



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

ADRIANO MORAIS DA SILVA

**ANÁLISE AERODINÂMICA DA ASA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO UTILIZANDO A TÉCNICA CFD**

BOM JESUS DA LAPA

2023

ADRIANO MORAIS DA SILVA

**ANÁLISE AERODINÂMICA DA ASA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO UTILIZANDO A TÉCNICA CFD**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica, do Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa, da Universidade Federal do Oeste da Bahia, para obtenção do título de Graduado em Engenharia Mecânica.

ORIENTADOR: PROF. ME. FILIPI MARQUES DE SOUZA

BOM JESUS DA LAPA

2023

FICHA CATALOGRÁFICA

S586

Silva, Adriano Morais da

Análise aerodinâmica da asa de um veículo aéreo não tripulado utilizando a Técnica CFD. / Adriano Morais da Silva. – 2023.

55f.: il.

Orientador: Prof. Me. Filipi Marques de Souza

TCC - Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Oeste da Bahia. Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa - BA, 2023.

1. Engenharia Mecânica. I. Souza, Filipi Marques de. II. Universidade Federal do Oeste da Bahia – Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa - BA. III. Título.

CDD 620.1

Biblioteca Universitária de Bom Jesus da Lapa – UFOB

ADRIANO MORAIS DA SILVA

**ANÁLISE AERODINÂMICA DA ASA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO UTILIZANDO A TÉCNICA CFD**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica, do Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa, da Universidade Federal do Oeste da Bahia, para obtenção do título de Graduado em Engenharia Mecânica.

Bom Jesus da Lapa, 11 de julho de 2023.

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou este Trabalho:

Prof. Me. Filipi Marques de Souza, Presidente

Universidade Federal do Oeste da Bahia

Prof. Me. Iuri Benedito Da Silva Santos

Universidade Federal do Oeste da Bahia

Prof. Me. Luiz Justino da Silva Junior

Universidade Federal do Oeste da Bahia

Eng. Geovane Costa Clemente

Universidade Estadual de Campinas

AGRADECIMENTOS

Primeiramente quero agradecer a Deus, pela saúde e força que tem me dado durante toda essa jornada árdua, sempre me iluminando nos momentos mais difíceis e me ajudando a vencer as batalhas diárias.

Aos meus pais Edgar Moreira (in memoriam) e Euletes Morais, por nunca deixar faltar nada durante minha vida, mesmo com tantas dificuldades vividas, e por me fazer ser quem eu sou hoje.

Ao meu irmão Diones Morais pelo apoio, companheirismo e ajuda em todos momentos necessários. Aos meus primos por sempre estarem comigo nessa jornada, sempre com o desejo de me ver vencer, torcendo por mim.

A minha namorada Lydia Maria, por me apoiar, incentivar, aguentar minhas reclamações nos momentos mais difíceis da faculdade, me acompanhar durante todo esse período e me dar forças pra sempre continuar lutando pelos meus objetivos.

A todos meus familiares por fazerem parte da minha vida, sendo um dos pilares que me mantem seguindo sempre em frente, me sinto na obrigação de deixá-los felizes com minha conquista.

Aos meus amigos que considero como irmãos Geovane Clemente, João Gabriel e José William, sem vocês com certeza eu não teria conseguido chegar aqui hoje, agradeço por todos os momentos inesquecíveis vividos, todo incentivo e ajuda durante a nossa jornada. Agradecer também ao amigo Antônio Izidro, figura ilustre na universidade que tenho muito apreço, acompanhou de perto a minha caminhada e sempre fez não só os meus, mas os dias de muita gente mais felizes.

A todos professores da Universidade Federal do Oeste da Bahia por todos ensinamentos, conselhos, experiências passadas, mesmo com tanta dificuldade vivida no ensino público nos dias atuais, são verdadeiros guerreiros.

Quero deixar um agradecimento especial ao meu professor e orientador Filipi Marques de Souza por ser um grande amigo, pessoa exemplar, ser humano invejável de tanta bondade sendo um profissional altamente qualificado. Agradeço por todo apoio durante esse período da minha vida.

*“Há mais mistérios entre o céu e a terra do que
a vã filosofia dos homens possa imaginar”.*

(William Shakespeare)

RESUMO

SILVA, Adriano Morais. **ANÁLISE AERODINÂMICA DA ASA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO UTILIZANDO A TÉCNICA CFD**. 2023. 55 pág. Monografia (Graduação em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Oeste da Bahia, Bom Jesus da Lapa, 2023.

As forças de arrasto, sustentação e momentos, são forças aerodinâmicas resultantes da distribuição de pressão e fricção viscosa que ocorrem sobre os perfis de asa das aeronaves, sendo a asa um local possível de ser modificado para que haja uma maior eficiência aerodinâmica no conjunto, com aumento de velocidade, alcance e menor consumo de combustíveis. Durante a fabricação de aeronaves, são criados dezenas de protótipos de asas para serem testadas em túnel de vento, com o intuito de encontrar um perfil que apresente maior desempenho durante o vôo. Desta forma, nasce a importância de se utilizar *softwares* de simulações numérica. Eles são utilizados para amenizar custos, proporcionar uma visão de projeto em funcionamento e com possibilidade de modificação antes de se iniciar a produção de um protótipo ou produto final. Esses *softwares* utilizam as equações governantes do escoamento de fluidos para realizar as devidas simulações, as equações utilizadas são a da continuidade e a equação de Navier-Stokes, sendo elas equações diferenciais do movimento. A partir destas justificativas, foi desenvolvido um estudo para analisar o escoamento de forma tridimensional da asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) em condições de operação. Esse VANT é desenvolvido pelo projeto de pesquisa “Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT) híbrido para auxílio em operações táticas da polícia civil”, na Universidade Federal do Oeste da Bahia. Foram realizados diversos refinamentos na malha do aerofólio atingindo valores bem próximos de 1 para o critério do y^+ , apesar do pequeno número de elementos disponíveis a se utilizar para uma simulação 3D, também foram realizadas diversas simulações encontrando os coeficientes de arrasto e sustentação, além dos contornos de velocidade e pressão na asa para ângulos de ataque de 0° e 12° . Os resultados obtidos foram analisados de acordo com a teoria da fluidodinâmica, sendo considerados satisfatórios.

Palavras-chave: VANT. Simulação. Aerodinâmica.

ABSTRACT

SILVA, Adriano Morais. **AERODYNAMIC ANALYSIS OF THE WING OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE USING THE CFD TECHNIQUE**. 2023. 55 pág. Monograph (Graduate in Mechanical Engineering) – Universidade Federal do Oeste da Bahia, Bom Jesus da Lapa, 2023.

Drag forces, lift and moments are aerodynamic forces resulting from the distribution of pressure and viscous friction that occur on the wing profiles of aircraft, the wing being a possible place to be modified so that there is greater aerodynamic efficiency in the set, or that is, increased speed, range and lower fuel consumption. During the manufacture of aircraft, dozens of prototypes of wings are created to be tested in a wind tunnel, in order to find a profile that presents greater performance during flight. In this way, the importance of using numerical simulation software is born. They are used to reduce costs, provide a vision of the project in operation and with the possibility of modification before starting the production of a prototype or final product. These softwares use the governing equations of fluid flow to perform the appropriate simulations, the equations used are the continuity equation and the Navier-Stokes equation, which are differential equations of motion. Based on these justifications, a study was developed to analyze the three-dimensional flow of the wing of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) under operating conditions. This UAV is developed by the research project “Development of a hybrid unmanned aerial vehicle (UAV) to aid in tactical operations of the civil police”, at the Universidade Federal do Oeste da Bahia. Several refinements were carried out in the airfoil mesh reaching values very close to 1 for the confirmed y^+ , despite the small number of elements available to be used for a 3D simulation, several simulations were also carried out finding the drag and lift coefficients, in addition to the velocity and pressure contours on the wing for angles of attack of 0° and 12° . The obtained results were analyzed according to the theory of fluid dynamics, being considered standards.

Keywords: UAV. Simulation. Aerodynamics.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 2.1 – Asa com a nomenclatura dos seus pontos.	18
Figura 2.2 – Nomenclatura das partes de um aerofólio.	19
Figura 2.3 – Aerofólios com angulações em três situações diferentes.	20
Figura 2.4 – Estabilizadores horizontal e vertical.	20
Figura 2.5 – Forças atuantes em um aerofólio.	23
Figura 2.6 – Escoamento sobre uma asa.	24
Figura 2.7 – Escoamento em torno de um cilindro	25
Figura 2.8 – Perfil de velocidade através de uma camada limite.	26
Figura 2.9 – Linhas de fluxo em um aerofólio.	26
Figura 2.10 – Coeficiente de pressão em um aerofólio NACA0012.	27
Figura 2.11 – Distribuição de pressões no aerofólio.	28
Figura 2.12 – Coeficiente de sustentação para aerofólios arqueado e simétrico.	29
Figura 2.13 – Coeficiente de arrasto e sustentação em relação ao ângulo de ataque.	30
Figura 2.14 – Eficiência aerodinâmica e coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque.	30
Figura 2.15 – Representação do y^+ .	36
Figura 3.1 – Asa de formato trapezoidal.	37
Figura 3.2 – Pontos plotados e ligados no ambiente DesignModeler.	38
Figura 3.3 – Geometria do perfil Eppler 423.	38
Figura 3.4 – Vista lateral da asa desenhada.	39
Figura 3.5 – Vista superior da asa desenhada.	39
Figura 3.6 – Modelo de domínio computacional adotado.	40
Figura 3.7 – Malha do domínio computacional.	41
Figura 3.8 – Malha do perfil do aerofólio.	41
Figura 3.9 – Contorno na parte superior da asa.	43
Figura 3.10 – Contorno na parte inferior da asa.	43
Figura 4.1 – Contorno de velocidade no perfil com ângulo de ataque de 0° .	44
Figura 4.2 – Contorno de velocidade no perfil com ângulo de ataque de 12°	45
Figura 4.3 – Contorno de pressão no perfil com ângulo de ataque de 0° .	46
Figura 4.4 – Contorno de pressão no perfil com ângulo de ataque de 12° .	46

Figura 4.5 – Contornos de pressão na parte superior e inferior do aerofólio com ângulo de ataque de 0° .	47
Figura 4.6 – Contornos de pressão na parte superior e inferior do aerofólio com ângulo de ataque de 12° .	47
Figura 4.7 – Linhas do percurso das partículas de fluido.	49

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 – Dimensões da asa estudada.	38
Tabela 4.1 – Resultados dos coeficientes após a simulação.	49

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

RMS	<i>Root Mean Square</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CMBJL	Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa
SST	<i>Shear Stress Transport</i>
UFOB	Universidade Federal do Oeste da Bahia
VANT	Veículos Aéreos Não Tripulados
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
FVM	Finite Volume Method
FD	Finite Difference
FE	Finite Element

LISTA DE SÍMBOLOS

V_∞	Vento relativo	-
α	Ângulo de ataque	[°]
θ	Ângulo de incidência	[°]
Re	Número de Reynolds	-
ρ	Massa específica	[kg m ⁻³]
V	Velocidade do escoamento	[m s ⁻¹]
\bar{c}	Corda média do perfil	[m]
μ	Viscosidade dinâmica	[Pa s]
p	Pressão estática do ar	[Pa]
C_d	Coefficiente de arrasto	-
C_m	Coefficiente de momento	-
D	Força de arrasto por unidade de envergadura	[N m ⁻¹]
c	Comprimento de corda do perfil	[m]
C_l	Coefficiente de sustentação	-
L	Força de sustentação	[N m ⁻¹]
t	Tempo	[s]
u	Componente da velocidade do fluido na direção x	[m s ⁻¹]
v	Componente da velocidade do fluido na direção y	[m s ⁻¹]
w	Componente da velocidade do fluido na direção z	[m s ⁻¹]
P	Pressão do fluido em escoamento	[Pa]
\vec{g}	Vetor de aceleração da gravidade	[m s ⁻²]
k	Energia cinética turbulenta	[m ² s ⁻²]
ω	Taxa de dissipação de turbulência específica	[s ⁻¹]
u_t	Velocidade de fricção do fluido	[m s ⁻¹]
y^+	Coefficiente de distância normalizada da parede	-
γ	Viscosidade cinemática	[m ² s ⁻¹]
Δy	Distância normalizada da parede	[m]
G_k	Produção de energia cinética de turbulência	-
G_ω	Geração de ω	-
F_k	Difusividade efetiva de k	-
F_ω	Difusividade efetiva de ω	-

Y_k	Dissipação de k devido a turbulência	-
Y_ω	Dissipação de ω devido a turbulência	-
D_ω	Termo de difusão cruzada	-

Sumário

1	INTRODUÇÃO	15
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	18
	2.1 Superfícies sustentadoras	18
	2.1.1 Asa.....	18
	2.1.2 Empenagens horizontal e vertical	20
	2.2 escoamento externo	21
	2.2.1 Número de Reynolds	21
	2.2.2 Equação de Bernoulli	22
	2.3 Forças aerodinâmicas em perfis	22
	2.3.1 Camada limite e arrasto.....	24
	2.3.2 Distribuição de pressão e sustentação	27
	2.3.3 Propriedades aerodinâmicas de perfis	28
	2.4 Fluidodinâmica computacional	31
	2.4.1 Equações de movimento.....	31
	2.4.2 Turbulência e modelos de escoamento turbulento	32
	2.4.3 Método de discretização	34
	2.4.4 Malha numérica.....	34
	2.4.4 Critério do y^+	35
3	METODOLOGIA	37
	3.1 Construção da geometria e domínio computacional	37
	3.2 Geração da malha	40
	3.3 Condições de contorno.....	42
	3.4 Pós-processamento	43
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	44
	4.1 Contorno de velocidade	44
	4.2 Contorno de pressão	46
	4.3 Coeficientes de arrasto e sustentação.....	48
	4.4 Linhas de percurso das partículas de fluido.....	49
5	CONCLUSÃO	51
	REFERÊNCIAS	52

1 INTRODUÇÃO

Com o avanço da tecnologia nasce grandes necessidades de diminuir o trabalho físico e aumentar a produtividade de forma simultânea. Desta maneira, busca-se desenvolvimento em diversas áreas, desde monitoramento de pragas em lavouras até auxílio em questão de segurança pública.

Os estudos sobre objetos voadores têm indícios desde a idade média com Leonardo Da Vinci projetando alguns artefatos voadores e declarando que com o tipo de propulsão correta as pessoas poderiam voar como os pássaros (PALHARES, 2002, p.99).

No ano de 1906 houve o primeiro voo público realizado pelo brasileiro Santos Dumont em posse do 14-Bis se tornando o pioneiro da aviação. Após esse feito a aviação tomou novos rumos em desenvolvimento e se torna cada vez mais importante no dia a dia das pessoas (FUKS, 2021).

O início da utilização de VANTs – Veículos Aéreos Não Tripulados ocorreu durante a segunda guerra mundial, quando a Alemanha desenvolveu projetos de bombas como o V-1 e V-2, que voavam sem a necessidade de tripulação. Mais tarde, países como Estados Unidos, Reino Unido e União Soviética utilizaram desses projetos para darem início a corrida espacial durante o período da guerra fria (BUZZO, 2019).

No ano de 2005 os VANTs começaram a ser utilizados de forma não militar pela NASA com a criação inovadora do Aerosonde. Através do VANT Aerosonde, foi possível o monitoramento e coleta de dados sobre o furacão Ophelia durante a sua aparição e assim evitar a presença de pessoas em locais de risco para realização dessa coleta de dados (NASA, 2005). Em 2010 os protótipos de AR Drone, um VANT de pequeno porte, foram inseridos no mercado para acesso da população, tornando-o popular nas áreas de pesquisa e educação, podendo ser modificado para atender diferentes tipos de serviços (KRAJNÍK, 2011).

Com a evolução e popularização dos VANTs a sua utilização no meio civil e científico tem ocorrido em grande escala, pelo fato de apresentar vantagens técnicas e econômicas em comparação com outros tipos de aeronaves, essas vantagens podem ser redução de custo na captura das imagens e nos treinamentos de pilotos, captura de dados em condições com alto risco de vida, maior rapidez na identificação ou localização de problemas, entre várias outras vantagens (LONGHITANO, 2010). Esses VANTs estão sendo equipados com sensores remotos para utilização nas mais diversas áreas, como

exemplo na agricultura, sendo responsável por mapear locais atingidos por insetos ou até mesmo na construção civil para inspeção de segurança em obras (LISBOA *et al.*, 2018).

Uma área de estudos importante no desenvolvimento dos VANTs e em qualquer outro tipo de veículo aéreo/terrestre é a aerodinâmica. O estudo da aerodinâmica na aviação surgiu a partir do momento em que se atingia maiores velocidades com os aviões. Dessa forma, os efeitos aerodinâmicos eram mais perceptíveis e a partir disso não podiam mais serem ignorados (RIBEIRO, 2011).

Segundo Ribeiro (2011), as forças laterais, arrasto, sustentação e momentos, são forças aerodinâmicas resultantes da distribuição de pressão e fricção viscosa que ocorrem sobre os perfis de asa das aeronaves. O perfil da asa é uma das partes mais importantes do projeto, pois influencia diretamente na velocidade, alcance e consumo de combustíveis da aeronave. Durante a fabricação de aeronaves, são criados dezenas de protótipos de asas para serem testadas em túnel de vento, com o intuito de encontrar um perfil que apresente maior desempenho durante o voo.

A prototipagem de qualquer componente de uma aeronave eleva os custos de fabricação. Segundo Abeerden Group (2010) os custos gerados com a prototipagem são cem vezes maiores do que os custos de simulações, que poderiam ser realizadas previamente para estimar qual o melhor perfil de asa a ser utilizado. Com os recursos financeiros cada vez mais escasso e a busca por melhor desempenho, foi encontrada na simulação uma forma de atender todas essas demandas e ainda acelerar o processo de definição e fabricação dos componentes.

Os softwares mais utilizados para realizar simulações de fluidodinâmica computacional no momento são os da desenvolvedora Ansys, com esses softwares é possível realizar análises de fluxo de fluidos, transferência de calor e fenômenos associados, através de simulação computadorizada (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2006).

Os softwares da fluidodinâmica computacional possuem no seu algoritmo, códigos e equações matemáticas como a da continuidade e a de Navier-Stokes que descrevem a conservação de massa, energia e quantidade de movimento, tornando possível analisar o comportamento aerodinâmico a ser estudado (JÚNIOR; COSTA, 2016).

Portanto, o presente trabalho tem como intuito a realização do estudo computacional utilizando o *software* Ansys® para uma análise de escoamento externo em três dimensões, via *Fluent Flow*, verificando o desenvolvimento do perfil de velocidade

e pressão na asa de um VANT, desenvolvido pelo projeto de pesquisa “Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT) híbrido para auxílio em operações táticas da polícia civil”, na Universidade Federal do Oeste da Bahia.

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Modelar de forma virtual no software Ansys o aerofólio modelo Eppler 423;
- Obter uma malha com boa qualidade utilizando as ferramentas disponíveis no software com versão estudante;
- Obter os contornos da distribuição de pressão e velocidade na asa e em todo domínio computacional, com ângulo de ataque de 0° e 12° ;
- Obter os coeficientes de arrasto e sustentação com a asa estando com ângulo de ataque de 0° e 12° ;
- Apresentar as linhas do percurso das partículas de fluido em todo domínio computacional criado.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Para o desenvolvimento do presente trabalho será necessária a utilização da literatura com suas diversas informações e conhecimentos existentes. Desta forma, serão apresentadas as teorias que envolvem as superfícies sustentadoras de uma aeronave, as forças aerodinâmicas envolvidas e a análise computacional do comportamento do fluido nessas superfícies.

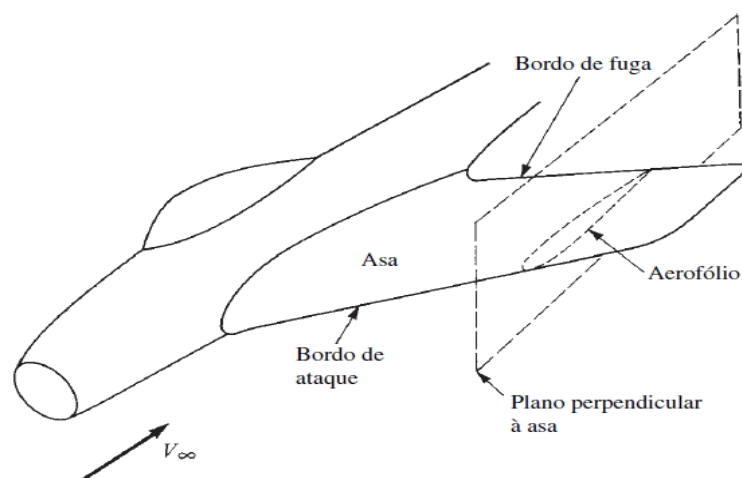
2.1 Superfícies sustentadoras

As superfícies sustentadoras são geometrias desenvolvidas com o intuito de promover um diferencial de pressão entre a parte inferior e superior, nessas geometrias o fluxo de ar na parte de cima é maior do que na parte de baixo, ocasionando uma força de cima para baixo, que é chamada de força de sustentação (CAMARGO; FABRICIO; AZEVEDO, 2019). As superfícies sustentadoras de uma aeronave são: asa; empenagem horizontal; e empenagem vertical.

2.1.1 Asa

As asas são superfícies sustentadoras, sendo um dos principais componentes de uma aeronave. A principal função da estrutura é transferir a sustentação da asa para a fuselagem, suportar cargas, transferi-las para a estrutura principal e dar rigidez torcional à asa (RODRIGUES, 2014). A Figura 2.1 apresenta o desenho de uma asa e aerofólio.

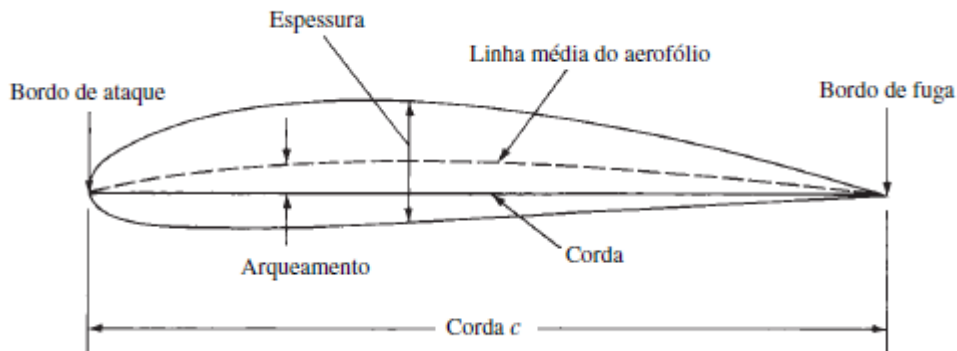
Figura 2.1 – Asa com a nomenclatura dos seus pontos.



Fonte: (ANDERSON, 2015).

Essa geometria transversal contida na interseção do plano perpendicular apresentado na Figura 2.1 com a asa é chamada de aerofólio. O estudo dos aerofólios é de grande importância, pois sua orientação em relação ao fluxo é um parâmetro importante para definir a força que atua no corpo (REGINA, 2018). Na Figura 2.2 é apresentada a nomenclatura existente em cada parte do aerofólio.

Figura 2.2 – Nomenclatura das partes de um aerofólio.



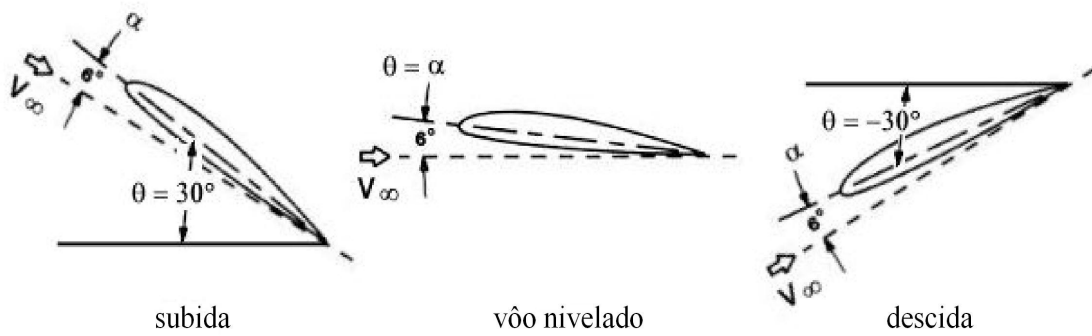
Fonte: (ANDERSON, 2015).

A espessura do aerofólio é medida da distância entre a superfície superior e a superfície inferior do perfil. Essas superfícies são chamadas de extradorso e intradorso, respectivamente. Dessa forma, há uma linha formada pela média das distâncias entre o extradorso e intradorso conhecida como linha média do aerofólio. A distância entre essa linha média e a linha de corda do perfil, que faz a ligação do bordo de ataque ao bordo de fuga do aerofólio, é chamada de curvatura ou *Camber*. Alguns aerofólios possuem perfis simétricos, e assim, não possuem curvatura (ANDERSON, 2015).

Segundo Anderson (2015), a velocidade de escoamento livre é a velocidade do ar que incide no bordo de ataque, cuja direção é definida como o vento relativo (V_∞). O ângulo existente entre a linha de corda da asa e a direção do vento relativo é chamado de ângulo de ataque (α). Esse ângulo é um dos parâmetros mais importantes para a sustentação da asa e está relacionado principalmente com as forças de sustentação e arrasto.

Outro ângulo comum de se estudar na aeronáutica é o ângulo de incidência (θ), ele é definido como o ângulo formado entre a linha da corda e a linha de referência horizontal. A Figura 2.3 mostra três direções diferentes em que o aerofólio se encontra, são elas: ascendente, nivelado e descendente, onde o ângulo de ataque e o ângulo de ataque podem ser distinguidos com mais clareza (RODRIGUES, 2014).

Figura 2.3 – Aerofólios com angulações em três situações diferentes.



Fonte: (RODRIGUES, 2014).

2.1.2 Empenagens horizontal e vertical

As empenagens de uma aeronave possuem funções diferentes durante um voo. A superfície horizontal pode ser dividida em duas partes, com a parte fixa sendo o estabilizador horizontal e o profundor representando a parte móvel. Em algumas aeronaves o estabilizador horizontal é composto por apenas uma peça sendo totalmente móvel. Essa superfície é responsável pelo movimento de arfagem, fazendo com que a aeronave levante ou abaixe o nariz durante o voo (RODRIGUES, 2014).

O estabilizador vertical é a parte fixa e o leme de direção é a parte móvel da superfície vertical de uma aeronave, sendo esta a superfície responsável pelo movimento de guinada. Esse movimento faz com que o nariz do avião seja deslocado para a direita ou para a esquerda durante o voo (RODRIGUES, 2014). Os estabilizadores vertical e horizontal, juntamente com o leme de direção e profundor, são apresentados na Figura 2.4.

Figura 2.4 – Estabilizadores horizontal e vertical.



Fonte: (RODRIGUES, 2014), adaptado.

Apesar dos estabilizadores horizontal e vertical serem superfícies sustentadoras, esse estudo buscou ter um enfoque apenas na análise dos parâmetros aerodinâmicos existentes e atuantes nas asas.

2.2 Escoamento externo

De acordo com Fox, McDonald e Pritchard (2011), escoamento externo é o escoamento que ocorre sobre corpos, sendo uma interação fluido-superfície sólida, onde o corpo é imerso em fluido sem restrição de fronteira. O conhecimento desses fluxos é a base da aviação, pois permite entender e analisar como o ar flui através de vários componentes da aeronave, incluindo a asa e as pás da hélice.

Existem três regimes de escoamento do fluido em uma superfície, podendo ocorrer de forma laminar, turbulento e transiente, neste último, há regiões onde existem o escoamento laminar juntamente com o turbulento. Segundo Çengel e Cimbala (2015), o escoamento laminar ocorre quando o fluido é caracterizado por camadas finas e suaves, movimentando de forma altamente ordenada, já o escoamento turbulento ocorre quando o fluido se movimenta de forma totalmente desordenada e em altas velocidades.

O parâmetro para a determinação do tipo de escoamento é o número de Reynolds, ele foi observado por Osborne Reynolds a partir de resultados obtidos experimentalmente, e assim pôde desenvolver essa escala adimensional (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

2.2.1 Número de Reynolds

O número de Reynolds é um número adimensional fundamentalmente importante na análise de escoamentos, pois a partir dele é possível avaliar o comportamento do fluido e determinar se o fluxo é laminar ou turbulento (GALIOTTO, 2017).

Esse número é muito utilizado na indústria aeronáutica no desenvolvimento de projetos de asas, pois a geração de arrasto e sustentação está ligada diretamente ao número de Reynolds obtido. O escoamento externo ocorrido sobre essas superfícies depende da relação entre as forças inerciais e viscosas do fluido, o quociente entre essas duas forças é justamente o número de Reynolds (ÇENGEL; CIMBALA, 2015; RODRIGUES, 2014).

O número de Reynolds pode ser calculado pela Equação 2.1, quando se deseja identificar o escoamento em perfis aerodinâmicos (RODRIGUES, 2014).

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

Onde V é a velocidade do escoamento [m/s]; ρ a densidade do ar [kg/m³]; μ a viscosidade dinâmica do ar [Pa.s] e \bar{c} a corda média aerodinâmica do perfil [m].

Segundo Rodrigues (2014), o escoamento em asas de aviões se torna turbulento quando o número de Reynolds atinge a ordem de 1×10^7 , abaixo desse valor o escoamento permanece laminar.

2.2.2 Equação de Bernoulli

Um dos métodos mais utilizados para a análise de pressão e velocidade do fluido é a Equação de Bernoulli, que representa uma relação aproximada entre pressão, velocidade e elevação, implementada em regiões que possuem fluido incompressível a regime permanente e que não tenha transferência de calor (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

A equação de Bernoulli quando aplicada em aeronaves pode sofrer algumas simplificações. A energia potencial pode ser ignorada devido às pequenas mudanças de altitude entre um ponto e outro, e aos pequenos efeitos resultantes quando comparados às diferenças de pressão cinética e estática (TORENBECK; WITTENBERG, 2009). Então, com as devidas simplificações a equação de Bernoulli pode ser dada pela Equação 2.2.

$$p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = CTE, \quad (2.2)$$

Onde p é a pressão estática do ar; ρ é a densidade do ar; e V é a velocidade do escoamento.

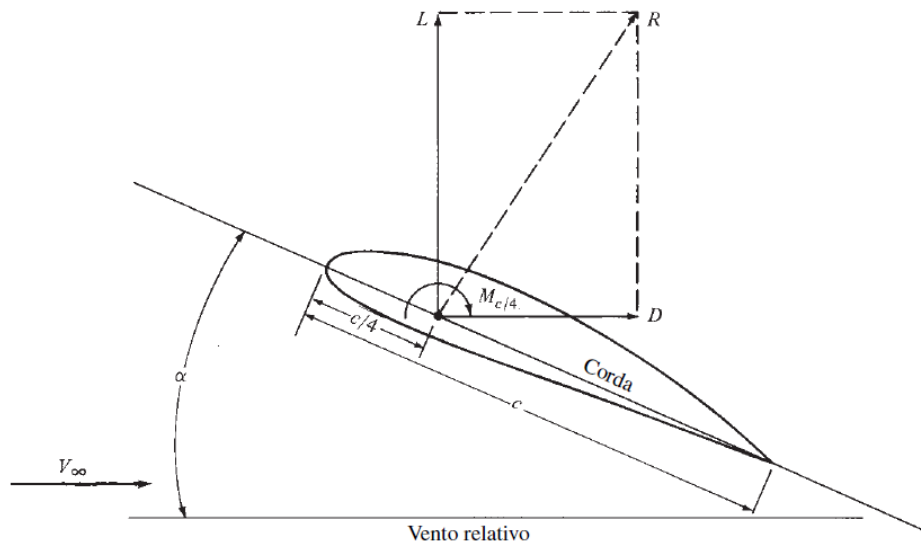
2.3 Forças aerodinâmicas em perfis

Em uma análise aerodinâmica, o arrasto gerado é considerado a quantidade mais expressiva a se verificar. Estimar o arrasto total atuante na aeronave por meio de métodos analíticos ou numéricos se torna o objetivo principal, a fim de verificar a eficiência aerodinâmica do avião (RODRIGUES, 2014).

Em um corpo que se desloca através de um fluido só existem duas fontes de forças aerodinâmicas, sendo elas: a distribuição de pressão e as tensões de cisalhamento que atuam sobre a superfície do corpo. Dessa forma, existem apenas dois tipos de arrasto, sendo eles o arrasto de pressão, que ocorre devido ao desbalanceamento de pressão sobre

a estrutura da aeronave e o arrasto de atrito, causado pelas tensões de cisalhamento que atuam sobre a superfície do avião. Todos os outros tipos de arrasto são derivados destas duas formas citadas anteriormente (RODRIGUES, 2014). Na Figura 2.5 é possível verificar a força de arrasto atuando paralelamente ao vento relativo.

Figura 2.5 – Forças atuantes em um aerofólio.



Fonte: (ANDERSON, 2015).

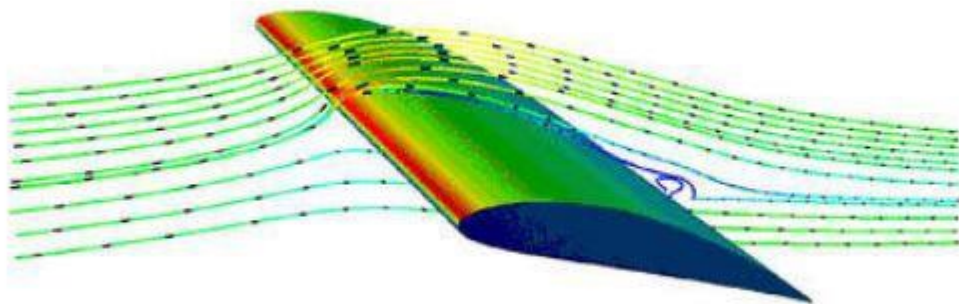
A força de sustentação é o que define a possibilidade do avião de manter voo e o que faz a aeronave vencer o seu próprio peso e manter-se em movimento. As asas são perfis aerodinâmicos que tem como finalidade produzir sustentação a partir do escoamento de fluido ao seu redor. Para a compreensão de como a força de sustentação é gerada, princípios físicos como a Terceira Lei de Newton e o princípio de Bernoulli devem ser aplicados (RODRIGUES, 2014).

Quando a asa se desloca através do ar, o escoamento fica dividido entre as faces superior e inferior desta, conforme Figura 2.6. Caso haja um ângulo entre a asa e a direção do escoamento, ocorrerá uma alteração na trajetória do ar, resultando na aplicação de uma força descendente pela asa no ar e, simultaneamente, na aplicação de uma força de magnitude equivalente pela corrente de ar na direção oposta, impulsionando a asa para cima. O surgimento da força de sustentação é explicado pela Terceira Lei de Newton, na qual define que para qualquer força aplicada a um corpo, existe uma reação de mesma intensidade, no sentido oposto (RODRIGUES, 2014).

A geração da força de sustentação pode ser explicada também pela circulação do escoamento ao redor do aerofólio. Para a compreensão desta definição, é preciso entender o princípio de Bernoulli, definido como: “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”. De acordo com este princípio, o avião consegue voar porque na parte superior da asa a velocidade do ar é maior, e conseqüentemente a pressão estática é menor que na superfície inferior, gerando uma força de sustentação de baixo para cima (RODRIGUES, 2014).

Figura 2.6 – Escoamento sobre uma asa.



Fonte: (RODRIGUES, 2014).

O momento aerodinâmico de uma aeronave é uma medida da tendência de a aeronave girar em torno do centro de pressão. Este momento é calculado como resultado da multiplicação da força aerodinâmica R pela distância na qual o momento é gerado. (TALAY; CENTER, 1975).

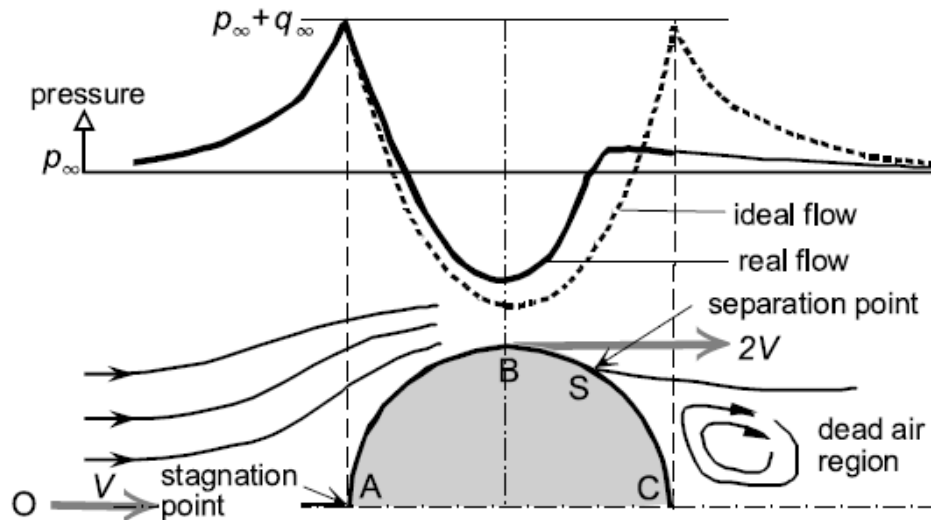
2.3.1 Camada limite e arrasto

Compreender o conceito de camada limite foi um marco na era moderna da mecânica dos fluidos. Para explicar mais claramente o conceito de camada limite, a análise do escoamento viscoso pode ser dividida em duas regiões principais. Uma está próximo à superfície do corpo e a outra cobre o restante do fluxo. Somente em áreas do corpo próximas à superfície, a chamada camada limite, os efeitos da viscosidade precisam ser considerados (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2011).

No momento em que ocorre escoamento em uma superfície, as partículas de fluido que entram contato com a superfície ficam completamente estáticas, ou seja, velocidade igual a zero, este é o local onde acontece o não-escorregamento das partículas, causado pelo atrito gerado pelo contato entre a superfície e o fluido. Essa área é conhecida como camada limite de velocidade ou apenas camada limite. (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

Analisando a Figura 2.7, podemos observar o escoamento em torno de um cilindro circular e as diferenças entre o fluxo ideal e real. A figura mostra apenas a metade superior do cilindro. O fluxo que se move ao longo da linha divisória OA é desacelerado até a velocidade zero no ponto de estagnação, onde a pressão aumenta para a pressão total. Neste ponto a viscosidade não tem papel no desenvolvimento de pressão e no fluxo (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

Figura 2.7 – Escoamento em torno de um cilindro.



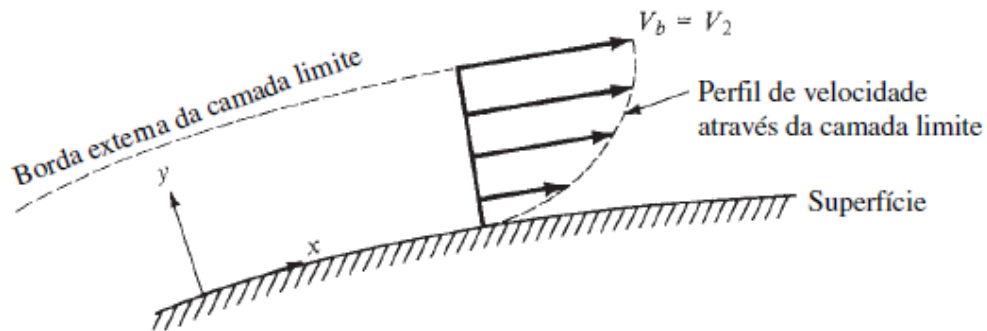
Fonte: (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

Seguindo um elemento do fluxo ideal que passa a uma pequena distância acima de OA e em seguida passa sobre o topo do cilindro, ele acelera entre os pontos A e B, onde a pressão diminui. Então, para esse fluxo não viscoso, a velocidade no ponto B foi duplicada. Quando a partícula passa do ponto B, a velocidade diminui até estagnar no ponto C (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

O fluxo real mostra o mesmo perfil de pressão inicial entre A e B, mas com uma camada limite formada ao longo da superfície do cilindro. Após o ponto B, a camada limite precisa ir contra a pressão que aumenta rapidamente. A partícula desacelera e para completamente no ponto S. Parte do escoamento adere à superfície e o escoamento externo deixa o cilindro em S (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

A Figura 2.8 apresenta o perfil de velocidade na camada limite. Percebe-se um aumento de velocidade à medida em que o fluxo se afasta da superfície, tendo a velocidade igual a zero na superfície.

Figura 2.8 – Perfil de velocidade através de uma camada limite.

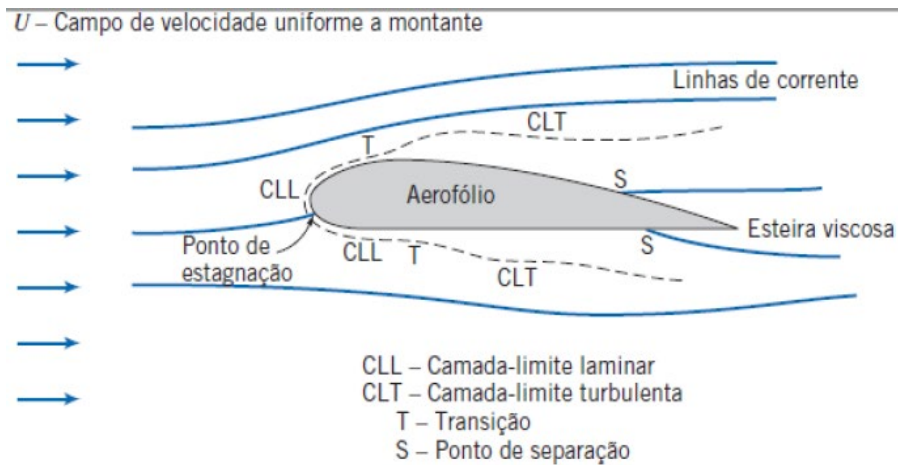


Fonte: (ANDERSON, 2015).

Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009), a viscosidade é responsável pela componente do arrasto de fricção, ocasionada pela resistência ao cisalhamento e também pela componente do arrasto de pressão, ocasionada pelo desbalanceamento no corpo.

A Figura 2.9 apresenta um aerofólio imerso em fluido, com o fluxo atuando na direção da corda. Na própria figura está descrito os pontos de análise do escoamento em um aerofólio (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2011).

Figura 2.9 – Linhas de fluxo em um aerofólio.



Fonte: (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2011).

Segundo Rodrigues (2014), a medida utilizada para identificar a eficiência da geração de força de arrasto em um perfil aerodinâmico é o coeficiente de arrasto (C_d), ele pode ser calculado utilizando a Equação 2.3. O perfil só será considerado eficiente no quesito aerodinâmica, quando os coeficientes de arrasto forem pequenos, juntamente com grandes coeficientes de sustentação.

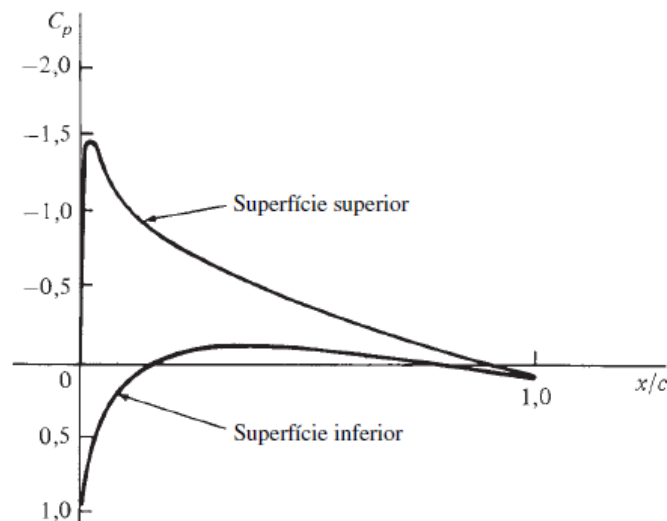
$$C_d = \frac{D}{0,5 \cdot \rho \cdot c \cdot V^2} \quad (2.3)$$

Onde D é a força de arrasto por unidade de envergadura [N/m]; ρ é a densidade [kg/m³]; c é a corda do perfil [m]; V é a velocidade [m/s].

2.3.2 Distribuição de pressão e sustentação

Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009), o coeficiente de sustentação de uma asa é obtido a partir da distribuição de pressões nas superfícies superior e inferior do aerofólio, e isso depende diretamente do ângulo de ataque e a velocidade do fluxo. A distribuição do coeficiente de pressão na parte superior e inferior da asa pode ser visualizada na Figura 2.10, é perceptível que a sustentação na asa é mais influenciada pela superfície superior do que pela superfície inferior. A partir da distribuição de pressão em torno da asa, é possível obter o valor do coeficiente de sustentação C_l .

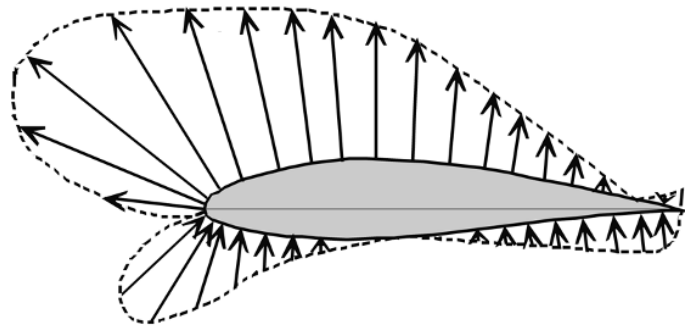
Figura 2.10 – Coeficiente de pressão em um aerofólio NACA0012.



Fonte: (ANDERSON, 2015).

Na Figura 2.11 é apresentado o funcionamento da distribuição de pressão em um aerofólio. Fica claro que a pressão resultante não é perpendicular às cordas, mas perpendicular ao fluxo livre. Isto só pode ser avaliado dessa forma quando os efeitos da viscosidade são ignorados (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

Figura 2.11 – Distribuição de pressões no aerofólio.



Fonte: (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

O valor do coeficiente de sustentação C_l é dependente do número de Reynolds, ângulo de ataque e modelo de perfil. O coeficiente de sustentação representa a capacidade do perfil de gerar sustentação, e quanto maior o seu valor, maior é a sustentação gerada. Este fator comumente é calculado por testes em túnel de vento ou software de simulação numérica (RODRIGUES, 2014).

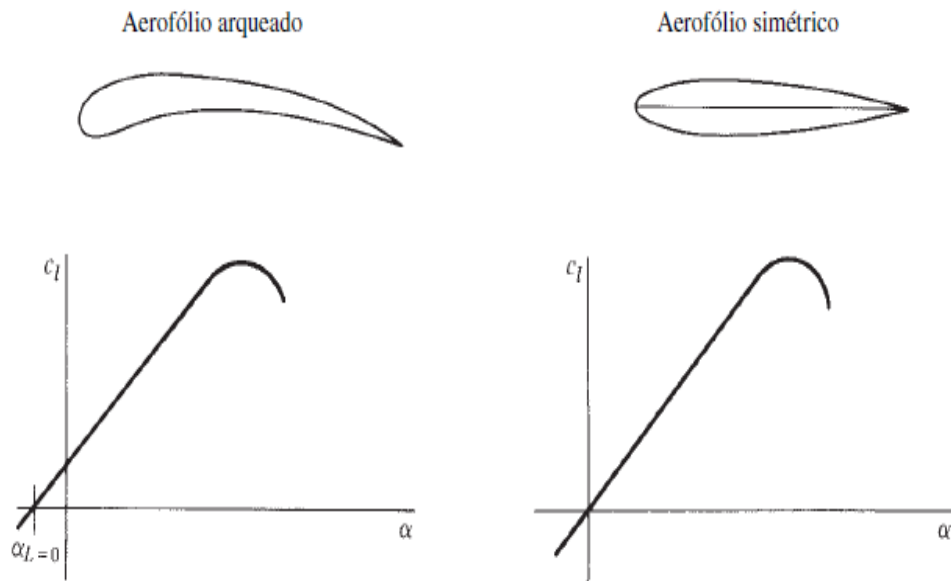
$$C_l = \frac{L}{0,5 \cdot \rho \cdot c \cdot V^2} \quad (2.4)$$

Onde L é a força de sustentação [N/m]; ρ é a densidade [kg/m³]; c é a corda do perfil [m]; V é a velocidade [m/s].

2.3.3 Propriedades aerodinâmicas de perfis

A Figura 2.12 mostra a comparação da variação do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque entre um aerofólio com perfil arqueado e um com perfil simétrico. Em ambos os aerofólios, o coeficiente varia linearmente até ocorrer o estol, onde ocorre a queda de sustentação. O ângulo onde ocasiona o estol é chamado de ângulo crítico (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

Figura 2.12 – Coeficiente de sustentação para aerofólios arqueado e simétrico.

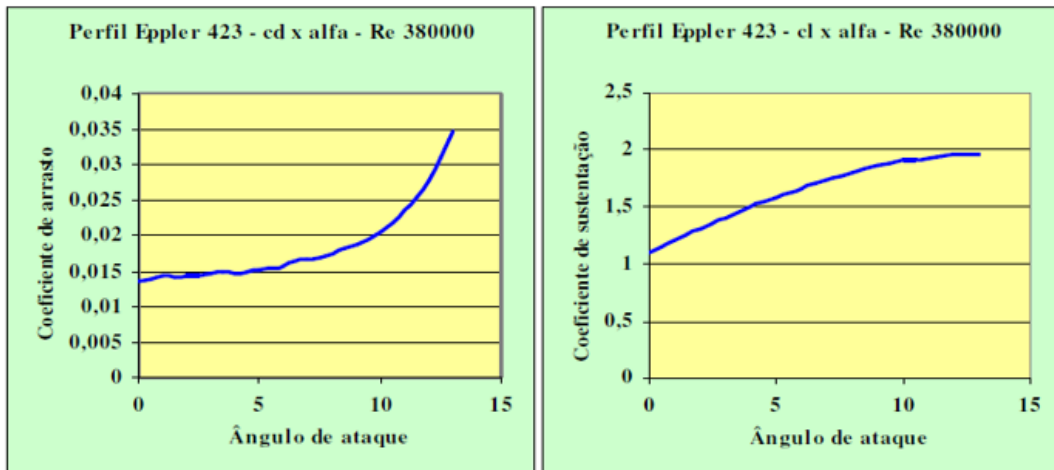


Fonte: (ANDERSON, 2015).

Analisando o gráfico do aerofólio arqueado, se observa que a curva de sustentação está em um ponto mais alto no eixo y, em relação a curva do aerofólio simétrico, o que representa que existe uma quantidade de sustentação no aerofólio arqueado quando o fluxo está incidindo paralelamente ao bordo de ataque. É possível visualizar também com o gráfico do aerofólio arqueado o ângulo de ataque de sustentação, que é onde o coeficiente de sustentação se torna nulo para esse tipo de aerofólio (ANDERSON, 2015).

O coeficiente de arrasto também varia em função do ângulo de ataque. A Figura 2.13 apresenta dois gráficos, o primeiro é a relação do coeficiente de arrasto em relação ao ângulo de ataque e o segundo é o coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque, ambos os gráficos para uma mesma situação. Os dados foram obtidos a partir de um experimento em um aerofólio com perfil Eppler 423, imerso em fluido com número de Reynolds em 380000. É possível verificar que o menor coeficiente de arrasto acontece quando o ângulo de ataque é mínimo, aumentando gradativamente até chegar no ângulo de ataque crítico (RODRIGUES, 2014).

Figura 2.13 – Coeficiente de arrasto e sustentação em relação ao ângulo de ataque.

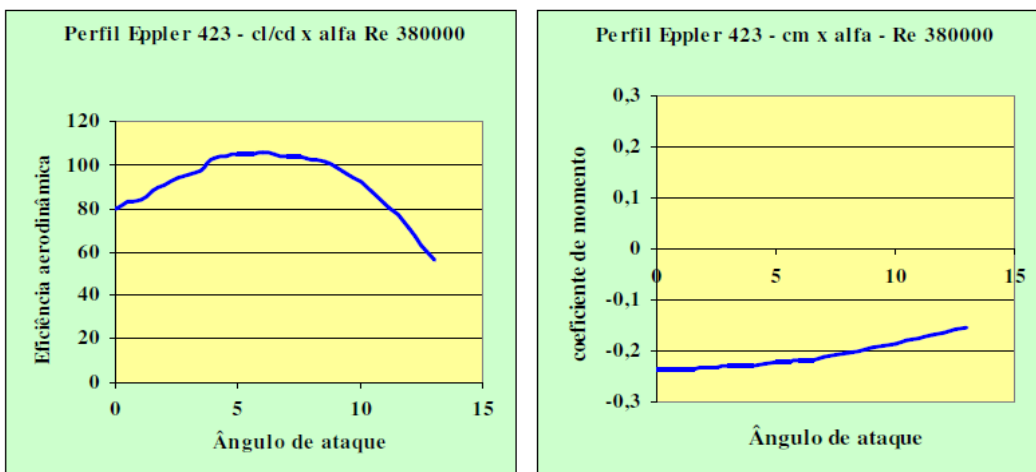


Fonte: (RODRIGUES, 2014).

A partir do estudo e análise dos gráficos da Figura 2.13, é possível verificar em qual angulação obtém-se um maior coeficiente de sustentação com um menor coeficiente de arrasto, isso é chamado de eficiência aerodinâmica e nada mais é do que a razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto (RODRIGUES, 2014). Essa relação pode ser apresentada na Figura 2.14, simplificando e mostrando para qual ângulo de ataque a eficiência seria maior.

Outra propriedade importante na análise de perfis aerodinâmicos é o coeficiente de momento, responsável pela estabilidade e controle da aeronave. O coeficiente de momento, além de variar com o ângulo de ataque, tipo de perfil e número de Reynolds, como os outros coeficientes, depende também do comprimento de corda do perfil (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

Figura 2.14 – Eficiência aerodinâmica e coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque.



Fonte: (RODRIGUES, 2014).

2.4 Fluidodinâmica computacional

Segundo Versteeg e Malalasekera (1995), uma das principais áreas da mecânica dos fluidos para análise de escoamento interno e externo é a fluidodinâmica computacional (CFD). A utilização do software de simulações numérica tem crescido exponencialmente devido aos benefícios de amenizar custos e proporcionar uma visão de projeto em funcionamento e com possibilidade de modificação antes de se iniciar a produção de um protótipo ou produto final.

Os produtos de dinâmica de fluidos computacional (CFD) da Ansys são para engenheiros que precisam tomar decisões melhores e mais rápidas. Nossos produtos de simulação CFD foram validados e são altamente considerados por seu poder de computação superior e resultados precisos. Reduza o tempo e os esforços de desenvolvimento enquanto melhora o desempenho e a segurança do seu produto (ANSYS, 2022).

A simulação numérica é uma boa opção para auxiliar no processo de desenvolvimento de projetos na mecânica dos fluidos, para isso faz-se necessário a utilização de equações importantes como a forma diferencial da equação de movimento. Estas equações permitem desenvolver modelos de turbulência que são implementados em *softwares* de análise fluidodinâmica.

2.4.1 Equações de movimento

As equações governantes do escoamento de um fluido são a equação da continuidade e a equação de Navier-Stokes, sendo elas equações diferenciais do movimento. A equação da continuidade determina a conservação de massa em um escoamento e a de Navier-Stokes representa o transporte do momento linear em todo domínio computacional (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

Dessa forma, as equações 2.5 e 2.6 apresentam a forma geral para a conservação de massa, mais conhecida como equação da continuidade e a equação da continuidade incompressível, respectivamente. Quando o fluido é tratado como incompressível, a densidade não varia em relação ao tempo ou espaço, logo $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$ (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{V} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0, \quad (2.6)$$

Onde \vec{V} é o campo de velocidade, ρ é a massa específica do fluido, u é a componente de velocidade na direção x , v é a componente de velocidade na direção y e w é a componente de velocidade na direção z .

Como dito anteriormente, a equação de Navier-Stokes representa o transporte do momento linear em todo domínio computacional e ela pode ser expressa na sua forma final pela Equação 2.7, para escoamento incompressível com viscosidade constante (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \rho\vec{g} + \mu\nabla^2\vec{V}, \quad (2.7)$$

Expandindo a Equação 2.7 em coordenadas cartesianas e analisando o escoamento na forma tridimensional em regime permanente, temos as seguintes equações para as direções x , y e z (ÇENGEL; CIMBALA, 2015).

Componente x da equação de Navier-Stokes:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right), \quad (2.8)$$

Componente y da equação de Navier-Stokes:

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right), \quad (2.9)$$

Componente z da equação de Navier-Stokes:

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right), \quad (2.10)$$

Onde μ é a viscosidade dinâmica, P é o campo de pressão e g é o vetor da aceleração da gravidade.

2.4.2 Turbulência e modelos de escoamento turbulento

A turbulência ocorre quando há instabilidade nas partículas de um fluido, inicialmente laminar. A velocidade e o cisalhamento entre o fluido e as paredes, são fontes

de ruídos no escoamento que amplificam o fenômeno da turbulência. A turbulência está presente desde os lugares mais simples como no jato d'água em uma mangueira, como também nos mais complexos, tendo como exemplo a trepidação em um avião no ar (NETO, 2002).

O número de Reynolds é o fator utilizado para identificar se o escoamento é laminar ou turbulento. Escoamentos com valores maiores que o número de Reynolds crítico são considerados turbulentos, e escoamentos com números de Reynolds crítico menores são considerados laminares (BUSCARIOLO, 2009).

Segundo Moura (2008), os modelos de turbulência existentes e mais utilizados em *softwares* de simulação para análise CFD são os modelos $k - \omega$, $k - \varepsilon$ e $k - \omega$ *Shear Stress Transport* (SST). No entanto, não existe um modelo de turbulência que atenda todas as aplicações de forma ideal.

Os dois primeiros modelos de turbulência citados possuem vantagens e desvantagens, que foram corrigidas no terceiro modelo citado. O modelo de turbulência $k - \varepsilon$ é mais comumente utilizado na análise de CFD, é um modelo de turbulência de duas equações que mesmo sendo muito utilizado, apresenta algumas limitações (ANSYS, 2017). Este modelo apresenta falhas quando aplicado nas proximidades das paredes dos objetos, ou seja, na região da camada limite.

Já o modelo $k - \omega$, que também é um modelo de duas equações, e diferentemente do modelo anterior, apresenta bons resultados quando aplicado nas proximidades de uma parede, sendo assim muito indicado para aplicações que envolvam esse tipo de análise (ARAÚJO, 2012). Segundo Rech (2016), a desvantagem desse modelo é que ele é muito dependente das condições de contorno do fluxo livre.

O modelo $k - \omega$ SST unificou as vantagens existentes nos dois modelos citados anteriormente, apresentando bons resultados quando analisado tanto em regiões próximas as paredes quanto em regiões de escoamento livre (MOURA, 2008; COSTA, 2016).

O modelo $k - \omega$ SST é um modelo de duas equações de transporte, sendo elas, a equação da energia cinética turbulenta (Equação 2.11) e a equação da taxa de dissipação específica de energia cinética turbulenta (Equação 2.12) (ANSYS, 2013).

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[F_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (2.11)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[F_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega, \quad (2.12)$$

Onde G_k é a produção de energia cinética de turbulência, G_ω é a geração da taxa de dissipação específica, F_k e F_ω é a difusividade efetiva da energia cinética turbulenta e da taxa de dissipação específica, Y_k e Y_ω é a dissipação da energia cinética turbulenta e da taxa de dissipação específica devido a turbulência e D_ω representa o termo de difusão cruzada.

2.4.3 Método de discretização

De acordo com Andretta (2017), o método de volumes finitos é uma técnica numérica onde o domínio de solução é dividido em um número limitado de volumes de controle adjacentes, onde as equações de conservação são implementadas. Além disso, uma das principais características desse método é sua capacidade de se adequar a qualquer tipo de malha, o que o torna uma solução aplicável para geometrias complexas.

Os métodos de discretização utilizados para a solução de problemas são de volumes finitos (Finite Volume Method – FVM), diferenças finitas (Finite Difference – FD) e elementos finitos (Finite Element – FE). Atualmente o método dos elementos finitos é muito utilizado, sendo possível resolver problemas mais complexos e até fluxos altamente turbulentos. Porém o software Ansys Fluent utiliza o método de volumes finitos para a realização de simulações. Ambos são métodos em que aproximam as equações diferenciais parciais, utilizando equações algébricas e facilitando o processamento dos dados (OSSES, 2016).

Segundo Buscariolo (2009), o método de volumes finitos é o mais utilizado atualmente em CFD. Esse método se baseia nas equações de Navier-Stokes, em sua solução numérica.

2.4.4 Malha numérica

No CFD, a construção da geometria do elemento que será analisado é de fundamental importância para a execução da simulação computacional. É a partir de um modelo CAD de geometria que se torna possível a construção de uma malha.

A malha basicamente é um modelo discretizado, no qual se divide todo o domínio computacional em vários elementos, nos quais se torna possível a resolução das equações que representam os fenômenos físicos envolvidos no processo a ser condicionado, onde

um modelo matemático realiza o cálculo para cada um dos elementos presentes na malha da geometria (AMARAL, 2016).

O processo de criação da malha é bem delicado, visto que é necessário a obtenção de uma malha adequada, com boa qualidade, e que não apresente elementos distorcidos ou deformados, visto que isso pode comprometer o cálculo de toda a geometria ou em regiões cruciais na análise. Assim, é necessária a utilização de ferramentas e métodos que garantam uma malha com bom nível de detalhamento, para que seja realizada uma análise adequada em cada um de seus elementos, principalmente em regiões com alta taxa de variação de propriedades (AMARAL, 2016).

As maiores modificações das características do fluxo ocorrem na camada limite. Neste caso, a camada limite é a região próxima à parede do perfil do aerofólio. Segundo Ghasemian *et al.*, (2017), os elementos de malha próximos à parede do aerofólio devem ser pequenos o suficiente para ter uma maior precisão nos cálculos das propriedades de toda a camada limite.

2.4.4 Critério do y^+

O ajuste adequado dos elementos da malha na área da camada limite é necessário para definir de forma apropriada as características do escoamento. Assim, o critério do y^+ é utilizado para determinar se os elementos da malha estão com tamanhos ideais para a obtenção de resultados satisfatórios. Ele é responsável por indicar o tamanho máximo dos menores elementos adjacentes à parede da asa, na camada limite (SHUKLA *et al.*, 2011).

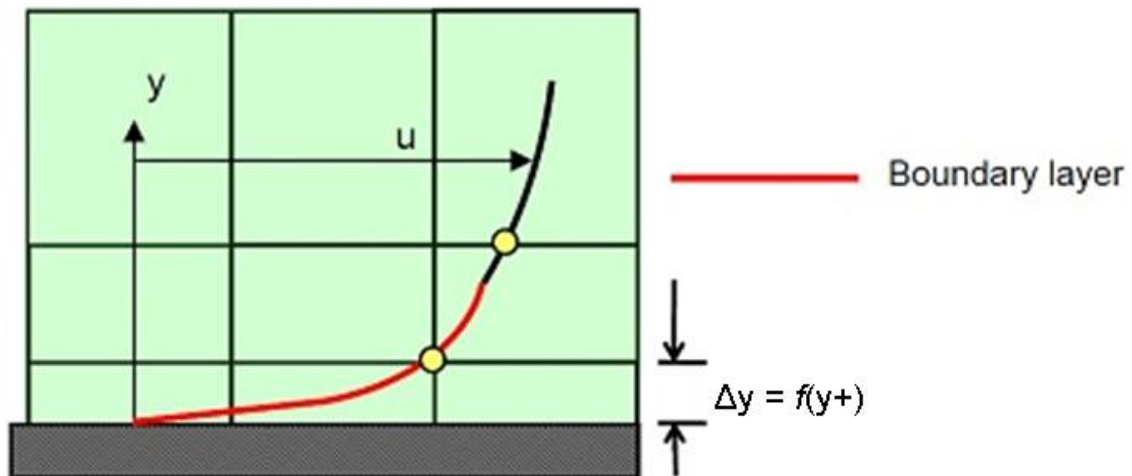
Segundo Ansys (2013), os valores de y^+ da malha gerada devem estar próximos de 1 para que a malha seja confiável na obtenção dos resultados. Caso o valor esteja excessivamente elevado, isso pode resultar no primeiro nó da malha se situando fora da região da camada limite. Se isso ocorrer, as funções de parede utilizadas pelo modelo de turbulência escolhido podem produzir cálculos imprecisos das propriedades do escoamento no primeiro nó, afetando os gradientes de pressão e os perfis de velocidade (GIUBERTI, 2013). O y^+ pode ser calculado com a Equação 2.11 (SHUKLA *et al.*, 2011).

$$y^+ = \frac{u_t \cdot \rho}{\mu} \Delta y, \quad (2.11)$$

Onde u_t é a velocidade de fricção do fluido, μ é a viscosidade dinâmica e Δy a distância da superfície do aerofólio até o primeiro elemento.

Na Figura 2.15 podemos visualizar a representação do y^+ e também observar a necessidade de se obter elementos pequenos próximos a parede, para que o primeiro nó esteja localizado dentro da camada limite.

Figura 2.15 – Representação do y^+ .



Fonte: (LEAP CFD, 2012).

3 METODOLOGIA

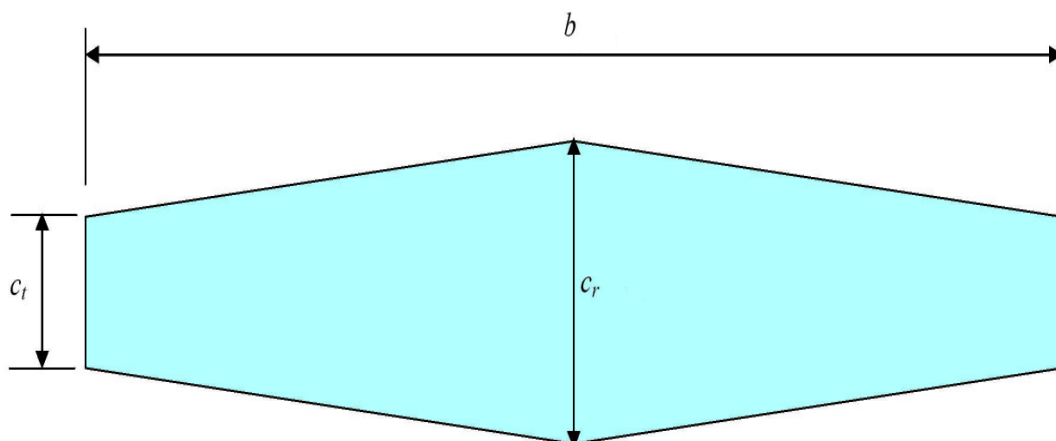
Este estudo consiste na análise aerodinâmica tridimensional da asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado em condições de operação, com o intuito de verificar a distribuição de velocidade e pressão em torno da asa com ângulo de ataque em 0° e 12° . Para isso, foram realizadas simulações computacionais por meio da técnica CFD utilizando o software Ansys® no ambiente Fluent. Segundo Clemente (2022), computadores convencionais enfrentam dificuldades ao lidar com o cálculo do CFD em malhas de alta densidade de elementos, devido à demanda computacional exigente associada a esse processo.

Para a execução das simulações computacionais, foi utilizado um computador do tipo notebook, da fabricante Lenovo, modelo ideapad, contendo um processador Intel® Core™ i5-6200U, com 2 núcleos, memória RAM de 20,0 GB e placa de vídeo Intel® HD Graphics 520. A versão do software Ansys® utilizada foi a 2023 R1 (estudante).

3.1 Construção da geometria e domínio computacional

A asa estudada é a asa do VANT do projeto de pesquisa “Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT) híbrido para auxílio em operações táticas da polícia civil”, na Universidade Federal do Oeste da Bahia. Ela possui a mesma forma da asa apresentada na Figura 3.1, e suas dimensões estão expressas na Tabela 3.1.

Figura 3.1 – Asa de formato trapezoidal.



Fonte: (RODRIGUES, 2014), adaptado.

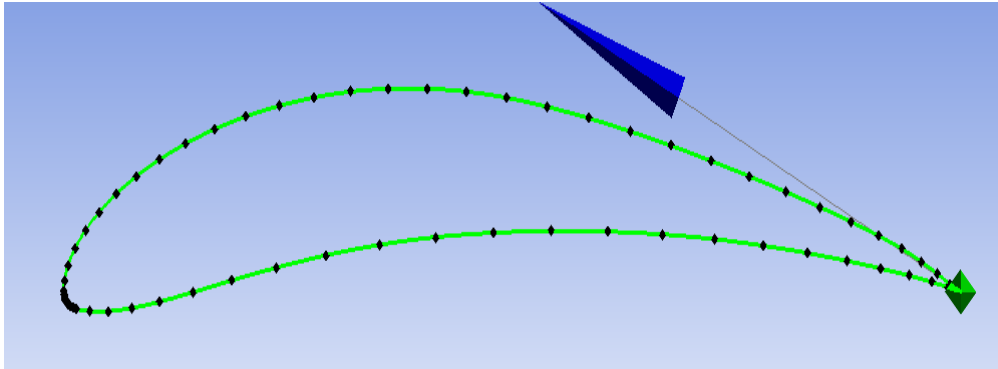
Tabela 3.1 – Dimensões da asa estudada.

Característica	Tamanho (m)
b - Envergadura	2,11768067
C_r – Corda raiz	0,26471008
C_t – Corda na ponta	0,15882605
C_m – Corda média	0,2161799

Fonte: (AUTOR, 2022)

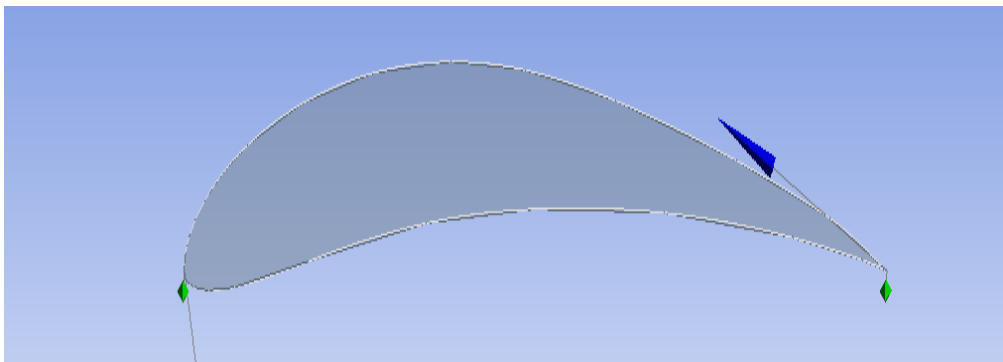
A construção da geometria da asa do VANT ocorreu por meio do ambiente DesignModeler do Ansys. As coordenadas dos pontos do perfil foram importadas do banco de dados do site Airfoil Tools, possuindo um total de 72 pontos, e adicionadas ao DesignModeler para a geração da geometria. O perfil de asa utilizado foi o Eppler 423, com sua geometria de forma trapezoidal. Segundo Rodrigues (2014), o aerofólio de perfil Eppler 423 possui elevado coeficiente de sustentação aliado a baixo coeficiente de arrasto e momento, resultando em uma maior eficiência aerodinâmica. As Figuras 3.2 e 3.3 apresentam a plotagem dos pontos do perfil e a geometria do perfil Eppler 423, desenvolvida no ambiente DesignModeler.

Figura 3.2 – Pontos plotados e ligados no ambiente DesignModeler.



Fonte: (AUTOR, 2023).

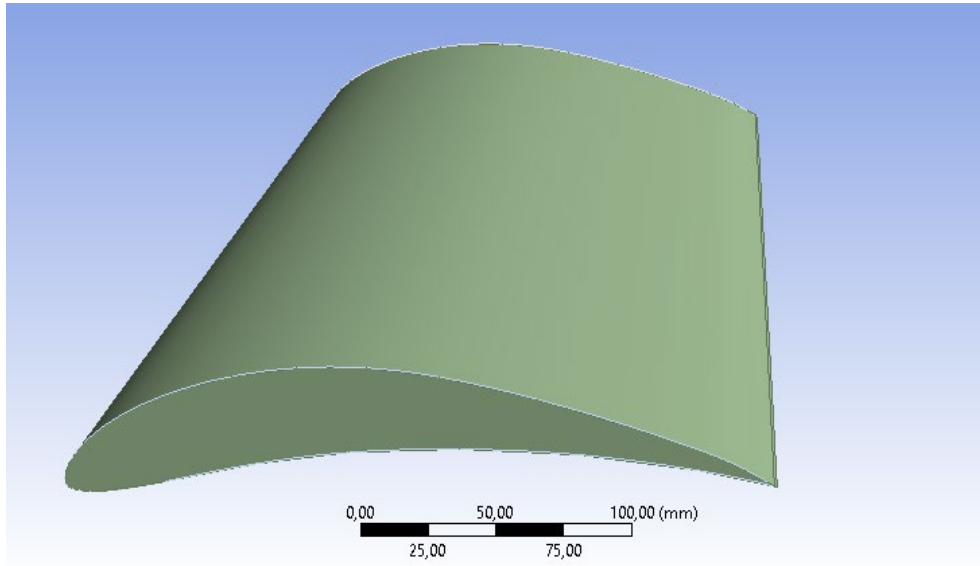
Figura 3.3 – Geometria do perfil Eppler 423.



Fonte: (AUTOR, 2023).

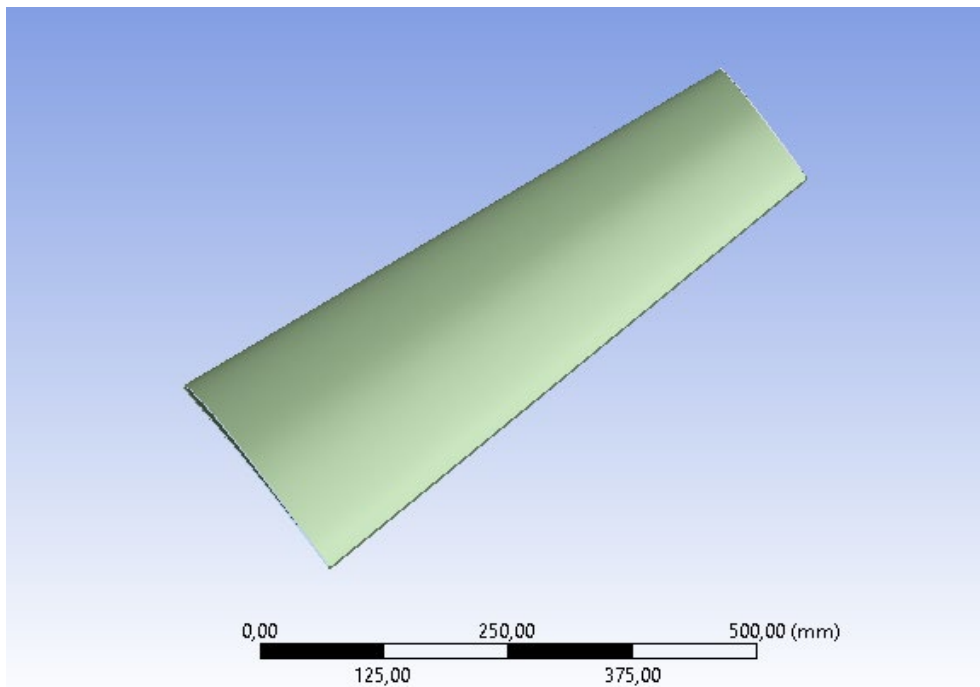
Após a utilização das ferramentas skin, scale e translate contidas no ambiente do DesignModeler, foi gerada a asa do VANT em três dimensões. A geometria da asa foi gerada de forma idêntica, com as mesmas medidas (Tabela 3.1) da asa real estudada. A asa finalizada pode ser visualizada nas figuras 3.4 e 3.5.

Figura 3.4 – Vista lateral da asa desenhada.



Fonte: (AUTOR, 2023).

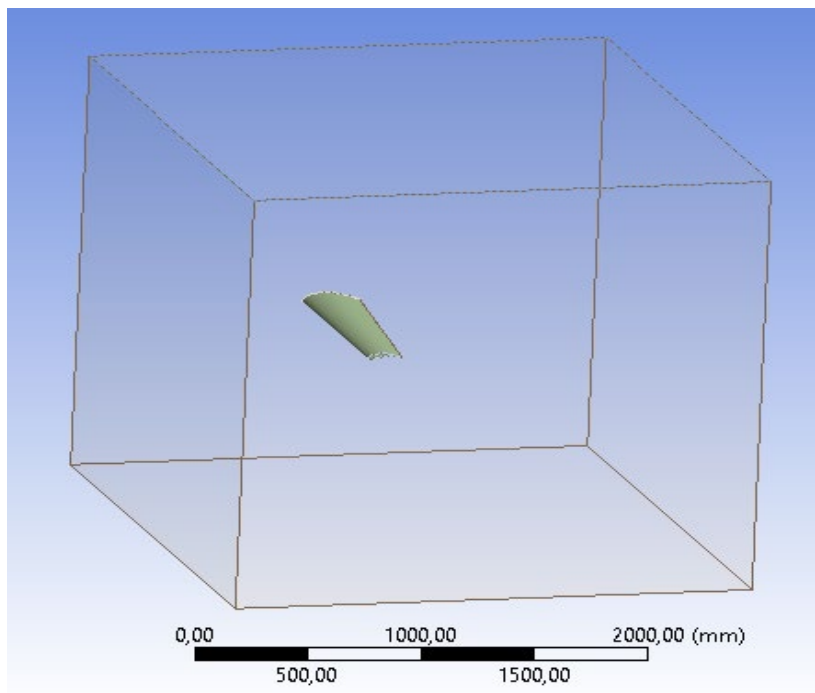
Figura 3.5 – Vista superior da asa desenhada.



Fonte: (AUTOR, 2023).

O domínio computacional foi desenvolvido conforme é mostrado na Figura 3.6. O domínio é em formato de paralelepípedo com largura de 2648 mm, comprimento 2376 mm e 2112 mm de altura, esses valores foram definidos conforme Firooz e Gadami (2006) e Giuberti (2013), utilizaram em seus trabalhos. A asa ficou centralizada em relação à altura e largura do domínio computacional, porém ficou mais próxima da entrada do domínio em relação à sua saída, isso se deve pelo fato de ser necessário um maior espaço para o escoamento se desenvolver completamente até a saída.

Figura 3.6 – Modelo de domínio computacional adotado.



Fonte: (AUTOR, 2023).

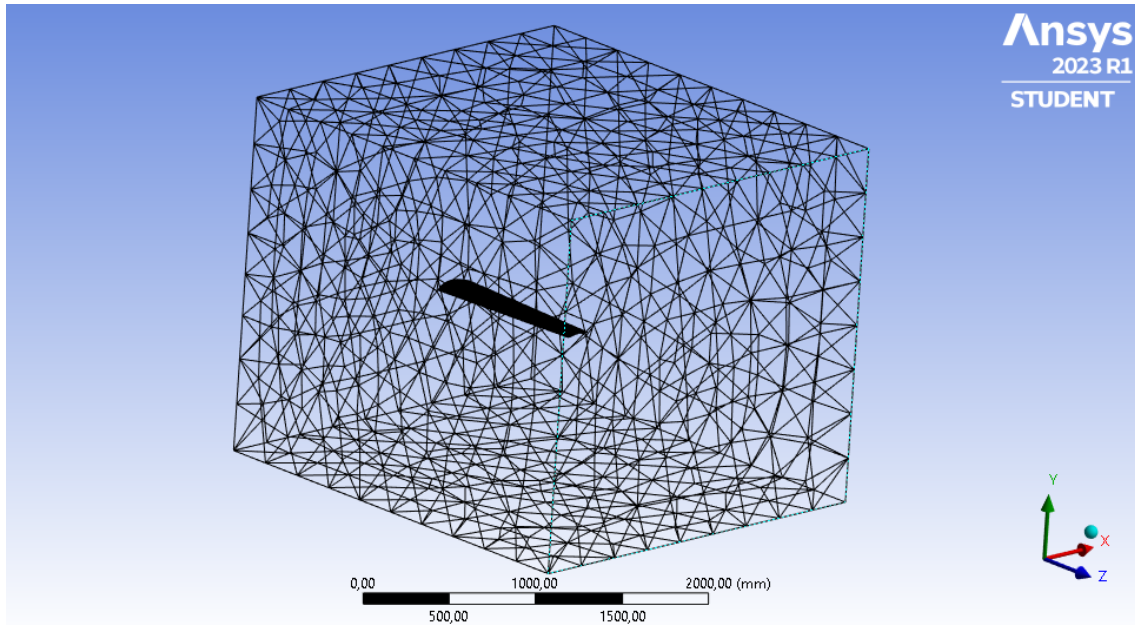
3.2 Geração da malha

A etapa de geração e refinamento da malha foi realizada no ambiente Ansys Meshing do software Ansys. O volume de controle criado foi formado por uma malha com elementos tetraédricos e com tamanho apropriado para que não exceda a quantidade de elementos permitidos na licença estudantil do *software*, que é de 512000 elementos.

A malha gerada passou por refinamento com o auxílio das ferramentas Inflation e Face Sizing. A ferramenta Inflation realiza um maior refinamento na região da camada limite, diminuindo o tamanho dos elementos e aumentando a quantidade de camadas. Dessa forma é possível ter uma análise mais robusta e confiável da simulação.

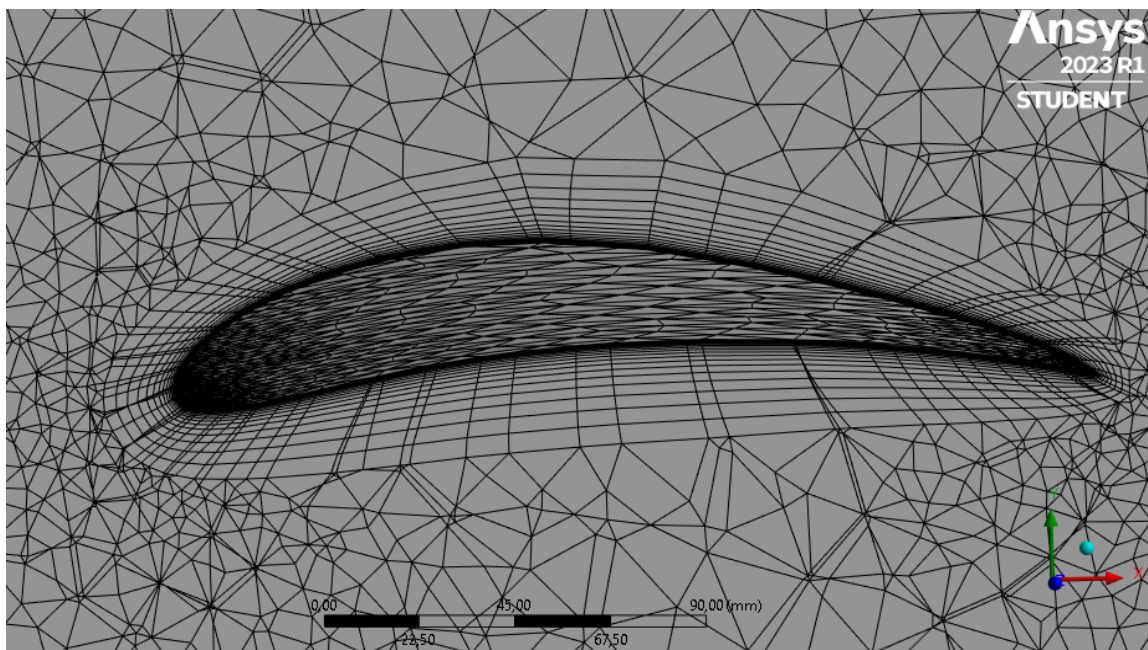
As Figuras 3.7 e 3.8 apresentam o resultado final da malha gerada no domínio computacional e na asa.

Figura 3.7 – Malha do domínio computacional.



Fonte: (AUTOR, 2023).

Figura 3.8 – Malha do perfil do aerofólio.



Fonte: (AUTOR, 2023).

A malha gerada mais distante da asa possui elementos com 280 mm de tamanho, enquanto que na asa os elementos possuem 35 mm, essa diferença de tamanho nos elementos foi feita devido a utilização da ferramenta Face Sizing. A ferramenta Inflation também foi utilizada para refinar a malha ao redor do aerofólio, sendo criadas 20 camadas ao redor do aerofólio com elementos de 0,075 mm cada. Com isso, foi gerada uma malha com 511034 elementos.

Para saber a qualidade da malha utilizou-se do critério de ortogonalidade, onde cerca de 300000 elementos possui o valor acima de 0,65. Segundo Ansys (2015), valores de qualidade ortogonal acima de 0,1 são considerados aceitáveis e acima de 0,7 são considerados muito bons.

3.3 Condições de contorno

As condições de contorno foram definidas conforme análises em banco de dados e em trabalho realizado por Júnior e Loureiro (2018), da mesma forma ocorreu com as configurações de setup para o cálculo numérico. Após a obtenção dos dados, o procedimento foi realizado no ambiente Fluent do Ansys.

Na entrada do domínio a velocidade na qual o vento entra, foi definida como $U = 15$ m/s, sendo o ar com massa específica de $1,225$ kg/m³ e viscosidade dinâmica de $1,78 \times 10^{-5}$ kg/m.s. Analisando pela Figura 3.6, a entrada é a parede mais próxima do bordo de ataque do aerofólio.

Na condição de saída a pressão em que o fluido sai do domínio computacional, foi definida com uma pressão manométrica de 0 kPa, a saída do domínio computacional foi definida pela parede mais distante do bordo de fuga do aerofólio.

A velocidade do vento adotada foi uma velocidade de cruzeiro média. Este valor de 15 m/s foi utilizado tendo como base o banco de dados da equipe de AeroDesign, AeroChico.

O modelo de turbulência adotado foi o modelo $k - \omega$ SST, por apresentar resultados satisfatórios quando analisado nas regiões de escoamento livre e próximos a camada limite livre, de acordo com Moura (2008). Já o cálculo computacional foi realizado a partir de uma abordagem pressure-based, em regime permanente e o algoritmo utilizado foi o SIMPLE, com Second Order Upwind (segunda ordem) para as variáveis de pressão, momento, energia cinética turbulenta e taxa de dissipação de turbulência específica, como foi utilizado por Carvalho (2015).

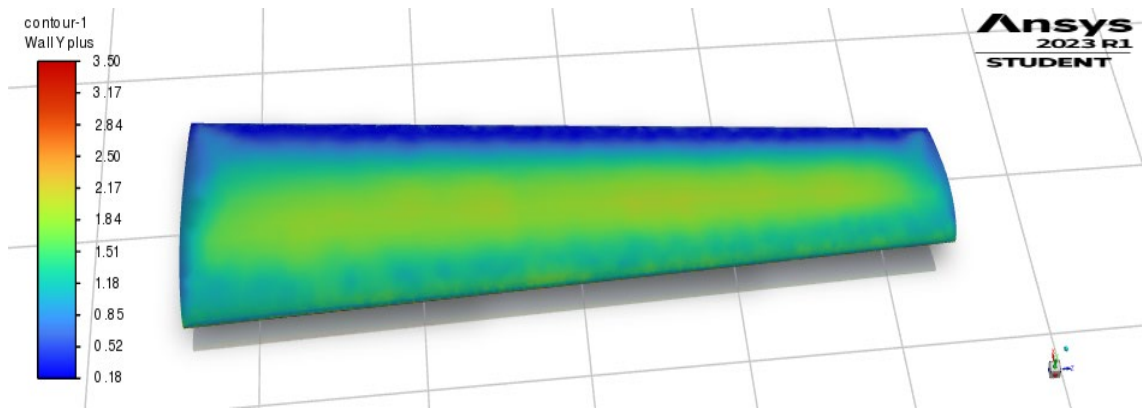
Para a convergência foi utilizado o critério RMS, estipulando um valor de resíduos de 1×10^{-5} para as variáveis de continuidade e velocidade. Isso corresponde ao valor adotado normalmente na realização de simulações computacionais para problemas de engenharia segundo Ansys (2015).

3.4 Pós-processamento

No pós-processamento, foram obtidas as distribuições de velocidade, pressão e as linhas de percurso das partículas de fluido na região da asa e em todo domínio. Essas simulações ajudam a demonstrar e explicar os princípios fundamentais da aerodinâmica de forma mais clara e acessível presentes no aerofólio com perfil Eppler 423.

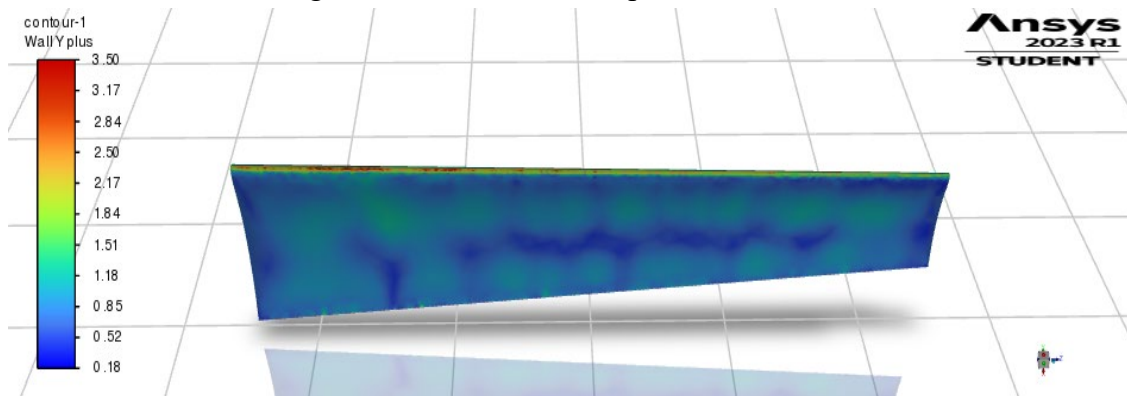
Também foram obtidos os coeficientes de sustentação e arrasto que a asa do VANT alcançou a partir das simulações, além dos valores do y^+ em toda região do aerofólio. As Figuras 3.9 e 3.10 apresentam os contornos gerados na simulação indicando os valores de y^+ encontrados.

Figura 3.9 – Contorno na parte superior da asa.



Fonte: (AUTOR, 2023).

Figura 3.10 – Contorno na parte inferior da asa.



Fonte: (AUTOR, 2023).

Ao analisarmos as duas imagens acima, podemos perceber que em alguns pontos o valor de y^+ apresentou-se distante de 1, que é o valor mais indicado para uma boa malha. No entanto, podemos constatar que a maior parte da asa apresentou valores de y^+ próximos a 1, o que indica que a malha está satisfatória e, portanto, podemos prosseguir com a análise dos resultados.

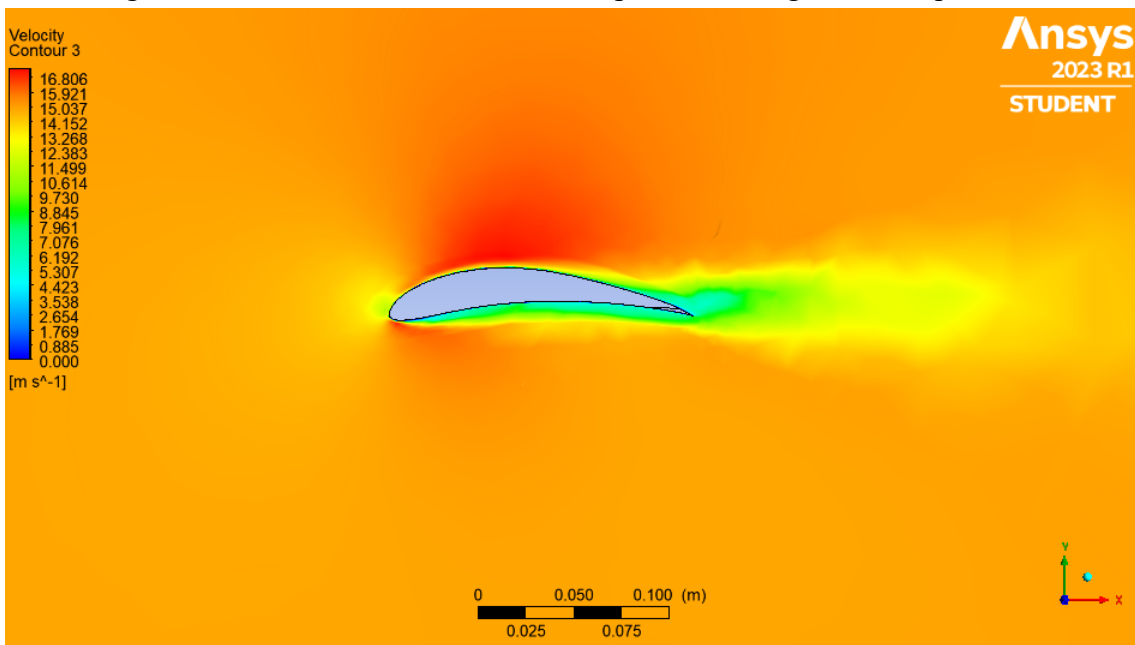
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Serão apresentados os resultados da simulação, incluindo a distribuição de pressão, velocidade para a asa com ângulo de ataque de 0° e 12° , além do fluxo de ar em torno da asa. Também serão discutidos os resultados obtidos e suas implicações para o desempenho da asa, como a geração de sustentação e arrasto. Além disso, serão discutidos os limites e as incertezas dos resultados obtidos, bem como as possíveis limitações do modelo utilizado na simulação.

4.1 Contorno de velocidade

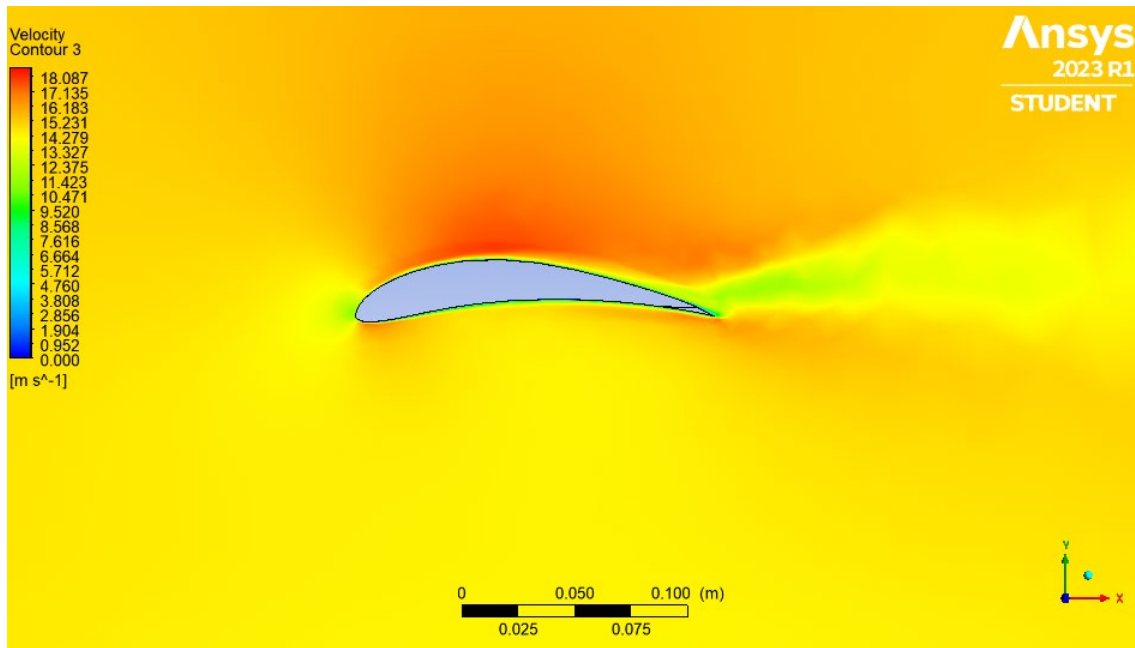
O contorno de velocidade do perfil Eppler 423 é uma representação gráfica da distribuição de velocidade do ar ao longo do domínio computacional. Nas Figuras 4.1 e 4.2 podemos observar os resultados obtidos com a simulação e visualizar o contorno de velocidade na extremidade do aerofólio. A distribuição de velocidade do ar ao longo do perfil Eppler 423 é influenciada por vários fatores, incluindo a curvatura da asa, a espessura da camada limite e a presença de turbulência.

Figura 4.1 – Contorno de velocidade no perfil com ângulo de ataque de 0° .



Fonte: (AUTOR, 2023).

Figura 4.2 – Contorno de velocidade no perfil com ângulo de ataque de 12°



Fonte: (AUTOR, 2023).

A escala de cores ao lado esquerdo indica qual a velocidade do vento em cada ponto da imagem apresentada, as cores mais frias indicam velocidades menores, enquanto as cores mais quentes indicam velocidades maiores.

A partir dos resultados obtidos com a simulação, é possível visualizar o contorno de velocidade no perfil sendo caracterizado por uma região de alta velocidade na parte superior da asa, gerando uma pressão menor em relação à parte inferior da asa. Essa diferença de pressão cria uma força de sustentação na asa, permitindo que a aeronave permaneça no ar.

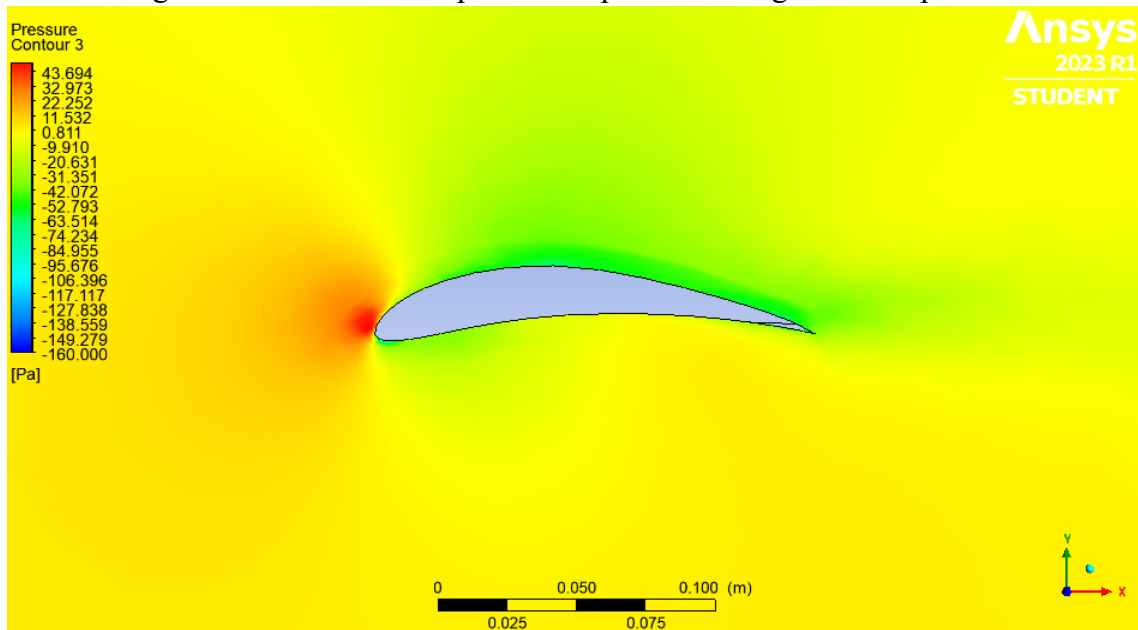
Podemos analisar as Figuras 4.1 e 4.2 e constatar que com um aumento no ângulo de ataque, obteve-se maior velocidade na parte superior da asa. Veremos mais adiante que isso influencia diretamente na pressão do ar nesse local e consequentemente no coeficiente de sustentação da asa.

Em resumo, o contorno de velocidade é uma propriedade fundamental para a análise fluidodinâmica da asa do VANT, fornecendo informações importantes sobre a distribuição de velocidade do ar ao longo da superfície do perfil e permitindo verificar o funcionamento e a eficácia do modelo estudado com as medidas impostas pelo projeto inicial.

4.2 Contorno de pressão

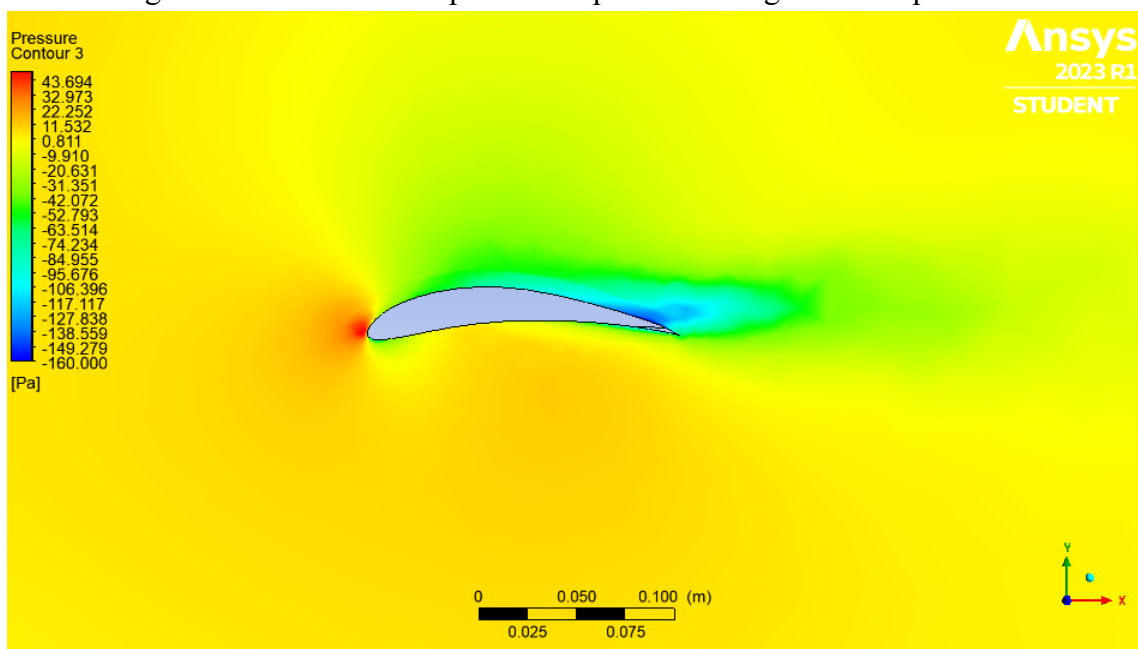
A distribuição de pressão do ar ao longo do perfil aerodinâmico Eppler 423 é uma característica importante que influencia o desempenho da asa em voo. A distribuição de pressão é gerada pela interação entre o perfil da asa e o fluxo de ar que passa por ela. Nas Figuras 4.3, 4.4, 4.5 e 4.6 a escala de cores indica a pressão em cada ponto da imagem, as cores mais frias e mais quentes indicam pressões menores e maiores, respectivamente.

Figura 4.3 – Contorno de pressão no perfil com ângulo de ataque de 0° .



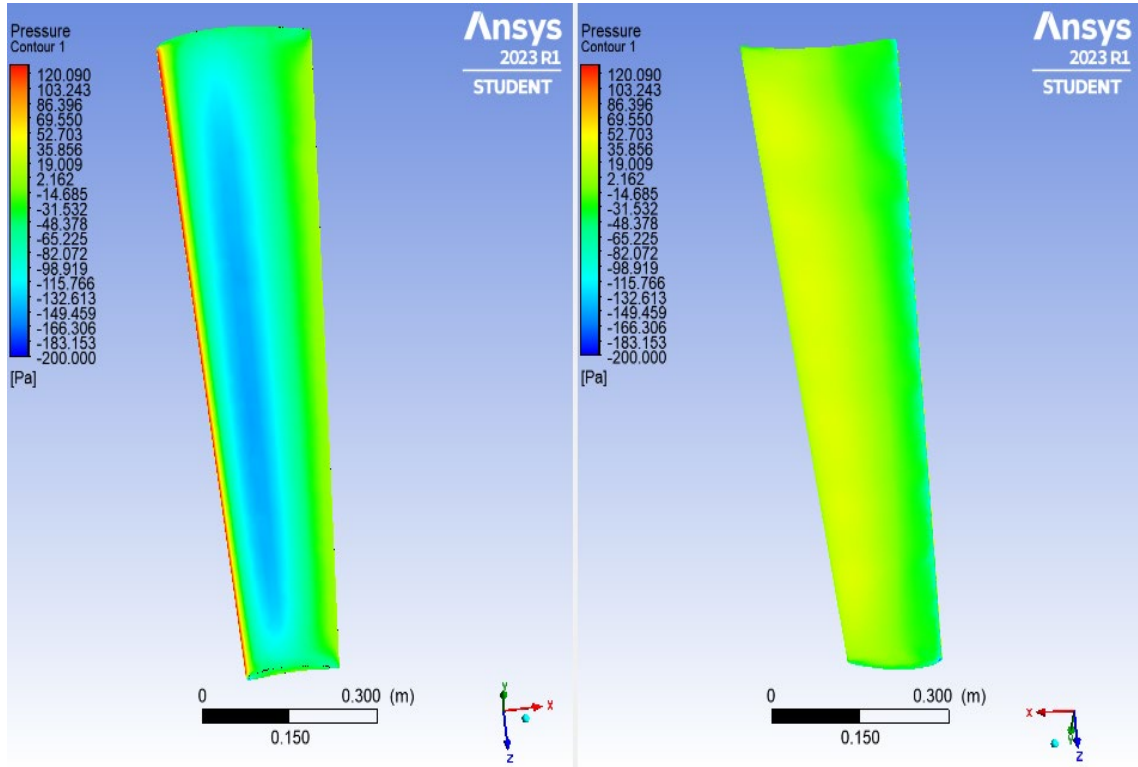
Fonte: (AUTOR, 2023).

Figura 4.4 – Contorno de pressão no perfil com ângulo de ataque de 12° .



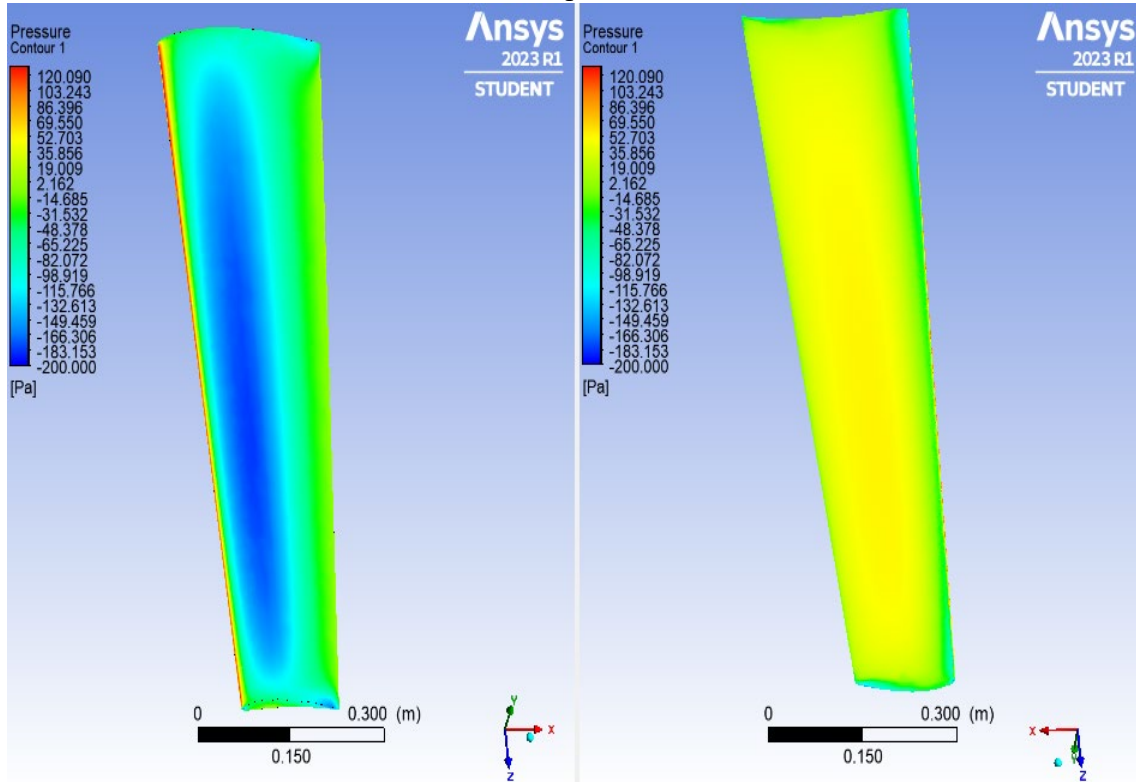
Fonte: (AUTOR, 2023).

Figura 4.5 – Contornos de pressão na parte superior e inferior do aerofólio com ângulo de ataque de 0°.



Fonte: (AUTOR, 2023).

Figura 4.6 – Contornos de pressão na parte superior e inferior do aerofólio com ângulo de ataque de 12°.



Fonte: (AUTOR, 2023).

A distribuição de pressão encontrada no perfil é caracterizada por uma região de baixa pressão na parte superior da asa e uma região de alta pressão na parte inferior da asa, como pode ser observada nas Figura 4.3 e 4.4. Essa diferença de pressão é a principal responsável pela geração da força de sustentação que mantém a aeronave no ar. A região de baixa pressão é causada pelo aumento da velocidade do ar na parte superior da asa, o que reduz a pressão em relação à parte inferior da asa. Isso ocorre não apenas por influência da velocidade do ar, como foi falado na explicação sobre o contorno de velocidade, mas também por influência de vários outros fatores.

A distribuição de pressão pode ser influenciada por vários fatores, como o ângulo de ataque da asa, a velocidade do ar, a temperatura e a densidade do ar. Todos esses fatores foram considerados constantes durante a simulação. Foram adotados dois ângulos de ataque diferentes, possibilitando visualizar o comportamento da pressão no aerofólio e verificar que com ângulo de ataque de 12° o diferencial de pressão é maior em relação ao caso com ângulo de ataque em 0° .

Então, assim como o contorno de velocidade a distribuição de pressão também é importante de ser analisada. Uma distribuição de pressão adequada permite que a asa gere uma força de sustentação eficiente com um arrasto relativamente baixo, melhorando a eficiência da aeronave.

Os resultados encontrados para a distribuição de velocidade e pressão no aerofólio são bem parecidos com os resultados obtidos por Durmus e Ulutaş (2023) e Camargo, Webler e Cassol (2018), no entanto seria necessário um refinamento maior nos elementos próximos a parede do aerofólio para se ter uma representação melhor da camada limite.

4.3 Coeficientes de arrasto e sustentação

O desempenho aerodinâmico do perfil Eppler 423 é influenciado por diversos fatores, como a geometria da asa, as condições de teste e os parâmetros de operação, entre outros. Então, com a utilização dos dados fornecidos pelo projeto, foram calculados os valores de coeficientes de arrasto e sustentação para a asa estudada nos dois ângulos de ataque em análise. Na Tabela 4.1 estão expressos os valores encontrados com a simulação.

Tabela 4.1 – Resultados dos coeficientes após a simulação.

Ângulo de ataque	C_l	C_d	$\frac{C_l}{C_d}$
0°	0,534	0,0642	8,32
12°	0,900	0,2096	4,29

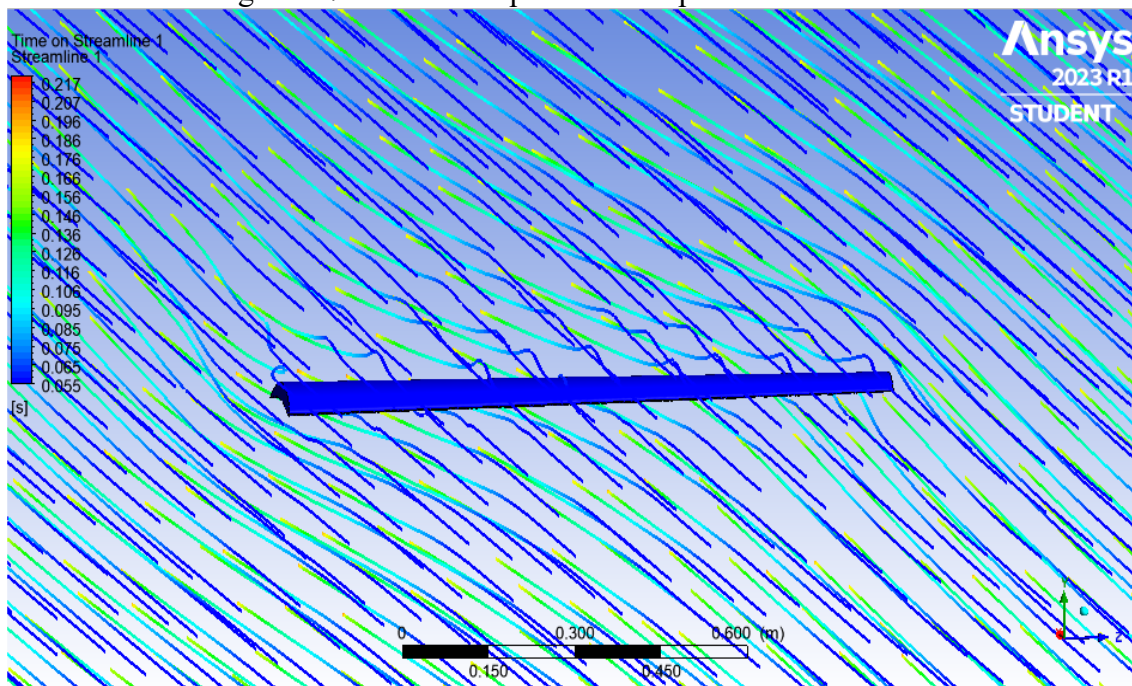
Fonte: (AUTOR, 2023)

Esses foram os valores encontrados para o coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto e eficiência aerodinâmica, respectivamente, utilizando os dados da Tabela 3.1 e também as condições de contorno estabelecidas. É possível verificar que com ângulo de ataque de 12° encontra-se um coeficiente de sustentação maior do que com 0°, isso já era possível prever com análise dos contornos de pressão na Figura 4.4. No entanto o coeficiente de arrasto teve um grande aumento, fazendo com que a eficiência aerodinâmica diminuísse em comparação com a eficiência com ângulo de ataque em 0°.

4.4 Linhas de percurso das partículas de fluido

A última análise realizada refere-se às linhas de percurso que as partículas de ar fazem sobre o aerofólio durante o escoamento. Essas linhas são traçadas ao longo do caminho que uma partícula de fluido específica percorre no escoamento. A Figura 4.4 nos traz uma representação deste fenômeno.

Figura 4.7 – Linhas do percurso das partículas de fluido.



Fonte: (AUTOR, 2023).

Na Figura 4.7 é possível visualizar uma escala de cores que indica o tempo que as partículas levam para percorrer cada ponto da linha de trajetória. É importante destacar que algumas partículas levam mais tempo para atingir a saída do domínio computacional em comparação com outras. Quando o fluxo de ar se aproxima da borda de ataque da asa, ele se divide em duas correntes, uma que flui sobre a superfície superior da asa e outra que flui sob a superfície inferior. A corrente de ar que flui sobre a superfície superior é acelerada, e a pressão do ar diminui, enquanto a corrente que flui sob a asa é mais lenta e a pressão do ar é maior. Dessa forma há a formação de zonas de alta e baixa velocidade, assim como alta e baixa pressão.

5 CONCLUSÃO

A análise fluidodinâmica em aerofólios é uma área de estudo importante e necessária para compreender o comportamento dos fluidos em torno de objetos em movimento. Através do uso de ferramentas de simulação computacional, como o método de volumes finitos, é possível prever e até melhorar o desempenho aerodinâmico de aerofólios.

Ao longo deste trabalho, foram apresentados os princípios básicos da mecânica dos fluidos e a teoria por trás da geração de arrasto e sustentação em aerofólios. Além disso, foram descritas as etapas necessárias para a simulação computacional, desde a modelagem do objeto até a análise dos resultados.

Os resultados obtidos nesse trabalho mostram que o comportamento do fluxo de ar ao redor da asa é complexo e influenciado por diversos fatores. Esses resultados podem ser utilizados para otimizar o design de asas de aeronaves, buscando maximizar a sustentação e minimizar a resistência ao avanço, contribuindo para o desenvolvimento da aviação. Apesar dos resultados obtidos serem bons, há algumas ressalvas sobre o projeto desenvolvido.

Com a utilização da versão estudante do Ansys o número máximo de elementos possíveis na malha é de 512000, impedindo assim um refinamento maior na região da camada limite do aerofólio. Isso influenciou diretamente no tamanho dos elementos, impossibilitando a discretização em elementos menores. Desta forma não é possível observar a camada limite claramente no contorno de velocidade obtido, mas é possível verificar que nessa região o fluxo possui uma velocidade relativamente menor.

Seria adequado a utilização da versão paga do Ansys para a obtenção de melhores resultados, além da simulação e estudo de asas com modelo reto trapezoidal ou retangular com mesmo perfil para comparação com modelo atual. Assim, poderiam ser obtidos resultados melhores do modelo atual e uma comparação entre formatos para estimar qual teria melhor desempenho aerodinâmico.

Por fim, apesar das limitações foi possível obter uma boa malha, uma boa simulação e obter bons resultados para ângulos de ataque diferentes. Com os resultados obtidos é possível visualizar o comportamento do fluido ao redor da asa e validar a teoria que descreve a fluidodinâmica, enfatizando novamente que é necessário um melhor refinamento na malha para que a visualização seja de forma mais clara.

REFERÊNCIAS

- ANDRETTA, E. R. Z. Estudo numérico de problemas acoplados envolvendo a resposta dinâmica das estruturas. 2017. 105 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil) - **Universidade Tecnológica Federal do Paraná**, Pato Branco, 2017.
- ANSYS. Software de simulação computacional de dinâmica de fluidos Ansys. 2022. Disponível em: <<https://www.ansys.com/products/fluids>>. Acesso em: 22 de julho de 2022.
- ANSYS. Introduction to Ansys Fluent: Introductory FLUENT Training. 6. ed. Canonsburg, EUA, 2016. Disponível em: <<http://www.ansys.com/services/training-center/fluids/introduction-to-ansys-fluent>>. Acesso em: 22 de julho de 2022.
- ANSYS. ANSYS Fluent Theory Guide. Disponível em: <<http://www.pmt.usp.br/academic/martoran/notasmodelosgrad/ANSYS%20Fluent%20Theory%20Guide%2015.pdf>>. Acesso em: 22 de julho de 2022.
- ANSYS. ANSYS Fluent Theory Guide. 2013.
- ANSYS. ANSYS Fluent Theory Guide. 2015.
- AMARAL, L. Preparação de modelos para geração de malhas. **Blog ESSS**. 2016.
- ANDERSON Jr., J. D. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: introdução ao voo. 7.ed. Porto Alegre: **AMGH**, 2015.
- ARAÚJO, F. N. Modelagem da Turbulência Aplicada ao Escoamento sobre uma Placa Plana Inclinada. Dissertação (Mestrado) - **Instituto Militar de Engenharia**, Rio de Janeiro, 2012.
- BUSCARIOLO, F. F. Estudo de diferentes tipos de solo em túnel de vento através de simulação numérica. 2009. 125 f. Dissertação (Mestrado), **Escola Politécnica da Universidade de São Paulo**, São Paulo. 2007.
- BUZZO, L. História dos drones. 2019. Disponível em: <https://odrones.com.br/historia-dos-drones/>. Acesso em 15 de abril de 2022.
- CAMARGO, E.; WEBLER, G.; CASSOL, F. Simulação numérica de escoamento sobre perfil aerodinâmico Eppler 423. **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada**, Ponta Grossa, v. 5, n. 2, p. 20-36, 2018.
- CAMARGO, G. M.; FABRICIO, A. E.; AZEVEDO, R. G. Análise da superfície sustentadora de uma aeronave não tripulada. **Anais do X Salão de Ensino e Extensão**, 2019.
- CARVALHO, J. F. T. Aplicação da fluidodinâmica computacional em um aerofólio para comparação de diferentes modelos de turbulência com dados experimentais e analíticos. TCC - Graduação em Engenharia Mecânica, **Universidade de Caxias do Sul**. Caxias do Sul, 2015.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações. 3. ed. Porto Alegre: **AMGH**, 2015.

CLEMENTE, G. C. Estudo Aerodinâmico de Perfis de Pás de Turbina Eólica Darrieus Empregando a Técnica CFD. TCC - Graduação em Engenharia Mecânica, **Universidade Federal do Oeste da Bahia - CMBJL**. Bom Jesus da Lapa - BA, 2022.

COSTA, I. B. Avaliação de desempenho do modelo de turbulência k - omega sst para dispersão de poluentes ao redor de obstáculo cúbico em diferentes condições de estabilidade atmosférica. 96 p., Dissertação - **Universidade Federal do Espírito Santo**, Vitória, 2016.

DURMUS, S.; ULUTAŞ, A. Numerical Analysis of NACA 6409 and Eppler 423 Airfoils. **Journal of Polytechnic**, 26(1): 39-47, 2023.

ESTADOS UNIDOS. Aerosonde. National Aeronautics and Space Administration. 2005. Disponível em: <https://www.nasa.gov/vision/earth/lookingatearth/aerosonde.html>. Acesso em 15 de abril de 2022.

FIROOZ, A.; GADAMI, M. Turbulence flow for NACA 4412 in unbounded flow and ground effect with different turbulence models and two ground conditions; fixed and moving ground conditions. **Int. Conf. on Boundary and Interior Layers**, BAIL, p. 81-84, 2006.

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T; PRITCHARD, J. P. Introdução à Mecânica dos Fluidos. 8. ed. Belo Horizonte: **Grupo Editorial Nacional**, 2011.

FUKS, R. Santos-Dumont ou os irmãos Wright? Quem foi o verdadeiro inventor do avião? Disponível em: encurtador.com.br/kopN8. Acesso em 10 de abril de 2022.

GALIOTTO, W. Simulação numérica e estudo aerodinâmico de hélices destinadas a uma aeronave radiocontrolada de asas fixas. 2017. 76f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – **Universidade de Caxias do Sul**, Caxias do Sul.

GHASEMIAN, M. *et al.* A review on computational fluid dynamic simulation techniques for Darrieus vertical axis wind turbines. **Energy Conversion and Management**, v. 149 87–100, 2017.

GIUBERTI, R. C. Avaliação de winglets para AeroDesign: análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC. 2013. 67f. Projeto de Graduação – **Universidade Federal de Viçosa**, Viçosa, MG, Brasil.

JÚNIOR, J.; COSTA, F. Análise Numérica de Escoamento sobre Perfil de Asa: Estudo de Modelo NACA 64A004. 291. **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada, Ponta Grossa**, v. 3, n. 02, p. 1-18, 2016.

JÚNIOR, R. A. T; LOUREIRO, E. C. M. Análise de Interação Fluido-Estrutura na Asa de uma Aeronave Não Tripulada. **Revista de Engenharia e Pesquisa Aplicada**, v. 3, n. 02, 2018.

KRAJNÍK, T., VONÁSEK, V., FIŠER, D., FAIGL, J. (2011). AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education. In: Obdržálek, D., Gottscheber, A. (eds) Research and Education in Robotics. **Communications in Computer and Information Science**, vol 161. Springer, Berlin, Heidelberg, 2011.

LEAP, Computational Fluid Dynamics Blog. Disponível em: <https://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-turbulence-wall-functions-and-y-requirements/>. Acesso em 12 de julho de 2023.

LISBOA, D.; SENA, A. B.; AGUIAR, A. B.; BARROSO, E.; FERREIRA, M. Utilização do VANT para inspeção de segurança na construção de uma avenida em Belém-PA. In: Congresso Brasileiro de Geologia de Engenharia e Ambiental. Anais. Pará: **Universidade da Amazônia**. 2018. p. 1-9.

LONGHITANO, G. A. Vants para sensoriamento remoto: aplicabilidade na avaliação e monitoramento de impactos ambientais causados por acidentes com cargas perigosas. 148 p., Dissertação (Mestrado) - **Escola Politécnica da Universidade de São Paulo - Departamento de Engenharia de Transportes**, São Paulo, 2010.

MOURA, N. R. Simulação fluidodinâmica computacional de desempenho de um impelidor de um compressor centrífugo. Dissertação (mestrado) – **Universidade Federal do Rio de Janeiro**, Rio de Janeiro, 2008.

NETO, A. S. Fundamentos da Turbulência nos Fluidos. In: UFSC. (Org.). III Escola de Primavera Transição e Turbulência. 1ed. Florianópolis: **UFSC**, v. 1, p. 1-52, 2002.

OSSES, J; O método de volumes finitos. Disponível em: <https://www.esss.co/blog/o-metodo-de-volumes-finitos/>. Acesso em 10 de novembro de 2022.

PALHARES, G. L. Transportes Turísticos. São Paulo, **Aleph**, 2002.

RECH, G. M. Análise aerodinâmica de um ônibus rodoviário em escala reduzida, utilizando simulação computacional e comparando com dados experimentais. 2016. 82 f. Dissertação (Mestrado), **Universidade de Caxias do Sul**, Caxias do Sul, 2016.

REGINA, B. M. Projeto e Análise Aeronáutica de Veículo Autônomo Aéreo Não Tripulado de Pouso e Decolagem Vertical com Foco em Alcance. 2018. 124f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – **Universidade Federal de Juiz de Fora**, Juiz de Fora.

RIBEIRO, F. A. Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves experimentais tipo jn-1. 2011. 95 f. Dissertação (Mestrado em Tecnologia de Materiais; Projetos Mecânicos; Termociências) - **Universidade Federal do Rio Grande do Norte**, Natal, 2011.

RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign. 1.ed. São Paulo: **Cengage Learning**, 2014.

SHUKLA, I. *et al.* Wall Y plus Approach for dealing with Turbulent Flow Through a Constant Area Duct. **The 4th International Meeting of Advances in Thermofluids**, 2011.

TALAY, T.; CENTER, L. Introduction to the aerodynamics of flight. 1.ed. Washington: **National Aeronautics and Space Administration**, 1975.

The Aberdeen Group. The Impact of Strategic Simulation on Product Profitability. Boston, MA: **Aberdeen Group**, inc, 2010.

TORENBEEK, E.; WITTENBERG, H. Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes. 1.ed. New York: **Springer**, 2009.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method. Harlow: **Longman Scientific & Technical**, 1995.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method. 2. ed. Essex: **Pearson Education Limited**, 2006.