas não estruturadas. As malhas estruturadas são aquelas nas quais os volumes tem o mesmo número de vizinhos e a numeração dos volumes tem uma numeração natural. Na discretização coincidente com fronteira, essas malhas são muito úteis para geometrias simples e que não contenham curvas, porém não o são para as geometrias mais complexas. As malhas não estruturadas, por sua vez, são adaptáveis as fronteiras da geometria, sendo a mais indicada para ser utilizada em geometrias complexas por não deixar volumes incompletos nas fronteiras, como ocorreria com malhas estruturadas.

Dessa forma, é possível ter uma representação mais realista do que acontece nas fronteiras da geometria. Sua desvantagem está na geração de matrizes complexas que chegam a inviabilizar a aplicação de muitos métodos numéricos no processo de solução. Essas matrizes correspondem a dificuldade na ordenação entre elementos, ou seja, a não uniformidade da quantidade de vizinhos dos volumes de controle (VERGEL, 2013; MALISKA 1995).

A Figura 7 mostra dois tipos distintos de malha. Na Figura 7.a, demonstra a uma malha estrutura, enquanto a Figura 7.b traz uma malha não estruturada. Percebe-se a ordenação dos elementos presentes na superfície do domínio do primeiro tipo em oposição a não uniformidade na disposição dos elementos presentes no segundo tipo.

Figura 7 – (a) Malha estruturada (b) Malha não estruturada.



Fonte: Autor (2021).

Particularmente, a representação da asa presente no interior do domínio, representado pela subtração do volume correspondente ao volume do seu corpo, não seria bem descrita pela malha estruturada pois sua geometria apresenta curvas que precisam ser bem delimitadas para que se possa obter a melhor representação dos fenômenos nessa região. Isso irá ocorrer pela utilização da malha não-estruturada pela sua característica de se adequar a geometrias mais complexas (VERGEL, 2015).

2.7 Equações Governantes

As equações utilizadas pelo modelo numérico para resolver a modelagem do escoamento externo sobre as asas do VANT são: a equação da continuidade e as equações de Navier-Stokes somadas a um modelo de turbulência, visto que os efeitos da turbulência devem ser levados em consideração para a devida representação do fenômeno físico. O regime de escoamento deve ser considerado na análise, pois é através deste parâmetro que as equações poderão ser aplicadas de maneira suficiente para avaliar as características do escoamento. Dessa maneira, se faz necessário o uso de modelos de turbulência.

2.7.1 Conservação de massa e equação da continuidade

Segundo Versteeg e Malalasekera (2007), a equação da conservação de massa aplicada a um volume de controle infinitesimal, é descrita pela Equação 7.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (7)$$

Onde " ρ " é a densidade do fluido, " t " o tempo, " \vec{V} " o vetor velocidade em coordenadas cartesianas, " \vec{n} " o vetor normal a superfície em coordenadas cartesianas e " A " é a área.

A Equação 7 nos diz que: "A taxa de variação total da massa dentro do volume de controle é igual à taxa de na qual a massa flui para dentro do volume de controle, menos a taxa na qual a massa flui para fora do volume de controle". (ÇENGEL E CIMBALA, 2012, p.347).

Em uma abordagem infinitesimal é feita ao dividirmos o domínio em infinitos volumes de controle cujo as dimensões tendem a um ponto. O presente estudo trata do escoamento em regime permanente e incompressível. Quando aplicadas essas condições a Equação 7, chamadas

na literatura de simplificações, segundo Fox, Mcdonald e Pritchard (2010), obtemos a Equação 8.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (8)$$

Em que u , v e w são as componentes do vetor velocidade.

2.7.2 Conservação do momento e equações de Navier-Stokes

Segundo Fox, Mcdonald e Pritchard (2010), ao aplicarmos a 2ª lei de Newton a uma partícula fluida infinitesimal, tendo em vista que, como posto por Camargo (2016), as forças que agem na superfície, decorrem da pressão e das tensões viscosas normais e de cisalhamento que incidem naquele elemento, poderemos descrever o movimento do fluido através da equação 9.

$$\rho \vec{g}_t + \nabla \sigma_{ij} = \rho \frac{D\vec{V}}{Dt} \quad (9)$$

Os efeitos das tensões viscosas e normais que surgem quando o fluido flui pela superfície do corpo são descritos na forma de tensores de tensão viscosa e normal e são representados nas Equações 10 e 11, respectivamente.

$$\tau_{ij} = \begin{pmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} & \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) & 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} & \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) & \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) & 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (10)$$

$$\sigma_{ii} = \begin{pmatrix} -P & 0 & 0 \\ 0 & -P & 0 \\ 0 & 0 & -P \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} & \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) & 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} & \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\ \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) & \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) & 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (11)$$

Substituindo os tensores nas equações de Cauchy, em coordenadas cartesianas, teremos:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \quad (12.a)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left[\frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \quad (12.b)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left[\frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] \quad (12.c)$$

Da Equação 8 temos que $\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0$. Logo,

$$\frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \quad (13.a)$$

$$\frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \quad (13.b)$$

$$\frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \quad (13.c)$$

introduzindo o Laplaciano como $\nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}$, podemos reescrever a equação na forma geral:

$$\frac{D\vec{V}}{Dt} = -\nabla P + \rho \vec{g}_i + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (14)$$

Essa é a equação de Navier-Stokes para escoamento incompressível e isotérmico (de propriedades constantes). Na Equação 14, “ \vec{g}_i ” ($i = x, y, z$) são as componentes da aceleração da gravidade, “ τ_{ij} ” é o tensor das tensões viscosas, “ σ_{ii} ” é tensor de tensões normais na face perpendicular a direção ii .

Para um fluido Newtoniano (tensão de cisalhamento é proporcional a taxa de deformação angular), escoando unidimensionalmente, com massa específica constante e viscosidade conhecida, a Equação (9) torna-se, simplificadamente, a Equação (10).

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \vec{g} - \nabla p \quad (15)$$

Onde “ p ” representa a pressão termodinâmica e “ μ ” a viscosidade dinâmica do fluido.

A Equação 10 quando desenvolvida forma equações diferenciais parciais, não-lineares e de segunda ordem, conhecidas como equações de Navier-Stokes. As equações de Navier-Stokes em consonância com a equação da continuidade, formam um conjunto de quatro equações acopladas para as variáveis u, v, w e p . Esse conjunto é capaz de resolver muitos escoamentos comum, com as devidas restrições: o fluido deve ser newtoniano e o escoamento deve ser incompressível (FOX; MCDONALD E PRITCHARD, 2010).

2.7.3. Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)

Os escoamentos de fluidos podem apresentar comportamentos distintos a depender das variáveis: temperatura, viscosidade, velocidade de escoamento, massa específica do fluido e entre outras. Segundo Çencel e Cimbala (2012) estas variáveis podem ser organizadas de modo a gerar um indicador adimensional que irá indicar quando as forças inercias se sobrepõe as forças viscosas e também o contrário, o número de Reynolds.

$$R_e = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \quad (16)$$

Onde L é o Comprimento da placa e μ é a viscosidade dinâmica.

Neste trabalho fora adotada a velocidade informada pela equipe Aero Chico de $V = 18,9 \frac{m}{s}$ e a comprimento L sendo 0,49 metros, resultando em um Reynolds de $R_e = 6,52 \times 10^5$, caracterizando o escoamento como turbulento.

Os autores Çencel e Cimbala (2012) ainda afirmam que quando as forças viscosas são consideráveis o escoamento é dito “Laminar”, e quando essas forças passam a ser pequenas diante as forças inerciais, o escoamento torna-se turbulento.

Enquanto os fluxos laminares são estáveis, os fluxos turbulentos são caóticos, difusivos, causando mistura rápida, dependentes do tempo e envolvem tridimensional flutuações de vorticidade com uma ampla gama de escalas de tempo e comprimento. A turbulência normalmente se desenvolve como uma instabilidade dos fluxos laminares que aparecem em um determinado número Reynolds crítico. No fluido, essas instabilidades são causadas pelo amplificação da perturbação devido aos termos inerciais altamente não lineares. (MOUKALLED, MANGANI e DARWISH, 2015, p. 693)

Os modelos de turbulência baseados na técnica RANS, utilizam a decomposição das equações de Navier-Stokes (Equação 10) em uma parte média e outra flutuante ao redor da média, como descrito pela Equação 12.

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (17)$$

Sendo ϕ a variável genérica analisada, temos que $\bar{\phi}$ representa o valor médio da variável medida e ϕ' representa a flutuação da variável em torno do valor médio. A grande vantagem desse método é a possibilidade de solucionar o escoamento sem de fato resolver a turbulência, que é descrita e tratado de maneira simplificada pelos chamados modelos de fechamento. Como as quantidades analisadas são constituídas por flutuações em torno de um valor médio, se faz necessário uma abordagem utilizando métodos estatísticos. Segundo Souza et al (2011) “As variáveis de um escoamento turbulento não são determinísticas e, como tal, devem ser tratadas como variáveis aleatórias.” Os chamados modelos de segunda ordem são os mais abrangentes na descrição estatísticas da turbulência, pois consideram o aspecto anisotrópico (propriedades variam em diferentes direções) do escoamento. (SOUZA ET AL, 2011; CÓSTOLA e ALUCCI, 2010).

2.7.4 O modelo k- ω SST

O modelo de turbulência k- ω SST foi o adotado para desenvolver este estudo e para ele será dado todo o enfoque. Em sua dissertação, Acharya (2016) afirma que o modelo k- ω SST é uma combinação de dois outros modelos de 2 (duas) equações. Essas equações são conhecidas como equações de transporte. São essas equações que tratam as grandezas turbulentas transportadas através do escoamento.

Nas palavras de Labozetto (2016) “Quanto maior o número das equações de transporte, para um maior número de grandezas turbulentas, os modelos tornam-se mais próximos dos eventos reais aumentando inclusive a possibilidade da descrição de fenômenos de maior complexidade.” O modelo k- ϵ trata de duas variáveis, a energia cinética turbulenta (k) e a dissipação turbulenta (ϵ). Este modelo provou ser útil para o fluxo da camada de escoamento livre. Segundo Moura (2018), por ser formulado com escalas de turbulência correspondentes a altos números de Reynolds, o mesmo não deve ser aplicado para análises próximas a parede. Somado a isso, existem algumas fragilidades como a geração excessiva de viscosidade

turbulenta podendo ser utilizado apenas quando o gradiente de pressão for relativamente pequeno (LABOZETTO, 2016; ACHARYA 2016).

O modelo $k-\omega$ trabalha com a taxa de dissipação de turbulência ω , e ao contrário do modelo $k-\epsilon$, pode ser utilizado para escoamentos externos com grandes gradientes de pressão.

Por fim, o modelo adotado neste trabalho unifica as boas práticas dos modelos acima citados. O modelo SST busca resolver o escoamento de forma a considerar separação de escoamento com gradientes adversos de pressão. Dessa maneira, o modelo SST une a formulação precisa do modelo $k-\omega$ próximo as paredes do domínio com o modelo $k-\epsilon$ na corrente livre (ACHARYA, 2016; VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007; RESENDE, 2009).

O modelo sst $k-\omega$ utiliza e o modelo $k-\epsilon$ em uma formulação $k-\omega$, denominando-se “modelo $k-\epsilon$ transformado”, multiplica-os por uma função de mistura e os soma. A função de mistura é desenvolvida para ser igual a unidade quando o escoamento é próximo a parede, ativando o modelo $k-\omega$, e zero quando a análise do escoamento é feita longe da superfície, ativando o modelo $k-\epsilon$ transformado.

Menter (1994) desenvolveu as equações que modelam as variáveis de transporte k e ω e são introduzidas no código do solucionador CFX como as Equações 18.a e 18.b, respectivamente.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P - C_\mu \rho \omega + P_{kb} \quad (18.a)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P + D_\omega - \beta_3 \rho \omega^2 + P_{\omega b} \quad (18.b)$$

As Variáveis Γ_k e Γ_ω representam a difusividade efetiva de k e ω , e são descritas pelas Equações 19.a e 19.b

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \quad (19.a)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \quad (19.b)$$

A viscosidade turbulenta μ_t , considera os efeitos do transporte da tensão de cisalhamento turbulenta e é definida pela Equação 20:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (20)$$

P representa a produção de turbulência viscosa devido aos efeitos das tensões viscosas e é expressa pela Equação 21

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (21)$$

Segundo Acharya (2017) os efeitos da turbulência acarretam em um aumento da difusividade do escoamento. P_{kb} e $P_{\omega b}$ representam a influência das forças de empuxo para ω e k , respectivamente. D_ω é o termo derivativo da difusão cruzada e onde F_1 representa uma função de mistura.

$$D_\omega = 2(1 - F_1)\rho \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (22)$$

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4) \quad (23)$$

$$\Phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+} \right] \quad (24)$$

Onde y é a distância do ponto do campo até à parede mais próxima.

A mistura dos novos coeficientes para o número de Prandtl turbulento $\sigma_{\omega 3}$ e σ_{k3} bem como para todos os outros coeficientes como α_3 e β_3 é realizada através do mesmo modelo linear representado pela Equação 25

$$\phi_3 = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (25)$$

Onde ϕ é a nova constante obtida através da mistura das constantes interior (ϕ_1) e a constante exterior (ϕ_2).

Os demais termos são constantes e são dadas por: $C_\mu = 0,009$, $\alpha_1 = 0,0555$, $\alpha_2 = 0,44$, $\beta_1 = 0,075$, $\beta_2 = 0,0828$, $\sigma_{k1} = 2$, $\sigma_{k2} = 1$, $\sigma_{\omega 1} = 2$, $\sigma_{\omega 2} = 1,168$.

3 METODOLOGIA

3.1 Método de pesquisa

Antes do início do estudo numérico, desenvolveu-se um longo e rígido estudo sobre todos os tópicos ligados direta e indiretamente ao tema do presente estudo. Foi realizado um estudo acerca de aeronaves e suas características aerodinâmicas. Após essa introdução ao mundo das ciências aeronáuticas, iniciou-se as investigações acerca da mecânica dos fluidos clássicas, para melhor entender os fenômenos físicos do escoamento de fluido. A terceira etapa se deu pelo debruçar nas questões do FDC. Foram muitos textos fonte e prática (tentativa e erro) para alcançar um nível de entendimento minimamente necessário para a realização desse trabalho.

3.2 Ferramentas utilizadas

O desenvolvimento do trabalho aqui exposto foi realizado utilizando um notebook cujas especificações estão listadas no Quadro 2.

Quadro 2 - Setup Computacional Pessoal.

Modelo	Samsung X40 Expert
Processador	Intel core i5, 8ª geração
Memória RAM	8 Gigabytes
Memória interna	HD de 1 Terabyte
Sistema operacional	Windows 10

Fonte: Autor (2021).

O software utilizado nas presentes investigações foi o Ansys workbench, versão 2020 R1. Paralelamente, fora utilizado o computador do laboratório de metalografia, localizado no laboratório didático de engenharia mecânica e cujas especificações estão no Quadro 3.

Quadro 3 – Setup computacional computador UFOB.

Modelo	Optiplex 5080
Processador	Intel core i7-10700, 2.90 GHz
Memória RAM	16 Gigabytes

Continua

Memória interna	HD de 1 Terabyte
Sistema operacional	Windows 10

Fonte: Autor (2021).

3.3 Etapas da simulação computacional

3.3.1 Pré-processamento

A fase de pré-processamento é a fase inicial da simulação numérica. É nessa etapa que se define o problema a ser solucionado e as configurações nas quais se darão essas soluções. A fase de pré-processamento pode ser dividida em: Geração de geometria e malha e definição da física do problema (SILVA, 2019).

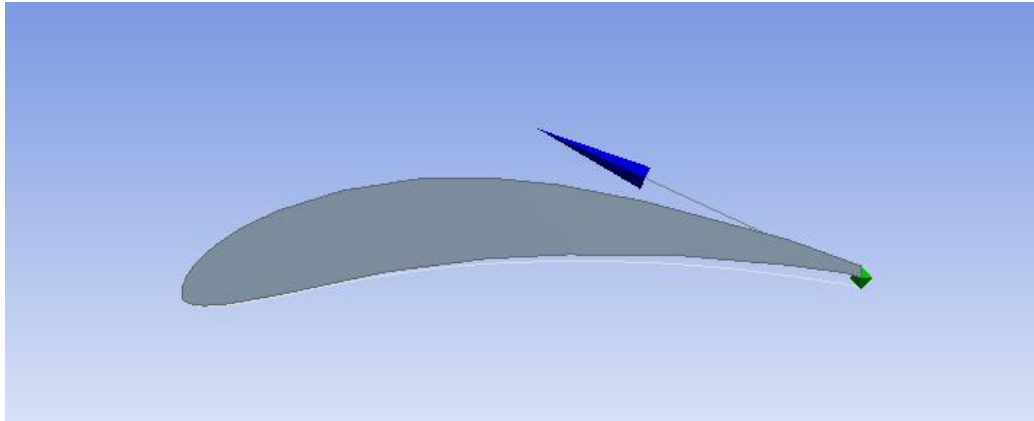
Na primeira etapa do pré-processamento é definida a geometria do problema a ser analisado e o domínio no qual serão resolvidas as equações. Em seguida, o domínio é discretizado e gera-se a malha, ou, domínio computacional. A geometria e a malha foram geradas através do módulo ICEM-CFD, incorporado ao pacote Ansys. Segundo Silva (2019), o pré-processamento são feitos através de 3 (três) passos subsequentes: Definição da geometria na região de interesse; Criação de regiões de escoamento de fluidos, regiões de sólidos e nomes de superfícies de contorno; Configuração das propriedades da malha e ajustes.

3.3.1.1 Definição da geometria na região de interesse.

As geometrias a serem confrontadas foram geradas de formas distintas. A asa retangular foi definida e gerada seguindo o seguinte procedimento: Primeiramente, foram obtidas as coordenadas cartesianas do perfil Eppler 423 disponíveis em formato *.txt* no site *Airfoil.com* que utiliza um banco de dados da Universidade de Illinois. Após a obtenção dos dados geométricos e utilizando a ferramenta da geração de curvas do ICEM_CFX, formou-se o perfil aerodinâmico da asa retangular e através deste uma superfície limitada pela curva (Figura 8).

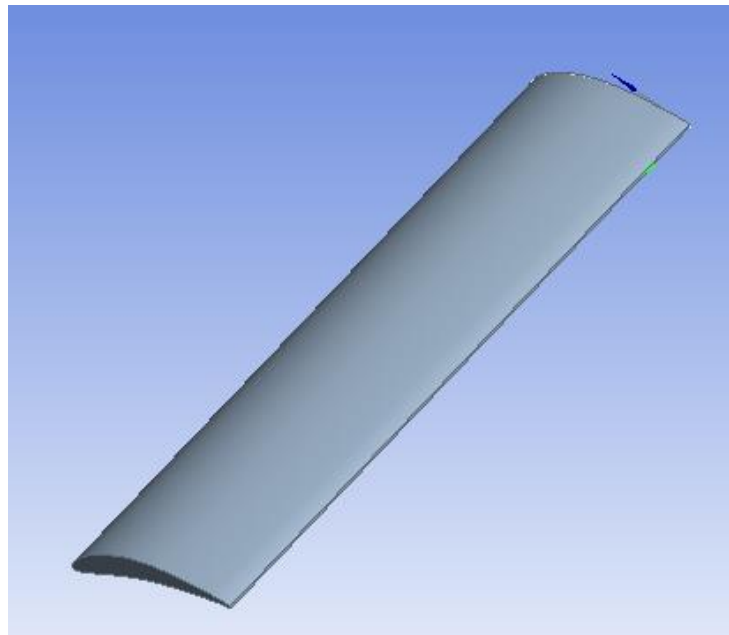
Através da superfície do perfil gerado, realizou-se a extrusão normal do mesmo, atribuindo o valor informado pela equipe Aero Chico, de 2,07 metros. Dessa forma, conferindo ao perfil aerodinâmico uma envergadura. Após a geração da geometria da asa, vista na Figura 9.

Figura 8 - Perfil Aerodinâmico Eppler 423.



Fonte: Autor (2021).

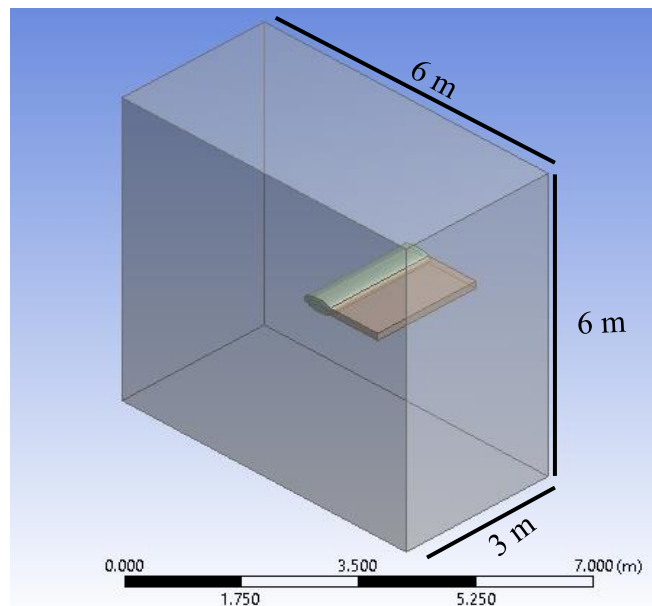
Figura 9 - Asa retangular.



Fonte: Autor (2021).

Prosseguiu-se com a definição espacial e geração do domínio. O domínio representa a região de fluido que envolve a asa e onde ocorrerá o escoamento. As fronteiras ou limites do domínio podem influenciar no escoamento de fluido, perturbá-lo, retardá-lo ou inserir alguma variável não desejada. Para mitigar esse risco e garantir um menor esforço computacional na fase de geração de malha e solução, foi adotada uma geometria retangular de $6 \times 6 \times 3$, de forma que as fronteiras se mantenham longe o bastante das regiões de interesse (Figura 10).

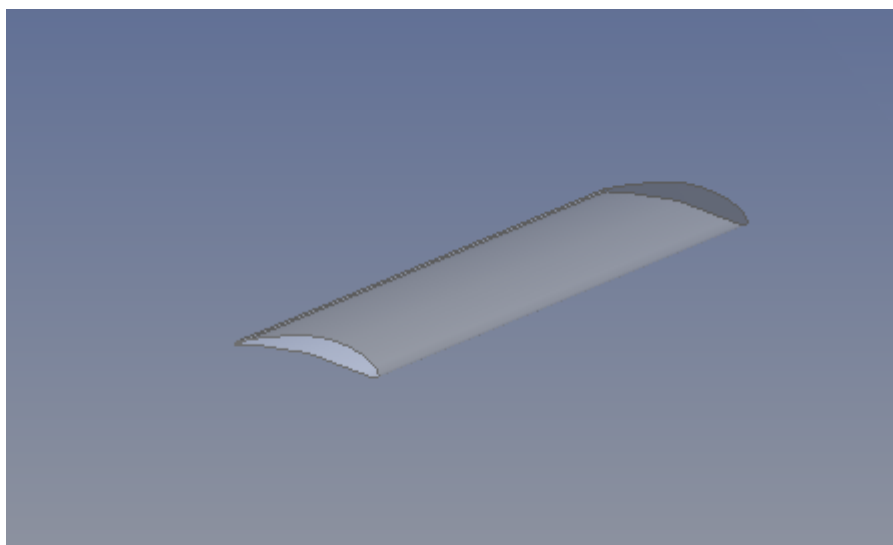
Figura 10 - Domínio asa retangular.



Fonte: Autor (2021).

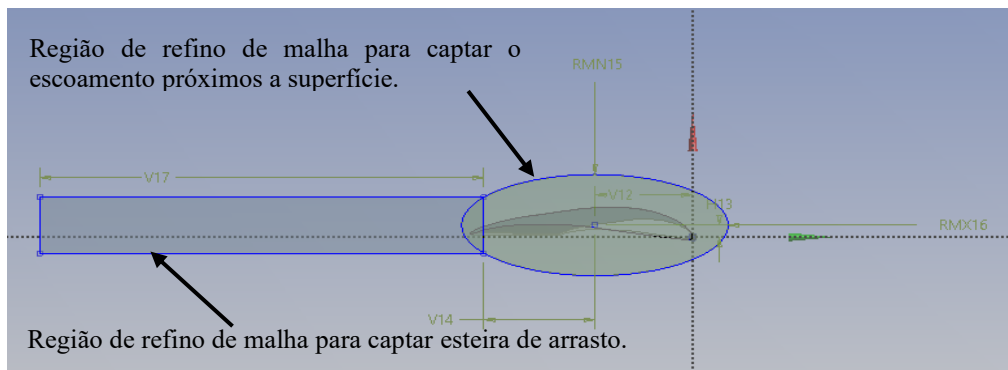
Utilizou-se a ferramenta *Boolean* para subtrair do domínio o volume correspondente ao volume da asa (Figura 11). Ao redor da geometria da asa interna ao domínio e na parte posterior ao seu bordo de fuga, criou-se regiões de refinamento de malha (Figura 12) que são regiões do domínio onde haverá maior densidade e qualidade de malha. Nessas regiões irão ocorrer os fenômenos de maior interesse como formação da camada limite e as esteiras de arrasto.

Figura 11 - Volume correspondente a asa retangular no interior do domínio.



Fonte: Autor (2021).

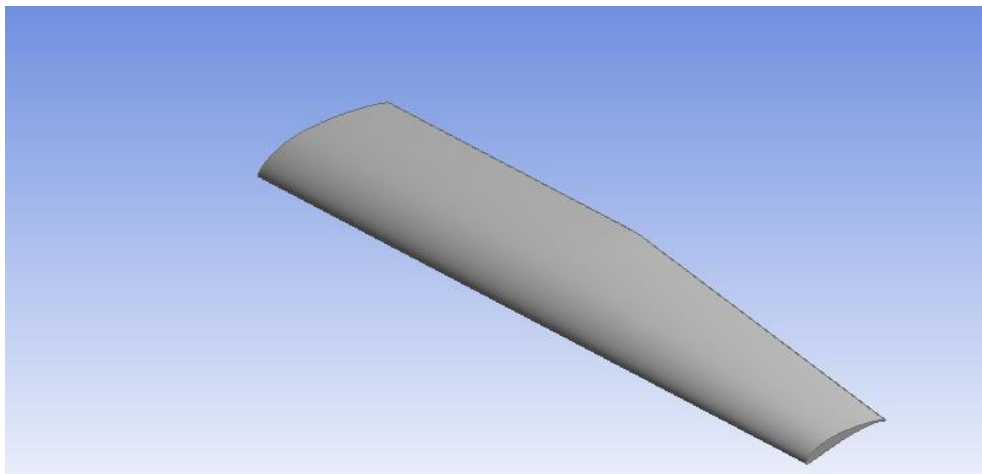
Figura 12 - Regiões de refino de malha para a asa retangular.



Fonte: Autor (2021).

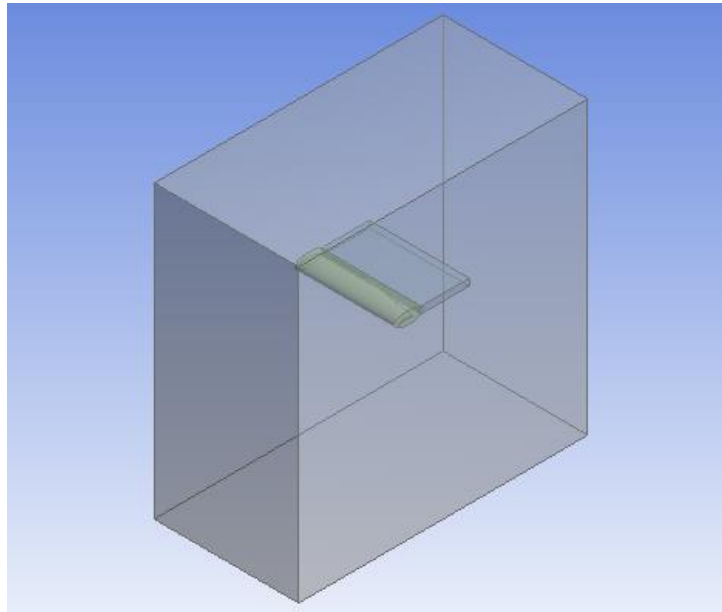
A asa reto trapezoidal, mostrada na Figura 13, foi elaborada em software CAD (a saber, *solidworks*) e importada para o Ansys através da ferramenta *DesignModeler*. Para a geração do domínio e das regiões de ao de interesse ao redor do perfil, seguiram-se os mesmos procedimentos aplicados na asa retangular, e podem ser vistos nas Figuras 14 e 15. As geometrias foram geradas segundo os dados cedidos pela equipe Aero Chico. A corda do perfil utilizado pela equipe é de 0,49 metros de comprimento. Toda a teoria consultada para a elaboração deste trabalho, examinou perfis aerodinâmicos ou asas com corda de 1 metro de comprimento. Dessa forma, espera-se que haja algum desvio nos dados obtidos entre os trabalhos consultado e o presente trabalho.

Figura 13 – Asa reto trapezoidal.



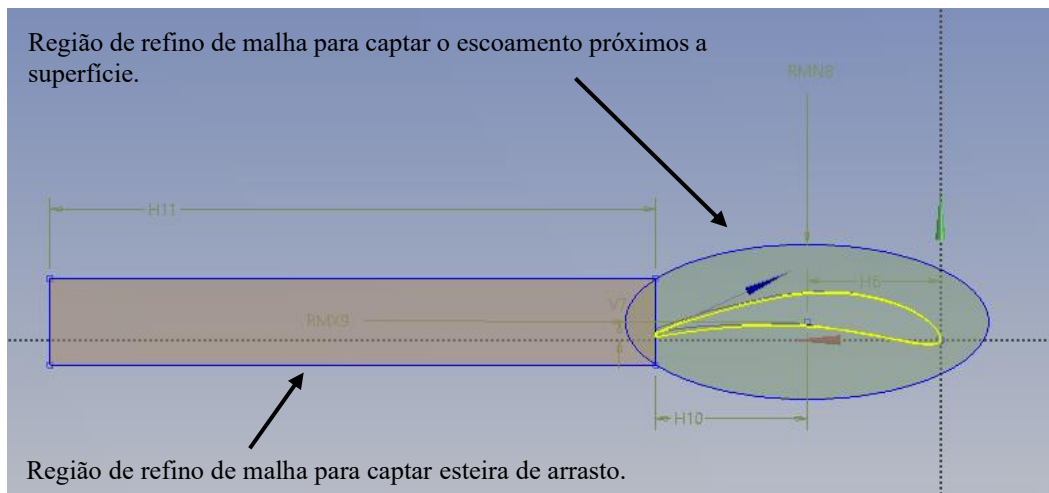
Fonte: Autor (2021).

Figura 14 – Domínio para a asa reto trapezoidal.



Fonte: Autor (2021).

Figura 15 – Regiões de refino de malha asa reto trapezoidal.



Fonte: Autor (2021).

Atenta-se também ao fato de que a asa tem a configuração reto trapezoidal (Figura 13). Esse modelo de asa é uma junção dos modelos retangular e trapezoidal. Dessa forma, suas características aerodinâmicas também devem ser diferentes daquelas previstas para os modelos retangular e trapezoidal.

3.3.1.2 Geração da Malha

Para a discretização do modelo computacional utilizou-se três ferramentas de tratamento de malha disponíveis no Ansys Meshing para garantir a maior qualidade possível. Foram elas: *body sizing*, *surface sizing* e *inflation*. O tratamento nas regiões próximas a asa indicados nas Figuras 12 e 15, foi feito utilizando a ferramenta *body sizing* (dimensionamento de corpo) tipo “corpos de influência”. Essa técnica permite que haja um controle no tamanho dos elementos presentes no interior do corpo selecionado. A utilização do *face sizing* (dimensionamento de face) tipo “tamanho do elemento” (TE), é similar ao funcionamento do *body sizing*, porém, aqui há possibilidade do refino dos elementos em contato com as superfícies selecionadas, fazendo com que haja maior densidade de elementos imediatamente próximos a geometria de interesse (DA SILVA, 2015). Por fim, a ferramenta *inflation* (inflação) tipo “espessura da primeira camada” (EPC), criará regiões referentes as camadas limites. Sua correta definição é essencial para a representação fidedigna do escoamento de fluido sobre o corpo e, conseqüentemente, maior qualidade dos resultados (ANSYS CFX 14.0 - SOLVER THEORY GUIDE, 2011).

O software Ansys disponibiliza um parâmetro para medir a qualidade da malha gerada (*metric meshing – element quality*), que, segundo o manual do software, avalia a qualidade de cada elemento da malha gerada medindo seu nível de desvio da sua forma original atribuindo notas entre zero e um. Quanto mais próximo de um, mais próximo o elemento está de sua forma original e melhor sua qualidade.

3.3.1.3 Convergência de Malha

Com as supracitadas técnicas foram geradas quatro malhas com distintos níveis de refinamento. As especificações técnicas das malhas geradas estão descritas na Tabela 1 e as métricas de qualidade de elementos na Tabela 2. Para garantir o custo benefício entre a qualidade dos resultados e o custo computacional envolvido, é realizado o estudo para determinar a independência de malha. A técnica aqui descrita e utilizada foi desenvolvida por Such (2018).

Tabela 1 – Especificações das malhas (adaptado de Such, 2018).

	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Malha 4
Detalhes gerais de malha				
Tamanho máx	0,35 m	0,3 m	0,25 m	0,2 m
Tamanho min.	0,35 m	0,3 m	0,25 m	0,2 m

Continua

Dimensionamento de corpo – Corpos de influência				
Tipo	Corpo de inf.	Corpo de inf.	Corpo de inf.	Corpo de inf.
Tamanho de ele.	0,175 m	0,15 m	0,125 m	0,1 m
Dimensionamento de face				
Tipo	TE	TE	TE	TE
Tamanho de ele.	0,005 m	0,004	0,003	0,0025
Inflação				
Tipo	EPC	EPC	EPC	EPC
Nº de camadas	20	20	20	20

Fonte: Autor (2021).

Tabela 2 – Métricas de malha.

Malha 1	
Mínimo	$5,254 \times 10^{-2}$
Máximo	0,999
Média	0,821
Desvio padrão	0,174
Nós	1.710.433
Elementos	3.679.719
Tempo para a convergência	45m
Malha 2	
Mínimo	$7,987 \times 10^{-2}$
Máximo	0,999
Média	0,837
Desvio padrão	0,171
Nós	2.648.114
Elementos	5.663.439
Tempo para a convergência	1h30m
Malha 3	
Mínimo	$5,44 \times 10^{-2}$
Máximo	0,999

Continua

Média	0,849
Desvio padrão	0,167
Nós	4.764.342
Elementos	10.135.623
Tempo para a convergência	2h30m
Malha 4	
Mínimo	$3,873 \times 10^{-2}$
Máximo	0,999
Média	0,855
Desvio padrão	0,162
Nós	6.700.917
Elementos	14.240.737
Tempo para a convergência	8h30m

Fonte: Autor (2021).

Comparando-se os resultados obtidos através das simulações utilizando as quatro malhas, observou-se o nível do desvio entre os valores e, determinando previamente uma tolerância de erro, definiu-se então a melhor malha a ser utilizada. O critério adotado para determinar a independência foi erro abaixo de 5% nos resultados. A Tabela 3 mostra os resultados obtidos através das simulações para cada malha.

Tabela 3 - Dados de pressão e forças locais e absolutas.

Malha 1		
#	Máx	Mín
Pressão Local na Asa	230,278 Pa	-272,89 Pa
Força local na direção y	$1,128 \times 10^{-2}$ N	$-7,907 \times 10^{-3}$ N
Força local na direção z	$3,19 \times 10^{-3}$ N	$-8,342 \times 10^{-3}$ N
Absolutos		
Arrasto	-10,879 N	
Sustentação	166,607 N	
Malha 2		

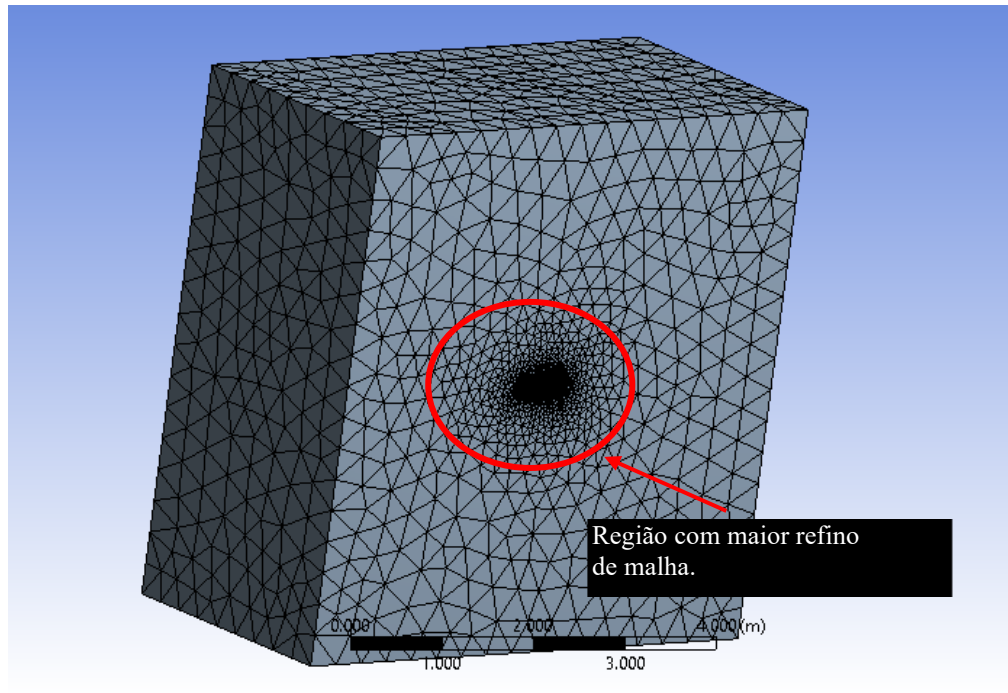
Continua

#	Máx	Mín
Pressão Local na Asa	227,677 Pa	-274,881 Pa
Força local na direção y	$8,316 \times 10^{-3}$ N	$-5,816 \times 10^{-3}$ N
Força local na direção z	$2,198 \times 10^{-3}$ N	$-5,216 \times 10^{-3}$ N
Absolutos		
Arrasto		-10,705 N
Sustentação		171,826 N
Malha 3		
#	Máx	Mín
Pressão Local na Asa	224,307 Pa	-313,555 Pa
Força na direção y	$4,581 \times 10^{-3}$ N	$-3,622 \times 10^{-3}$ N
Força na direção z	$1,313 \times 10^{-3}$ N	$-2,974 \times 10^{-3}$ N
Absoluto		
Arrasto		-10,307 N
Sustentação		180,415 N
Malha 4		
#	Máx	Mín
Pressão Local na Asa	223,264 Pa	-339,636 Pa
Força na direção y	$3,524 \times 10^{-3}$ N	$-2,930 \times 10^{-3}$ N
Força na direção z	$1,229 \times 10^{-3}$ N	$-2,235 \times 10^{-3}$ N
Asolutos		
Arrasto		-10.081 N
Sustentação		186.648 N

Fonte: Autor (2021).

Todas as malhas apresentaram erros dentro do aceitável. A malha 3 (Figura 16) foi selecionada por possuir maior refino do que as duas configurações anteriores e por apresentar resultados com apenas 3,34% de desvio dos resultados da malha mais refinada.

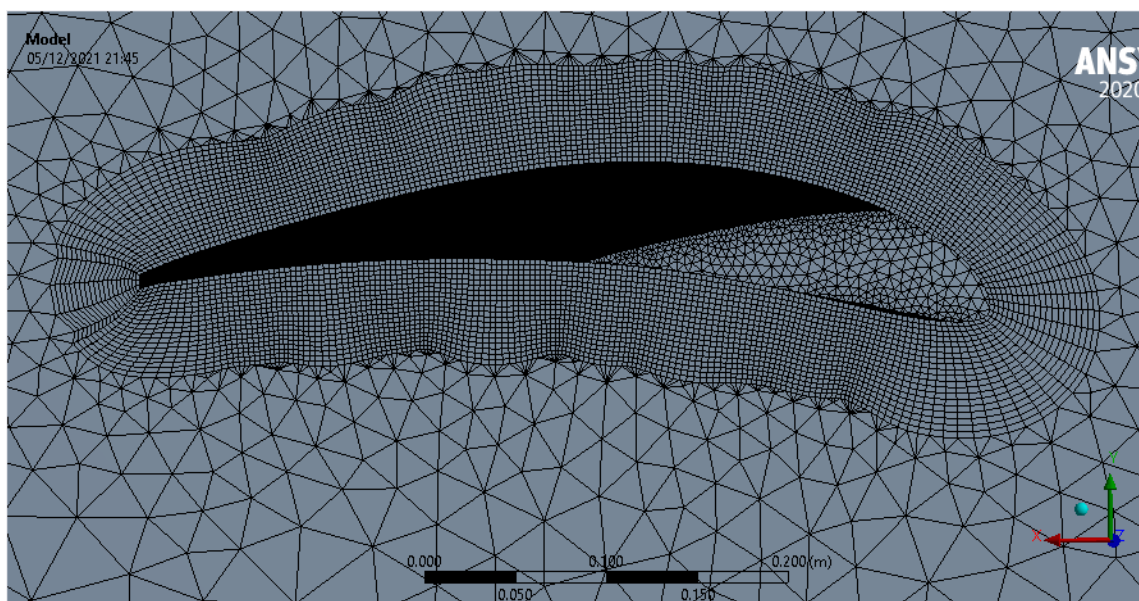
Figura 16 - Discretização do domínio (Vista superficial).



Fonte: Autor (2021).

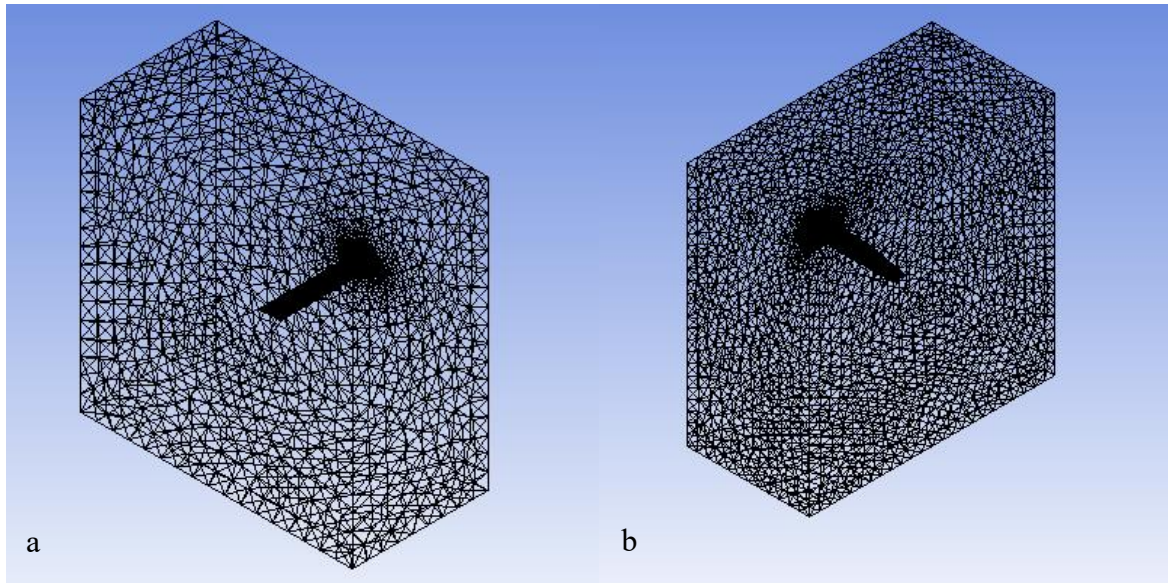
Com isso, foi garantido boa qualidade e coerência nos resultados bem como uma menor demanda de poder computacional. A Figura 17 mostra o nível de refinamento próximo a geometria da asa. Demais vistas e detalhes podem ser vistos nas Figuras 18 e 19.

Figura 17 - Região de refino de malha.



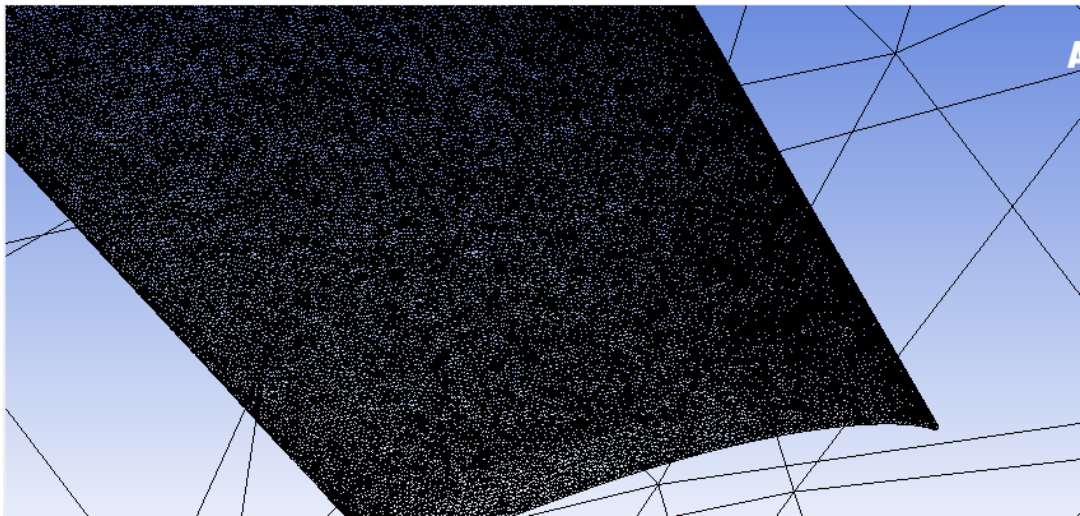
Fonte: Autor (2021).

Figura 18 - Discretização do domínio (visão volumétrica) para (a) asa retangular e (b) asa reto trapezoidal.



Fonte: Autor (2021).

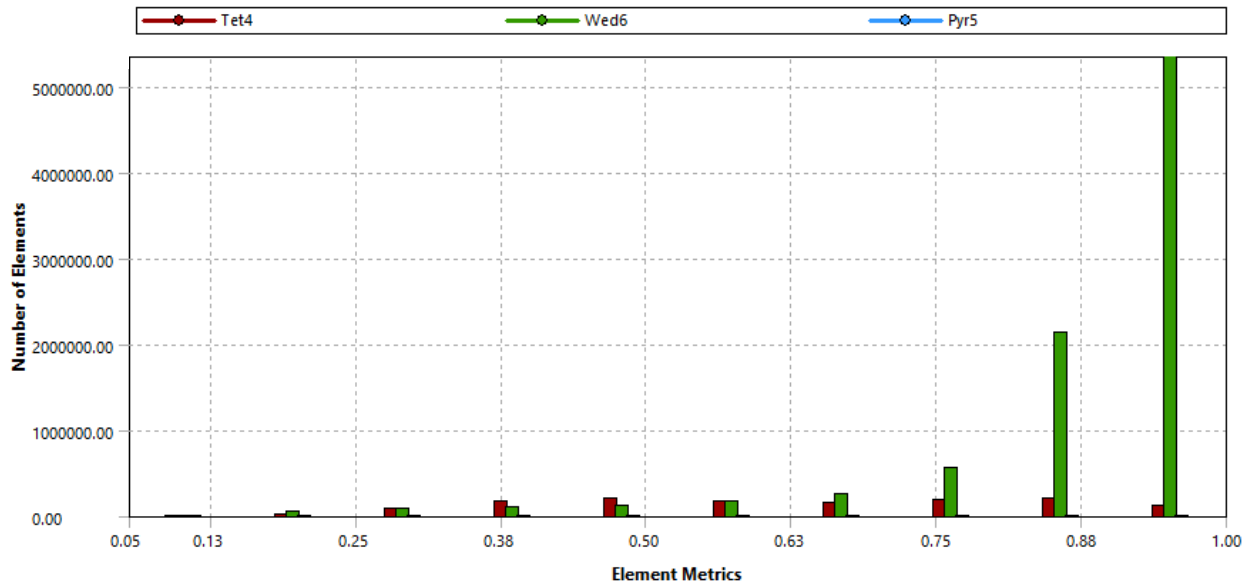
Figura 19 - Discretização local da região do domínio referente a asa reto trapezoidal.



Fonte: Autor (2021).

Os resultados de métricas de malha utilizando o critério *element quality* como descrito na seção 3.3.1.2, estão apresentados na Figura 20 e demonstram que os elementos de malha são, em sua grande maioria, hexagonais e que detêm excelente qualidade. Isso significa que a maioria dos elementos mantem sua forma original sem deformações. Essas deformações atrapalham na solução das equações e, conseqüentemente, na qualidade das análises (ANSYS CFX 14.0 - Solver Theory Guide, 2011).

Figura 20 – Métrica de qualidade de malhas.



Fonte: Autor (2021).

Na segunda etapa do pré-processamento, realizada pelo módulo CFX-PRÉ foram definidas as condições de contorno caracterizando assim a física do problema. As condições adotadas estão dispostas no Tabela 4.

Tabela 4 - Características do problema físico.

Definições Gerais	
Transferência de Calor	Nenhuma
Fluido de trabalho	Ar (25 °C)
Regime de escoamento	Turbulento
Modelo de Turbulência	$k - \epsilon$ SST
Condições de Contorno	
Inlet	18,9 m/s
Wall	Free Slip Wall
Wing	No Slip Wall
Symmetry	Symmetry

Continua

Outlet	0 pa
Controle do solucionador	
Critério de convergência – Interações	100 – 1000
Critério de convergência – Resíduos	0,00001
Resíduos	RMS
Características do Fluido	
Viscosidade	$1,82 \times 10^{-5}$ Pa.s
Massa Específica	$1,18 \times 10^{-3} \frac{kg}{m^3}$
Temperatura	25 °C
Pressão de Referência	1 Atm

Fonte: Autor (2021).

Fenômenos de natureza térmica como transferência de calor e gradientes de temperatura podem ser negligenciadas por serem desprezíveis e não exercerem influência significativa aos resultados (ZHANG, 2009, apud DA SILVA, 2015). O fluido no qual simulação se baseia é o ar atmosférico e, para manter a fidelidade aos fenômenos reais, foi adotado o ar atmosférico em condições normais de pressão e temperatura, onde suas características podem ser consultadas no Quadro 5.

O Regime de escoamento foi determinado através do número de Reynolds (R_e), considerando-se o escoamento turbulento a partir de $R_e > 5 \times 10^5$. A velocidade adotada de 18,9 m/s e o fluido como sendo o ar a 25 °C. Utilizando a equação 11, temos que o número de Reynolds é igual a $6,52 \times 10^5 > 5 \times 10^5$. Desse modo, sendo definido como escoamento turbulento, segundo o critério adotado por Çengel e Cimbala (2014). Para descrever e os efeitos turbulentos utilizou-se o modelo de turbulência $k - \epsilon$ SST.

3.3.1.4 Condições de contorno

As condições de contorno foram criteriosamente selecionadas para atender ao problema de modo que representasse de forma mais próxima possível o modelo computacional do problema real. A Figura 21 mostra as fronteiras do domínio e cada tipo de condições que foi empregada.

A região de entrada ou Inlet (*setas voltadas ao domínio*) é a região onde se iniciará o escoamento do fluido.

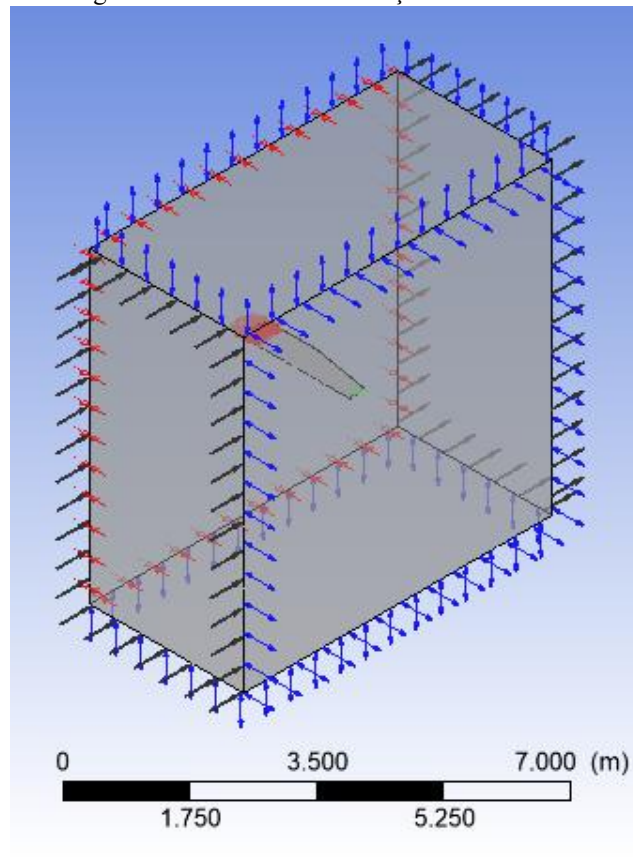
As superfícies que envolvem o volume correspondente a asa do aeromodelo (wing) foram definidas como *slip wall (smooth)*. Isso garante alguma rugosidade em uma ordem de grandeza menor que a dos elementos das superfícies, havendo redução gradativa da velocidade das camadas de fluido próximas a superfície de modo que os efeitos das tensões de cisalhamento possam agir e, dessa forma, desenvolver-se as camadas limites de velocidade próximas a superfície da asa (BROWN; DEKAY, 2004 apud DA SILVA, 2015).

A fronteira do tipo abertura ou opening (setas em azul) representa, na verdade, a ausência de fronteira. Dessa maneira evita-se o efeito de parede ao passo que força que o escoamento siga a direção e sentido no qual foi especificado na fronteira de Entrada. Em voo e, dessa forma, longe de paredes que possam influenciar no escoamento externo de fluido, a fronteira *opening* se apresenta como a mais indicada para representar os fenômenos físicos naquela região (ANSYS CFX 14.0 - SOLVER THEORY GUIDE, 2011; FRANKE ET AL. 2004).

A condição de simetria ou symmetry (setas em vermelho) é utilizada para geometrias que sejam simétricas, reduzindo os números de elementos e melhorando o desempenho computacional, visto que o problema é resolvido apenas para a semi-envergadura do modelo já que a asa é simétrica em relação ao eixo longitudinal. A ferramenta é bastante útil para esse tipo de estudo pois é feita a simulação apenas de uma asa, propagando seus resultados a segunda asa da aeronave (FRANKE, 2006).

Por fim, a condição de saída ou outlet (setas voltadas para fora do domínio) é aplicada as saídas de variáveis através das fronteiras. Para garantir a uniformidade do escoamento a pressão relativa na saída foi definida como zero.

Figura 21 - Fronteiras e condições de contorno.



Fonte: Autor (2021).

3.3.1.5 Critérios de convergência

Os critérios de convergência são utilizados para determinar a convergência das soluções das equações de conservação de massa e momento resolvidas dentro de cada volume de controle. A diferença entre os valores de duas soluções consecutivas é chamada de resíduo, que aparece sempre que a condição de conservação não for satisfeita. Adotou-se o critério RMS (*Roof Mean Squad*) como o critério de convergência por resíduos. O critério RMS utiliza a média das raízes dos resultados e compara-os. Quando o resíduo entre duas soluções consecutivas tiver na ordem de grandeza de 1×10^{-5} , a convergência ocorre.

Outra forma de convergência é por meio da quantidade de iterações (ANSYS CFX 14.0 - SOLVER THEORY GUIDE, 2011). Esse critério irá definir a quantidade máxima e mínima de iterações pelo qual o modelo precisa passar para que solução seja concluída. Aqui fora definido um mínimo de 350 e um máximo de 1000 iterações para o modelo.

3.3.2 Processamento

Na fase de processamento as variáveis apresentadas no Quadro 2 são utilizadas na solução das equações governantes descritas na seção 2. Segundo Silva (2019) Essa etapa da simulação é realizada nos módulos CFX solver que é onde, de fato, realizam-se as soluções das equações seguindo as seguintes etapas: Integração das equações diferenciais sobre todos os volumes de controle na região de interesse; Conversão das equações integradas para um sistema de equações algébricas. Solução iterativa das equações algébricas.

3.3.3 Pós-processamento

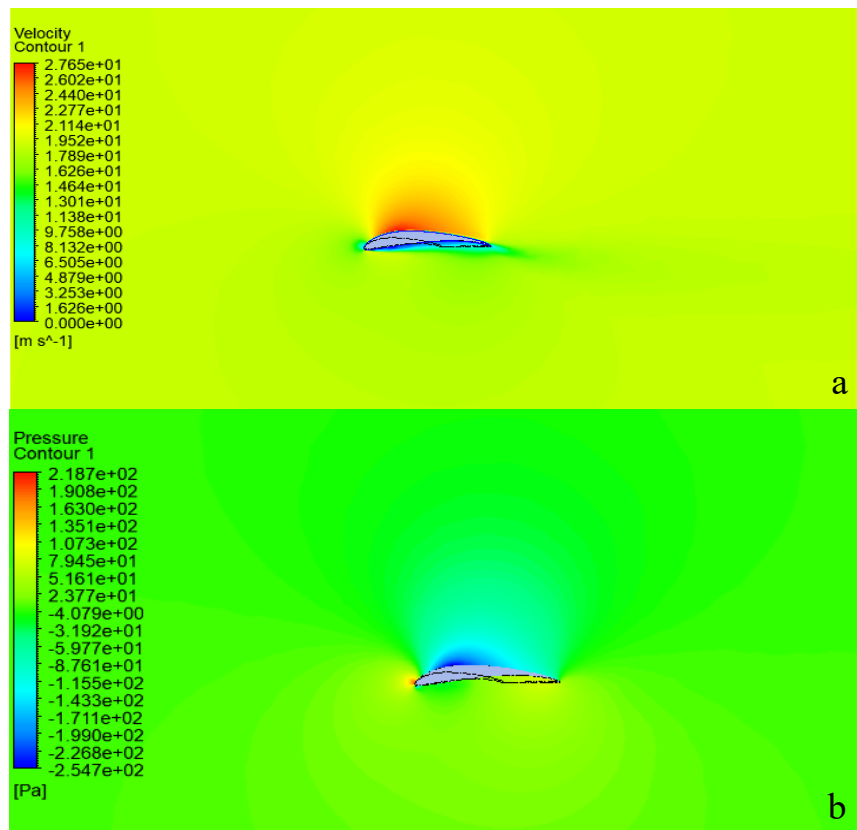
Esta é a última etapa da simulação numérica. Na fase de pós-processamento são analisados os resultados obtidos pelas simulações. O módulo do Ansys utilizado para essa tarefa é o CFX post, que nos detalha toda a solução do problema graficamente através de gráficos, visualização em 2D e 3D dos fenômenos em estudo, animações e relatórios completos com as variáveis de interesse e seus valores assumidos durante a simulação.

Após a obtenção dos resultados das simulações numéricas, são determinados os coeficientes de sustentação e arrasto bem como as forças de sustentação e arrasto, utilizando uma tabela criado no *Software* Excel, versão 2020. Esse procedimento é realizado para todos os perfis em análise. Após a obtenção dessas variáveis, é promovida uma comparação entre as características das asas retangular e reto trapezoidal através do software MATLAB (2020) e após comparação entre suas capacidades aerodinâmicas foi possível chegar a resultados satisfatórios e atingir o objetivo do trabalho.

4 RESULTADOS

A Figura 22 demonstra os campos de velocidade e pressão para a asa reto trapezoidal. Esses resultados foram obtidos através de um plano posta a 1 metro da raiz da asa. Observa-se o contraste entre os campos de velocidade e pressão de forma que as regiões onde a pressão é maior é também a região de menor velocidade e nas regiões onde a pressão atua com menor intensidade, observa-se maior velocidade nessas mesmas regiões. Esse comportamento já era previsto pela teoria fluidodinâmica.

Figura 22 – Asa reto trapezoidal: (a) Campo de velocidade (b) Campo de pressão.



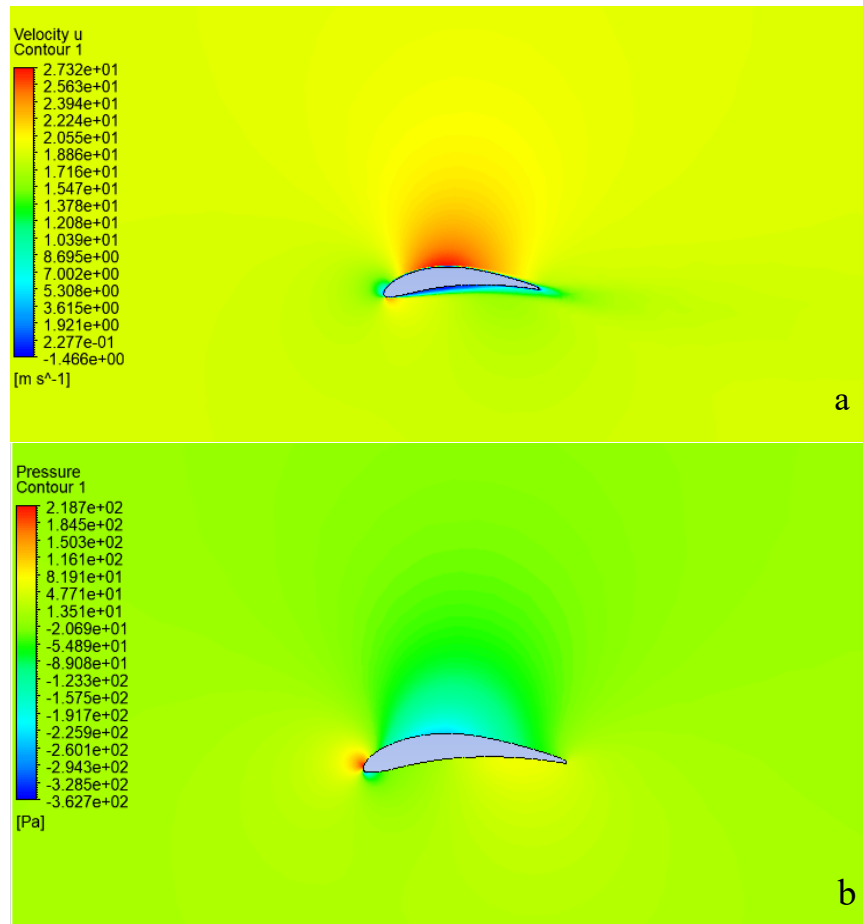
Fonte: Autor (2021).

A partir da imagem é possível observar regiões grande importância pelas suas contribuições nas capacidades aerodinâmicas da asa. A primeira delas é a região de estagnação, localizada no bordo de ataque da asa, onde parte do fluido para de fluir devido ao choque contra a estrutura. Percebe-se que a velocidade nessa região é de ordem muito pequena ao passo que a pressão se destaca pela sua grande participação.

A segunda região é logo após o bordo de fuga, onde percebe-se que a velocidade decai grandemente quando o fluido não mais consegue acompanhar a geometria da superfície, indicando uma alta pressão presente naquele local. Isso ocorre por que é nessa região que se inicia o descolamento do escoamento, a criação de vórtices e a formação da esteira de arrasto.

A Figura 23 traz os resultados obtidos dos campos de velocidade e pressão agora para a asa retangular. O comportamento é bastante similar ao apresentado na figura 22, sem variações apreciáveis.

Figura 23 - (a) Campo de velocidade (b) Campo de pressão.



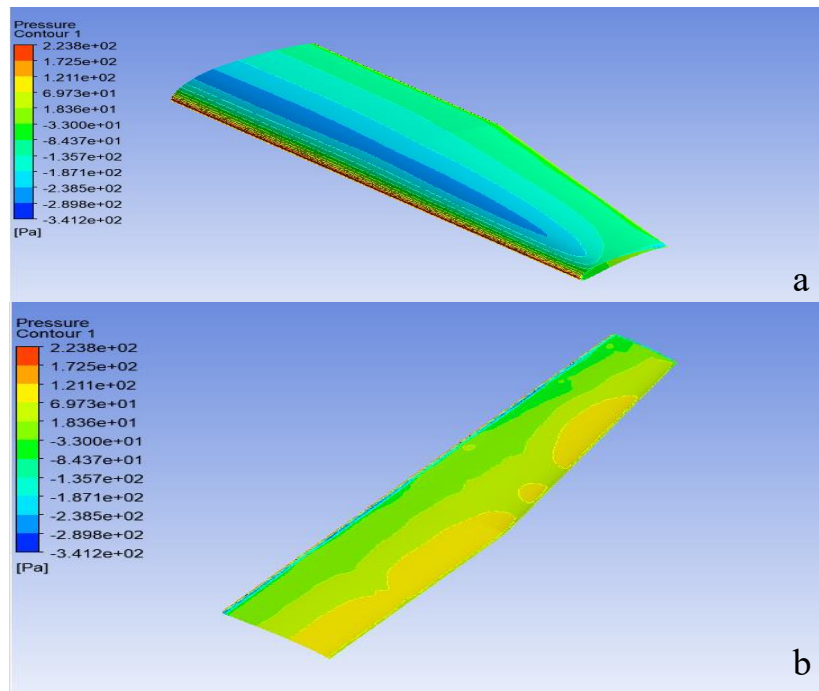
Fonte: Autor (2021).

A Figura 24 mostra a distribuição de pressão pela superfície da asa retangular. Percebe-se que no extradorso da asa existe a predominância das regiões de coloração azul e verde no meio da superfície.

Regiões de coloração amarela podem ser vistas próximas ao bordo de fuga da asa. Regiões em vermelho são verificadas no bordo de ataque. O extradorso da asa exhibe coloração predominantemente amarela, indicando que naquela região há maior pressão do que na região acima. O resultado dessa diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa é o surgimento de forças aerodinâmicas que iram atuar indo do ponto de maior pressão para o ponto de menor pressão. Para o presente caso, iram surgir forças na direção de baixo para cima por toda a extensão da superfície da asa. São essas forças que irão fazer com que o protótipo saia do chão e são elas que o sustentam no ar, como também é previsto e descrito na literatura.

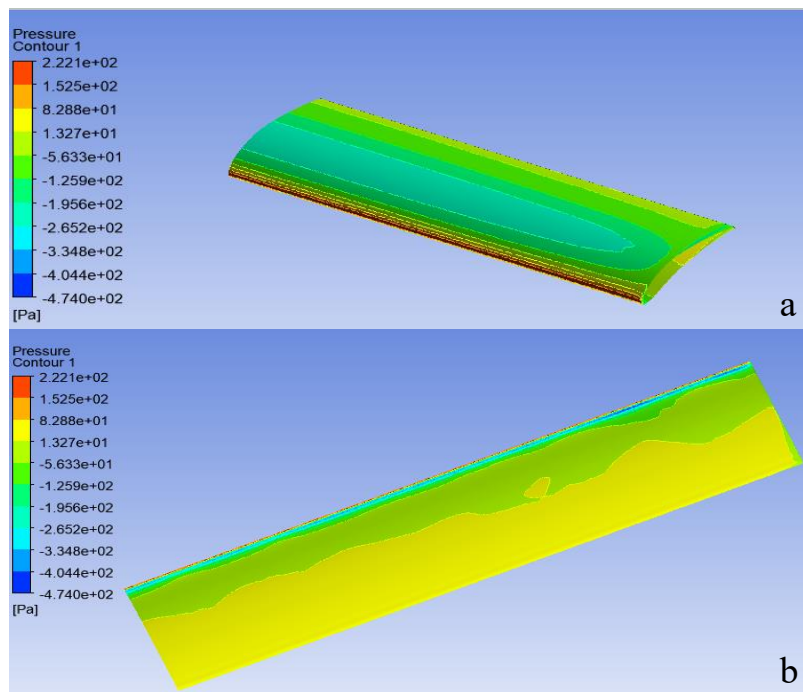
Na Figura 25 observa-se regiões semelhantes e o mesmo padrão de desenvolvimento de pressão mostrado na Figura 24. Porém, percebe-se diferenças nessas distribuições. No extradorso da asa reto trapezoidal as regiões com pressões menores do que aquelas apresentadas pela asa retangular.

Figura 24 – Asa reto trapezoidal: (a) Variação da pressão no extradorso da asa (b) Variação da pressão no intradorso da asa.



Fonte: Autor (2021).

Figura 25 – Asa Retangular: (a) Variação da pressão no extradorso da asa (b) Variação da pressão no intradorso da asa.

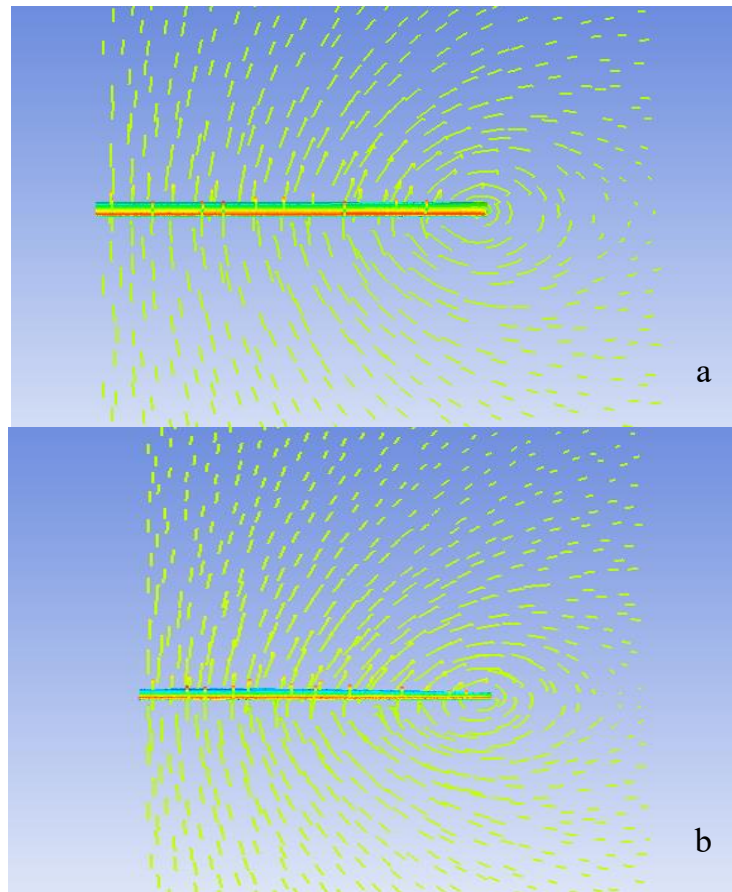


Fonte: Autor (2021).

No intradorso, por sua vez, há a presença significativa de regiões amarelas e verdes, apontando que nessa região a pressão é menor do que a vista na asa retangular.

A avaliação das Figuras 24 e 25 evidenciam a existência de gradientes de pressão entre o intradorso e extradorso das asas retangular e reto trapezoidal, e conseqüentemente, forças de sustentação. Se houverem regiões no extradorso com maiores pressões do que no intradorso, uma parcela de massa de ar realiza uma manobra de fuga no sentido raiz-ponta, acelerando-se para cima quando não se encontra mais com camadas em contato com a superfície da asa. Esse movimento acaba por perturbar o campo de escoamento e, conseqüentemente, a distribuição de pressão no extradorso. O resultado desse movimento pode ser visto na Figura 26 em um fenômeno conhecido como arrasto de ponta de asa ou induzido, por ser um tipo de arrasto de pressão derivado da geração de sustentação e que é caracterizado pela presença de vórtices.

Figura 26 – Vórtices de ponta de asa. (a) retangular (b) reto trapezoidal.

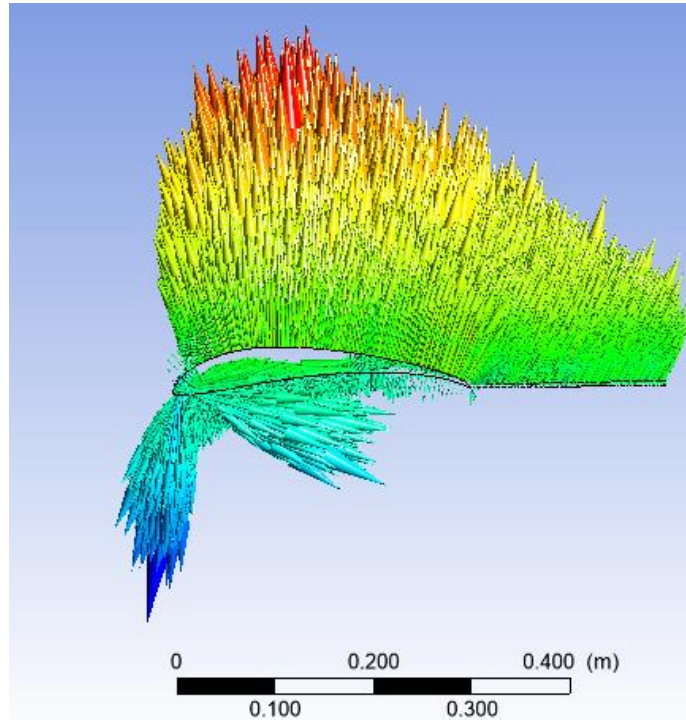


Fonte: Autor (2021).

O arrasto induzido é mais intenso na asa reto trapezoidal (Figura 23b) do que na asa retangular (Figura 23a), o que contradiz a teoria vigente. Este fator influencia negativamente na eficiência aerodinâmica da asa, porém, pode ser mitigado com o aumento da envergadura da mesma ou a adoção da configuração elíptica para a asa.

A distribuição da força de sustentação sobre a asa reto trapezoidal é mostrada na Figura 27.

Figura 27 – Distribuição da força de sustentação asa reto trapezoidal.

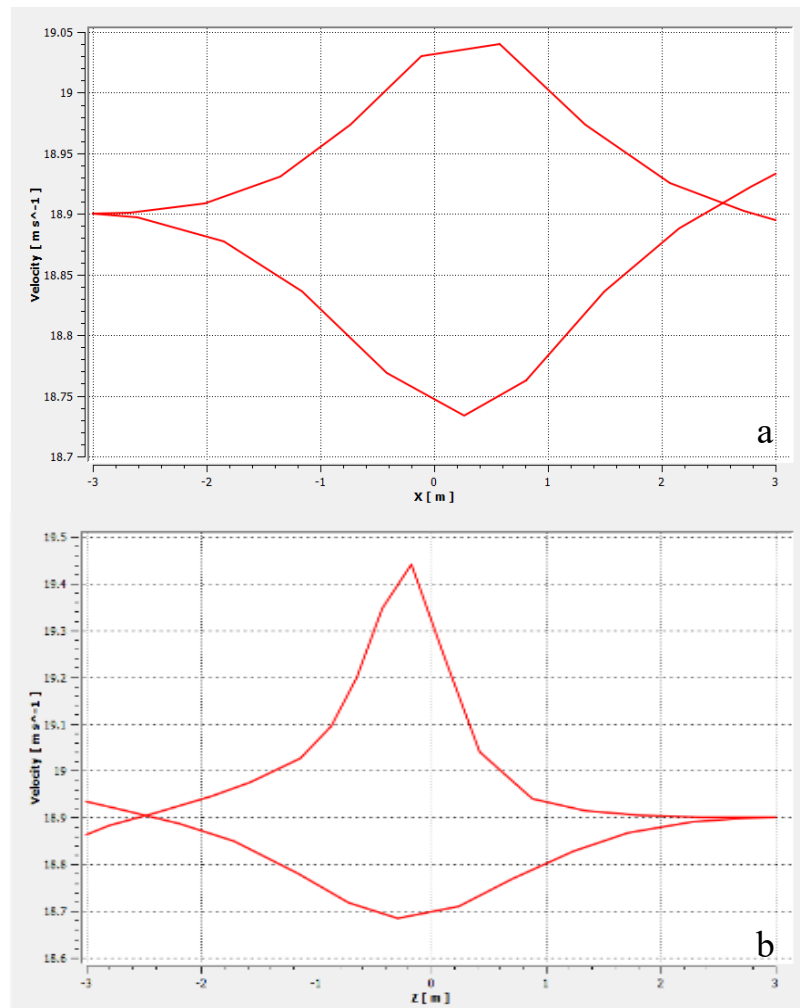


Fonte: Autor (2021).

Pode-se perceber a sua semelhança com a Figura 3, onde é demonstrado o fenômeno de forma teórica. As regiões que possuem a coloração entre o verde e o vermelho representam uma componente positiva de força. As regiões em azul são formadas por componentes negativas de força.

A Figura 28 mostram as variações de velocidade ao longo do domínio. As curvas foram traçadas a partir de duas linhas de corrente que percorreram caminhos diferentes entre a entrada e saída do domínio: a primeira por cima e a segunda por baixo das asas. As alterações no gráfico ocorrem quando as linhas de corrente se aproximam das asas e os efeitos de sua presença são sentidos. As curvas traçadas demonstram que o ar experimenta uma aceleração para dentro na região do extradorso pois o escoamento acompanha a geometria da asa. Pela curvatura mais acentuada no intradorso da asa, ocorre uma aceleração para fora, havendo descolamento do escoamento, como fora previsto na teoria.

Figura 28 - Variação da velocidade ao longo do domínio. (a) asa retangular (b) asa reto trapezoidal.



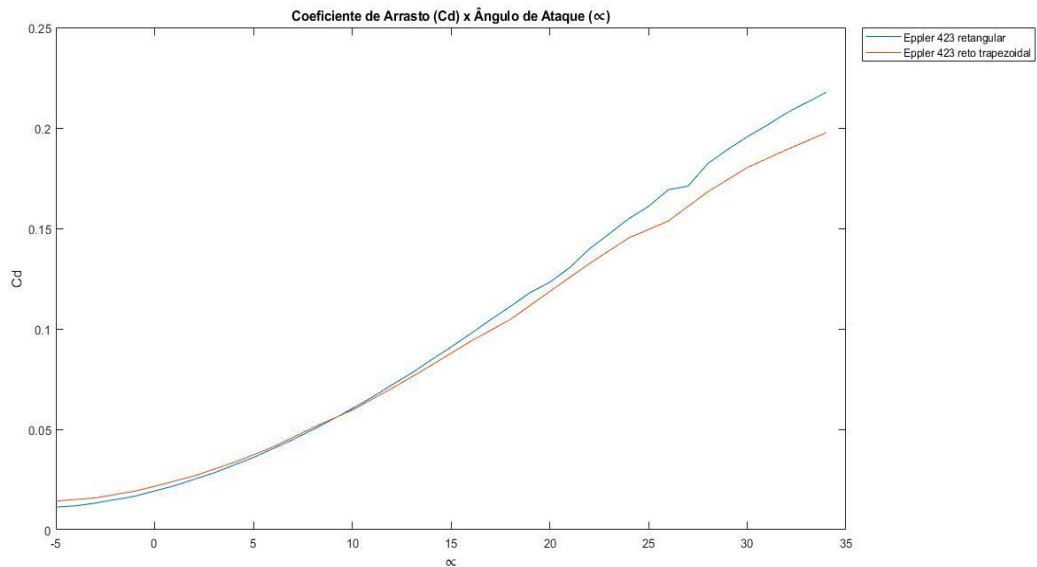
Fonte: Autor (2021).

Analisando os gráficos podemos notar que na Figura 28b a curva apresenta um pico muito bem definido e seu crescimento e decaimento são mais acentuados do que na Fig. 28a, onde percebe-se um pico quase achatado, indicando que o escoamento e a velocidade são mais estáveis na asa retangular. Como demonstrado anteriormente, o arrasto induzido contribui para este cenário. As curvas de pressão são quase um espelhamento invertido das curvas de velocidade.

Os resultados obtidos através da simulação numérica evidenciam uma melhor performance da asa do tipo reto trapezoidal em comparação a asa do tipo retangular. A Figura 29 demonstra a evolução do coeficiente de arrasto com o ângulo de ataque para ambas configurações de asas. A capacidade de gerar arrasto se mostra levemente superior na asa reto trapezoidal até a altura dos 5°, quando as curvas se confundem, entre 5° e 10°. A partir dos 10° os valores

do coeficiente de arrasto da asa retangular assumem valores mais elevados até o final da experimentação.

Figura 29 – Coeficiente de arrasto (C_D) x ângulo de ataque (α).

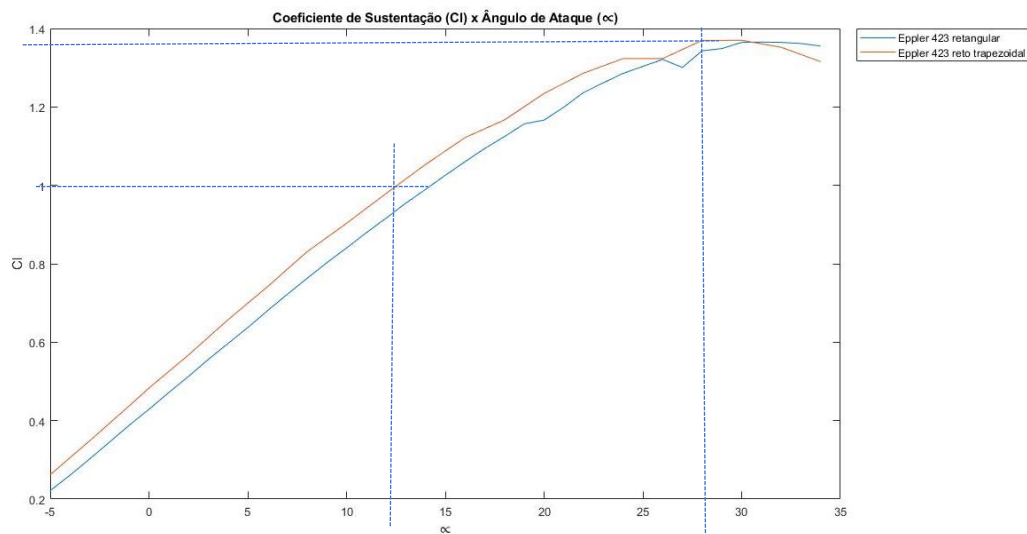


Fonte: Autor (2021).

A Figura 30 ilustra a evolução do coeficiente de sustentação com o crescimento gradual do ângulo de ataque. A partir da análise do gráfico constata-se a superioridade da asa reto trapezoidal em relação a asa retangular na capacidade de gerar sustentação, com uma pequena região do gráfico onde a asa retangular se sobrepõe. No entanto, é apenas por um pequeno espectro de ângulos de ataque, insuficiente para rivalizar com os resultados da asa reto trapezoidal.

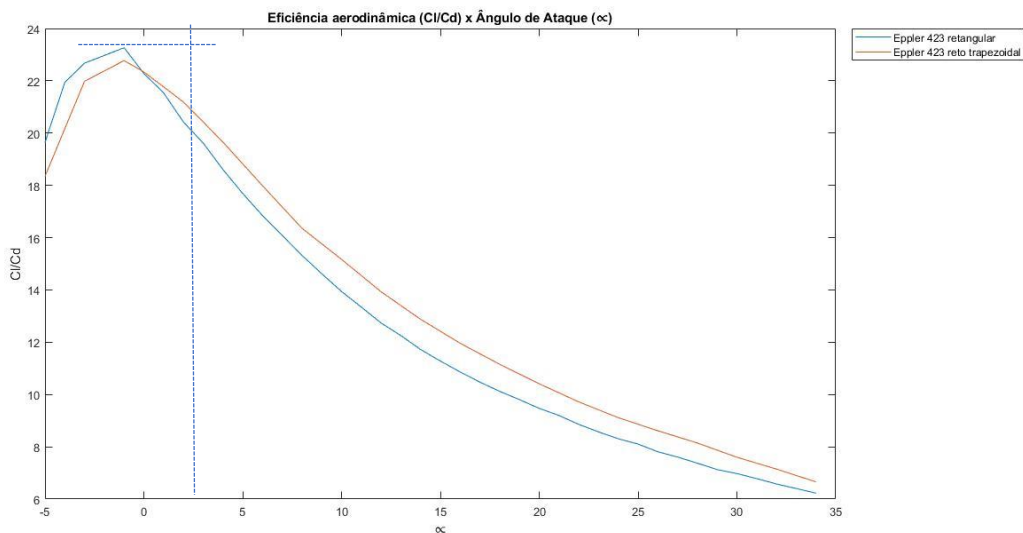
A Figura 31 trata dos dados referentes a eficiência aerodinâmica das asas. Constata-se a as melhores relações C_L/C_D presentes também na asa reto trapezoidal. Analisando o gráfico, percebe-se que a asa retangular apresenta melhores valores de coeficiente aerodinâmico nos primeiros valores de ângulo de ataque, alcançando seu pico em -1° . Esse é o ponto de maior eficiência aerodinâmica de ambas as asas. Porém, a asa reto trapezoidal apresenta valores superiores de eficiência aerodinâmica em 80% do intervalo do ângulo de ataque.

Figura 30 – Coeficiente de sustentação (C_L) x ângulo de ataque (α).



Fonte: Autor (2021).

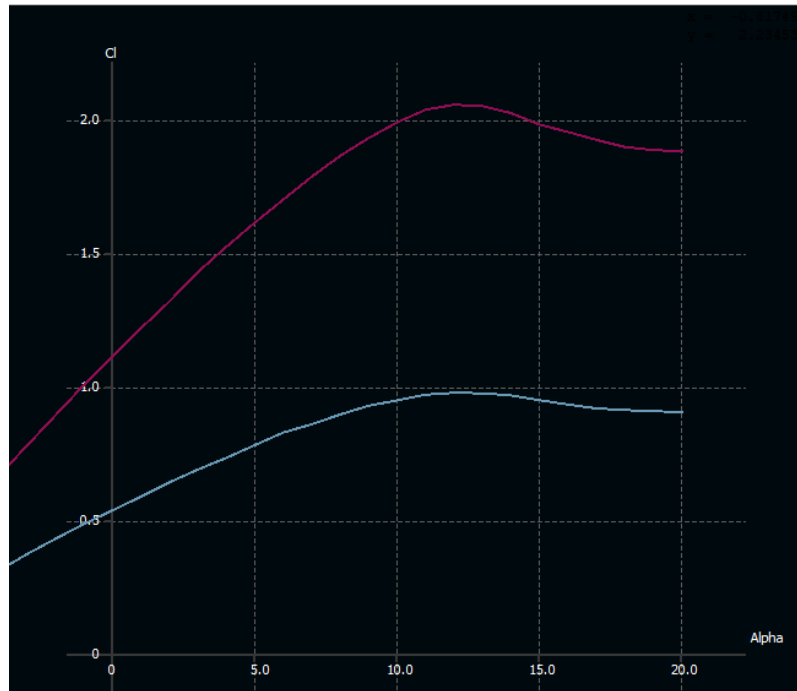
Figura 31 – Eficiência aerodinâmica (C_L/C_D) x ângulo de ataque (α).



Fonte: Autor (2021).

A Figura 32 mostra o gráfico C_L x α para perfil aerodinâmico com cordas de 1 (vermelho) e 0,49 (azul) metros dentro de um leque entre -5° a 20° . Através da comparação com a Figura 25 percebe-se que os pontos de máximo e de estabilização ocorrem em ângulos diferentes. Enquanto na simulação com a asa é necessário um ângulo de ataque de 27° na simulação feita com o perfil aerodinâmico o ponto de máximo ocorre aos $12,5^\circ$. Os valores do coeficiente de sustentação máximos também diferem em torno de 35%. Em comparação com os valores do coeficiente de sustentação da asa apresentado aos $12,5^\circ$ é próximo ao apresentado pelo perfil aerodinâmico.

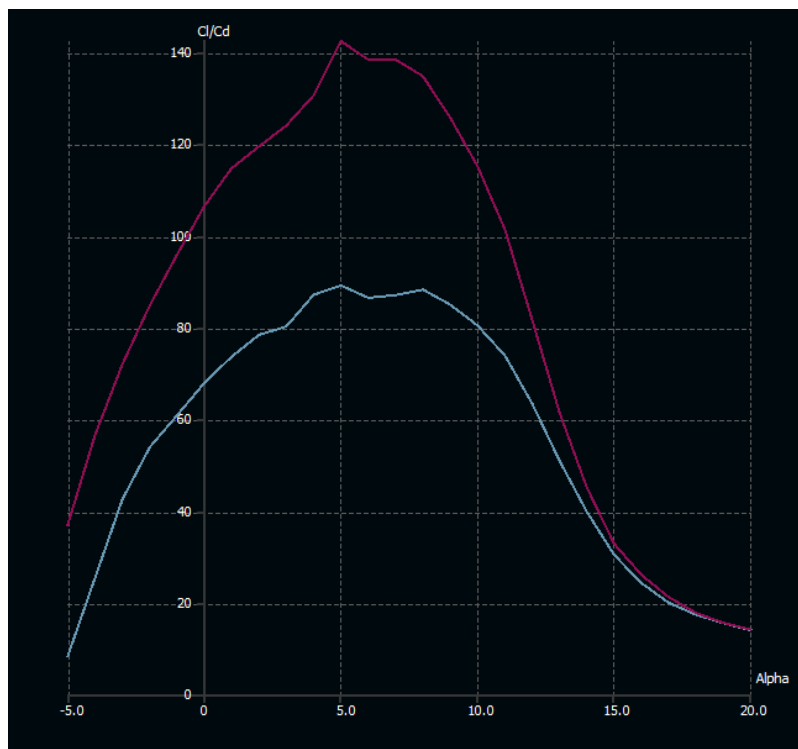
Figura 32 - $C_L \times \alpha$ (perfil aerodinâmico).



Fonte: Autor (2021).

A figura 33 mostra o gráfico que relaciona $C_L/C_D \times \alpha$ feito através do software XFLR5 com o perfil aerodinâmico com 1 metro (vermelho) e 0,49 metros (azul).

Figura 33 - $C_L/C_D \times \alpha$ (perfil aerodinâmico).



Fonte: Autor (2021).

A maior relação observada ocorre ao 5° no valor de, aproximadamente, 90. Os resultados da Figura 33 apontam que a maior eficiência aerodinâmica ocorre a -1° atingindo um valor máximo de 23. Percebe-se uma diferença considerável entre os valores encontrados.

Utilizando os resultados do perfil aerodinâmico com 1 metro de corda para a realização das análises comparativas as discrepâncias se tornam ainda maiores. Dessa forma realizou-se as comparações somente entre os resultados do perfil aerodinâmico com corda de 0,49 metros e os resultados da asa reto trapezoidal.

Alguns fatores que possivelmente contribuíram para que houvessem diferença nos resultados, são: o fluido utilizado pelo software XFLR 5 (ar como gás ideal) e a quantidade de dimensões envolvidas nos modelos de asa e do perfil aerodinâmico.

5 CONCLUSÕES

Após inúmeras simulações criteriosas e utilizando diversas configurações do modelo proposto, foi selecionada a malha 3 por agregar qualidade e custo computacional. A partir das análises dos resultados obtidos através dos estudos numéricos conclui-se que a asa reto trapezoidal de perfil Eppler 423 é superior a asa retangular de perfil Eppler 423 em todos os parâmetros analisados e, principalmente, em eficiência aerodinâmica, alinhando maior sustentação ao aeromodelo com menor arrasto associado. Quantitativamente, observa-se um ganho de 6%, considerando-se o ângulo de maior eficiência aerodinâmica de -1° , nos valores de coeficiente de sustentação e eficiência aerodinâmica. Para o coeficiente de arrasto não houve variação significativa.

A mudança na geometria da asa foi o fator determinante para se atingir os resultados aqui expostos. A redução gradual da corda da asa a partir de determinado ponto da envergadura fez com que houvesse uma redução também da área de contato com entre fluido e estrutura de forma a minimizar os efeitos do arrasto e aumentassem os efeitos da sustentação visto que a área na qual a pressão é distribuída torna-se menor na asa reto trapezoidal. Em contrapartida, o arrasto induzido se mostrou maior nessa configuração é maior nessa configuração de asa fazendo com que surja uma componente de arrasto de pressão de maior magnitude na asa reto trapezoidal em relação a asa retangular.

Ao realizar o confronto entre os resultados de um modelo em duas dimensões, representado pelo perfil aerodinâmico Eppler 423, e do modelo em três dimensões, representado pela asa reto trapezoidal, encontramos diferenças consideráveis no que diz respeito os ângulos que

proporcionam maior capacidade de gerar sustentação e, principalmente, eficiência aerodinâmica. Essas diferenças podem ser fruto da configuração do fluido utilizado, da dimensão extra presente na asa e até mesmo de erros no processo experimental numérico.

Por fim, fica exposto através dos resultados obtidos nesse trabalho que a equipe Aero Chico agiu de forma acertada ao realizar a substituição de seu modelo de asa retangular pela modelo otimizado de configuração reto trapezoidal, garantindo ganhos que garantiram melhor qualidade de voo e performance para as próximas competições.

7 RECOMENDAÇÕES DE TRABALHOS FUTUROS

Alguns pontos tratados nesse estudo ainda merecem que nos debrucemos sobre eles. Recomenda-se, para trabalhos futuros, uma análise de propagação de erros e tratamento estatístico dos dados. Recomenda-se a análise do *gap* encontrado no bordo de fuga, adotando parâmetros de crescimento e acompanhamento dos resultados visando a melhoria do desempenho da asa. Recomenda-se por fim, realizar um estudo comparativo utilizando o conceito de “alongamento” (razão entre a envergadura pela corda da asa) de forma a se confrontar asas com o mesmo valor de alongamento.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANSYS CFX 14.0 - Solver Theory Guide, 2011.

ALIZADEH, M.; SADRAMELI, S. M. **Numerical modeling and optimization of thermal comfort in building: central composite design and CFD simulation.** Energy and Buildings, v. 164, p. 187-202, 2018.

BROWN, G. Z.; DEKAY, M. **Sol, vento e luz: estratégias para o projeto de arquitetura.** 2. Ed., Porto Alegre: Bookman, 2004.

Camargo, Eduardo Breitenbach. **Simulação computacional do perfil aerodinâmico Eppler 423 variando o ângulo de ataque.** Tcc (Engenharia Mecânica) - Faculdade Horizontina. Horizontina – RS, p. 56. 2017.

ÇENGEL, Y.A.; CIMBALA, J.M. **Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações**, 1ª Edição, Editora McGrawHill, 2007.

CÓSTOLA, Daniel; Alucci, Marcia Peinado. Aplicação de CFD para o cálculo de coeficientes de pressão externos nas aberturas de um edifício. Ambiente construído. Porto Alegre. v. 11, n.1, p. 145-158, jan./mar. 2011.

DAMBROZ, Giovani prates bisso. **Obtenção de coeficientes aerodinâmicos em simulação computacional de escoamento externo.** TCC (Engenharia mecânica) - Universidade Regional do Noroeste do Estado do Rio Grande do Sul. Panambi – RS, p. 68. 2019.

DA SILVA, Lorena D'Arc Tork. **Investigação do uso e da aplicação das técnicas cfd para estudo e análise de ventilação natural por ação dos ventos em espaços urbanos.** 2015. 117 F. Dissertação (Mestrado em arquitetura e Urbanismo) – Universidade Federal de Viçosa, Belo Horizonte, 2015.

ESSS. **Blog ESSS**, 2020. O método dos volumes finitos. Disponível em: <<https://www.esss.co/blog/o-metodo-de-volumes-finitos/>>. Acesso em 27 de Jul. de 2020.

FOX, R.W; MCDONALD, A.T. and PRITCHARD, P.J..**Introdução à Mecânica dos Fluidos**, 6ª Edição, Editora LTC, 2010.

FRANKE, J. **Recommendations of the COST action C14 on the use of CFD in predicting pedestrian wind environment**. The Fourth International Symposium on Computational Wind Engineering (CWE 2006), Yokohama, 2006.

F. R. Menter. "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications". AIAA Journal. 32(8). 1598 - 1605. August 1994.

H, Vegini-Lioi; VIEIRA, M.S.P. ; CAMARGO, MSc.Silas. Análises em CFD para a determinação do perfil de asa a ser utilizado em aeronave desenvolvida para a competição Sae brasil Aerodesign. XXII Encontro Latino Americano de Iniciação Científica, XVIII Encontro Latino Americano de Pós-Graduação e VIII Encontro de Iniciação à Docência, São José dos Campos – SP.

JUNIOR, Luiz Justino da silva; COSTA, Flávio Pietrobon. Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A004.29. **Revista Brasileira Tecnológicas Aplicada**. Ponta Grossa – PR, v. 3, n. 2, p. 1-18, nov./dez. 2016.

JÚNIOR, M. M. de A.; REIS, M. N. E.; MARINHO, P. F.; VELOSO, C. A. de S.; PAULA, T. H. B. Estudo numérico de perfil aerodinâmico. CILAMCE 2016 Proceedings of the XXXVII Iberian Latin-American Congress on Computational Methods in Engineering Suzana Moreira Ávila, ABMEC, Brasília - DF, November 6-9, 2016.

JÚNIOR, Rimberg Antônio Tavares; LOUREIRO, Eduardo César Miranda. Análise de Interação Fluido-Estrutura na Asa de uma Aeronave Não Tripulada. **Revista de Engenharia e Pesquisa Aplicada**, Recife – PE, Vol. 3, Nº.2, p. 1-11. 2018.

LABOZZETO, Ricardo Luiz. **Modelo de Spalart-Allmaras modificado com modelagem alternativa para a escala de comprimento**. Tese (Doutorado em ciências) – Universidade de São Paulo, Escola Politécnica. São Paulo, p. 82. 2016.

LACASSA, Alexandre de. Refinamento de Malhas Isotrópicas e Anisotrópicas e simplificação de Malhas Isotrópicas. Dissertação (Ciência da computação e matemática computacional). São Carlos. p, 67. 2007.

MALISKA, Clovis R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional: Fundamentos e coordenadas generalizadas**. 1ª ed. Santa Catarina: LTC, 1995.

PAITAN, Cesar Augusto Torres; JUNIOR, Euripedes Do Amaral Vargas. **Modelagem Numérica De Fluxo Em Meios Fraturados E Meios Porosos Fraturados**. Dissertação (engenharia Civil). Rio de Janeiro, 2013.

RAVIKUMAR, P.; PRAKASH, D. **Analysis of thermal comfort in an office room by varying the dimensions of the windows on adjacent walls using CFD: A case study based on numerical simulation**, Building simulation, v. 2, p. 187-196, 2009.

RESENDE, O. C. de. The evolution of the aerodynamic design tools and transport aircraft wings at Embraer. J. Braz. Soc. Mech. Sci. & Eng., Rio de Janeiro, v. 26, n. 4, p. 379-389, Dec. 2004. Available from <http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1678-58782004000400004&lng=en&nrm=iso>. Access on 21 July 2020. <http://dx.doi.org/10.1590/S1678-58782004000400004>.

REZENDE, André Luiz Tenório. **Análise Numérica Da Bolha De Separação Do escoamento Turbulento Sobre Placa Plana Fina Inclinada**. Tese de Doutorado (Engenharia Mecânica). Rio de Janeiro, 2009.

RODRIGUES, Bruno Quadros; JÚNIOR, Nide Geraldo do Couto R. F. Análise de malhas computacionais em torno de peças de interesse em engenharia aeronáutica. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos – SP.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. 1ª Edição. Salto – SP: Edição do autor, 2014.

SAE BRASIL AERODESIGN. **SAE BRASIL**, 2020. Página inicial. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>>. Acesso em 27 de Jul. de 2020.

SCHNEIDER, Fábio Alencar; MALISKA, Clovis Raimundo. Uma formulação em volumes finitos usando malhas não-estruturadas. Florianópolis – SC, p. 10. S.d.

SILVA, Cristiano Vitorino. **Introdução ao Ansys CFX**. Edição única (Digital). Erechim – RS: URI- Universidade Integrada Do Alto Uruguai E Das Missões, 2019.

SILVA, J. M. H. **Avaliação do efeito de interferência de obstáculos no escoamento atmosférico sobre o mar**: caso de estudo da ilha Berlenga. Universidade de Lisboa, 2013. Mestrado Integrado em Engenharia da Energia e do Ambiente. Dissertação de mestrado.

SILVA, Thiago Feijó da; GUIMARÃES, Jean Maurice Correa; SILVA, Bruna Gomes da; PINTO, Waldir Terra. Mostra da produção Universitária. 14, 2015, Rio Grande. Análise de Perfis Aerodinâmicos. Rio Grande, 26-29 de 2015. p. 1-2.

SOUZA, José Francisco Almeida de; OLIVEIRA, Leopoldo Rota de; AZEVEDO, José Luiz Lima de; SOARES, Ivan Dias; MATA, Mauricio Magalhães. Uma revisão sobre a turbulência e sua modelagem. **Revista Brasileira de Geofísica**. p.1-21.

SUCH, Matheus Rosa. **Análise aerodinâmica de um veículo de eficiência energética**. 2018. 52 F. Monografia (Graduação em engenharia mecânica) – Faculdade de Engenharia automotiva – Universidade Federal de Santa Catarina, Santa Catarina, 2018.

VISCONTI, João Pedro Portella Guedes. **Estudo inicial de um veículo aéreo não tripulado do tipo tilt-rotor**. TCC (Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia, Programa de Graduação em Engenharia Mecânica. Juiz de Fora, p. 63. 2016.

WELTNER, Klaus; INGELMAN-SUNDBERG, Martin; ESPERIDIÃO, Antônio Sergio e MIRANDA, Paulo. A Dinâmica dos Fluidos Complementada e a Sustentação da Asa. **Revista Brasileira de Ensino de Física**, Salvador – Ba, vol. 23, no. 4, dezembro, 2001.

ZHANG, X. **CFD simulation of neutral ABL flows**. Riso National Laboratory for Sustainable Energy. Technical University of Denmark. Roskilde, Denmark. April, 2009.