

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ

ALAN LEUZENSKI

**ESTUDO NUMÉRICO DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO EM UMA ASA DE
ALUMÍNIO UTILIZANDO UMA ANÁLISE FLUIDO-ESTRUTURAL PARTICIONADA
ACOPLADA EM DUAS VIAS**

PONTA GROSSA

2021

ALAN LEUZENSKI

**ESTUDO NUMÉRICO DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO EM UMA ASA DE
ALUMÍNIO UTILIZANDO UMA ANÁLISE FLUIDO-ESTRUTURAL PARTICIONADA
ACOPLADA EM DUAS VIAS**

**Numerical study of lift and drag in a wing using a partitioned fluid-structure
analysis coupled in two-ways**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, do Departamento Acadêmico de Mecânica, da Universidade Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR).

Orientador: Prof. Dr. Rodrigo Villaca Santos

PONTA GROSSA

2021



[4.0 Internacional](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/)

Esta licença permite download e compartilhamento do trabalho desde que sejam atribuídos créditos ao(s) autor(es), sem a possibilidade de alterá-lo ou utilizá-lo para fins comerciais. Conteúdos elaborados por terceiros, citados e referenciados nesta obra não são cobertos pela licença.

ALAN LEUZENSKI

**ESTUDO NUMÉRICO DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO EM UMA ASA DE
ALUMÍNIO UTILIZANDO UMA ANÁLISE FLUIDO-ESTRUTURAL PARTICIONADA
ACOPLADA EM DUAS VIAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, do Departamento Acadêmico de Mecânica, da Universidade Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR).

Data de aprovação: 10/dezembro/2021

Rodrigo Villaca Santos
Doutorado
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

Luiz Eduardo Melo Lima
Doutorado
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

Marcelo Vasconcelos de Carvalho
Doutorado
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

PONTA GROSSA

2021

Dedico este trabalho às pessoas que estiveram próximas a mim, aos professores que transbordaram conhecimento ao longo dos anos e à minha família, que me deu apoio desde o início desta batalha por um futuro.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer aos professores, funcionários e adicionais colaboradores da UTFPR e de todo o sistema de ensino público nacional. Sem eles eu não estaria realizando o sonho de uma criança que adorava entender como os mecanismos funcionam.

Agradeço também à minha mãe, que me deu toda família que eu precisei em um só coração. Aos meus irmãos, que me inspiraram por meio da admiração que recebi por chegar aonde estou e também pelo carinho que temos em nossos relacionamentos.

Ao meu futuro, que muito ouço ser promissor e tenho esperança que hajam diversos problemas no caminho, para que possa resolvê-los com graça e adquirir experiência.

Ao meu orientador, que viu oportunidade de ensinar algo que ainda não sabia a partir de tudo o que já conhecia. Sua ajuda me deu o direcionamento que eu precisava para seguir um sonho, e aplicar tecnologia de ponta em meu dia-a-dia para agregar valor ao meu trabalho.

RESUMO

A aviação foi um grande marco para a história, pois reduziu significativamente o tempo de viagem entre uma origem e um destino. Junto com a importância do transporte de pessoas e cargas, vem o foco em estudos de confiabilidade, melhorias de projeto e também investigação de falhas (falhas catastróficas, controle de vida do componente, propriedades de materiais, etc.). Metodologias de resolução numérica em problemas estruturais e fluidodinâmicos não são uma novidade na indústria e no meio acadêmico. Nesse contexto, o presente trabalho utiliza este tipo de metodologia para obter deformações em uma asa de perfil Selig-1223 com 1 metro de corda e envergadura de 4 metros. Resultados de sustentação e de arrasto são obtidos, com valores na região de estol de 2,61 e 0,199, respectivamente. Na ponta da asa, obtiveram-se deformações máximas de 13 milímetros. Observam-se oportunidades de estudos adicionais para uma melhoria construtiva, uma redução de peso e uma melhor confiabilidade dos resultados.

Palavras-chave: análise numérica; fluidodinâmica computacional; método dos elementos finitos; aeronáutica.

ABSTRACT

Aviation was a great milestone in history, as it directly reduced the travel time between origin and destination. Along with the importance of transporting people and cargo comes the focus on reliability studies, design improvements and also fault investigation (catastrophic failures, component life control, material properties, etc.). Numerical solving methodologies for structural and fluid dynamics are not new in industry and academia, and are used to find deformations in a wing with a 1-meter chord, Selig-1223 profile and a 4-meter wingspan. Lift and drag results are obtained, with values in the stall region of 2.61 and 0.199. At the tip, there is a maximum deformation of 13 millimeters. Opportunities for further studies are found for constructive improvement, weight reduction and better reliability of results.

Keywords: numerical analysis; computational fluid dynamics; finite element method; aeronautics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Malhas superficiais coloridas pela razão de aspecto da célula	14
Figura 2 - Variação de velocidade sobre as superfícies superior e inferior de um perfil.	18
Figura 3 - Asas simétricas e assimétricas	21
Figura 4 - Características geométricas de um perfil aerodinâmico	22
Figura 5 - Nomenclatura fundamental da asa	23
Figura 6 - Principais formas geométricas das asas	23
Figura 7 - Exemplos das formas construtivas das estruturas da fuselagem.....	25
Figura 8 - CFD, como funciona, com o domínio (garrafa com bico de enchimento) à direita e a malha para o problema à esquerda	26
Figura 9 - Alguns elementos típicos, sendo: (a) elementos de viga e cabo, (b) elementos bidimensionais e (c) elementos tridimensionais	31
Figura 10 - Exemplo de malha de elementos finitos, com 8 elementos triangulares, suportes e carregamento P	32
Figura 11 - Fluxograma do método de acoplamento	34
Figura 12 - Geometria da asa com 4 metros de envergadura e perfil Selig-1223	35
Figura 13 - Geometria da atmosfera	36
Figura 14 - Vista lateral da asa com ângulo de ataque positivo ($\alpha = 15^\circ$) à esquerda e negativo ($\alpha = -5^\circ$) à direita.....	37
Figura 15 - Informações estatísticas da malha CFD, aonde a métrica é a qualidade do elemento.....	39
Figura 16 - Vista geral da malha CFD	40
Figura 17 - Vista lateral da malha FEA	40
Figura 18 - Vista em corte da malha FEA	41
Figura 19 - Informações estatísticas da malha de elementos finitos, aonde a métrica é a qualidade do elemento.....	42
Figura 20 - Condições de contorno de velocidade e volume de controle	44
Figura 21 - Eixos cartesianos e conjunto de vértices	46
Figura 22 - Contornos de pressão e velocidade (imagens superiores esquerda e direita). Contorno de cisalhamento na parede e fluxo de velocidade com as linhas de escoamento ($\alpha = -5^\circ$) (imagens inferiores esquerda e direita).....	48
Figura 23 - Contornos de pressão e velocidade (imagens superiores esquerda e direita). Contorno de cisalhamento na parede e fluxo de velocidade com as linhas de escoamento ($\alpha = 15^\circ$) (imagens inferiores esquerda e direita)....	49
Figura 24 - Contorno de tensões equivalentes (critério de Von-Mises) com a geometria deformada sobreposta à estrutura rígida ($\alpha = 15^\circ$)	52
Figura 25 - Contorno de deformação total com a geometria deformada sobreposta à estrutura rígida ($\alpha = -5^\circ$)	53
Figura 26 - Contorno de deformação total com a geometria deformada sobreposta à estrutura rígida ($\alpha = 15^\circ$).....	55
Figura 27 - Reação de força total ($\alpha = 15^\circ$).....	56
Figura 28 - Reação de momento total máxima ($\alpha = 20^\circ$)	57

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 - Coeficientes de sustentação e de arrasto iniciais plotados ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal	51
Gráfico 2 - Máxima tensão equivalente (Von-Mises) [MPa] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]	54
Gráfico 3 - Deformação total máxima [mm] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°].....	54
Gráfico 4 - Reação total máxima de força [N] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°].....	56
Gráfico 5 - Coeficientes de sustentação e de arrasto do corpo deformado plotados ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]	59
Gráfico 6 - Desvios relativos nos coeficientes [%] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]	61

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades do fluido	43
Tabela 2 - Propriedades mecânicas do alumínio utilizado	45
Tabela 3 - Coeficientes de sustentação e arrasto iniciais para o corpo rígido ..	50
Tabela 4 - Resultados estruturais	52
Tabela 5 - Coeficientes de sustentação e de arrasto no corpo deformado.....	58
Tabela 6 - Desvios relativos dos coeficientes de sustentação e de arrasto para a deformação gerada pelo escoamento turbulento	60

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	13
1.1	Objetivo geral	15
1.2	Objetivos específicos	15
1.3	Justificativa	16
2.1.1	Sustentação	18
2.1.2	Arrasto	19
2.1.3	Coeficientes de Sustentação e Arrasto	20
2.1.4	Perfis Aerodinâmicos.....	21
2.1.5	Envergadura, Alongamento e Tipos de Asa	22
2.1.6	Número de Mach e Número de Reynolds	24
2.2	Fuselagem	24
2.3	Fluidodinâmica computacional — Computational Fluid Dynamics	
(CFD)	25	
2.3.1	Métodos Numéricos e Modelo de Turbulência	26
2.4	Análise de elementos finitos — Finite Element Analysis (FEA)	30
2.5	Interação fluido-estrutura — Fluid Structure Interaction (FSI)	32
3	METODOLOGIA	35
3.1	Geometria	35
3.2	Configurações de simulação e custo computacional	37
3.2.1	Configurações de simulação CFD	37
3.2.2	Configurações de simulação FEA	37
3.2.3	Custo computacional	38
3.3	Discretização	38
3.3.1	Malha CFD	39
3.3.2	Malha FEA.....	40
3.4	Considerações iniciais	42
3.5	Comparativo das estruturas rígida e deformada por meio de	
contornos	45	
3.6	Comparativo por meio de gráficos e tabelas das estruturas rígida e	
deformada	46	
4	RESULTADOS	47
4.1	Verificação inicial	47
4.2	Sustentação inicial para o corpo rígido	49
4.3	Resultados estruturais do corpo deformado	51

4.4	Sustentação atualizada para o corpo deformado.....	57
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	62

1. INTRODUÇÃO

Aerodinâmica é uma seção da mecânica dos fluidos que estuda a interação entre ar em movimento e uma superfície sólida.

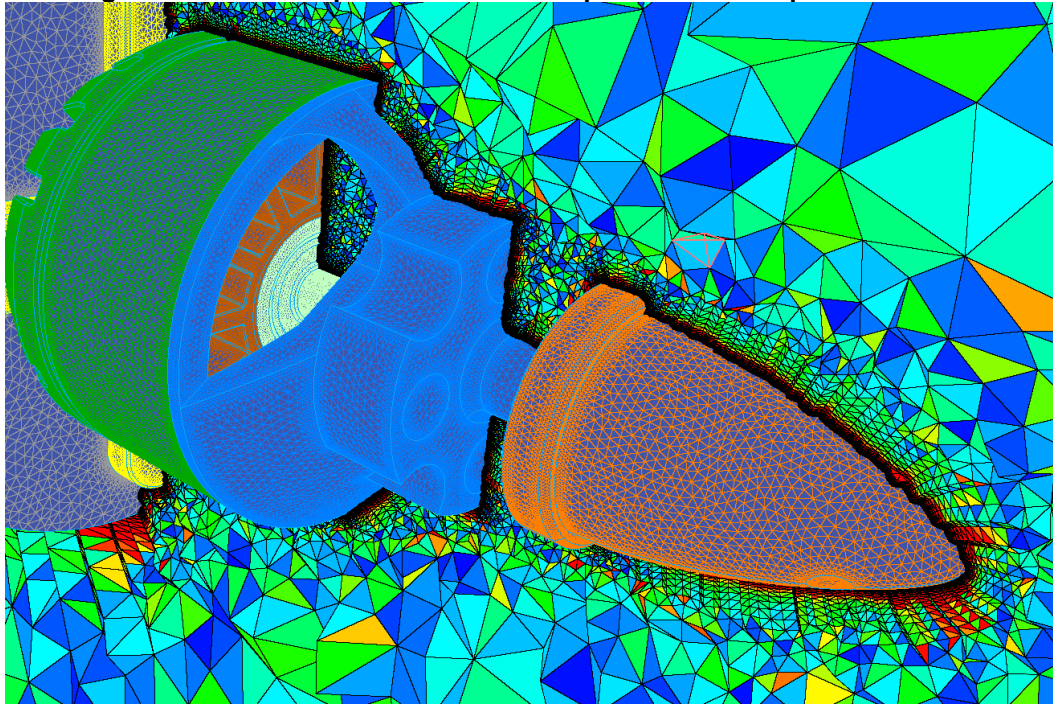
Aerodinâmica é o modo como o ar move em torno das coisas. As regras da aerodinâmica explicam como um avião é capaz de voar. Qualquer coisa que se move através do ar reage à aerodinâmica. Um foguete decolando da plataforma de lançamento e uma pipa no céu reagem à aerodinâmica. Aerodinâmica reage até mesmo nos carros, uma vez que ar flui em torno deles. (NASA, 2011).

Devido à sua grande gama de aplicações, muitos estudos já foram realizados nas áreas em que a melhoria aerodinâmica é fundamental. Resultados positivos no arrasto nos carros e aviões levam à redução de consumo de combustível, assim como na diminuição do desgaste de componentes em turbinas eólicas e aumento da sua eficiência de geração energética, que pode sofrer ganhos escalonáveis.

As equações relacionadas à fluidodinâmica são de difícil solução, devido ao fenômeno de turbulência. Mesmo em um problema simples a definição de variáveis e graus de liberdade de um sistema pode se tornar complexa demais para resolver algebricamente. Bakker (2008) comenta que existem três abordagens: fluidodinâmicas: experimental, analítica e numérica. A última pode ser realizada por meio da fluidodinâmica computacional (*Computational Fluid Dynamics* — CFD).

Segundo Osses (2016), o método dos volumes finitos (*Finite Volume Method* ou FVM) foi introduzido por McDonald (1971 *apud* OSSES, 2016) e MacCormack e Paullay (1972 *apud* OSSES, 2016), sendo preferido por cientistas e engenheiros que trabalham com mecânica dos fluidos e tendo como base para a modelagem matemática da mecânica do contínuo os princípios de conservação (massa, *momentum* e energia). O método se resume a decomposição do domínio em volumes de controle infinitesimais, formulação das integrais de conservação para cada volume de controle, aproximação numérica das integrais, aproximação dos valores das variáveis nas faces e as derivadas com as informações das variáveis nodais, finalizando com a montagem e resolução do sistema algébrico obtido. Na Figura 1, podem-se visualizar os volumes de controle e os nós definidos em uma grade numérica ou a malha computacional.

Figura 1 - Malhas superficiais coloridas pela razão de aspecto da célula



Fonte: Osses (2016)

Resultados de análises aerodinâmicas podem ser utilizados para auxiliar no cálculo estrutural, auxiliando no entendimento das forças aplicadas durante o funcionamento do equipamento ou construção. Segundo Amaral (2016), a interação fluido-estrutura (*Fluid Structure Interaction — FSI*) é o acoplamento entre as físicas fluidodinâmicas e de mecânica estrutural, podendo ser estudadas em inúmeros componentes, como válvulas industriais, tubulações que transportam fluido em alta temperatura, rotores de máquinas rotativas, turbinas eólicas, válvulas sanguíneas, entre outros exemplos.

Tratando-se de uma área popular e de grande importância na mecânica, encontram-se com facilidade estudos analíticos e aplicações de métodos (empíricos ou não) para obter tais melhorias. Alguns exemplos são as análises de estabilidade de altura e de aerodinâmica de veículos com fuselagem, de asa e cauda em efeito solo apresentada por Lee (2018) e a simulação numérica de *flutter* de uma asa 3-D com interação fluido-estrutura totalmente acoplada realizada por Chen et al. (2007). Vigneshwaran *et al.* (2017) apresenta também um exemplo semelhante ao proposto neste estudo, submetendo uma asa de perfil NACA SC(2)-0412 em um estudo usando a abordagem analítica de interação fluido-estrutura, em função de parâmetros transônicos.

Groth *et al.* (2018) apresenta um estudo detalhado e completo sobre a validação estrutural de uma asa realística, inserindo todos os componentes que são coerentes e auxiliam ao estudo aeroelástico, analisando desde o desenho até a manufatura e a validação, não somente em túnel de vento, mas também com carregamentos estáticos.

Almeida, Reis e Gardolinski Venson (2012) trazem sua caracterização experimental do aerofólio Selig 1223 em um túnel de vento subsônico, que pode ser utilizada junto ao trabalho de Singh *et al.* (2015), que traz resultados de um estudo para os perfis NACA 4412 e Selig 1223 através de fluidodinâmica computacional.

Nas Seções 1.1, 1.2 e 1.3, apresentam-se o objetivo geral, os objetivos específicos e a justificativa do trabalho, respectivamente.

1.1 Objetivo geral

Este trabalho realiza um estudo numérico da sustentação, do arrasto e das deformações totais, obtidas em uma interação fluido-estrutura de uma asa de alumínio tipo monocoque, submetida a um escoamento com velocidade de 25 m/s em condições de nível do mar, utilizando os métodos de elementos finitos e de volumes finitos, com auxílio do aplicativo Ansys®.

1.2 Objetivos específicos

Para obtenção do objetivo geral deste trabalho, são realizados os seguintes objetivos específicos:

- i. Revisar a literatura sobre a estrutura de uma asa e também sobre métodos numéricos de simulação.
- ii. Modelar a asa utilizando a ferramenta Ansys Design Modeler®.
- iii. Analisar a fluidodinâmica pelo método dos volumes finitos, utilizando a ferramenta Ansys Fluent®.
- iv. Analisar a parte estrutural pelo método dos elementos finitos, utilizando a ferramenta Ansys Mechanical®.

- v. Comparar os resultados de sustentação e de arrasto obtidos por uma análise fluidodinâmica com os resultados obtidos por uma análise fluido-estrutural de duas vias, por meio de gráficos, tabelas e contornos.
- vi. Quantificar e visualizar os resultados de deformações totais, tensão equivalente (von-Mises) e reações máximas de força e momento.

1.3 Justificativa

Muita pesquisa e avanço são realizados em projetos de extensão dentro das universidades. Em especial, a Fórmula SAE promove competições que unem o futuro do transporte com os cursos de engenharia das universidades brasileiras.

Equipes se unem para enfrentar desafios propostos em regulamentos, mas a realidade das equipes hoje é de grande movimentação de membros, aonde novos integrantes do time entram com pouco ou nenhum conhecimento, sendo necessária a capacitação por membros mais antigos, que muitas vezes podem já ter deixado o projeto de extensão.

O modelo de asa analisado neste trabalho não atende aos pré-requisitos do regulamento da Fórmula SAE de *aerodesign*, pois a geometria selecionada para o estudo encontra-se fora dos padrões dimensionais.

O entendimento do comportamento de aeronaves na faixa de tamanho apresentada é necessário para futuramente estudar o mercado industrial, aonde existe a necessidade de aeronaves não tripuladas para aplicação de agrotóxicos e inspeções aéreas.

A geometria não é de nenhuma aeronave específica, e busca representar com simplicidade uma possibilidade de configuração de asa, com uma geometria retangular simples e de perfil constante.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nesta seção, são inicialmente apresentados o conceito de aerodinâmica e suas aplicações gerais, na Seção 2.1, assim como de Fuselagem de aeronaves, na Seção 2.2. Posteriormente, são apresentadas as metodologias de resolução numérica envolvidas em estudos fluidodinâmicos (*Computational Fluid Dynamics* — CFD), na Seção 2.3, e estruturais (*Finite Element Analysis* — FEA) , na Seção 2.4, e, por fim, uma introdução à união destes conceitos pela interação fluido-estrutura (*Fluid Structure Interaction* — FSI) , na Seção 2.5.

2.1 AERODINÂMICA

Devido à sua importância na aviação, a aerodinâmica e a estrutura das asas são estudadas de inúmeras formas. Desde os fenômenos aerodinâmicos de grande escala (como vórtices de ponta de asa), pequenas formações de descolamento do escoamento e até mesmo em sistemas de descongelamento.

A depender do objetivo do estudo (redução no arrasto ou no arrasto induzido, melhoria de resistência ou peso do material aplicado, ganhos na sustentação, identificação dos modos de vibração, interferência eletrônica, entre outros) diversos métodos são aplicados.

Com o avanço do poder computacional e aplicativos de engenharia com uma gama maior de aplicações, problemas que antes eram complexos demais e exigiam a construção de um protótipo para obter resultados, agora podem ser modelados em computadores, economizando tempo e dinheiro em todas as etapas de projeto, a partir da previsão de erros de construção antes mesmo do primeiro modelo físico. Este tipo de ferramenta gera um ganho exponencial no projeto de um produto, incluindo custos de qualidade e segurança, assim como também a previsão de erros de engenharia.

Para isso, encontra-se bastante literatura disponível online: seja por artigos e publicações renomadas na ciência e na indústria, ou por plataformas de vídeos e treinamentos. Segundo Lobato (2021), o avanço tecnológico permitiu que pessoas com pouco ou até nenhum conhecimento da teoria por trás do aplicativo pudessem utilizá-lo, sendo possível encontrar análises com os resultados comprometidos devido à falta de conhecimento. É necessário conhecer a metodologia e a física envolvida para avaliar os resultados e ter certeza que foram informados dados

iniciais corretos, pois o aplicativo faz os cálculos, mas é o engenheiro quem faz a análise. Análises superficiais podem entrar no conceito GIGO (*Garbage-In, Garbage-Out*, ou entra lixo, sai lixo).

Segundo Rodrigues (2014), a aerodinâmica é o estudo do movimento de fluidos gasosos, relativo às suas propriedades e características, e às forças que exercem em corpos sólidos neles imersos.

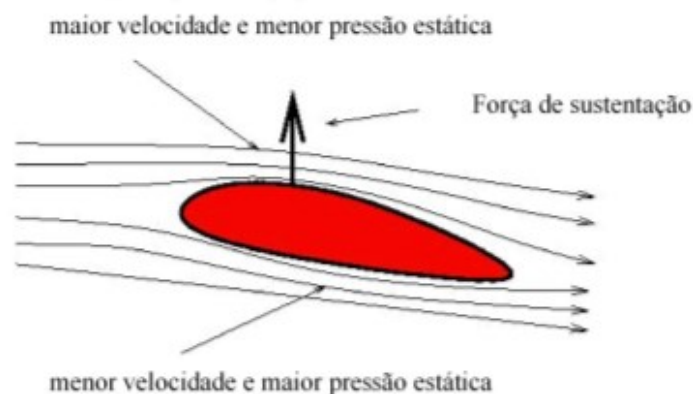
A aerodinâmica está presente no nosso dia a dia, desde o vento que sopra em ambientes abertos ou fechados, que alteram a nossa sensação térmica, até na energia que é gerada a partir de fontes renováveis em grandes fazendas eólicas.

Em uma aeronave, o fenômeno que faz com que o avião saia do chão é a sustentação, que pode ser explicado por meio do estudo da aerodinâmica.

2.1.1 Sustentação

Segundo Rodrigues (2014), o escoamento de ar em torno da asa de uma aeronave produz o efeito de sustentação, que caracteriza-se por um aumento da velocidade do escoamento na parte superior (extradorso) do perfil aerodinâmico e um aumento da pressão na parte inferior (intradorso). Observa-se este conceito na Figura 2.

Figura 2 - Variação de velocidade sobre as superfícies superior e inferior de um perfil.



Fonte: Rodrigues (2014)

Ainda segundo Rodrigues (2014), esse fenômeno pode ser explicado também pelo princípio de Bernoulli, que diz que “se a velocidade de uma partícula de um fluido aumenta enquanto ela escoar ao longo de uma linha de corrente, a

pressão dinâmica do fluido deve aumentar e vice-versa”, sendo expresso pela Equação (1).

$$p_e + q = \text{cte} \quad (1)$$

sendo ρ a massa específica do fluido e v a velocidade de escoamento. A parcela p_e representa a pressão estática, enquanto que a parcela q representa a pressão dinâmica. “O termo pressão dinâmica significa a pressão que será exercida por uma massa de ar em movimento que seja repentinamente forçada a parar” (RODRIGUES, 2014).

Na Equação (2), apresenta-se a definição da pressão dinâmica.

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (2)$$

A seguir apresentam-se conceitos e coeficientes que auxiliam a quantificar propriedades aerodinâmicas em uma asa.

2.1.2 Arrasto

Segundo a NASA (“What is Drag?”, *s.d.*), arrasto é a força mecânica gerada por um objeto sólido movendo-se através de um fluido, uma força perpendicular à sustentação e contrária ao movimento da aeronave. Pode-se explicar o arrasto como o atrito entre as moléculas de ar e a superfície sólida da aeronave e sua magnitude depende tanto do fluido como do sólido. Segundo outra publicação também da NASA, que comenta sobre os efeitos de forma no arrasto, a forma tem grande efeito na quantidade de arrasto produzido (“Shape Effects on Drag”, *s.d.*) e podem variar em um fator de cerca de 30 vezes comparando uma placa plana e um perfil aerodinâmico. Existe também uma componente adicional do arrasto em asas finitas causado pela sustentação, que chama-se de arrasto induzido.

Para relacionar diferentes geometrias e asas, a aerodinâmica conta com o uso de coeficientes adimensionais (sem unidade de medida). Apresentam-se os coeficientes de sustentação e arrasto nas sessões 2.1.3 e 2.1.4.

2.1.3 Coeficientes de Sustentação e Arrasto

Segundo a NASA (*s.d.*) os coeficientes de sustentação e de arrasto auxiliam na análise de diferentes condições de voo. Primeiro, determina-se as condições de velocidade, massa específica e área em condições controladas e mede-se a sustentação e o arrasto produzidos. Depois, prediz-se a sustentação e o arrasto em diferentes arranjos de velocidade, altura e condições de área. O coeficiente de sustentação (C_L) é determinado pela Equação (3):

$$C_L = \frac{L}{\rho A \frac{v^2}{2}} \equiv \frac{L}{qA} \quad (3)$$

onde L é a força de sustentação, ρ é a massa específica do ar, A é a área da asa e V é a velocidade do escoamento.

O coeficiente de arrasto é calculado utilizando a Equação (4):

$$C_D = \frac{D}{\rho A \frac{v^2}{2}} \equiv \frac{D}{qA} \quad (4)$$

onde D é a força de arrasto.

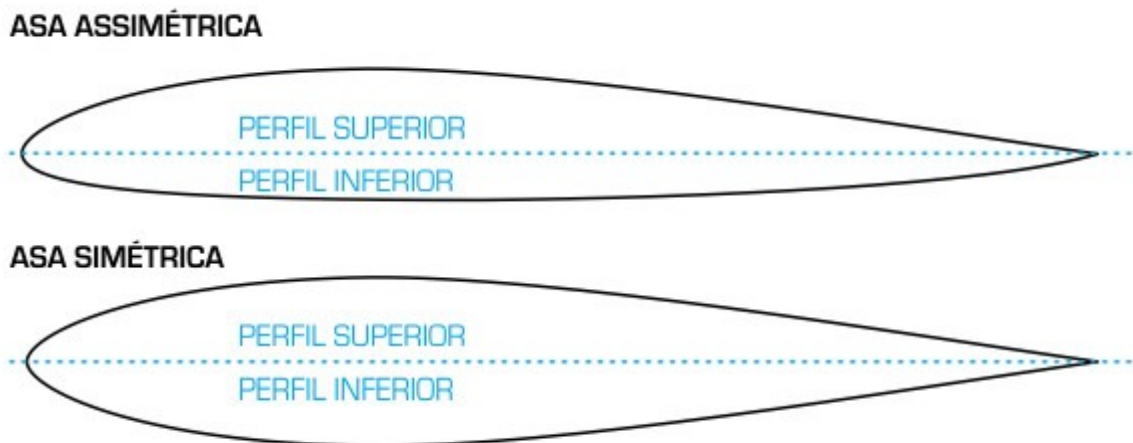
Com a determinação dos coeficientes de sustentação e de arrasto, possibilita-se a relação deste trabalho com geometrias e perfis aerodinâmicos diferentes ao utilizado. Nos próximos tópicos, apresentam-se informações construtivas da asa em relação à sua geometria e estrutura.

2.1.4 Perfis Aerodinâmicos

Segundo Rodrigues (2014), um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor. Perfis simétricos representam aerofólios com curvas iguais em seu intradorso e extradorso, com sua linha de corda servindo como eixo de simetria. São perfis que não geram sustentação quando utilizados com ângulo de ataque neutro (0°). Os perfis assimétricos representam perfis que geram sustentação já em seu estado inicial, não sendo possível ser dividido por uma linha reta em duas partes iguais.

Com auxílio da Figura 3, representa-se a diferença entre a simetria dos perfis, com um perfil simétrico e um perfil assimétrico. Entende-se também por perfil superior o extradorso e perfil inferior o intradorso.

Figura 3 - Asas simétricas e assimétricas



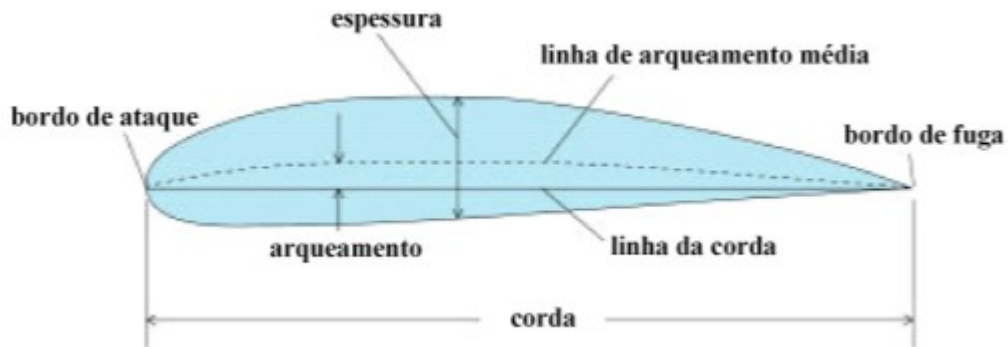
Fonte: Viana (2015)

Outras informações geométricas adicionais do perfil que são utilizadas neste trabalho são mostradas na Figura 4:

- Bordo de ataque e bordo de fuga: o bordo de ataque representa a parte dianteira da asa. O bordo de fuga representa a parte traseira da asa e serve como berço para o alojamento dos ailerons e dos flapes (superfícies de controle).

- Corda (ou corda aerodinâmica): é o comprimento do perfil, medido na sua linha de corda iniciando no bordo de ataque e terminando no bordo de fuga.

Figura 4 - Características geométricas de um perfil aerodinâmico



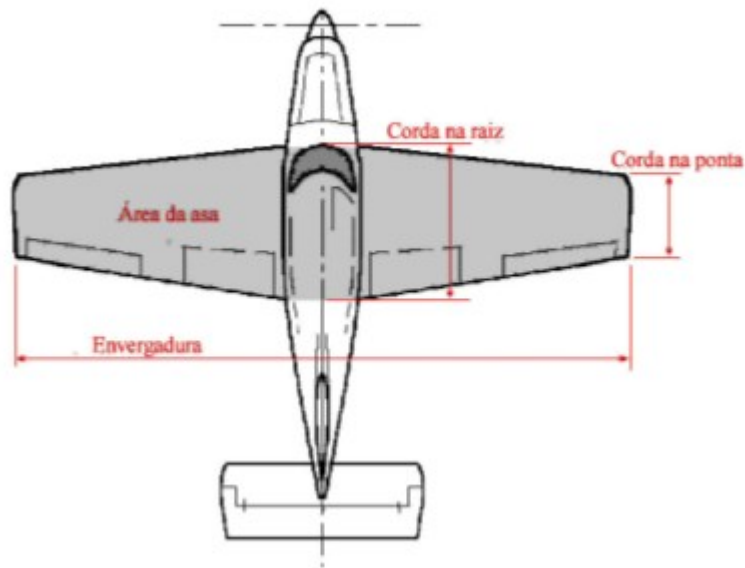
Fonte: Rodrigues (2014)

Encontram-se referências em que o estudo de um perfil aerodinâmico também é descrito como asa infinita. No momento em que a asa torna-se uma geometria tridimensional, ela recebe nomenclaturas que a relacionam como asa finita. Algumas dessas nomenclaturas são apresentadas no próximo tópico.

2.1.5 Envergadura, Alongamento e Tipos de Asa

Envergadura é a maior distância entre as pontas de um objeto, podendo ser um animal ou mesmo um avião. Junto ao conceito de envergadura, comumente é abordado o termo alongamento, que se refere à razão entre a envergadura e a corda da asa. Na Figura 5, mostram-se as localizações da corda na raiz e na ponta, a área da asa e a envergadura em um avião.

Figura 5 - Nomenclatura fundamental da asa



Fonte: Rodrigues (2014)

Uma asa pode ser classificada também quanto à sua forma, que normalmente vêm nos formatos retangulares, trapezoidais e elípticas. Asas retangulares se destacam pela sua facilidade de construção, seguida pelas trapezoidais que necessitam de um gabarito para manter sua simetria, mas ainda assim produzindo ganhos em redução de arrasto induzido, e por último as elípticas que possuem a maior eficiência aerodinâmica vinculada a sua dificuldade de fabricação. Na Figura 6, mostram-se os três tipos principais de geometria de asa.

Figura 6 - Principais formas geométricas das asas



(a) Retangular

(b) Trapezoidal

(c) Elíptica

Fonte: Rodrigues (2014)

Para análise do escoamento, fundamenta-se a seguir o número de Mach

2.1.6 Número de Mach e Número de Reynolds

Apresenta-se também pela NASA (s.d.) uma equação introduzida por Ernst Mach no final do século 19, relacionando a velocidade de um objeto com a velocidade do som na condição de escoamento em que o objeto encontra-se. Para cada valor de Mach, interpreta-se o escoamento (subsônico, sônico, supersônico e hipersônico) e também se os efeitos de compressibilidade podem ser desprezados.

Verifica-se o valor de Ma através da Equação (5):

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (5)$$

Aonde Ma é o valor de Mach, V é a velocidade do escoamento, e c a velocidade do som.

Além do valor de Mach, outro adimensional que verifica-se para entender o escoamento é o Número de Reynolds, que expressa a razão inercial (resistência à mudança ou movimento) de forças com as forças viscosas. Calcula-se o número de Reynolds através da Equação (6):

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (6)$$

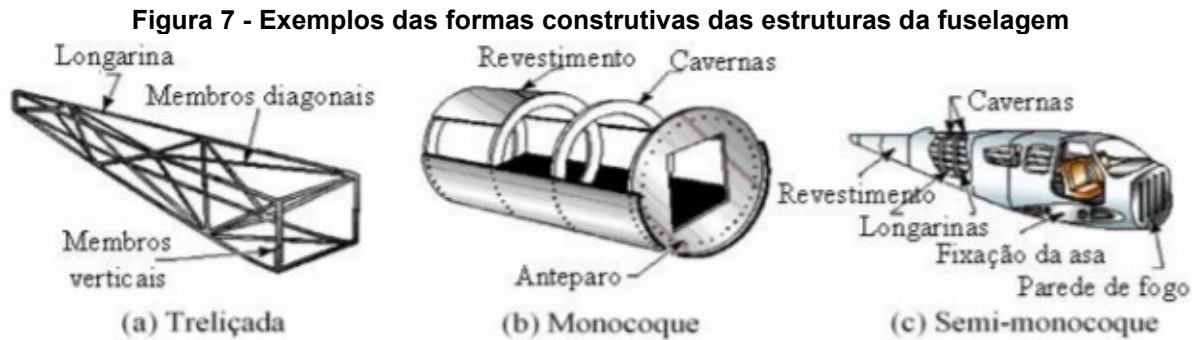
aonde Re é o número de Reynolds, ρ é a densidade do fluido, L o comprimento do objeto, V a velocidade e μ a viscosidade dinâmica.

Quanto à sua estrutura, as asas podem ser melhor entendidas utilizando o estudo de fuselagens, que aborda toda a construção de uma estrutura aeronáutica. A seguir apresentam-se algumas relações desta estrutura: a fuselagem.

2.2 Fuselagem

Partindo para o componente estrutural de uma aeronave, faz-se necessário o entendimento da fuselagem, que engloba os componentes da cabine de comandos, os assentos para os ocupantes e o controle de voo, compartimento de carga e fixação para os outros componentes do avião.

Segundo Rodrigues (2014), existem três classificações principais quanto à sua construção: treliçada, monocoque e semi-monocoque. Apresenta-se na Figura 7, as formas construtivas da fuselagem com seus elementos principais.



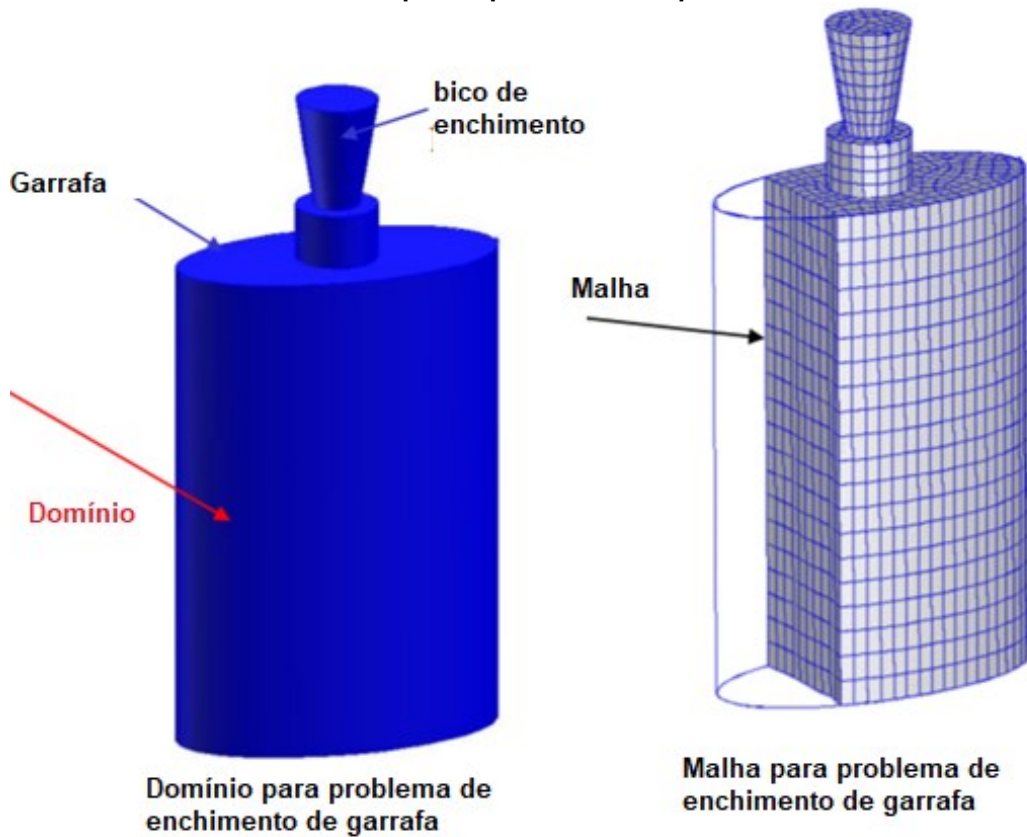
Fonte: Rodrigues (2014)

Para melhor entender a aerodinâmica e a estrutura da aeronave (podendo até mesmo abranger outras físicas como eletromagnetismo), o universo de engenharia conta com as simulações. Simulações são métodos de resolução numérica, utilizados para resolver problemas diferenciais vinculados à física sendo analisada. Nos próximos tópicos, apresentam-se informações sobre alguns métodos numéricos.

2.3 Fluidodinâmica computacional — Computational Fluid Dynamics (CFD)

Segundo Bakker (2008), com o auxílio da Figura 8, a análise começa com um modelo matemático de um problema físico onde conservação de matéria, *momentum* e energia devem ser satisfeitos através da região de interesse. As propriedades do fluido são modeladas empiricamente e premissas são realizadas para deixar o problema “tratável”. O CFD então aplica métodos numéricos conhecidos como discretização, para desenvolver aproximações das equações governantes, e as soluções são pós-processadas para extrair quantidades de interesse (sustentação, arrasto, torque, transferência de calor, separação, perda de pressão, etc.). O domínio é discretizado em um número finito de volumes de controle, ou células. Esta discretização é chamada de “*grid*” ou “*mesh*” (malha).

Figura 8 - CFD, como funciona, com o domínio (garrafa com bico de enchimento) à direita e a malha para o problema à esquerda



Fonte: Bakker (2008)

Antigamente, os métodos de solução numérica exigiam que o pesquisador elaborasse seu próprio código, o que envolvia conhecimento específico e limitação na aplicação das ferramentas elaboradas, que eram mantidas com certo sigilo. Durante as décadas de 80 e 90, foram aparecendo aplicativos comerciais, alguns utilizados até os dias de hoje e em constante evolução (BAKKER, 2008).

Para resolução dos problemas de escoamento turbulento, os aplicativos contam com métodos numéricos e modelos de turbulência que determinam como e com qual precisão as equações são solucionadas e os efeitos turbulentos são captados.

2.3.1 Métodos Numéricos e Modelo de Turbulência

Para obter os resultados numéricos em simulações fluidodinâmicas, são disponíveis incontáveis métodos de solução das equações de conservação. São

elas: o Teorema de Transporte de Reynolds, a Equação de Conservação de Massa (continuidade), Equação de Conservação de Quantidade de Movimento Linear (resultante da 2ª lei de Newton do movimento, que aborda também a Equação de Navier-Stokes), Equação de Energia (Mecânica) e a Equação de Conservação de Quantidade de Movimento Angular. No caso de uma simulação fluidodinâmica, a maior dificuldade encontra-se nas equações (escalares) de Navier-Stokes, que são equações diferenciais que descrevem o escoamento de fluidos (seja ele turbulento ou não) (BAKKER, 2008).

Na Equação (7), apresentam-se as equações de Navier-Stokes para escoamento isotérmico, incompressível com viscosidade constante, com $\rho \frac{D\vec{V}}{Dt}$ representando massa por unidade de volume vezes a aceleração total (aceleração local mais aceleração convectiva), $\rho \vec{g}$ sendo a força de campo por unidade de volume, ∇p que é a força de superfície por unidade de volume devido às tensões normais (pressão) e $\mu \nabla^2 \vec{V}$ sendo o termo de difusão (forças viscosas por unidade de volume) (TAVARES; MIRANDA, 2018).

$$\begin{aligned}
 \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) &= \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\
 \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) &= \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\
 \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) &= \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right)
 \end{aligned} \tag{7}$$

De acordo com Piomelli (1999), soluções analíticas e numéricas para problemas de escoamento turbulento podem ser conseguidas usando diversos níveis de aproximação, obedecendo maior ou menor descrição no detalhamento do estado do escoamento.

Dos métodos mais conhecidos e utilizados atualmente, têm-se alguns campos principais, ordenados de forma crescente de acordo com a exigência computacional:

1. Simulação via Equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds (RANS — *Reynolds Averaged Navier-Stokes*). As equações da técnica RANS são obtidas a partir de processos médias das equações de Navier-Stokes e da continuidade. O elemento crítico da modelagem RANS é a representação das tensões de Reynolds ou tensões turbulentas que descrevem os efeitos das flutuações turbulentas de pressão e de velocidades.
2. Simulação de Grandes Escalas (LES — *Large Eddy Simulation*). Nesta técnica, as grandes escalas, consideradas como os turbilhões que contém energia, são calculadas diretamente e para as pequenas escalas utilizam-se modelos de escalas sub-malha (RODI, 2006). Neste caso, a formulação é necessariamente transiente e tridimensional.
3. Simulação Numérica Direta (DNS — *Direct Numerical Simulation*). As equações de Navier-Stokes tridimensionais e transientes são resolvidas sem modelagem, em malhas bastante refinadas com passos de tempo bem pequenos, a fim de capturar toda a gama de escalas turbulentas (REZENDE, 2009).

Para este estudo, ateu-se à metodologia RANS, que em específico utilizou-se do modelo de turbulência $k - \omega$ SST (MENTER, 1993, 1994) para resolver as tensões turbulentas. O modelo $k - \omega$ SST (modelo de transporte de tensão cisalhante) é uma evolução do modelo $k - \omega$ (WILCOX, 1988), que anteriormente utilizava de equações de transporte em função da energia cinética turbulenta (k) e da taxa de dissipação específica (ω), aderindo ao modelo $k - \varepsilon$ (LAUNDER, SHARMA, 1974), que utiliza da taxa de dissipação da energia cinética turbulenta (ε). O modelo $k - \omega$ é utilizado próximo às paredes, enquanto que uma economia no processamento caracterizada pelo modelo $k - \varepsilon$ é utilizada no escoamento livre. Para sua formulação matemática, o modelo de turbulência pode ser representado pelas Equações (8) a (13) (SIMSCALE, 2021).

A energia cinética turbulenta (k) é dada pela Equação (8):

$$k = \frac{3}{2} (UI)^2 \quad (8)$$

onde U é a velocidade de escoamento média e I é a intensidade da turbulência, que pode ser definida pela Equação (9):

$$I = \frac{u'}{U} \quad (9)$$

onde u' é a raiz quadrada média das flutuações de velocidade turbulenta dada pela Equação (10):

$$\begin{aligned} u' &= \sqrt{\frac{1}{3}(u'_x{}^2 + u'_y{}^2 + u'_z{}^2)} \\ &= \sqrt{\frac{2}{3}k} \end{aligned} \quad (10)$$

A velocidade média U pode ser calculada pela Equação (11):

$$U = \sqrt{U_x{}^2 + U_y{}^2 + U_z{}^2} \quad (11)$$

A taxa de dissipação específica da energia cinética turbulenta pode ser calculada utilizando a Equação (12):

$$\omega = C_\mu \frac{3}{4} \frac{k^{\frac{1}{2}}}{l} \quad (12)$$

onde C_μ é a constante de modelo de turbulência, e usualmente recebe o valor de 0,09, e l a escala de comprimento de turbulência. A escala de comprimento de turbulência descreve o tamanho de grandes redemoinhos contendo energia em um escoamento turbulento.

A viscosidade cinemática turbulenta é então calculada pela Equação (13):

$$v_t = \frac{k}{\omega} \quad (13)$$

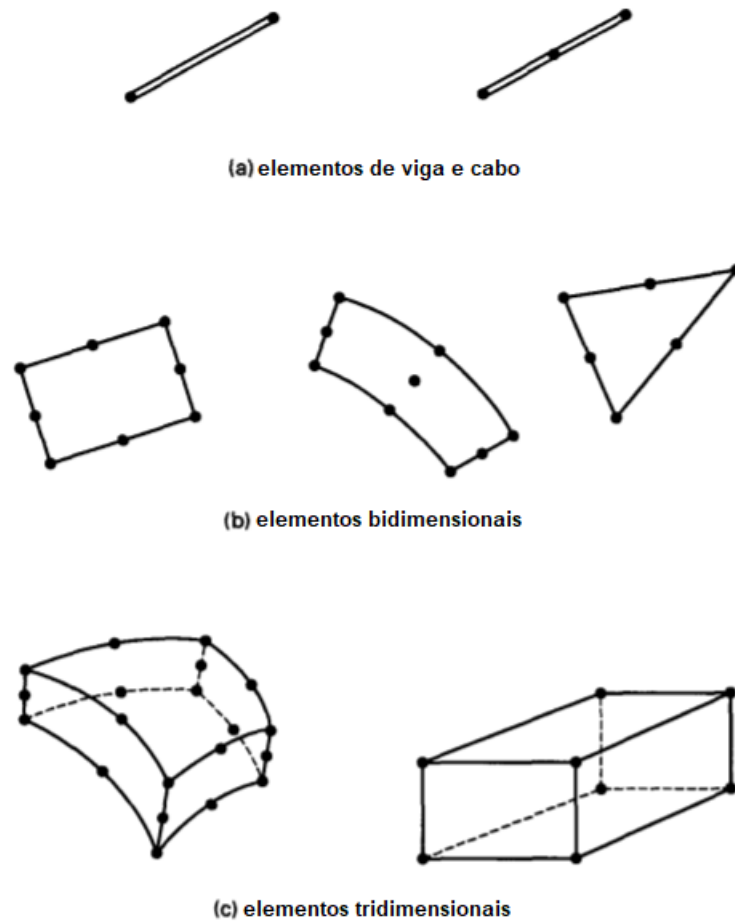
Com problemas de resolução relativamente mais simples do que os de fluidodinâmica, as estruturas também dispõem de problemas complexos quando há envolvimento de fenômenos vibratórios, não-linearidades, aleatoriedades e singularidades. Assim como a fluidodinâmica, a mecânica dos sólidos também conta com um método numérico, embora tenha surgido antes.

2.4 Análise de elementos finitos — Finite Element Analysis (FEA)

Estruturas são construções físicas que têm como objetivo transferir as forças aplicadas para os apoios e as juntas. Diversos tipos de estruturas são encontrados no nosso mundo, podendo ser construídas por tubos, vigas, barras e até mesmo fios e cabos.

Bathe (1996) já indicava que a engenharia iria evoluir e que análises de elementos finitos entrariam no universo CAD (*Computer Aided Design* ou desenho auxiliado por computador), sendo necessária a definição de materiais e a aplicação de carregamentos e condições de contorno na geometria. Os métodos de elementos finitos devem ser confiáveis (modelos que para uma malha razoável sempre produzem resultados razoáveis) e robustos (o desempenho dos procedimentos não deve ser indevidamente sensível às propriedades de material, condições de contorno e condições de carregamento). Na Figura 9, podem-se visualizar alguns elementos típicos.

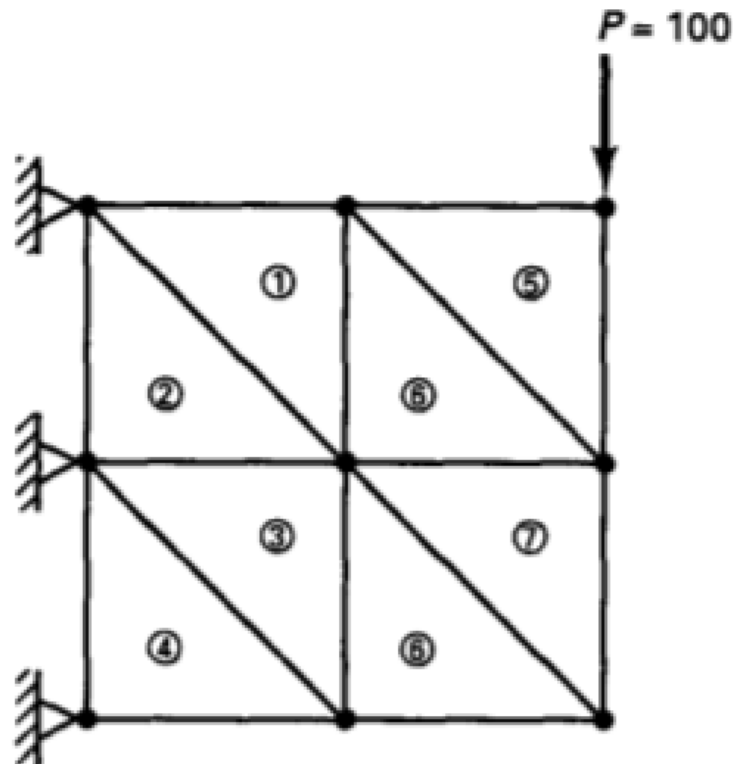
Figura 9 - Alguns elementos típicos, sendo: (a) elementos de viga e cabo, (b) elementos bidimensionais e (c) elementos tridimensionais



Fonte: Adaptado de Bathe (1996)

Segundo Bathe (1996), em um aplicativo de elementos finitos caracteriza-se o problema físico e diferentes considerações são feitas na geometria, cinemática, lei de materiais, carregamentos, condições de contorno, entre outros. A solução do modelo matemático é resultado de escolhas de elementos finitos, densidade de malha, parâmetros de solução e representações de carregamentos e condições de contorno junto com refinamentos de malha e parâmetros de solução, aliado às avaliações na acurácia da solução dos elementos finitos. O ciclo de análises se encerra com a interpretação dos resultados, refinamento da análise e melhorias no desenho e otimização estrutural. O ciclo reinicia-se com mudanças no problema físico e melhorias no modelo matemático. Na Figura 10, mostra-se uma representação de modelo de elementos finitos.

Figura 10 - Exemplo de malha de elementos finitos, com 8 elementos triangulares, suportes e carregamento P



Oito triângulos de
deformação constante

Fonte: Adaptado de Bathe (1996)

As condições de contorno alimentadas no aplicativo de elementos finitos podem ser calculadas, medidas ou resultados de outra simulação. A seguir pode-se visualizar um pouco sobre a interação fluido-estrutura, que vincula os resultados de simulações fluidodinâmicas com as deformações no estudo estrutural.

2.5 Interação fluido-estrutura — Fluid Structure Interaction (FSI)

Trata-se da união dos dois modelos de análise numéricos citados nas Seções 2.3 (CFD) e 2.4 (FEA). Os resultados de uma análise são então utilizados como condições de contorno na análise posterior, podendo ser uma análise cíclica ou unidirecional.

Segundo Ahamed *et al.* (2017), interação fluido-estrutura é o fenômeno que ocorre quando em um sistema no qual uma estrutura sólida pode deformar devido ao escoamento fluido (externo ou interno). Em geral são problemas multifísicos que são difíceis de resolver analiticamente e podem ser analisados usando simulações

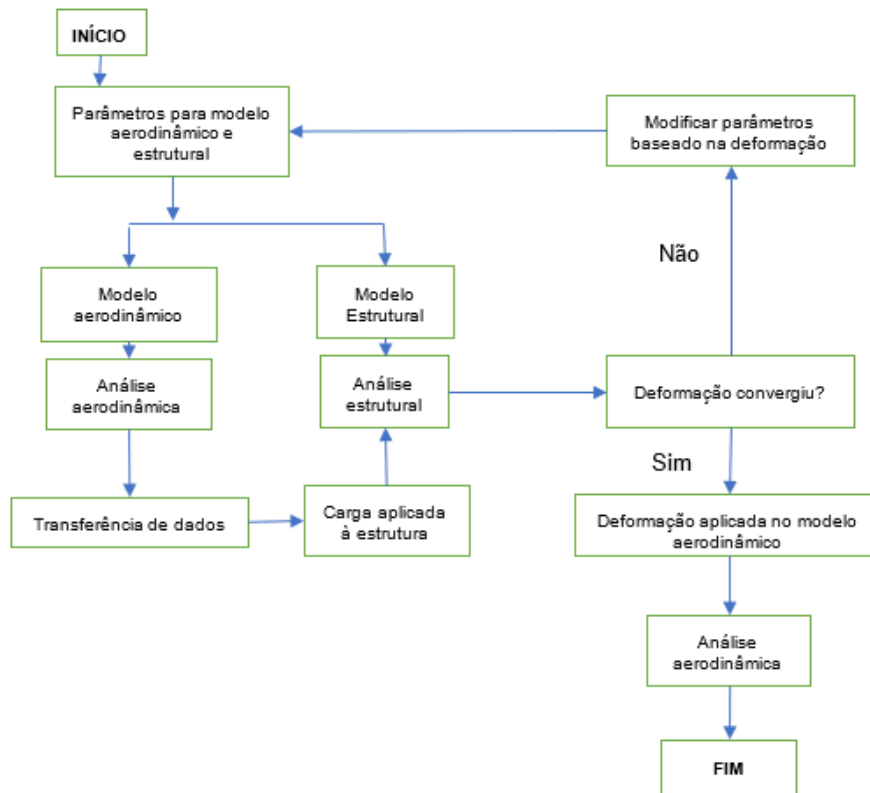
numéricas ou experimentos. Existem duas abordagens principais, sendo: a monolítica e a particionada. Na monolítica, as equações governantes de escoamento fluido e de estrutura são resolvidas simultaneamente por um único solucionador, ou seja, o método numérico resolve ambos fluido e estrutura por um algoritmo unificado. Na abordagem particionada, subprogramas são solucionados individualmente e a solução estrutural não muda ao mesmo tempo em que a solução de escoamento fluido é computada.

Sobre o acoplamento, Ahamed *et al.* (2017) diz que é dito como de uma via se o movimento do escoamento fluido é afetado pela deformação estrutural e vice-versa. Em um acoplamento de duas vias, o escoamento fluido é afetado pela deformação estrutural e ao mesmo tempo a deformação estrutural é afetada pelo escoamento fluido. Aqui, soluções convergidas do escoamento fluido influenciam a deformação do corpo sólido quando a primeira iteração ocorre e, então, o resultado é interpolado para a malha estrutural, na interface como um acoplamento de uma via, e o resultado do solucionador estrutural é obtido vindo do escoamento fluido, considerando como uma condição de contorno. Então, a malha da estrutura é deslocada e os valores de deslocamento são interpolados na malha do escoamento fluido. O processo é iterado até obter acurácia desejada.

Em relação ao domínio do tempo, existem dois tipos de métodos usados para calcular problemas de interação fluido-estrutura: as equações governantes são fracamente acopladas ou totalmente acopladas. Um modelo fracamente acoplado significa que a resposta estrutural fica dependente da solução de campo de escoamento. Este tipo de método pode estar limitado a uma precisão de primeira ordem, independente da precisão temporal dos solucionadores individuais (CHEN; ZHA; YANG, 2006).

Na Figura 11, mostra-se o fluxograma utilizado para o fluxo de informações em um sistema fluido-estrutura.

Figura 11 - Fluxograma do método de acoplamento



Fonte: adaptada de Huo *et al.* (2013)

É necessário reforçar que a simples análise numérica de um projeto não é capaz de garantir resultados que atendam a totalidade das leis da física e, para isso, torna-se essencial a validação de um projeto, aonde comparam-se por meio de experimentos os resultados fornecidos pela ferramenta de simulação.

Vinculando o referencial teórico apresentado e este estudo, propõe-se então analisar a asa retangular de perfil de alta sustentação (Selig-1223), com envergadura de 4 metros, de uma aeronave não tripulada, por meio da metodologia de interação fluido-estrutura utilizando o aplicativo Ansys®.

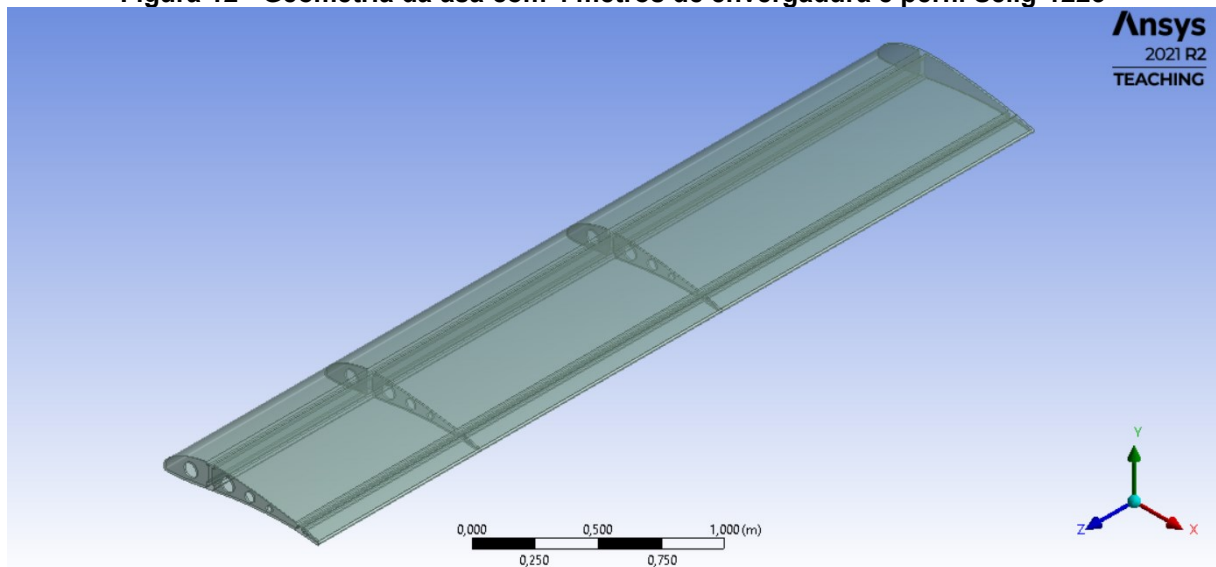
3 METODOLOGIA

Neste capítulo, apresentam-se as informações utilizadas para a metodologia do estudo realizado, passando pelos elementos obrigatórios de uma análise numérica (computacional). Inicia-se pela geometria da asa utilizada (Seção 3.1), passando por sua discretização em malhas CFD e FEA (Seção 3.2), assim como apresentando as condições iniciais de escoamento e propriedade dos materiais (Seção 3.3). Então, comparam-se as estruturas rígidas e deformadas por meio de gráficos e tabelas, com informações de velocidade, esforços e coeficientes de sustentação e arrasto (Seções 3.4 e 3.5).

3.1 Geometria

Para a geometria, selecionou-se o perfil aerodinâmico Selig-1223 (encontrado na base de dados AirfoilTools (s.d.) e realizou-se a modelagem uma asa retangular de corda de 1 metro e com envergadura de 4 metros. A envergadura apresenta-se ao longo do eixo Z e o bordo de ataque está posicionado na origem do sistema de coordenadas. A geometria utilizada na asa é mostrada na Figura 12.

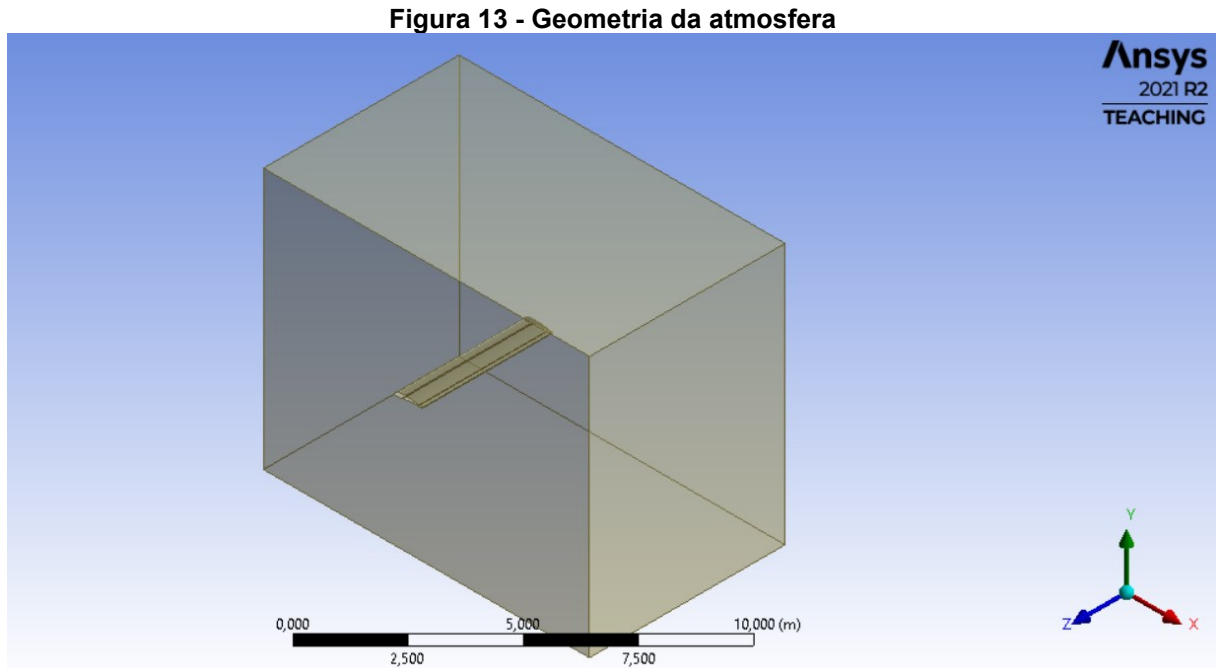
Figura 12 - Geometria da asa com 4 metros de envergadura e perfil Selig-1223



Fonte: autoria própria (2021)

Pré-requisito do método CFD, modelou-se uma atmosfera que engloba a geometria da asa de forma a não interferir nos resultados de sua redondeza. Na

Figura 13, visualiza-se a geometria da atmosfera, representando o volume fluido. Nesta região, o aplicativo calcula propriedades fluidodinâmicas, correspondente às condições iniciais e de contorno que são atribuídas em locais definidos na geometria.



Fonte: autoria própria (2021)

Utilizou-se apenas metade da geometria com o objetivo de economizar custo no tempo de processamento computacional. Trata-se de um problema simétrico que aceita esse tipo de simplificação.

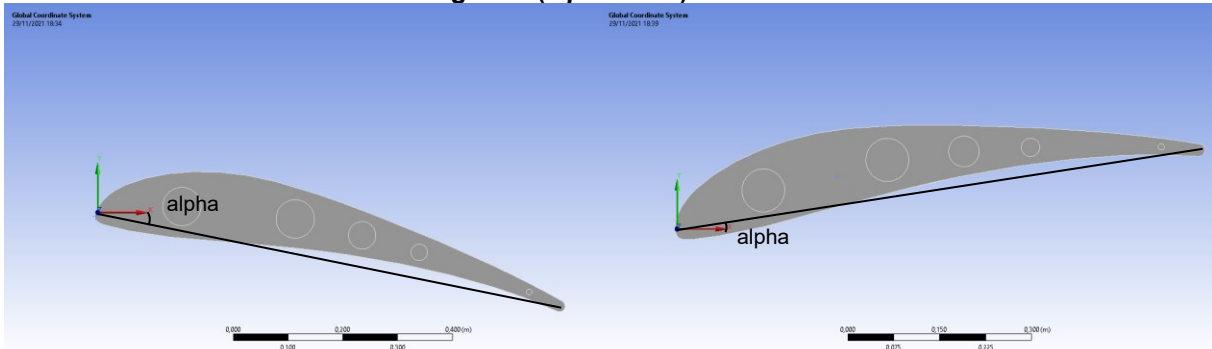
O modelo rígido da asa foi subtraído do volume de controle, caracterizado pela metodologia de simulação CFD, que busca representar o comportamento do fluido (atmosfera) em relação às paredes da asa. A superfície que representa a parede é coincidente à superfície da estrutura da asa, para garantir a transposição correta dos dados.

Também foi aplicada uma variação de ângulo de ataque que contempla em uma escala de passo 2,5 graus o intervalo de -5 a 25 graus para simular diversas situações de voo no escoamento livre e é representada por *alpha*.

A variável *alpha* refere-se ao ângulo de inclinação da asa em torno do eixo *Z* e refere-se também como ângulo de ataque. No sistema de coordenadas, entende-se por *alpha* como o ângulo que a linha de corda média faz com o eixo *X*. Um incremento positivo em *alpha* representa que o bordo de fuga deve rotacionar no

sentido horário em torno do bordo de ataque e um incremento negativo o oposto. Visualiza-se na Figura 14 um ângulo de ataque positivo ($\alpha = 15^\circ$) à esquerda e um ângulo de ataque negativo ($\alpha = -5^\circ$) à direita junto ao sistema de coordenadas utilizado.

Figura 14 - Vista lateral da asa com ângulo de ataque positivo ($\alpha = 15^\circ$) à esquerda e negativo ($\alpha = -5^\circ$) à direita



Fonte: autoria própria (2021)

3.2 Configurações de simulação e custo computacional

Na seção 3.2 apresentam-se configurações utilizadas no trabalho para as análises CFD e FEA, bem como uma breve relação de componentes que reúnem-se equipados na estação de trabalho.

3.2.1 Configurações de simulação CFD

O algoritmo utilizado para acoplamento Pressão-Velocidade selecionado é o *Coupled* (“Acoplado”), e o critério absoluto para convergência através dos resíduos é de 1×10^{-3} com um solucionador *Pressure-Based* (“Baseado na pressão”). O solucionador determina qual propriedade o aplicativo irá considerar para o método de projeção, e essa interpolação baseada na pressão é indicado para escoamentos incompressíveis de baixa velocidade.

3.2.2 Configurações de simulação FEA

Para a análise FEA, foi utilizado um solucionador estático estrutural (regime permanente), com tolerância de convergência de 1×10^{-8} e opção de solucionador de equações PCG.

3.2.3 Custo computacional

O computador utilizado na simulação é equipado com 2 processadores Intel® XEON® E5-2609 com 4 núcleos cada (2.4 GHz de frequência e cache de 10 MB) e 96 GB de memória RAM DDR3 com frequência de 2666 MHz.

Para efeito de comparação, utilizaram-se 3 horas por ângulo de ataque no computador mencionado para resolução do problema. Registrou-se pelo solucionador estrutural a utilização de 1 hora e 40 minutos para resolução após o acoplamento, concluindo-se que utilizaram-se 1 hora e 20 minutos para a solução do problema aerodinâmico isoladamente. Utilizou-se espaço em disco de aproximadamente 52 GB.

Após as definições geométricas, aliadas às definições de nomenclaturas nas regiões de interesse e designação da estação de trabalho, define-se então a discretização do modelo numérico.

3.3 Discretização

Resolvem-se os problemas fluido-estruturais utilizando os dados obtidos na primeira análise fluidodinâmica (que utiliza uma malha CFD), transportando-se para a malha estrutural os carregamentos na superfície da geometria da asa. Preserva-se uma cópia da análise aerodinâmica para comparar os resultados com os resultados da análise fluido-estrutural. Para isso, utilizam-se duas malhas de volumes finitos com definições iniciais idênticas, junto a uma malha de elementos finitos para a análise estrutural.

Os elementos das malhas utilizadas em ambos os modelos (CFD e FEA) são do tipo tetraédrico.

Na malha CFD, o elemento tetraédrico é definido por ter 4 nós, com cada nó possuindo 3 graus de liberdade translacionais e identificado pelo código TET4 na biblioteca de elementos do Ansys®. Adicionalmente, faz-se necessário a utilização de elementos prismáticos, que possuem 6 nós e é identificado pelo código WED6, mostrados na superfície da asa e ajudam na representação da camada limite.

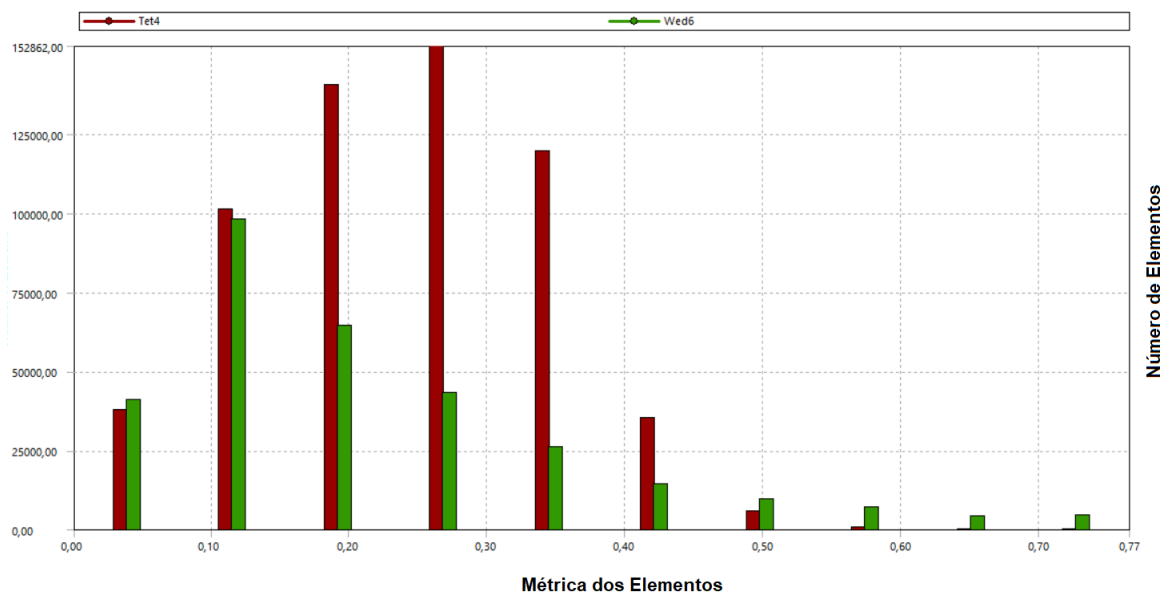
Na malha FEA, o elemento tetraédrico é quadrático e cada elemento possui 10 nós, com cada nó possuindo 3 graus de liberdade translacionais e identificado pelo código TET10 na biblioteca de elementos.

3.3.1 Malha CFD

Para uma malha CFD, o método mais adequado para a avaliação de qualidade dos elementos é o de *Skewness*, que representa a distorção de um elemento e quanto menor este valor, melhor a qualidade da malha. Valores próximos a 0 representam que o elemento está menos distorcido e valores próximos a 1 representam que o elemento está mais distorcido, perdendo sua simetria.

Na Figura 15, mostram-se as informações de número de elementos, nós e qualidade da malha. A coluna vermelha representa a contagem de elementos TET4 e a coluna verde representa a contagem de elementos WED6, com valores de *Skewness* variando de 0 a 0,77 ao longo do eixo de *Element Metrics*. Pela distribuição gráfica, entende-se que 93% dos elementos possui um valor de *Skewness* entre 0 e 0,4, e que 7% dos elementos possuem um valor entre 0,4 e 0,77 de *Skewness*. O valor médio de *Skewness* é de 0,229 e o desvio padrão de 0,120. A malha possui 904 mil elementos e 266 mil nós.

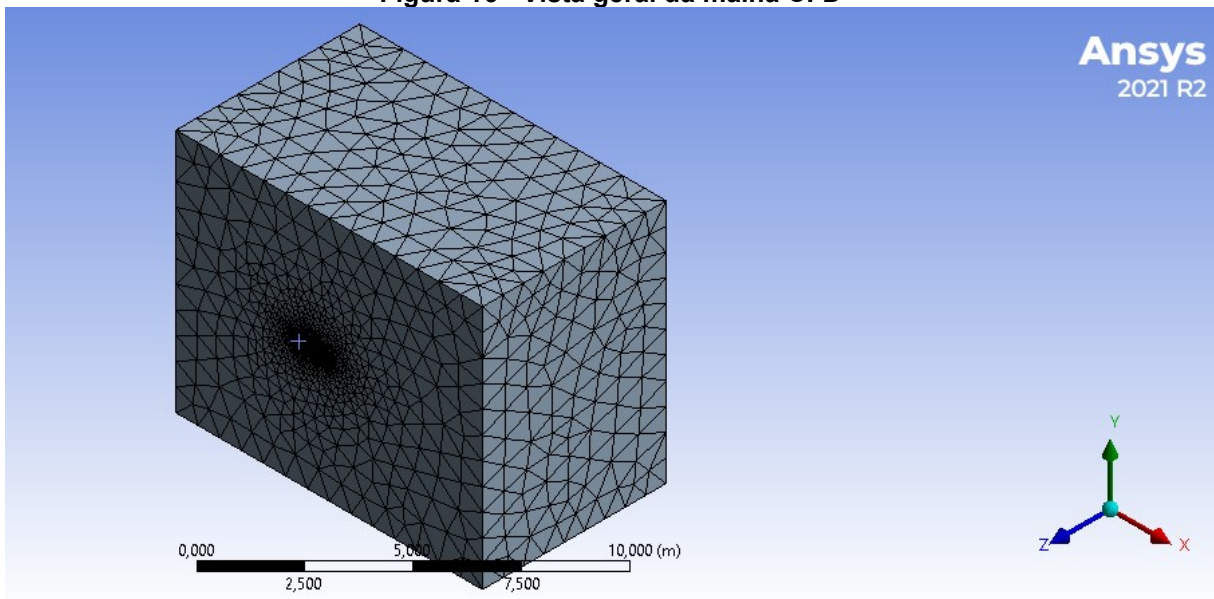
Figura 15 - Informações estatísticas da malha CFD, aonde a métrica é a qualidade do elemento



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 16, apresenta-se uma representação da vista geral da malha.

Figura 16 - Vista geral da malha CFD



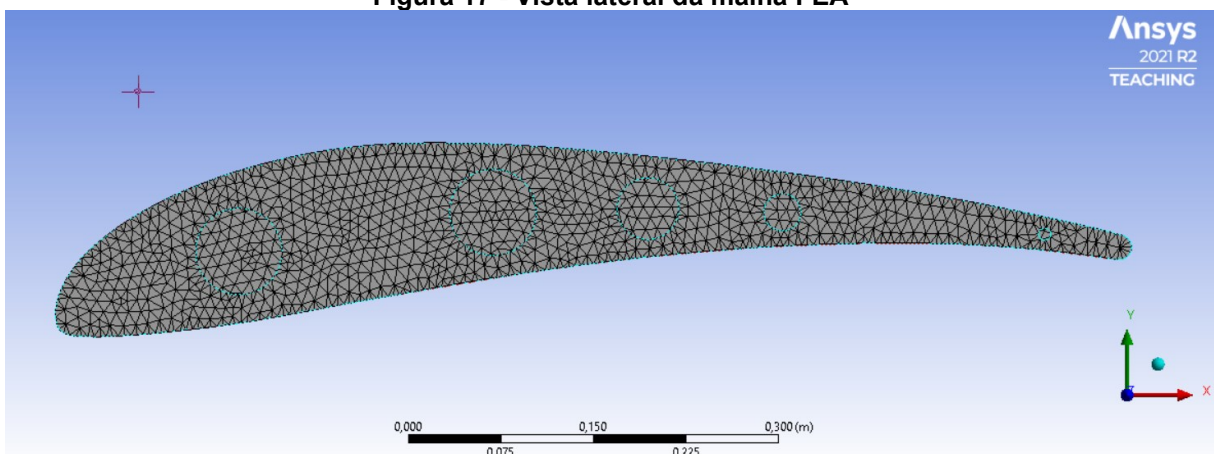
Fonte: autoria própria (2021)

Com a discretização dos domínios fluidos concluída, inicia-se a discretização da geometria estrutural.

3.3.2 Malha FEA

Para a malha de elementos finitos, informações de geometria e discretização foram computadas. Na Figura 17, mostra-se a vista lateral da malha, no seu local de engaste.

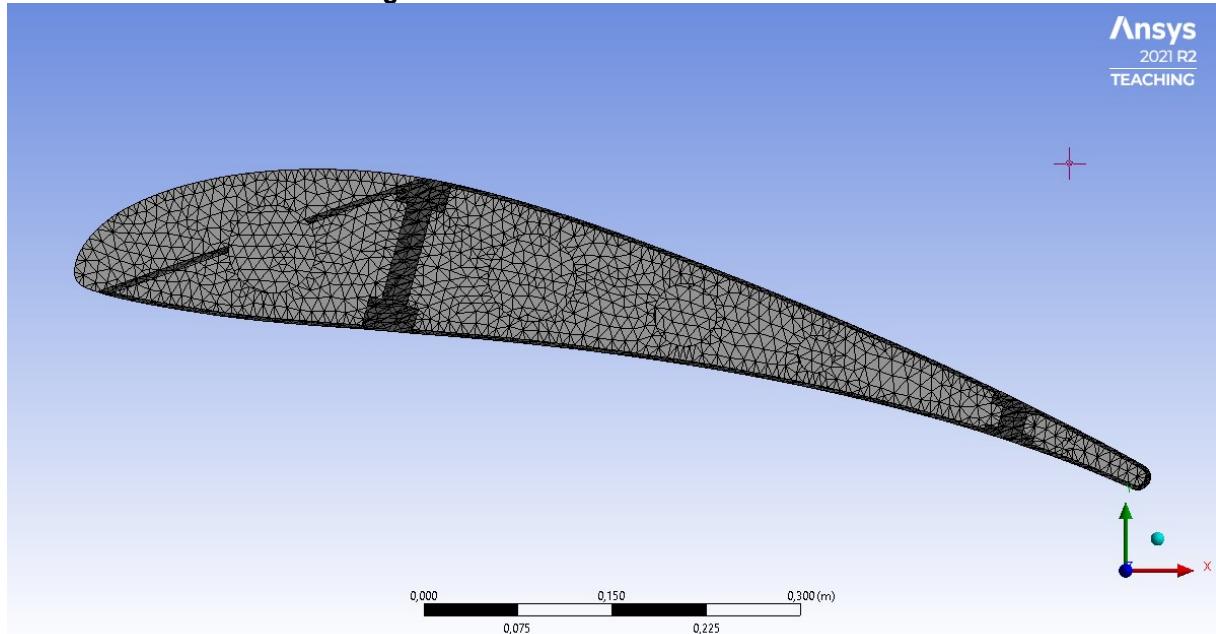
Figura 17 - Vista lateral da malha FEA



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 18, mostra-se uma vista em corte da malha FEA na qual observa-se a estrutura interna da asa. Visualizam-se os alívios de peso inseridos nas nervuras entre as seções da asa e as longarinas de alumínio.

Figura 18 - Vista em corte da malha FEA

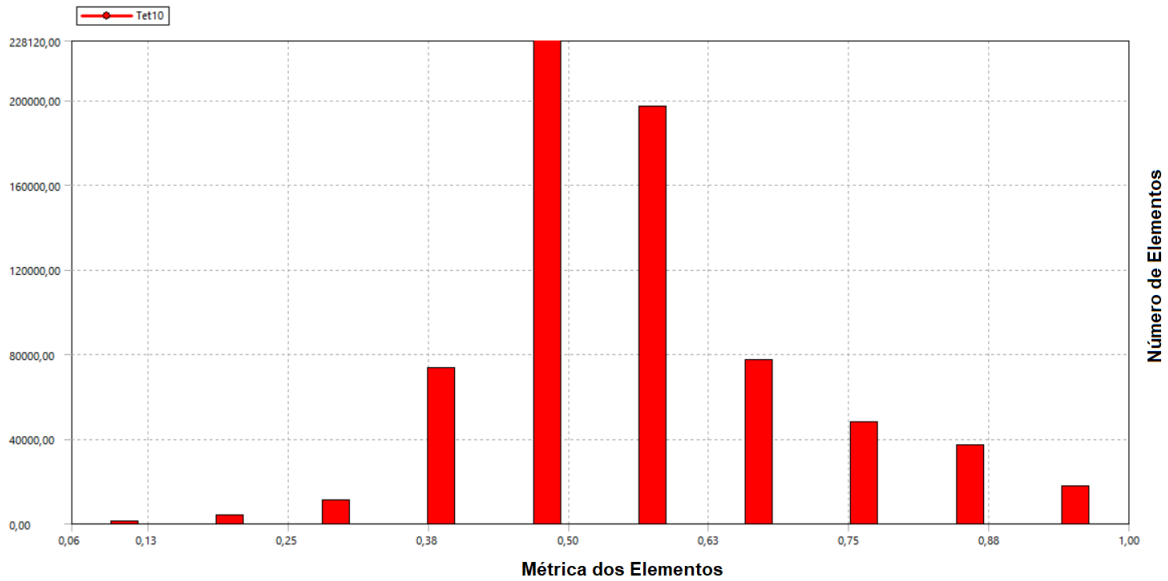


Fonte: autoria própria (2021)

Sobre a qualidade da malha de elementos finitos, utilizou-se o parâmetro de *Element Quality* (qualidade do elemento). Este parâmetro varia entre 0 e 1 e depende do tipo de elemento e da razão entre o volume e a raiz quadrada do cubo da soma do quadrado dos comprimentos de arestas. Valor de 1 na qualidade do elemento indica um cubo perfeito, enquanto que um valor de 0 indica que o elemento tem volume zero ou negativo.

Na Figura 19, mostram-se as informações estatísticas da discretização. A coluna vermelha representa a contagem de elementos TET10 com valores de *Element Quality* variando de 0,06 a 1,00 ao longo do eixo de *Element Metrics*. Pela distribuição gráfica, entende-se que 15,6% dos elementos possui um valor de qualidade entre 0,06 e 0,4, e 84,4% dos elementos possuem entre 0,4 e 1 de qualidade. O valor médio da qualidade do elemento é de 0,566 e o desvio padrão de 0,141. A malha possui 1,34 milhões de elementos e 693 mil nós.

Figura 19 - Informações estatísticas da malha de elementos finitos, aonde a métrica é a qualidade do elemento



Fonte: autoria própria (2021)

Após a discretização e a verificação de qualidade das malhas, realizou-se a etapa de configuração das considerações iniciais do problema de escoamento livre.

3.4 Considerações iniciais

Nesta seção, apresentam-se as informações de fluido e suas propriedades, bem como a velocidade inicial do escoamento e as condições de contorno.

O problema foi resolvido em regime permanente, com escoamento incompressível devido à baixa velocidade e isotérmico. O fluido empregado é o ar na condição padrão e utilizam-se para os cálculos os valores das propriedades mostrados na Tabela 1.

Tabela 1 - Propriedades do fluido

PROPRIEDADE	VALOR E UNIDADE
MASSA ESPECÍFICA, ρ	1,225 kg/m ³
VISCOSIDADE DINÂMICA, μ	1,78894 x 10 ⁻⁵ kg/(m.s)

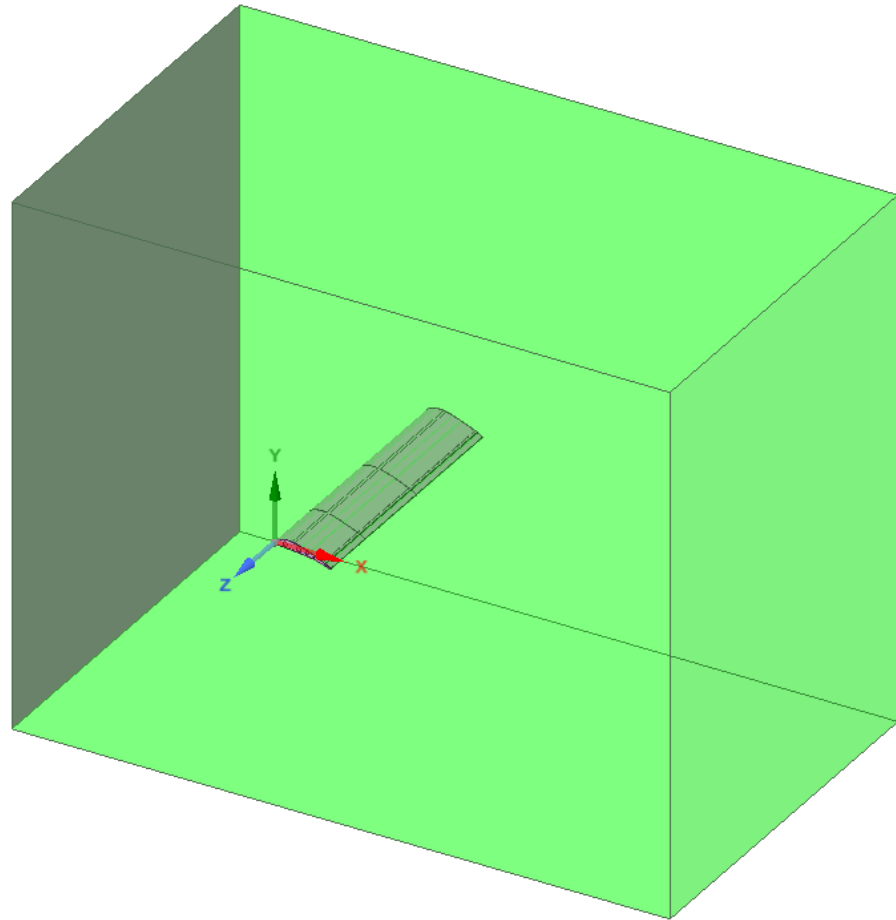
Fonte: dados de engenharia — Ansys (2021)

Calcula-se o valor de Mach e o resultado ajuda a identificar se um escoamento pode ser considerado como incompressível ou é compressível. Para este estudo, temos Mach de aproximadamente 0,07, indicando escoamento subsônico (menor que 1) e um valor muito pequeno (entende-se que a compressibilidade pode ser desconsiderada).

Calcula-se também o número de Reynolds (considerando o comprimento como sendo o comprimento da corda), sendo seu valor para este estudo de aproximadamente $1,8 \times 10^6$, interpretando-se que o escoamento é turbulento (acima de 4000).

Define-se o escoamento incompressível com velocidade de 25 m/s na direção X^+ em uma entrada no volume de controle, localizada à frente do bordo de ataque. Na Figura 20 identifica-se a entrada em que a velocidade inicial é definida como a face mais escura. O escoamento representa uma atmosfera livre, atribuindo-se pressão atmosférica sem restrições físicas nas bordas externas (aberturas) que representam-se pela cor verde-claro na Figura 20.

Figura 20 - Condições de contorno de velocidade e volume de controle



Fonte: autoria própria (2021)

O material utilizado para a construção da asa é alumínio e as propriedades mecânicas utilizadas para o cálculo estrutural são mostradas na Tabela 2:

Tabela 2 - Propriedades mecânicas do alumínio utilizado

PROPRIIDADE	VALOR E UNIDADE
DENSIDADE, ρ	2770 kg/m ³
MÓDULO DE ELASTICIDADE, E	71 GPa
COEFICIENTE DE POISSON, ν	0,33 [adimensional]
TENSÃO DE ESCOAMENTO, σ_Y	280 Mpa

Fonte: dados de engenharia — Ansys (2021)

3.5 Comparativo das estruturas rígida e deformada por meio de contornos

Para o estudo CFD, utiliza-se um corpo rígido, desprovido de estruturas em seu interior, composto apenas pelas suas faces de contorno que encontram-se em contato com o escoamento. Representa-se por este corpo rígido a idealização da asa, com seu perfil aerodinâmico constante ao longo da direção da envergadura.

Compondo um volume de controle ou atmosfera, conforme Figura 13, foi subtraído do volume fluido o corpo rígido. Em um estudo CFD, estas faces só interferem no escoamento, mas o escoamento não as deforma.

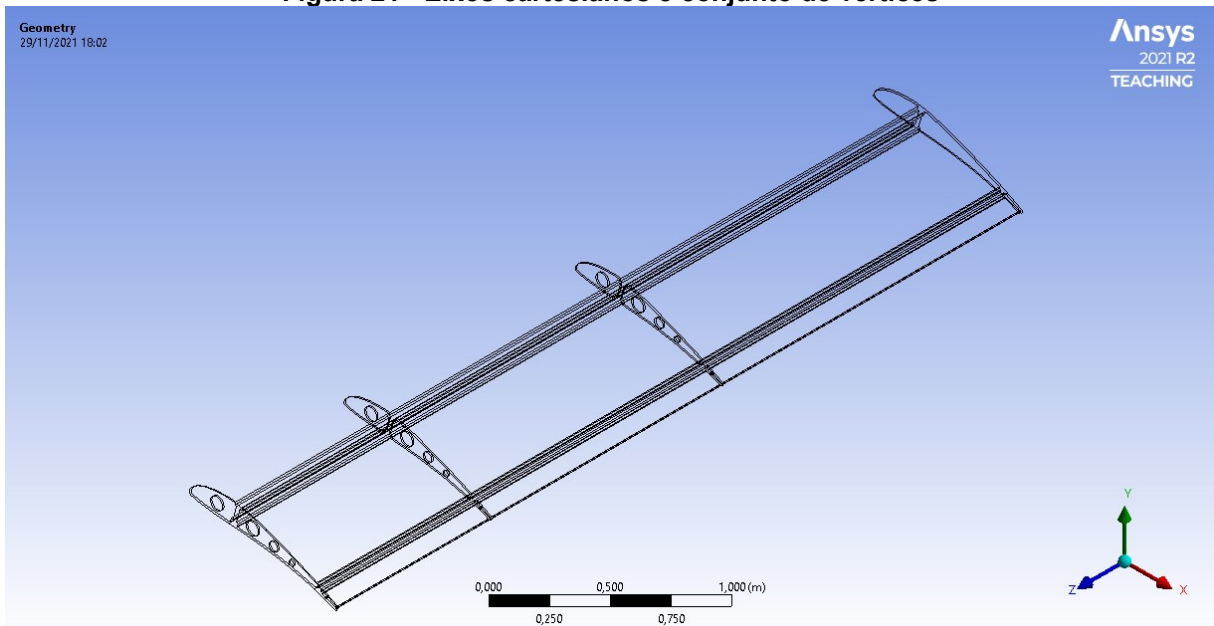
Para um estudo de interação fluido-estrutura, transportou-se o mapa de carregamentos gerado pelo escoamento fluido no corpo rígido para a estrutura, sendo necessária a modelagem de uma geometria para o cálculo das deformações. Mostra-se essa geometria na Figura 12 e na Figura 21.

Para o acoplamento de duas vias, a análise fluidodinâmica recebe como entrada de discretização uma malha com as superfícies da asa deslocadas (a geometria deformada) e calcula novamente os resultados de sustentação e arrasto. Esta geometria encontra-se sobreposta ao conjunto de vértices nos contornos de resultados estruturais para o corpo deformado e compara-se visualmente com auxílio de uma escala de aumento em magnitude.

Nas figuras, utiliza-se um sistema tridimensional de coordenadas. O sistema de eixos cartesianos é apresentado com o eixo X (eixo vermelho) representando a direção do escoamento com velocidade de 25 m/s, o eixo Y (eixo verde) representando a direção da sustentação e o eixo Z representando a profundidade da

asa na direção de sua envergadura (eixo azul). Disponibiliza-se a geometria original por um conjunto de vértices para comparar com as deformações obtidas. A Figura 21 mostra a geometria rígida representada pelo conjunto de vértices e os eixos cartesianos.

Figura 21 - Eixos cartesianos e conjunto de vértices



Fonte: autoria própria (2021)

Além de contornos de superfície, apresentam-se também tabelas com os valores numéricos obtidos pelas simulações computacionais.

3.6 Comparativo por meio de gráficos e tabelas das estruturas rígida e deformada

Comparam-se os resultados de coeficientes de sustentação e de arrasto, bem como as informações de carregamento estrutural, por meio de tabelas e gráficos, representando a curva de carregamento durante uma condição de voo em que o ângulo de inclinação da asa (ângulo de ataque) varia de -5° a 25° , em um passo de $2,5^\circ$.

Nas tabelas, encontra-se também destacado o ângulo de estol (em laranja), que é coincidente ao momento de pico na curva de coeficiente de sustentação.

4 RESULTADOS

Para a análise dos resultados, comparou-se a sustentação e o arrasto da asa por meio da análise do corpo rígido submetido a uma velocidade de 25 m/s com a sustentação e arrasto produzidos pela estrutura deformada em função da pressão gerada pelo escoamento, utilizando a mesma malha e as mesmas condições de contorno.

Para verificação do modelo numérico que representa os conceitos físicos, a análise conta com contornos de pressão, velocidade e cisalhamento na parede na etapa fluidodinâmica, junto com contornos de deformação, tensões de cisalhamento (von-Mises) e reações máximas de momento e força na etapa estrutural.

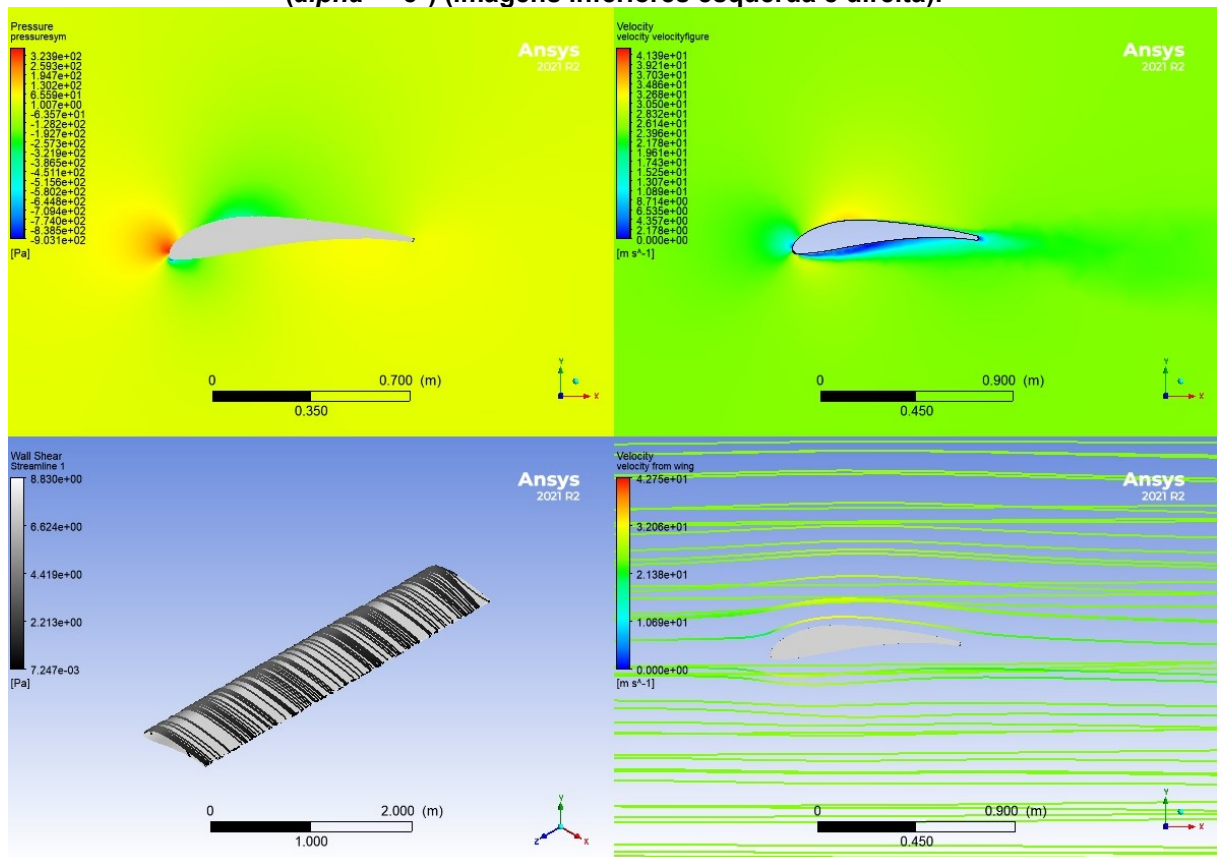
Os resultados são então agrupados em tabelas e analisados com auxílio de gráficos e contornos. Os gráficos mostram a propriedade mencionada no eixo Y (vertical) e a variação do ângulo de ataque (α) ao longo do eixo X (horizontal).

4.1 Verificação inicial

Analisaram-se duas posições de ângulo de ataque (-5° e 15°) para a verificação inicial. Compara-se as velocidades e pressões, os coeficientes de sustentação e arrasto verificando-se o comportamento físico esperado e também efeitos de turbulência, linhas de escoamento e cisalhamento na superfície da asa. Para estes casos, apresenta-se somente resultados da análise fluidodinâmica, de forma a verificar apenas se a análise CFD é coerente com o estudo antes da transposição dos dados.

Na Figura 22, imagem superior esquerda, percebe-se a variação de pressão na asa, valores de -903 Pa a 324 Pa. Na imagem superior direita, a velocidade variando de 0 m/s a 39 m/s. Na imagem inferior esquerda, apresenta-se o contorno de cisalhamento da parede, que mostram um escoamento colado e linear sobre a asa (devido ao perfil estar alinhado ao escoamento, a turbulência é menor e o escoamento tem comportamento laminar próximo à superfície). Na imagem inferior direita, visualizam-se as linhas de escoamento, mostrando a direção das linhas de corrente que são distorcidas conforme o ar passa pelo corpo rígido (o escoamento encontra o sólido e o ar muda sua direção, contornando o perfil).

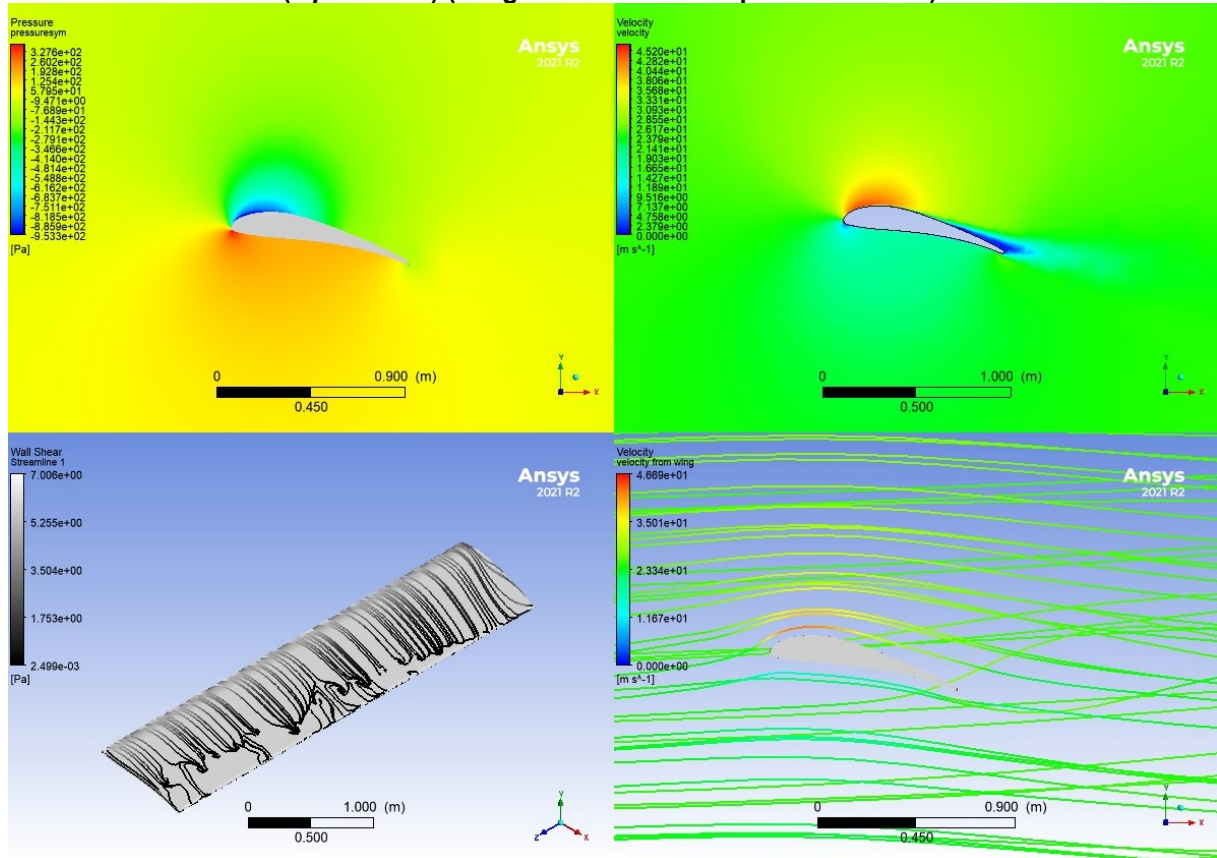
Figura 22 - Contornos de pressão e velocidade (imagens superiores esquerda e direita). Contorno de cisalhamento na parede e fluxo de velocidade com as linhas de escoamento ($\alpha = -5^\circ$) (imagens inferiores esquerda e direita).



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 23, imagem superior esquerda, percebe-se a variação de pressão na asa, valores de $-953\ Pa$ (região azul) a $327\ Pa$ (região vermelha, localizada na parte inferior da asa) e, na imagem superior direita, a velocidade variando de $0\ m/s$ a $45,2\ m/s$. Estes contornos e valores ajudam a verificar o princípio de Bernoulli, justificados pela afirmação de que existe um aumento de velocidade no escoamento sobre a asa e um aumento de pressão na região inferior da asa. Na imagem inferior esquerda, percebe-se uma variação nas linhas de cisalhamento, que são como uma impressão digital para cada geometria e indicam vorticidade. Na imagem inferior direita, visualizam-se as linhas de escoamento, mostrando uma distorção relativamente maior que a da Figura 22 (o perfil não está mais alinhado ao escoamento e o distorce mais, apresentando maior turbulência).

Figura 23 - Contornos de pressão e velocidade (imagens superiores esquerda e direita). Contorno de cisalhamento na parede e fluxo de velocidade com as linhas de escoamento ($\alpha = 15^\circ$) (imagens inferiores esquerda e direita).



Fonte: autoria própria (2021)

4.2 Sustentação inicial para o corpo rígido

Na Tabela 3, os resultados dos coeficientes de sustentação e de arrasto iniciais, que representam os dados analisados numericamente da geometria como um corpo rígido (sem deformação).

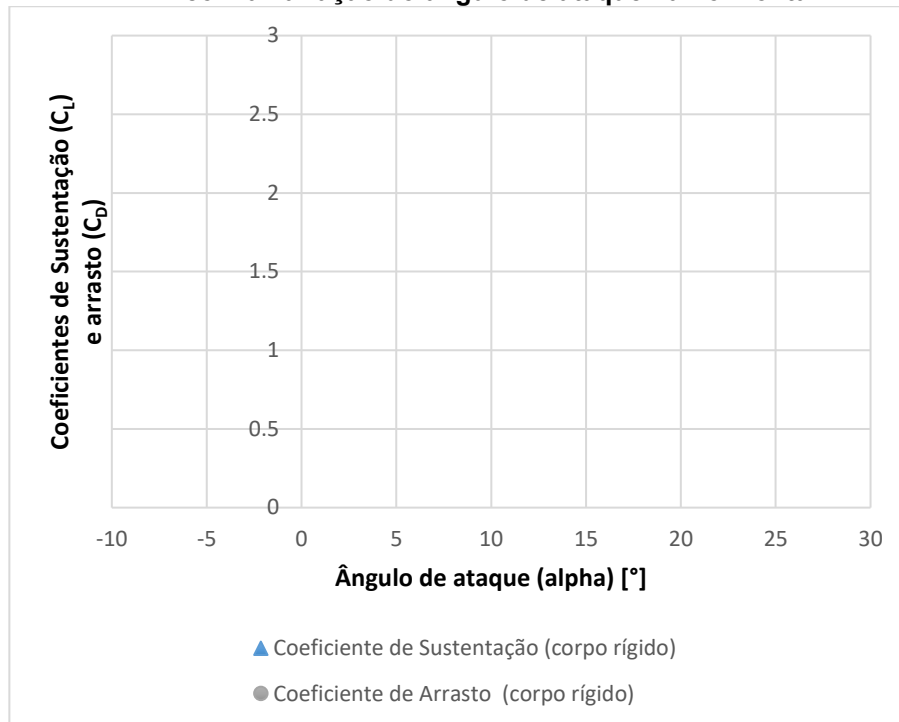
Tabela 3 - Coeficientes de sustentação e arrasto iniciais para o corpo rígido

ÂNGULO DE ATAQUE [°]	COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO INICIAL (C_L)	COEFICIENTE DE ARRASTO INICIAL (C_D)
-5	0,0652731	0,173752
-2,5	0,154418	0,142829
0	0,445103	0,0904178
2,5	0,925916	0,0641426
5	1,342	0,0717841
7,5	1,73025	0,0937565
10	2,07816	0,121759
12,5	2,43787	0,159198
15	2,61417	0,199402
17,5	2,39409	0,269247
20	2,41096	0,345824
22,5	2,27385	0,432051
25	2,19518	0,533106

Fonte: autoria própria (2021)

Interpreta-se pelo Gráfico 1 e com o auxílio da Tabela 3 o momento de sustentação máxima da geometria em 15 graus, identificando-se como ponto de estol. Após o ponto de estol, a asa começa a perder sustentação. O valor máximo do coeficiente de sustentação (C_L) é de 2,614. O arrasto continua aumentando conforme o ângulo de ataque aumenta, ultrapassando o valor de 0,5 com ângulo de ataque de 25°. Observa-se comportamento semelhante referente à sustentação na literatura com o trabalho de Almeida, Reis e Gardolinski Venson (2012) aonde o coeficiente de sustentação obtido através da experimentação de uma asa de perfil Selig 1223 com 42 cm de envergadura e 13 cm de corda foi de 1,952 com ângulo de ataque de 14° e coeficiente de arrasto de 0,292. Singh (2015) apresentou resultados de coeficientes de sustentação e arrasto para um ângulo de ataque de 15° com valores de 2,13 e 0,38 respectivamente.

Gráfico 1 - Coeficientes de sustentação e de arrasto iniciais plotados ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal



Fonte: autoria própria (2021)

O mapa de pressões é então transferido para o modelo de elementos finitos usando o acoplamento de sistemas disponível no aplicativo Ansys® como carregamento para o cálculo de deformações na estrutura de alumínio.

4.3 Resultados estruturais do corpo deformado

A Tabela 4 com o auxílio de contornos e gráficos mostra os resultados obtidos pela resolução do método de elementos finitos acoplado ao modelo de volumes finitos.

A Tabela 4 mostra resultados máximos em cada um dos ângulos de ataque analisados. Verifica-se que a tensão equivalente máxima de 20,15 Mpa se dá em um ângulo de ataque de 20°, causando uma deformação máxima de 13,03 milímetros. Observa-se também que a reação máxima corresponde a 1960 N e seu momento máximo de 3736 N.m, ambos com ângulo de ataque de 15°.

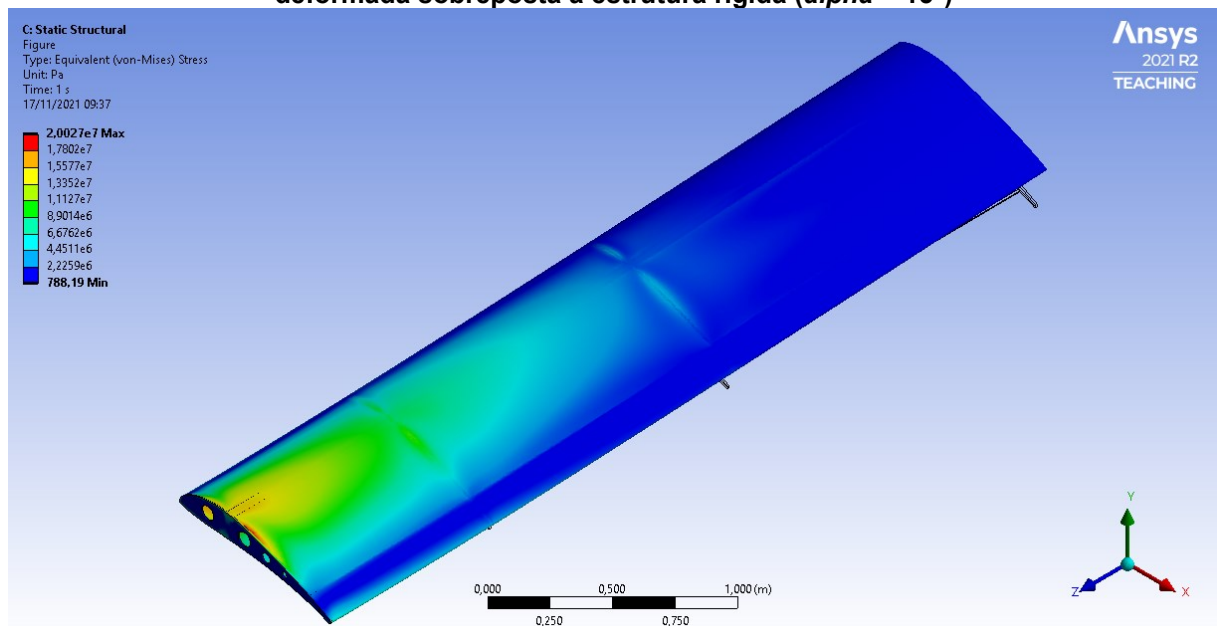
Tabela 4 - Resultados estruturais

ÂNGULO DE ATAQUE	TENSÃO EQUIVALENTE MÁXIMA (VON-MISES) [MPA]	DEFORMAÇÃO TOTAL MÁXIMA [MM]	REAÇÃO MÁXIMA DE FORÇA TOTAL NO ENGASTE [N]	REAÇÃO MÁXIMA DE MOMENTO TOTAL [N M]
-5	1,591815529	0,184902118	139,4686561	284,0674322
-2,5	1,741326766	0,894207842	177,9386224	341,9198439
0	3,826075297	2,319875124	352,472012	678,4515559
2,5	7,20779282	4,439920697	707,7976127	1306,402245
5	10,36636928	6,426386262	1029,270777	1905,598762
7,5	13,31627442	8,25360542	1327,205342	2462,291169
10	16,03067379	9,885961633	1592,112566	2964,727189
12,5	18,69238576	11,55783452	1839,671114	3469,902635
15	20,02710683	12,48465372	1960,255144	3736,308442
17,5	19,78943792	12,65220973	1845,81006	3703,447966
20	20,15392914	13,03622835	1854,424932	3797,560628
22,5	19,75853729	12,79397896	1849,843715	3735,969679
25	19,40037008	12,82900283	1742,840023	3664,747709

Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 24, visualiza-se a distribuição das tensões equivalentes (Von-Mises) da asa no momento em que ela se encontra quinze graus ($\alpha = 15^\circ$) em relação ao escoamento de 25 m/s. É neste momento que a asa está em estol, e também sob maior carregamento. Visualiza-se o corpo deformado sobre a estrutura de vértices do corpo original, com escala automática de 17 vezes.

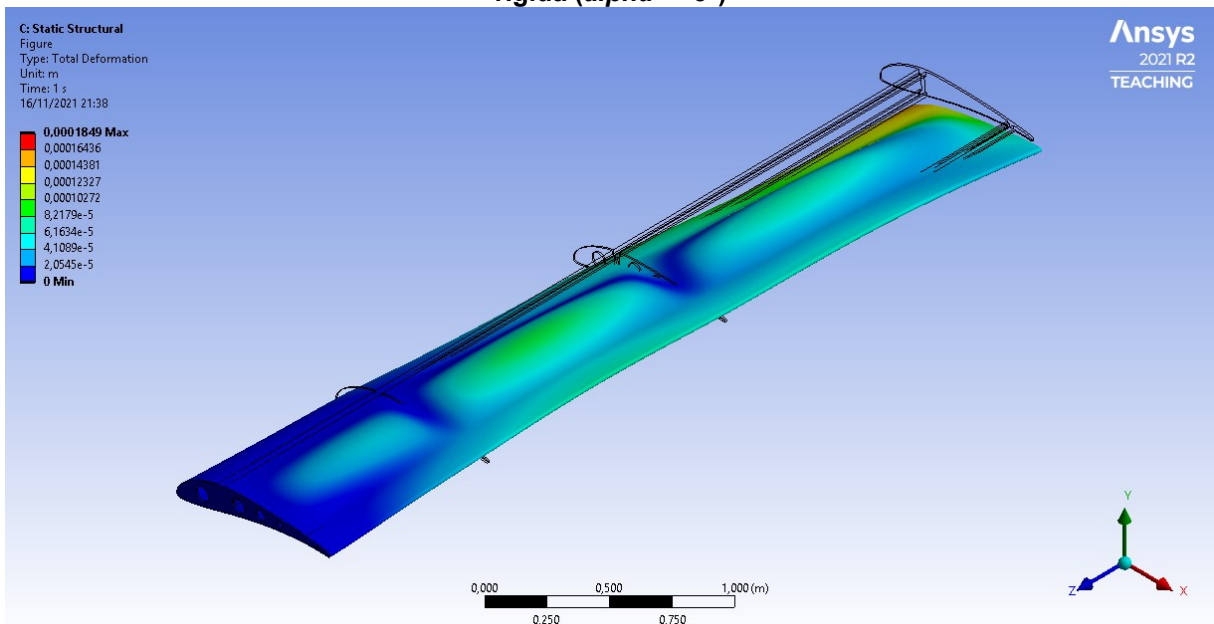
Figura 24 - Contorno de tensões equivalentes (critério de Von-Mises) com a geometria deformada sobreposta à estrutura rígida ($\alpha = 15^\circ$)



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 25, mostram-se os valores e os contornos de deformações totais em um ângulo de ataque de cinco graus negativos ($\alpha = -5^\circ$). Nota-se o arqueamento das regiões que não possuem nervuras ou elemento de viga, apenas a região do bordo de fuga. Esta é uma região que com análises auxiliares pode resultar em melhoria no desenvolvimento de *flaps* e *ailerons*. Comparando a Figura 24 com a Figura 25, nota-se a diferença de deformações da estrutura submetida a baixa sustentação ($\alpha = -5^\circ$) e alta sustentação ($\alpha = 15^\circ$). Na Figura 25, a magnitude da escala de deformações é de 1200 vezes.

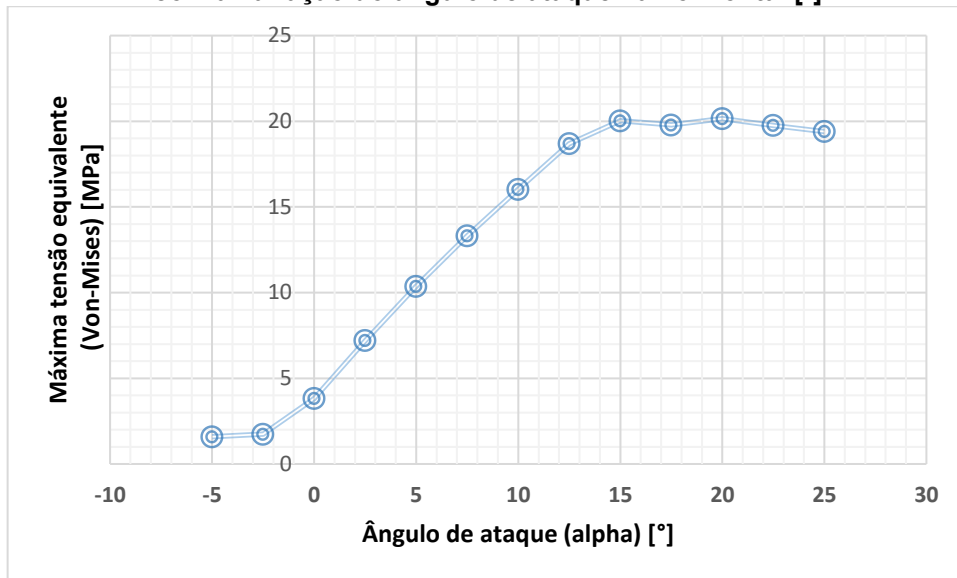
Figura 25 - Contorno de deformação total com a geometria deformada sobreposta à estrutura rígida ($\alpha = -5^\circ$)



Fonte: autoria própria (2021)

No Gráfico 2, visualiza-se a curva de tensões equivalentes segundo o critério de Von-Mises. Nota-se um carregamento máximo no ponto de estol de valor 20,15 MPa com pouca variação após isso.

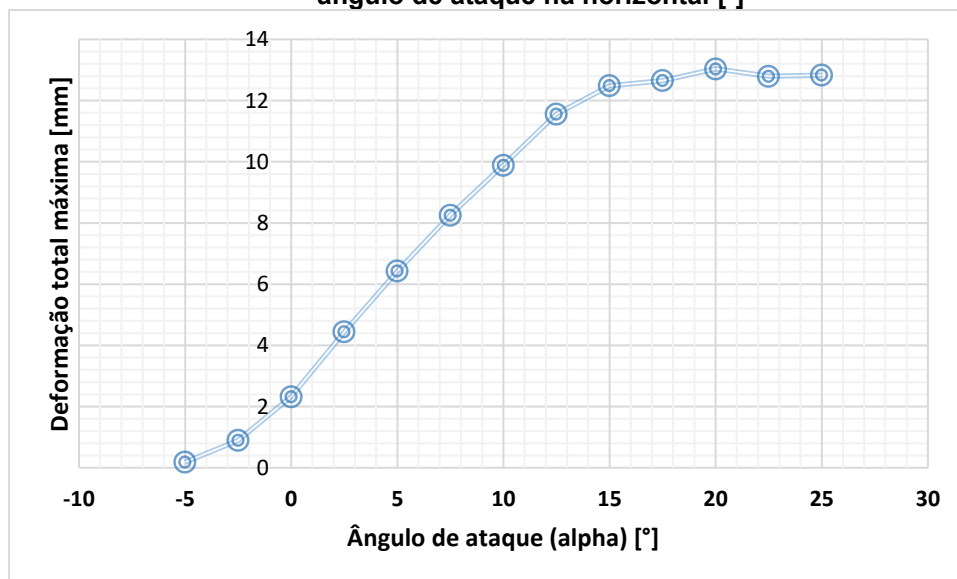
Gráfico 2 - Máxima tensão equivalente (Von-Mises) [MPa] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]



Fonte: autoria própria (2021)

No Gráfico 3, mostra-se a deformação máxima em milímetros de acordo com a variação de *alpha*. Identifica-se sua deformação máxima de 13,04 mm. A maior deformação encontra-se na zona de maior carregamento.

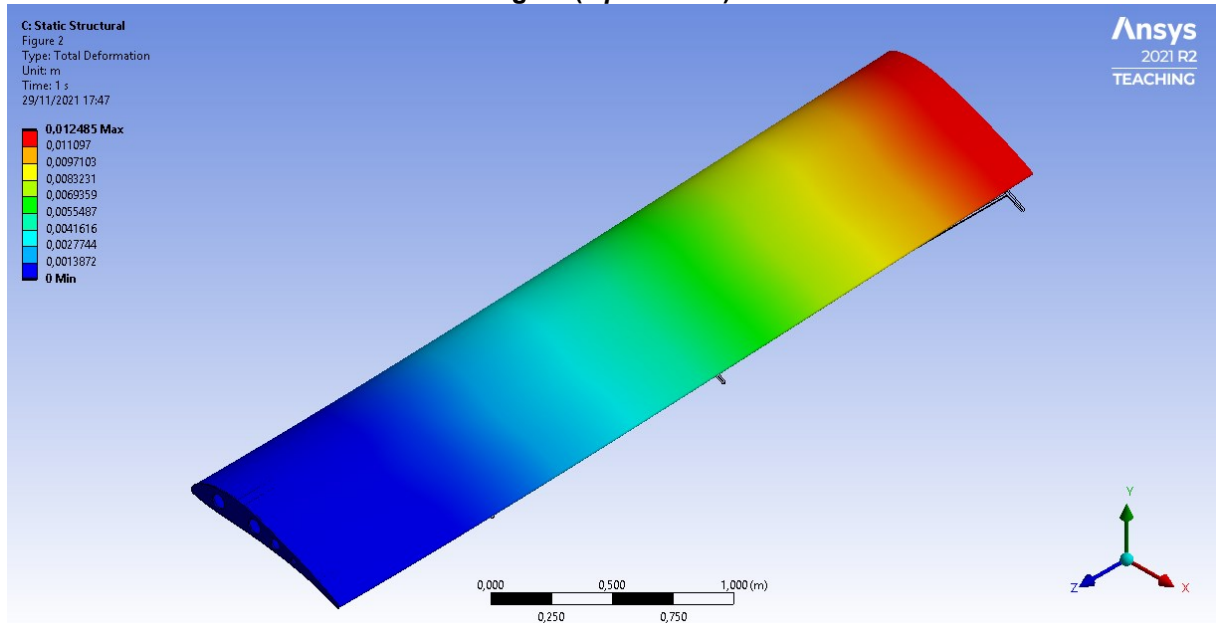
Gráfico 3 - Deformação total máxima [mm] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 26, visualizam-se as deformações totais máximas, verificando uma deformação máxima próximo à região de estol ($\alpha = 15^\circ$), e nota-se um maior deslocamento na ponta da asa, com valores de aproximadamente 12,5 mm.

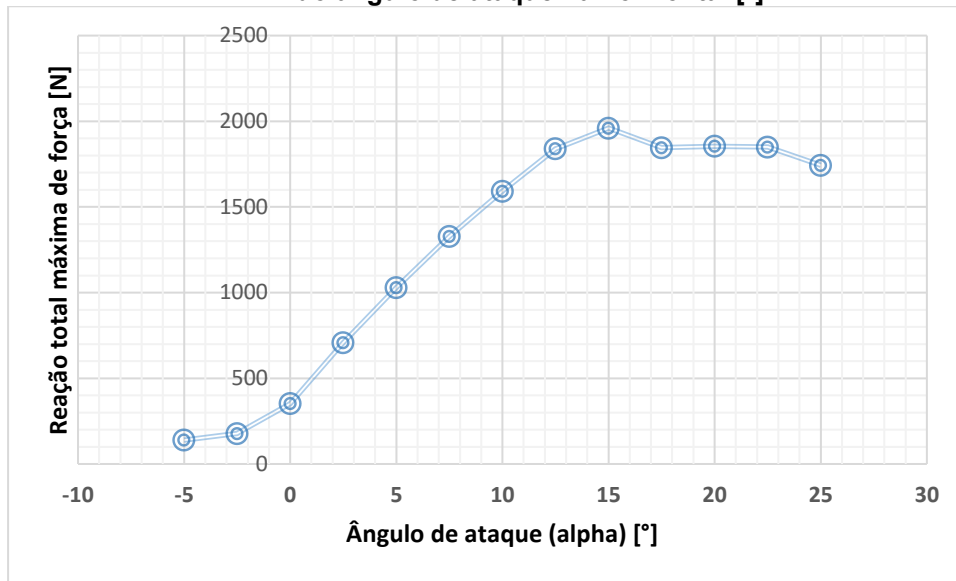
Figura 26 - Contorno de deformação total com a geometria deformada sobreposta à estrutura rígida ($\alpha = 15^\circ$)



Fonte: autoria própria (2021)

No Gráfico 4, apresenta-se uma visualização gráfica da reação total máxima de força, com seu valor máximo de 1960 newtons no ângulo de estol ($\alpha = 15^\circ$).

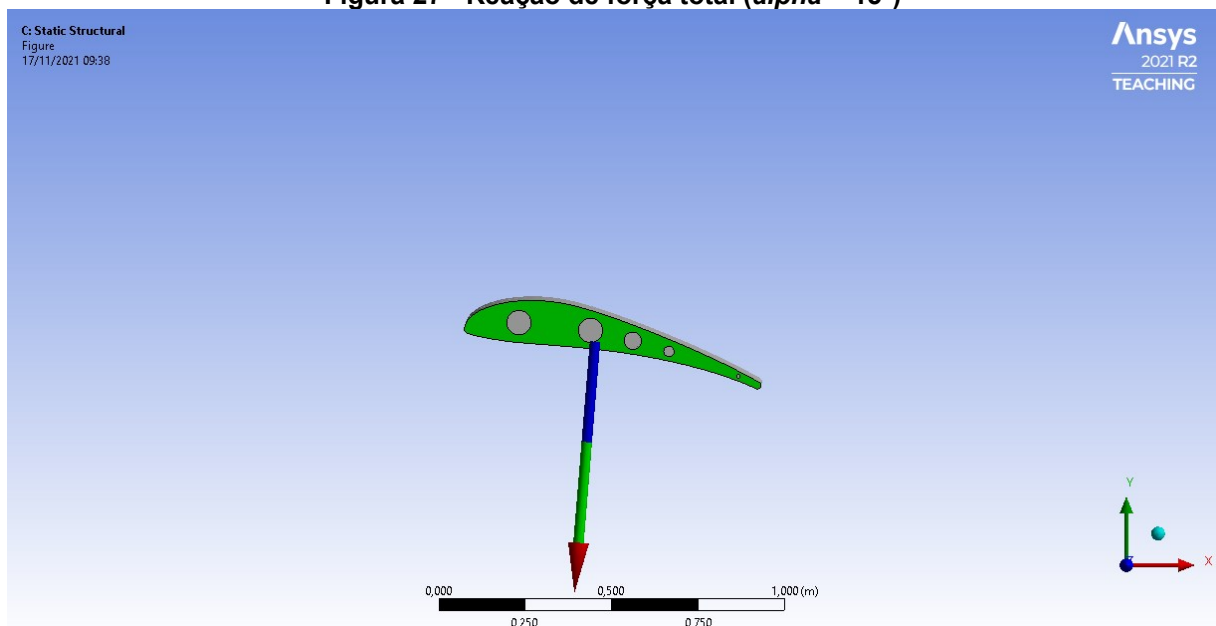
Gráfico 4 - Reação total máxima de força [N] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 27, visualiza-se a reação total, com seus componentes direcionais de -160,92 N no eixo X (vermelho), 1953,5 N no eixo Y (verde) e 24,04 N no eixo Z (azul). Maior parte da força de reação é na direção oposta ao carregamento de sustentação.

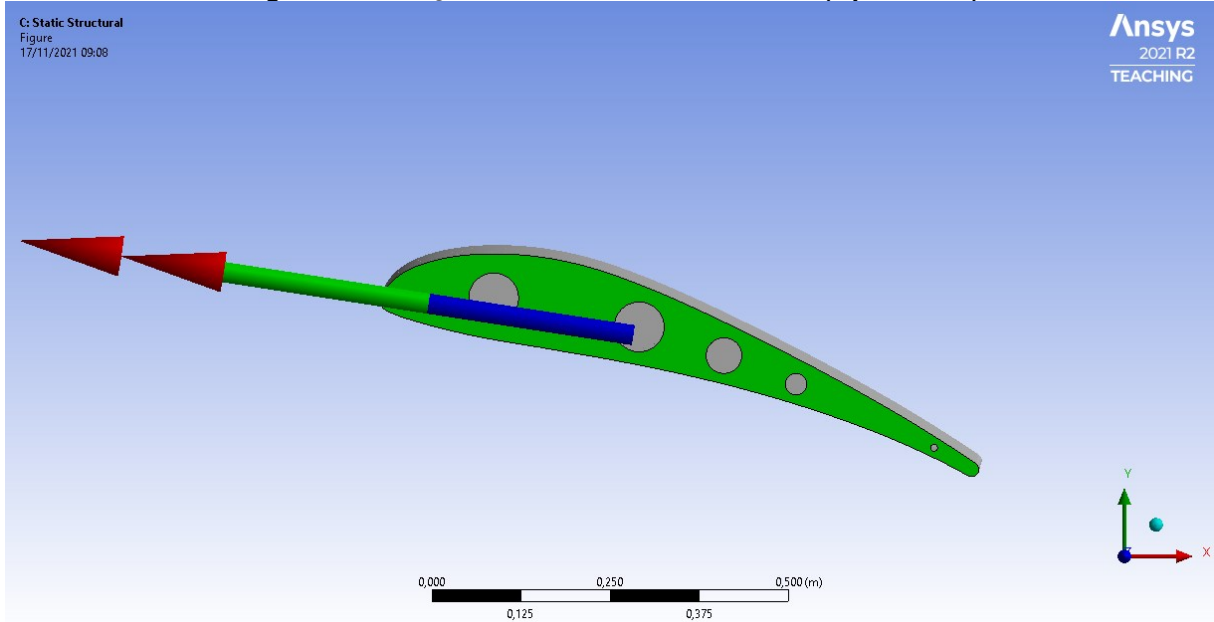
Figura 27 - Reação de força total ($\alpha = 15^\circ$)



Fonte: autoria própria (2021)

Na Figura 28, os valores e a direção do momento máximo, localizado na região após o estol, com seu valor máximo de 3800 N.m, sendo -3717,20 N na direção do eixo X , 363,58 N na direção do eixo Y e 99,97 N no eixo Z .

Figura 28 - Reação de momento total máxima ($\alpha = 20^\circ$)



Fonte: autoria própria (2021)

4.4 Sustentação atualizada para o corpo deformado

Na Tabela 5, mostram-se os resultados dos coeficientes de sustentação e de arrasto atualizados, ou seja, após estrutura de alumínio sofrer deformação causada pela pressão gerada pelo escoamento turbulento.

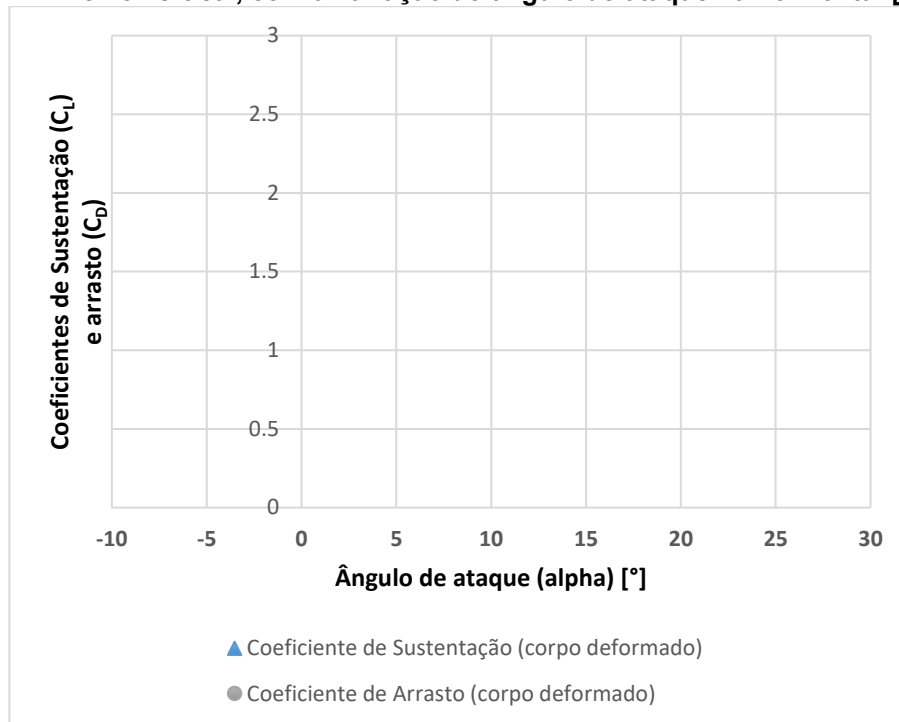
Tabela 5 - Coeficientes de sustentação e de arrasto no corpo deformado

ÂNGULO DE ATAQUE [°]	COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO ATUALIZADA (C_L)	COEFICIENTE DE ARRASTO ATUALIZADO (C_D)
-5	0,0610617	0,172692
-2,5	0,181656	0,139534
0	0,444952	0,0900545
2,5	0,921271	0,0641767
5	1,34249	0,0718008
7,5	1,73099	0,0937705
10	2,07612	0,121762
12,5	2,39375	0,158431
15	2,57266	0,195555
17,5	2,44537	0,259369
20	2,39881	0,331836
22,5	2,08796	0,453381
25	2,16373	0,511786

Fonte: autoria própria (2021)

Utilizando-se do Gráfico 5 **Error! Reference source not found.** e com o auxílio da Tabela 6, nota-se uma grande semelhança nos valores e no comportamento dos coeficientes em relação aos valores iniciais, o que pode indicar duas coisas: a geometria está atendendo à especificação estrutural, ou seja, a estrutura dimensionada aguenta a carga submetida, ou também que a estrutura pode estar superdimensionada, havendo oportunidade para uma redução de peso.

Gráfico 5 - Coeficientes de sustentação e de arrasto do corpo deformado plotados ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]



Fonte: autoria própria (2021)

Outras análises (convergência de malha, estruturais, modais, utilizando diferentes elementos) tornam-se necessárias para verificar ambas as situações em que a asa está sem deformações e com os carregamentos aplicados na estrutura de alumínio, com a finalidade de aumentar a confiabilidade dos resultados e explicar com maior acurácia os desvios. Para discutir com mais detalhes a variação dos coeficientes, disponibiliza-se um comparativo dos desvios relativos dos dois casos na Tabela 6.

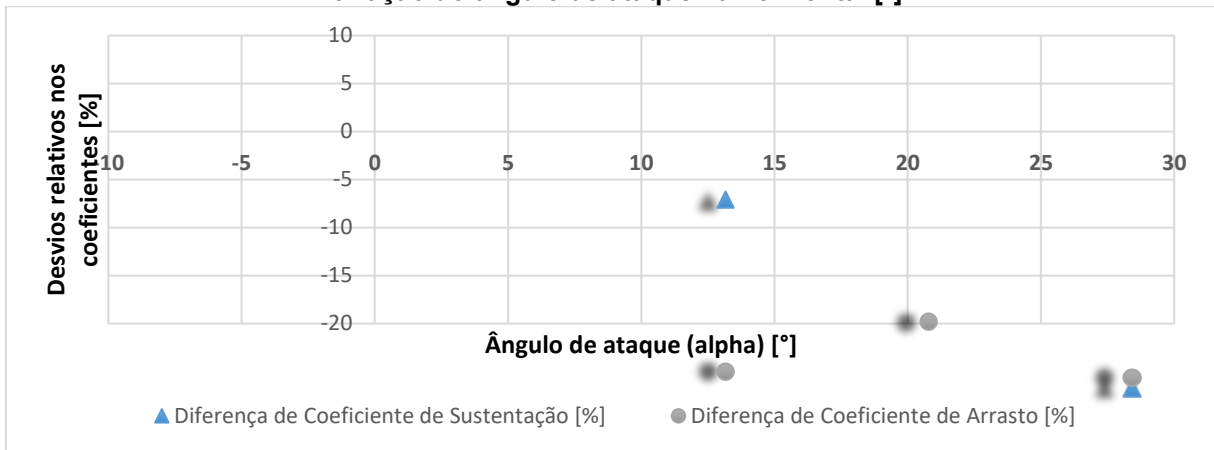
Tabela 6 - Desvios relativos dos coeficientes de sustentação e de arrasto para a deformação gerada pelo escoamento turbulento

ÂNGULO DE ATAQUE [°]	DESVIO RELATIVO PARA A SUSTENTAÇÃO [%]	DESVIO RELATIVO PARA O ARRASTO [%]
-5	6,451968728	0,61006492
-2,5	-17,63913533	2,30695447
0	0,033924732	0,401801415
2,5	0,501665378	-0,053162797
5	-0,036512668	-0,023264205
7,5	-0,042768386	-0,014932298
10	0,09816376	-0,002463884
12,5	1,809776567	0,481789972
15	1,587884491	1,929268513
17,5	-2,141941197	3,668750255
20	0,503948635	4,044832053
22,5	8,17512149	-4,93691717
25	1,432684336	3,999204661

Fonte: autoria própria (2021)

No Gráfico 6, mostram-se as curvas referentes à Tabela 6. Visualiza-se a distribuição dos desvios relativos dos coeficientes de sustentação e de arrasto. Nota-se também que o ângulo de ataque de $-2,5^\circ$ possui uma variação maior do que a média. Quanto aos valores de *alpha* positivos, entende-se que houve um leve aumento médio de sustentação causado pela deformação (0,05%) e uma representação um pouco maior na média da diferença no arrasto (1%).

Gráfico 6 - Desvios relativos nos coeficientes [%] plotada ao longo do eixo vertical, com a variação do ângulo de ataque na horizontal [°]



Fonte: autoria própria (2021)

Entende-se também uma oportunidade de refino na malha, pois não realizou-se estudo de convergência de malha. Necessita-se entender os ângulos de ataque nos quais as características de escoamento tiveram maior variação e precisam de maior discretização. Um refino excessivo ou global pode causar desperdício de poder computacional. Em especial, nota-se uma maior variação no comportamento dos resultados de ângulo de ataque negativos^o (-2,5^o e -5^o) e após o estol (22,5^o). Sugere-se também redução na escala utilizada, capturando informações em um maior número de pontos próximo à região de estol.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho, apresentou-se uma análise fluido-estrutural de uma asa modelada em alumínio. Para isso, foi comparado um estudo fluidodinâmico de corpo rígido com um estudo fluidodinâmico em que a estrutura se deforma devido ao escoamento e produz novos valores de sustentação e arrasto. Para isso, utilizou-se o aplicativo Ansys® com o auxílio das ferramentas Fluent® e Mechanical®.

Na condição analisada de voo, a estrutura de alumínio (da asa) apresenta maior tensão equivalente máxima, deformação e reação de momento após a ocorrência do estol (ao momento em que a asa têm inclinação no ângulo de ataque de 20 graus) com valores de 20,15 MPa, 13,03 mm e 3797 N.m, respectivamente, e maior reação de força e no seu engaste em 15 graus, no momento do estol dada a escala usada, com valor de 1960 N.

Diferente do esperado, as oscilações nas diferenças de sustentação demonstram que há um fenômeno mais complexo do que a simples torção da asa causada pelo escoamento. A geometria atualizada pode estar sofrendo deformações em pontos específicos que causam um ganho instantâneo na geração de sustentação; porém, os fenômenos de turbulência podem causar deformações posteriores que combinados à deformação anterior reduzem novamente a sustentação da aeronave.

Para representar corretamente tais efeitos, fazem-se necessárias análises mais complexas, como o efeito de *flutter*, que é a realimentação da deformação causada e pode levar a aeronave a efeitos catastróficos. Efeitos de vibração, aeroelasticidade e até mesmo variações na temperatura não devem ser desconsiderados quando analisam-se grandes projetos.

Para isto, propõe-se para trabalhos futuros a validação necessária para este tipo de estudo, aliada às análises modais de *flutter* e também utilizando outros métodos que não os numéricos computacionais (experimentação, métodos analíticos, manufatura e validação).

REFERÊNCIAS

- AHAMED, M. **A concise description of One Way and Two Way coupling methods for Fluid-Structure Interaction Problems.** Disponível em: <[https://www.ajer.org/papers/v6\(03\)/O06038689.pdf](https://www.ajer.org/papers/v6(03)/O06038689.pdf)>. Acesso em: 29 nov. 2021.
- ALMEIDA, A., REIS, M. AND GARDOLINSKI VENSON, G. **Caracterização experimental do aerofólio selig 1223 em um túnel de vento subsônico.** 2012.
- BATHE, Klaus-Jürgen. **Finite Element Procedures.** Massachusetts Institute of Technology. 1996.
- BAKKER A. **Lectures on Applied Computational Fluid Dynamics.** 2008. Disponível em: <<https://www.bakker.org/Lectures-Applied-CFD.pdf>>. Acesso em 11 de out. de 2021.
- CHEN, Xiangying & Zha, Gecheng & Yang, Ming-Ta. **Numerical Simulation of 3-D Wing Flutter with Fully Coupled Fluid-Structure Interaction Approach.** Computers & Fluids. v.36, p. 856-867. 2007.
- GROTH, Corrado et al. **Structural validation of a realistic wing structure: the RIBES test article.** Procedia Structural Integrity. v. 12, p. 448-456. 2018.
- HUO, SH., YUAN, Z., WANG, FS. et al. **Effects of static aeroelasticity on composite wing characteristics under different flight attitudes.** J. Cent. South Univ. v. 20, p. 312–317. 2013.
- SIMSCALE. **K-Omega and K-Omega SST.** Disponível em: <<https://www.simscale.com/docs/simulation-setup/global-settings/k-omega-sst/>>. Acesso em: 29 nov. 2021.
- LAUNDER, B. E.; SHARMA, B. I. **Application of the energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disc.** Letters in Heat and Mass Transfer, v. 1, n. 2, p. 131–137, 1974. Disponível em: <<https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/0094454874901507>>. Acesso em: 9 dez. 2021.
- LEE, Juhee. **Computational analysis of static height stability and aerodynamics of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect.** Ocean Engineering. v. 168. p. 12-22. 2018.
- LOBATO, João Paulo. **Quem Pode Aplicar uma Análise por Elementos Finitos?.** JKL Engenharia Aeronáutica. Jun, 2021. Disponível em: <<https://www.jklengaero.com.br/post/quem-pode-aplicar-uma-an%C3%A1lise-por-elementos-finitos>>. Acesso em 08 nov. 2021.
- MACCORMACK, R.; PAULLAY, A. **Computational efficiency achieved by time splitting of finite difference operators.** 10th Aerospace Sciences Meeting, 1972.
- MCDONALD, P. **The Computation of Transonic Flow Through Two-Dimensional Gas Turbine Cascades.** ASME 1971 International Gas Turbine Conference and Products Show, 1971.

MENTER, F. R. **Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications**. AIAA Journal, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.12149>>. Acesso em: 9 dez. 2021.

MENTER, F. R. **Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models For Aerodynamic Flows**. In: 23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference. Orlando, FL, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1993-2906>>. Acesso em: 9 dez. 2021.

NASA. **Begginer's guide to aeronautics**. NASA Glenn Research Center. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/>>. Acesso em: 30 nov. 2021.

NASA. **Reynolds Number**. NASA Glenn Research Center. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/reynolds.html>>. Acesso em: 06 jan. 2020.

NASA. **Shape Effects on Drag**. NASA Glenn Research Center. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/shaped.html>>. Acesso em: 17 dez. 2021.

NASA. **What is Aerodynamics?**. NASA Knows! (Grades K-4), 4 jun. 2011. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/nasa-knows/what-is-aerodynamics-k4.html>>. Acesso em: 06 jan. 2020.

NASA. **What is Drag?**. NASA Glenn Research Center. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/drag1.html>>. Acesso em: 06 jan. 2020.

NASA. **Reynolds Number**. NASA Glenn Research Center. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/reynolds.html>>. Acesso em: 06 jan. 2020.

<https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/reynolds.html>

PIOMELLI, Ugo. **Large-eddy and direct simulation of turbulent flows**. 9^a conférence annuelle de la Sociétée canadienne de CFD. Disponível em: <<http://www.fem.unicamp.br/~im450/palestras&artigos/LES-DNS-Piomelli.pdf>>. Acesso em 29 jun. 2020.

REZENDE, André Luiz Tenório. **Análise Numérica da Bolha de Separação do Escoamento Turbulento sobre Placa Plana Fina Inclinada**. Tese (Doutorado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da PUC-Rio, 2009.

RODI, W. **DNS and LES of some engineering flows**. Fluid Dynamics Research, v. 38, n. 2-3, p. 145-173, 2006.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José, 1973 - **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Volume Único** / Luiz Eduardo Miranda José Rodrigues – Salto/SP: <www.engbrasil.eng.br>, 2014.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign Volume 2 – Análise de Estabilidade, Análise Estrutural, Metodologia de Projeto e Relatório de Projeto 1**. – Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2011.

SINGH, Jasminder et al. **Study of NACA 4412 and Selig 1223 airfoils through computational fluid dynamics**. SSRG International Journal of Mechanical Engineering (SSRG-IJME)–volume, v. 2, n. 6, p. 17-21, 2015.

OSSES, Juan. **O método de volumes finitos**. Blog ESS. 12 dez. 2016. Disponível em: <<https://www.esss.co/blog/o-metodo-de-volumes-finitos/>>. Acesso em 07 nov. 2021.

TAVARES JÚNIOR, R.; MIRANDA LOUREIRO, E. **Análise de Interação Fluido-Estrutura na Asa de uma Aeronave Não Tripulada**. Revista de Engenharia e Pesquisa Aplicada, v. 3, n. 2, 10 abr., 2018.

VIANA, Pedro. **Tipos de asa e sua aerodinâmica – Perfis de asa – Parte 1**. Aeroflap. 8 jul. 2015. Disponível em: <https://www.aeroflap.com.br/tipos_asa_perfis/> Acesso em 29 nov. 2021.

VIGNESHWARAN, G. et al. **Fluid-Structure Interaction Over an Aircraft Wing**. International Journal of Engineering Research and Development. v. 13. p.27-31. 2017.

WILCOX, D. C. **Multiscale model for turbulent flows**. AIAA Journal, v. 26, n. 11, p. 1311–1320, 1988. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.10042>>. Acesso em: 9 dez. 2021.