

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL

JEAN CARLOS POZZA

**ANÁLISE DE UM PERFIL AERODINÂMICO EM CONDIÇÕES DE ESCOAMENTO
RAREFEITO APLICADO PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE**

BENTO GONÇALVES

2021

JEAN CARLOS POZZA

**ANÁLISE DE UM PERFIL AERODINÂMICO EM CONDIÇÕES DE ESCOAMENTO
RAREFEITO APLICADO PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE**

Trabalho de conclusão de curso apresentado como parte dos requisitos obrigatórios para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica pela Universidade de Caxias do Sul sob a orientação do Dr. Matheus Poletto.

BENTO GONÇALVES

2021

JEAN CARLOS POZZA

**ANÁLISE DE UM PERFIL AERODINÂMICO EM CONDIÇÕES DE ESCOAMENTO
RAREFEITO APLICADO PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE**

Trabalho de conclusão de curso apresentado como parte dos requisitos obrigatórios para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica pela Universidade de Caxias do Sul sob a orientação do Prof. Dr. Matheus Poletto.

Aprovado em: ____/____/____

BANCA AVALIADORA:

Prof. Dr. Matheus Poletto

Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Dr. Cesar Aguzzoli

Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Me. Tiago Cassol Severo

Universidade de Caxias do Sul – UCS

AGRADECIMENTOS

Primeiramente à Deus pelo dom da vida e por me conceder força para atingir os meus objetivos.

Imensa gratidão aos meus pais Carlos e Marise pelos ensinamentos e incentivo ao longo da graduação. Por sempre terem sido exemplo de bondade e trabalho, além de serem o apoio que me guiou ao longo desses anos de estudo.

Aos meus irmãos Roberto e Gabriela pela paciência e conselhos.

À minha namorada Luísa, meus sogros Luís e Simone que não mediram esforços e me apoiaram com o que fosse necessário.

Ao Prof. Me André Carlos Contini pela ideia inicial, incentivo e apoio durante a primeira etapa deste trabalho.

Ao Prof. Dr. Matheus Poletto pelo apoio, companheirismo, paciência e coragem em assumir o trabalho na segunda etapa.

A todos os amigos que fiz nessa instituição e que contribuíram de forma direta ou indireta para que esse trabalho fosse concluído.

A todos professores da instituição de ensino que tive o prazer de aprender e me inspirar.

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo avaliar o escoamento em torno do perfil aerodinâmico NACA 4412 sob condições de escoamento rarefeito, incompressível e em regime laminar, aplicado para diferentes ângulos de ataque através da simulação computacional realizado no *software ANSYS Fluent*. A simulação decorreu utilizando o modelo de turbulência de uma equação, Spalart-Allmaras. Foi variado o ângulo de ataque de 0 a 18° e as altitudes de voo consideradas foram 0, 1, 5 e 10 km, para tal, utilizou-se a Atmosfera Padrão de 1976 como base para os valores de pressão, densidade e viscosidade. Foram obtidos os coeficientes de sustentação e arrasto, coeficiente de pressão ao longo da corda, contorno de velocidade e carga máxima que o perfil pode sustentar em voo nivelado considerando uma aeronave hipotética e desconsiderando as perdas de potência pela altitude e arrasto induzido. Observou-se que o coeficiente de sustentação e arrasto têm seu valor reduzido ao elevar a altitude de voo, bem como os coeficientes de pressão. O contorno de velocidade não se altera com a altitude, entretanto, observou-se que em altitudes mais elevadas e mantendo a velocidade, o aerofólio se torna mais sensível ao estol.

Palavras-chave: NACA 4412, coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, CFD, aerofólio.

ABSTRACT

This paper aims at evaluating the flow around the aerodynamic profile NACA 4412 under flow conditions which are rarefied, incompressible, and in laminar regime, applied for different angles of attack through computational simulation performed in the ANSYS Fluent software. The simulation took place using the Spalart-Allmaras one-equation turbulence model, with the angle of attack varying from 0 to 18° and flight altitudes of 0, 1, 5 and 10 km. The 1976 Standard Atmosphere was used as the basis for the values of pressure, density and viscosity. The lift and drag coefficients, pressure coefficient along the chord, velocity contour, and maximum load that the profile can sustain in level flight were obtained considering a hypothetical aircraft and disregarding power losses by altitude or induced drag. It was observed that the lift and drag coefficients have their value reduced by raising the flight altitude, as well as the pressure coefficients. The speed contour does not change with altitude. However, it was observed that the airfoil becomes more sensitive to stall at higher altitudes and maintained speed.

Keywords: NACA 4412, lift coefficient, drag coefficient, Computational Fluid Dynamics, airfoil profile.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Distribuição de temperatura em função da altitude na atmosfera padrão.	17
Figura 2 – Partes de um avião monomotor de pequeno porte.	18
Figura 3 – a) Representação esquemática do aerofólio na asa de um avião; b) Terminologia básica de um aerofólio.	19
Figura 4 – Perfil de aerofólio NACA 4412.	20
Figura 5 – Representação esquemática de vórtices na borda de uma asa finita.	20
Figura 6 – Diagrama de forças atuantes em uma aeronave durante o voo.	21
Figura 7 – Representação das componentes de forças aerodinâmicas sobre um aerofólio.	22
Figura 8 – Distribuição de pressão num aerofólio com ângulo de ataque de 4°	22
Figura 9 – Dados experimentais da distribuição do coeficiente de pressão ao longo do comprimento x/c de um aerofólio NACA 0012 a um ângulo de ataque de $3,93^\circ$; $M = 0,345$; $Re = 3,245E6$	23
Figura 10 – Variação da relação sustentação-arrasto versus ângulo de ataque para um perfil NACA 64(1)-412.	25
Figura 11 – Curva típica da relação coeficiente de sustentação C_L x ângulo de ataque α para os perfis NACA 23015 e NACA 66 ₂ – 215.	26
Figura 12 – Curva típica da relação coeficiente de arrasto C_D x ângulo de ataque α para perfis NACA 23015 e NACA 66 ₂ – 215.	26
Figura 13 – Espessura da camada limite ao longo de um aerofólio com baixo ângulo de ataque.	27
Figura 14 – Perfil de velocidades na superfície de um aerofólio.	27
Figura 15 – Desenvolvimento da camada limite sobre uma placa plana.	29
Figura 16 – Camada limite e o gradiente de pressão adverso	29
Figura 17 – Exemplo de uma malha estruturada na borda de ataque de um aerofólio NACA 0012.	32
Figura 18 – Exemplo de um domínio computacional utilizado na simulação de um aerofólio. O comprimento de corda do aerofólio é dado pela letra C	33
Figura 19 – À esquerda uma malha para altos números de Reynolds (a); à direita uma malha para baixos números de Reynolds (b).	35
Figura 20 – Fluxograma do desenvolvimento do trabalho.	38
Figura 21 – Domínio computacional base para a simulação. Sendo C a corda do aerofólio e n o fator multiplicador do tamanho do domínio.	40
Figura 22 – Malha estruturada com elementos retangulares.	40
Figura 23 – Malha computacional estruturada e refinada próximo ao aerofólio. Região da borda de ataque do aerofólio	41
Figura 24 – Valores de y^+ ao longo do perfil NACA 4412.	42

Figura 25 – Condições de contorno aplicadas ao domínio computacional. Em azul, condição de entrada de velocidade; Em vermelho, condição de saída de pressão atmosférica local.	43
Figura 26 – Comparativo dos coeficientes de sustentação e arrasto obtidos pelo autor e dados disponíveis na literatura.	46
Figura 27 – Influência da altitude nos coeficientes de sustentação e arrasto para o NACA 4412.	47
Figura 28 – Coeficiente de pressão versus comprimento de corda para um ângulo de ataque de 0° em função da altitude.	48
Figura 29 – Coeficiente de pressão versus comprimento de corda para um ângulo de ataque de 8° em função da altitude.	49
Figura 30 – Coeficiente de pressão versus comprimento de corda para um ângulo de ataque de 16° em função da altitude.	50
Figura 31 – Contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 0° em função da altitude.	51
Figura 32 – Contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 8° em função da altitude.	51
Figura 33 – Contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 16° em função da altitude.	52
Figura 34 – Separação do fluxo na borda de fuga do aerofólio considerando um ângulo de ataque de 18° para altitudes de 0 e 10 km.	53
Figura 1 – (ANEXO B) Dados experimentais para o perfil NACA 4412 - Coeficiente de sustentação e momento em função do ângulo de ataque.	61
Figura 2 – (ANEXO B) Dados experimentais para o perfil NACA 4412 - Coeficiente de arrasto e momento em função do ângulo de ataque.	62

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Domínio computacional e condições de contorno.	42
Tabela 2 – Dados da literatura dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para o NACA 4412 e Reynolds de $3E6$	44
Tabela 3 – Tabela geral de coeficientes de sustentação e arrasto para o NACA 4412 utilizando modelo de turbulência Spalart-Allmaras e diferentes altitudes. . .	45
Tabela 4 – Tabela de carga máxima para o perfil NACA 4412 manter voo nivelado em cada altitude avaliada.	54
Tabela 5 – Coeficiente de sustentação mínimo para o perfil NACA 4412 sustentar a força peso da aeronave hipotética nas diferentes altitudes de operação.	55

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ARDC	Air Research and Development Command
AoA	Angle of Attack
CFD	Computational Fluid Dynamics
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RANS	Reynolds Average Navier-Stokes
SST	Shear Stress Transport

LISTA DE SÍMBOLOS

C_M	Coeficiente de momento asa finita [-]
C_d	Coeficiente de arrasto asa infinita [-]
C_f	Coeficiente de arrasto de fricção de superfície [-]
C_l	Coeficiente de sustentação asa infinita [-]
C_m	Coeficiente de momento asa infinita [-]
C_p	Coeficiente de pressão [-]
C_D	Coeficiente de arrasto asa finita [-]
C_L	Coeficiente de sustentação asa finita [-]
D	Arrasto total [N]
F_D	Força de arrasto [N]
F_L	Força de sustentação [N]
Ma	Número de Mach [-]
Re	Número de Reynolds [-]
$Re_{x_{cr}}$	Número de Reynolds crítico [-]
Re_x	Número de Reynolds na posição x [-]
V	Velocidade do escoamento [m/s]
V_∞	Velocidade do fluxo livre [m/s]
α	Ângulo de ataque [°]
\bar{c}	Corda média do aerofólio [m]
δ	Espessura da camada limite [m]
μ	Viscosidade dinâmica [Pa.s]
ν	Viscosidade cinemática [m ² /s]
ρ	Densidade [kg/m ³]
ρ_∞	Densidade do fluxo livre [kg/m ³]
ρ_0	Densidade ao nível do mar na atmosfera padrão [kg/m ³]

τ_w	Tensão de cisalhamento [N/m ²]
c	Velocidade do som [m/s]
h	Altitude [pés]
p	Pressão [Pa]
p_∞	Pressão do fluxo livre [Pa]
y^+	Distância adimensional da parede [-]
C	Corda do aerofólio [m]
S	Área de referência [m ²]
q	Pressão dinâmica [Pa]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	TEMA	15
1.2	JUSTIFICATIVA	15
1.3	OBJETIVOS DO TRABALHO	15
1.3.1	Objetivo geral	15
1.3.2	Objetivos específicos	15
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	ATMOSFERA PADRÃO	17
2.2	PARTES DO AVIÃO MONOMOTOR	18
2.2.1	Parâmetros geométricos de um aerofólio	19
2.3	FORÇAS EM VOO	20
2.3.1	Forças aerodinâmicas	21
2.4	COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO, ARRASTO E MOMENTO	24
2.5	ESCOAMENTO EXTERNO SOBRE CORPOS	26
2.6	MÉTODO DE SOLUÇÃO NUMÉRICA	30
2.6.1	Malha	32
2.6.2	Condições de contorno	32
2.6.3	Modelos de turbulência	33
2.6.4	Distância adimensional de parede	34
2.7	TRABALHOS CORRELACIONADOS	35
3	METODOLOGIA	37
3.1	GEOMETRIA	38
3.2	DOMÍNIO COMPUTACIONAL E MALHA	39
3.3	CONDIÇÕES DE CONTORNO	42
3.4	PROCESSAMENTO	43
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	45
4.1	COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO	45
4.2	COEFICIENTE DE PRESSÃO	47
4.3	CONTORNO DE VELOCIDADE	50
4.4	ÂNGULO DE ESTOL	52
4.5	ESTIMATIVA DO LIMITE DE SUSTENTAÇÃO	53
5	CONCLUSÃO	56
6	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	57

REFERÊNCIAS **58**

ANEXOS **60**

1 INTRODUÇÃO

A ideia de voar permeia a mente humana desde os primórdios. O avião moderno tem sua origem em um projeto de George Cayley em 1799, ele foi o primeiro a incluir a configuração básica do avião moderno e deu espaço ao sucesso dos irmãos Wright no primeiro voo bem-sucedido em 1903 e do brasileiro Santos Dumont em 1906. Cayley observou que uma superfície inclinada em um determinado ângulo em relação à direção do movimento relativo gera sustentação e que uma superfície arqueada o faz com mais eficiência do que uma plana. Também foi o primeiro a afirmar que a sustentação é gerada por uma região de baixa pressão manométrica sobre o extradorso da asa (ANDERSON JR., 2015). A partir desses conceitos apresentados por Cayley, iniciaram os estudos para um melhor entendimento desses fenômenos fundamentais para o desempenho das aeronaves.

Uma das áreas de estudo para melhorar a eficiência de uma aeronave é a aerodinâmica, que avalia o escoamento e as forças geradas pelo movimento relativo entre o objeto de estudo e o ar ambiente. Segundo Anderson Jr. (2015) a aerodinâmica de um aerofólio e a aerodinâmica de uma asa são diferentes. A aerodinâmica do aerofólio, de maneira geral, compreende os coeficientes aerodinâmicos. Já a aerodinâmica da asa inclui o arrasto induzido, mudanças de inclinação, asas enflechadas e dispositivos hiper sustentadores.

Estudar a aerodinâmica de um aerofólio é de grande importância para compreender o desempenho de uma aeronave em voo. No avião convencional, grande parte da sustentação provém do formato do aerofólio. O ângulo de ataque – ângulo formado entre a corda do aerofólio e o fluxo de ar – define a quantidade de sustentação até um ângulo crítico caracterizando o estol, ponto onde o aerofólio perde sustentação parcial ou total. O coeficiente de sustentação é uma função do ângulo de ataque, número de Mach e número de Reynolds.

O projeto de uma aeronave é otimizado dependendo da sua aplicação. Jatos comerciais, por exemplo, são desenhados para levantar elevadas quantidades de massa, voar em grandes velocidades e minimizar o consumo para atender as necessidades de autonomia de um continente a outro, por exemplo, para atender esses requisitos é necessário voar com elevadas altitudes afim de reduzir a resistência com o ar.

Conforme a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil), uma aeronave de pequeno porte tem um peso máximo de decolagem igual ou inferior a 5.670 kg. A maioria desse grupo de aeronaves utiliza motor à pistão, o que impacta diretamente na velocidade, altitude máxima de voo e conseqüentemente na sustentação. Tendo em vista isso, o presente estudo pretende avaliar de maneira quantitativa a influência da sustentação em altitudes superiores as de projeto desconsiderando a influência da altitude na potência do motor da aeronave.

Essa avaliação será realizada considerando diferentes ângulos de ataque, número de Reynolds e altitude. Na última etapa será estimado o limite de sustentação através de método analítico.

1.1 TEMA

Análise fluidodinâmica de um perfil de aerofólio NACA 4412 sob condições de atmosfera rarefeita por meio da simulação computacional.

1.2 JUSTIFICATIVA

O projeto de uma aeronave não é tarefa fácil e nem mesmo barata. Diante disso, muitos fatores devem ser considerados. Um dos principais é o formato da asa, que além de gerar a sustentação necessária para mantê-la em voo, deve atender às demandas operacionais da aeronave e garantir a máxima eficiência energética. Um aerofólio bem selecionado pode resultar em toneladas de combustível economizado por ano, benefício buscado pelas companhias aéreas para reduzir o custo operacional das aeronaves e reduzir os efeitos nocivos ao meio ambiente.

Os avanços tecnológicos na computação permitem a utilização de *software* de simulação CFD para prever o comportamento aerodinâmico de protótipos de aeronaves e avaliar suas características. Uma vez que uma simulação tem um custo menor e pode ser realizado inúmeras vezes sem custo adicional se comparado aos protótipos utilizados em túnel aerodinâmico. Os perfis de aerofólio NACA são comumente utilizados em simulações para analisar o escoamento e identificar os parâmetros que precisam ser ajustados, buscando otimizar grandezas físicas associadas à sustentação e ao arrasto do perfil.

O presente estudo busca avaliar um aerofólio NACA 4412 para compreender os efeitos na sustentação e arrasto em uma condição de voo sob atmosfera rarefeita, utilizando como referência a aeronave Zenith CH750. Até o momento não foram encontrados trabalhos que explorem esse modelo de aerofólio em condições limites como as propostas. Os resultados poderão trazer um melhor conhecimento em projetos futuros utilizando esse perfil. Além disso, pretende-se desenvolver um método analítico para estimar o peso máximo que o perfil pode sustentar em diferentes altitudes de operação.

1.3 OBJETIVOS DO TRABALHO

1.3.1 Objetivo geral

Avaliar numericamente os limites de sustentação em um aerofólio tipo NACA 4412 sob condições de atmosfera rarefeita.

1.3.2 Objetivos específicos

Avaliar numericamente o perfil NACA 4412 em diferentes números de Reynolds ($3E6$, $2,77E6$, $1,8E6$ e $1,25E6$) e ângulos de ataque (0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16 e 18°);

Analisar numericamente a sustentação e o arrasto do perfil em diferentes altitudes de operação (0, 1, 5 e 10 km);

Avaliar através do método analítico desenvolvido, o peso máximo que o perfil pode sustentar em diferentes altitudes de operação.

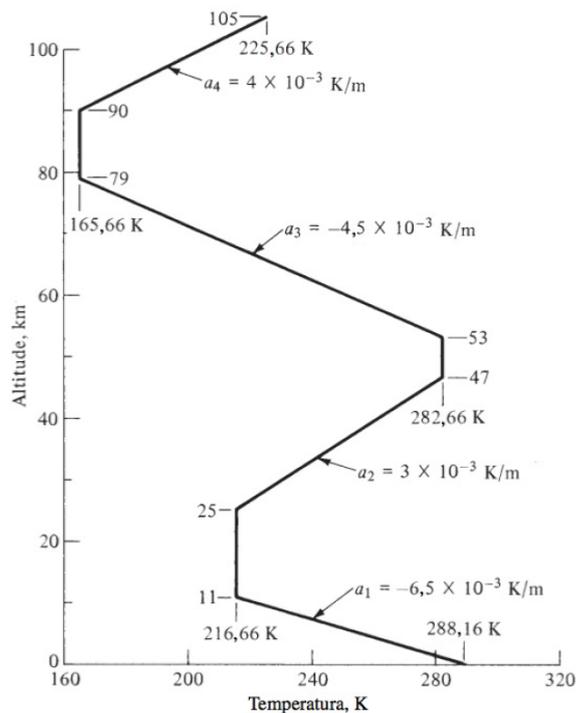
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

No presente capítulo serão abordados assuntos relacionados à aviação com ênfase na aerodinâmica de aerofólios de asas de aviões e nas forças aerodinâmicas geradas pelo escoamento do ar. Também serão abordados conceitos de fluidodinâmica computacional. Além disso, serão abordados cálculos analíticos para estimar a sustentação limite em diferentes altitudes.

2.1 ATMOSFERA PADRÃO

A atmosfera terrestre é um sistema sensível, mudando a cada segundo. A pressão e densidade variam de acordo com a temperatura que, por sua vez, depende da altitude, local, hora do dia, estação do ano e até das erupções solares (ANDERSON JR., 2015). Considerar tantas variáveis num projeto aeronáutico não é nada prático, desta forma, em 1920, surge o conceito da Atmosfera Padrão. Amplamente utilizada até os dias atuais, foi desenvolvida para facilitar o projeto de aeronaves, mísseis e espaçonaves, além de comparar o dimensionamento desses equipamentos numa condição padronizada. Sua variação de temperatura na atmosfera é representada por uma série de segmentos lineares, conforme demonstra a figura 1.

Figura 1 – Distribuição de temperatura em função da altitude na atmosfera padrão.



Fonte: Anderson Jr, 2015.

Os valores de temperatura apresentados na figura 1 são valores médios obtidos através de mensurações de balões experimentais e foguetes de sondagem pela ARDC 1959 (Air Research

and Development Command) da Força Aérea dos Estados Unidos da América. Até determinado ponto, a atmosfera padrão reproduz bem as condições atmosféricas médias, com um erro máximo de 5,8% de 0 a 12 km de altitude. Para o presente estudo será utilizado a região de 0 a 11 km de altitude, esta faixa compreende a camada da estratosfera.

A equação (2.1) define a variação da densidade ρ com a altitude. Sendo ρ_0 a densidade padrão ao nível do mar, h a altitude em pés e n é uma constante.

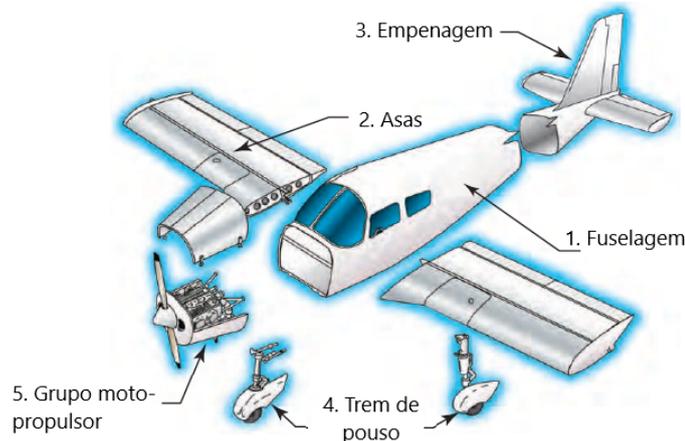
$$\frac{\rho}{\rho_0} = e^{-nh} \quad (2.1)$$

Os dados de temperatura, pressão e densidade são grandezas escalares da atmosfera terrestre. A temperatura é a mais significativa, influencia na pressão e densidade do ar. Para o presente estudo, será utilizado o anexo A, baseado na atmosfera modelo padrão de 1976 para consulta das propriedades de temperatura, pressão, densidade e viscosidade.

2.2 PARTES DO AVIÃO MONOMOTOR

Um avião é definido como uma aeronave de asa fixa, mais pesado que o ar e movido por propulsão mecânica. O projeto de aviões pode variar muito de acordo com a função que deverá desempenhar, todavia, a maior parte deles têm os mesmos componentes. A composição de um avião, normalmente é: fuselagem, empenagem, asas, trem de pouso e grupo moto-propulsor, conforme com a figura 2.

Figura 2 – Partes de um avião monomotor de pequeno porte.



Fonte: Adaptado de Pilots Handbook of Aeronautical Knowledge, 2003.

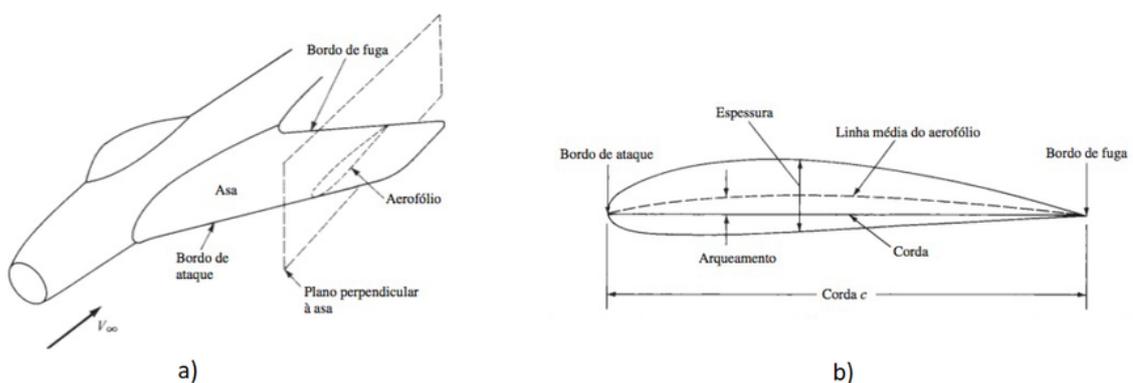
- 1) Fuselagem - O corpo do avião é a fuselagem. Incluindo a cabine e contemplando os assentos e os comandos de voo, podendo incluir também espaço para bagagens e/ou cargas;

- 2) Asas - São responsáveis por fornecer a sustentação;
- 3) Empenagem - Contempla os estabilizadores horizontal e vertical, profundor e leme;
- 4) Trem de pouso - Suporta o avião enquanto está no solo, estacionado, taxiando, decolando ou pousando. A maior parte dos aviões possuem trem de pouso com rodas, podendo também ser equipado com flutuadores para operações na água ou esquis para pouso e decolagem na neve;
- 5) Grupo moto-propulsor - Inclui basicamente motor e hélice. O motor fornece potência para rotacionar a hélice, impulsionando o avião.

2.2.1 Parâmetros geométricos de um aerofólio

Os aerofólios são perfis aerodinâmicos comumente utilizados em veículos de alto desempenho, aviões, helicópteros e até mesmo em geradores de energia eólica. Como comentado anteriormente, a seção transversal da asa de um avião pode ser chamada de aerofólio. Segundo Anderson Jr. (2015) a principal característica no projeto de um aerofólio é a linha média, ponto intermediário entre a superfície superior (extradorso) e inferior (intradorso). Os pontos na frente e atrás do aerofólio, são denominados borda de ataque e borda de fuga, respectivamente. A linha reta entre a borda de ataque e de fuga é a corda do aerofólio. O arqueamento é a distância máxima entre a linha média do aerofólio e a corda, medidas perpendicularmente à corda do aerofólio. As nomenclaturas apresentadas acima estão dispostas na figura 3.

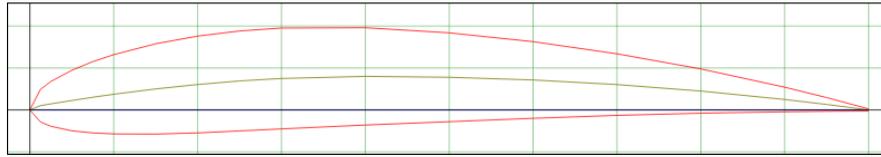
Figura 3 – a) Representação esquemática do aerofólio na asa de um avião; b) Terminologia básica de um aerofólio.



Fonte: Adaptado de Anderson Jr., 2015.

Para o presente estudo, será utilizado um perfil de aerofólio NACA 4412, conforme a figura 4. Esse perfil é muito utilizado em aeronaves leves, monomotor e de asa alta. Segundo Abbott *et al.* (1959) os 4 dígitos presentes na nomenclatura indicam, respectivamente, que o perfil possui um arqueamento máximo de 4% localizado a 0,4 ou 40% da linha da corda e possui espessura máxima de 12% da corda.

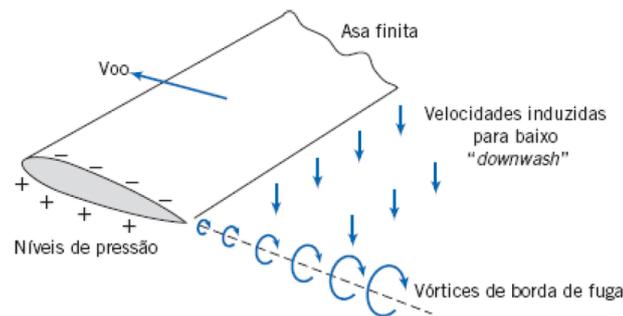
Figura 4 – Perfil de aerofólio NACA 4412.



Fonte: Airfoiltools, 2021.

Um fator importante é que um perfil de aerofólio, por ser bidimensional, não tem variação das características aerodinâmicas ao longo da envergadura, evitando assim interferência aerodinâmica tridimensional (TALAY, 1975). Conforme citado por Fox, McDonald e Pritchard (2014) todas as asas finitas possuem menos sustentação e mais arrasto se comparado aos dados de suas seções de aerofólio. Uma das formas de explicar essa diferença é: as pressões do extradorso e do intradorso da asa criam um escoamento na borda, gerando uma trilha de vórtices que diminui a pressão local e, conseqüentemente, a sustentação, conforme a figura 5.

Figura 5 – Representação esquemática de vórtices na borda de uma asa finita.



Fonte: Fox, Robert W. et al. 2014.

2.3 FORÇAS EM VOO

As forças atuantes em um avião em voo são: tração, arrasto, sustentação e peso, conforme a figura 6. Essas forças são grandezas vetoriais, possuindo magnitude, direção e sentido. Para que um avião voe, a força de tração deve superar a de arrasto e a força de sustentação deve superar a força peso. Entretanto, num voo nivelado e não acelerado, a sustentação é igual a força peso e a força de tração é igual a força de arrasto.

- 1) A força peso é a força gravitacional que age sobre o avião e possui componente vertical para baixo em direção ao centro da terra. O peso do avião é determinado pelos materiais utilizados na construção, carga e combustível;
- 2) A força de tração do motor, que provém do conjunto moto-propulsor, impulsiona a aeronave para frente;

- 3) A força de sustentação é uma força aerodinâmica que atua em sentido contrário à força peso, direcionando a aeronave para cima;
- 4) A força de arrasto é a força resistente ao escoamento, tem sentido contrário ao movimento da aeronave.

Figura 6 – Diagrama de forças atuantes em uma aeronave durante o voo.



Fonte: Adaptado de Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2003.

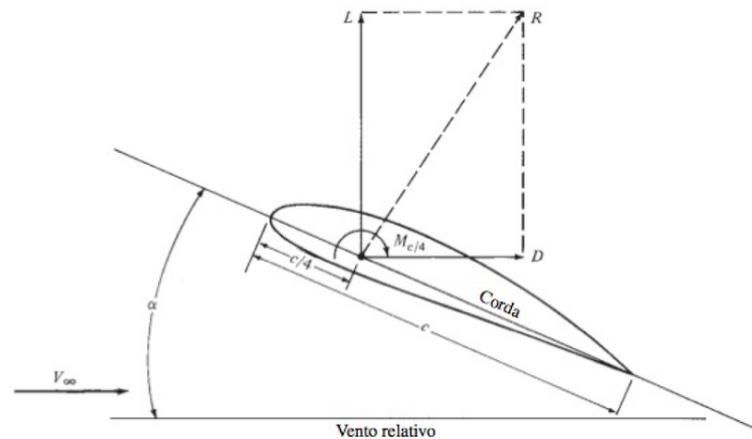
2.3.1 Forças aerodinâmicas

A aerodinâmica é o estudo do fluxo de ar em torno de um objeto em movimento. O objetivo principal é compreender a origem das forças criadas pela interação ar-objeto. Os estudos sobre aerodinâmica aumentaram após a popularização das aeronaves no século XIX.

Segundo Flandro, McMahon e Roach (2012) as forças aerodinâmicas são um resultado do escoamento do fluxo de ar sobre o perfil aerodinâmico, onde existe a variação de pressões ao longo da superfície e também está relacionada ao cisalhamento das partículas de ar com o objeto. Anderson Jr. (2015) afirma que o que de fato contribui para a força de sustentação de um aerofólio são: o arqueamento, linha média e a distribuição da espessura ao longo do perfil.

Conforme a figura 7, a força resultante R pode ser decomposta em outros dois vetores de força. O arrasto D é a força aerodinâmica paralela ao vento relativo, efeito indesejado ao voo e deve ser minimizado. A sustentação L é a força aerodinâmica perpendicular ao vento relativo. Além da sustentação e do arrasto, as distribuições de pressão e tensões de cisalhamento criam um momento M normalmente localizado a $1/4$ da corda que tende a rotacionar o aerofólio (ANDERSON JR., 2015).

Figura 7 – Representação das componentes de forças aerodinâmicas sobre um aerofólio.

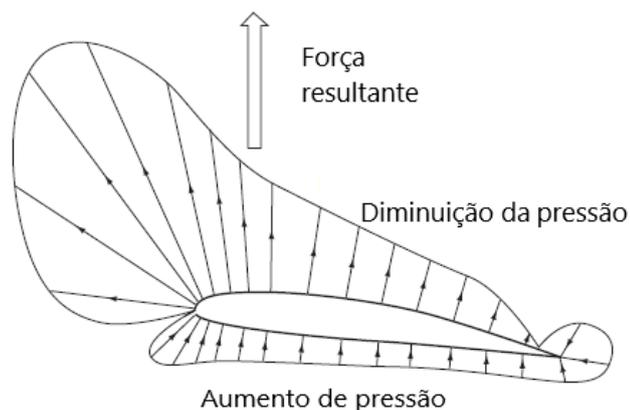


Fonte: Anderson Jr., 2015.

De acordo com Houghton e Carpenter (2003) a pressão na superfície de um aerofólio durante o voo não é uniforme. A distribuição de pressão num aerofólio com um ângulo de ataque de quatro graus pode ser observado na figura 8. Segundo Kermode (2006):

- 1) O decréscimo de pressão no extradorso da asa é muito maior que o acréscimo no intradorso;
- 2) A distribuição de pressão no extradorso e intradorso não é uniforme ao longo da superfície;
- 3) O decréscimo de pressão no extradorso da asa contribui consideravelmente para a força de sustentação.

Figura 8 – Distribuição de pressão num aerofólio com ângulo de ataque de 4°.



Fonte: Adaptado de Kermode, 2006.

O coeficiente de pressão C_p é um dado adimensional muito utilizado na aerodinâmica para analisar graficamente a distribuição de pressão ao longo do comprimento do aerofólio. Por convenção, os gráficos de C_p possuem valores negativos acima da abscissa, representando a pressão manométrica negativa na superfície superior do aerofólio. Esse coeficiente é frequentemente utilizado em escoamentos com número de Mach superior a 0,3. Para escoamentos incompressíveis, C_p é basicamente constante (ANDERSON JR., 2015).

O coeficiente de pressão é definido pela equação 2.2:

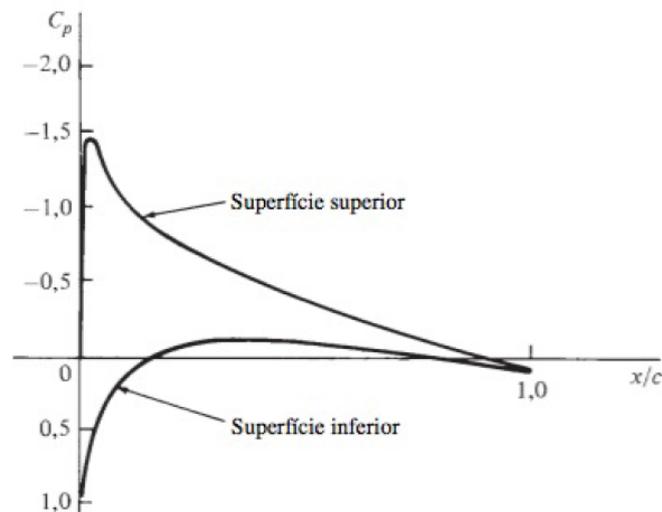
$$C_p = \frac{(p - p_\infty)}{q_\infty} \quad (2.2)$$

A pressão dinâmica pode ser representada pela equação 2.3.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.3)$$

Graficamente, a distribuição do coeficiente de pressão pode ser representada conforme a figura 9.

Figura 9 – Dados experimentais da distribuição do coeficiente de pressão ao longo do comprimento x/c de um aerofólio NACA 0012 a um ângulo de ataque de $3,93^\circ$; $M = 0,345$; $Re = 3,245E6$.



Fonte: Anderson Jr., 2015.

As forças de pressão p e tensão de cisalhamento τ_w exercidas numa área infinitesimal dA podem ser descritas como $p dA$ e $\tau_w dA$. A força de sustentação F_L e arrasto F_D agindo sobre dA num escoamento bidimensional são descritas pelas equações 2.4 e 2.5.

$$dF_D = -p dA \cos \theta + \tau_w dA \sin \theta \quad (2.4)$$

$$dF_L = -p dA \sin \theta - \tau_w dA \cos \theta \quad (2.5)$$

Integrando as equações diferenciais acima expostas, obtêm-se as equações 2.6 e 2.7. Essas equações são utilizadas para estimar as forças de arrasto total e as forças de sustentação agindo sobre um corpo quando o escoamento é simulado em um computador.

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-p \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad (2.6)$$

$$F_L = \int_A dF_L = - \int_A (p \sin \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad (2.7)$$

Sendo θ o ângulo entre dA e a direção do escoamento (ÇENGEL; CIMBALA, 2007).

Conforme citado por Munson, Young e Okiishi (2004), a utilização prática das equações 2.3 e 2.4 é bastante difícil. Não é fácil obter os valores de pressão e tensão de cisalhamento sobre a superfície do aerofólio. Uma alternativa que simplifica essa situação é a utilização de coeficientes adimensionais de arrasto e sustentação. Ambos serão abordados no próximo subcapítulo.

2.4 COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO, ARRASTO E MOMENTO

O coeficiente de sustentação, arrasto e momento podem ser determinados a partir de ensaios em túnel de vento ou em *software* de simulação computacional. O NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) compilou uma grande quantidade de dados experimentais para diversos aerofólios. Os coeficientes foram mensurados sistematicamente através de túneis de vento. Posteriormente, o NACA foi absorvido pela criação da NASA (*National Aeronautics and Space Administration*). Os dados experimentais para o perfil NACA 4412 estão dispostos no anexo B.

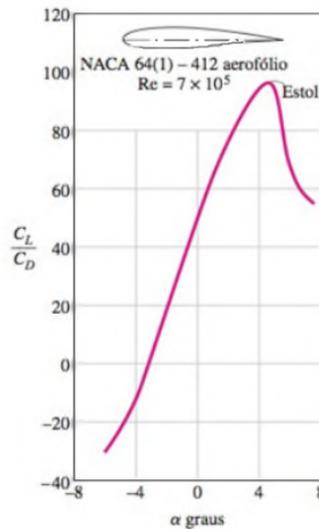
Os coeficientes de sustentação, arrasto e momento de um aerofólio não podem ser confundidos com os coeficientes do avião. Em algumas literaturas, é possível observar que os coeficientes de aerofólio têm a nomenclatura apresentada com a letra “L” minúscula para diferenciar os coeficientes do avião, que geralmente utilizam a letra maiúscula.

Os coeficientes de sustentação C_L e arrasto C_D são definidos a partir de forças reais e o produto da pressão dinâmica pela área. Esses coeficientes adimensionais são obtidos através de aerofólios e não da asa em sua totalidade. A relação entre C_L e C_D são dados de aerofólios, muito importante no projeto de aeronaves. O coeficiente de sustentação, de modo geral, quantifica a carga máxima que o aerofólio pode suportar. Enquanto o coeficiente de arrasto — somado aos arrastos provenientes da aeronave em sua totalidade — quantifica a potência para superar o arrasto e gerar a sustentação necessária para manter a aeronave em voo (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2014)

A figura 10 demonstra a relação entre C_L e C_D em função do ângulo de ataque. Como a sustentação e o arrasto são forças aerodinâmicas e ambas podem ser avaliadas pelos seus respectivos coeficientes, quanto maior for a relação $\frac{C_L}{C_D}$ maior será a eficiência do aerofólio

(ÇENGEL; CIMBALA, 2007). Ou seja, um perfil de aerofólio com uma alta relação pode sustentar elevada quantidade de carga, por bastante tempo e por uma longa distância. Nota-se um aumento da relação conforme o ângulo de ataque aumenta, até ocorrer o estol — ponto onde o aerofólio perde sustentação total ou parcial.

Figura 10 – Variação da relação sustentação-arrasto versus ângulo de ataque para um perfil NACA 64(1)-412.



Fonte: Çengel e Cimbala, 2007.

Normalmente, o cálculo do coeficiente de momento C_M considera que ele está localizado a um ponto cerca de 1/4 da corda do aerofólio. Tal ponto é conhecido na aerodinâmica como centro aerodinâmico. Segundo Rodrigues (2011), o momento positivo ou negativo, influencia diretamente na estabilidade longitudinal da aeronave.

Os cálculos dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento são dados pelas equações 2.8, 2.9 e 2.10 respectivamente. Conforme citado por Anderson Jr. (2015) toda a complexidade física (distribuições de pressão e tensões de cisalhamento) do escoamento em torno de um aerofólio está contida implicitamente nos coeficientes C_L , C_D e C_M .

Coeficiente de sustentação:

$$C_L = \frac{F_L}{q_\infty S} \quad (2.8)$$

Coeficiente de arrasto:

$$C_D = \frac{F_D}{q_\infty S} \quad (2.9)$$

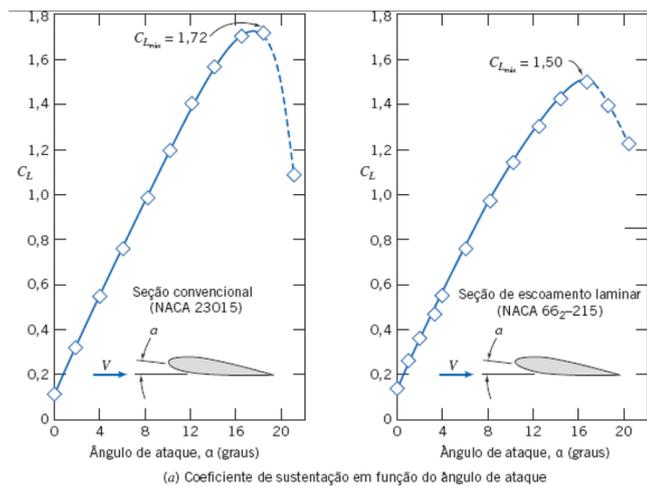
Coeficiente de momento:

$$C_M = \frac{F_M}{q_\infty S c} \quad (2.10)$$

As equações acima relacionam a força, a pressão dinâmica e a área da asa ou área de referência; no caso dos aerofólios, utiliza-se o comprimento da corda. Reescrevendo a equação 2.8, 2.9 e 2.10, respectivamente, é possível determinar a força de sustentação F_L , a força de arrasto F_D e a força que causa o momento F_M .

Uma curva típica na análise de aerofólios é a curva C_L vs α , representando graficamente a variação do coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque. A figura 11 apresenta dados para dois perfis NACA distintos. Nota-se um aumento do coeficiente de sustentação C_L conforme o ângulo de ataque α aumenta.

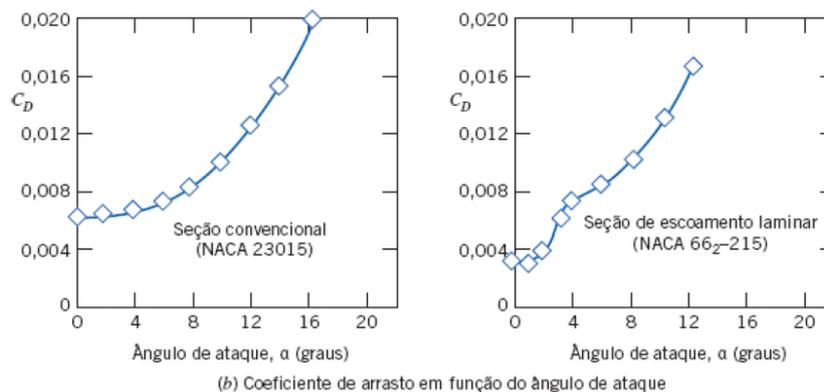
Figura 11 – Curva típica da relação coeficiente de sustentação C_L x ângulo de ataque α para os perfis NACA 23015 e NACA 66₂ – 215.



Fonte: Fox, Robert W. et al. 2014.

Outra curva típica, é a coeficiente de arrasto C_D vs ângulo de ataque α , apresentando graficamente o aumento do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque. Conforme o ângulo de ataque α aumenta, o coeficiente de arrasto também aumenta, conforme figura 12.

Figura 12 – Curva típica da relação coeficiente de arrasto C_D x ângulo de ataque α para perfis NACA 23015 e NACA 66₂ – 215.



Fonte: Fox, Robert W. et al. 2014.

2.5 ESCOAMENTO EXTERNO SOBRE CORPOS

Existe uma grande variedade de fenômenos da mecânica dos fluidos sobre os escoamentos externos. Segundo Munson, Young e Okiishi (2004); as características do escoamento em corpos

sólidos dependem da forma, tamanho, velocidade, orientação e das propriedades do fluido que escoam sobre o corpo.

O escoamento pode ser classificado como viscoso ou invíscido. Conforme citado por Çengel e Cimbala (2007) no escoamento viscoso os efeitos da fricção são dominantes, a velocidade da linha de corrente na superfície é zero. O fluxo adere à superfície criando uma fina região de fluxo retardado devido às Tensões de Cisalhamento τ_w . Essa região é chamada de Camada Limite. O escoamento invíscido ou não viscoso (sem atrito) é uma simplificação muito utilizada em regiões afastadas das superfícies sólidas, desde que seja desprezível se comparada às forças inerciais e de pressão.

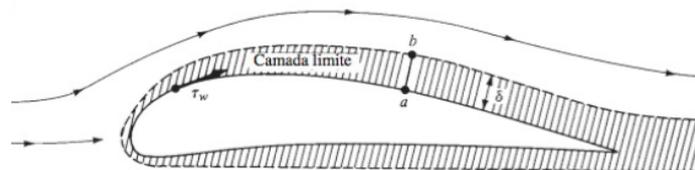
A espessura da Camada Limite δ aumenta a medida que o fluxo escoam sobre o corpo, conforme a figura 13. No escoamento externo os efeitos viscosos estão restritos às camadas-limites próximas às superfícies sólidas e às regiões de esteira no sentido do escoamento (ÇENGEL; CIMBALA, 2007).

A tensão de cisalhamento é uma força viscosa por unidade de área atuando tangencialmente na superfície do aerofólio e é dada por:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0} \quad (2.11)$$

Onde μ é a viscosidade dinâmica e $\left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0}$ é o gradiente de velocidade na parede.

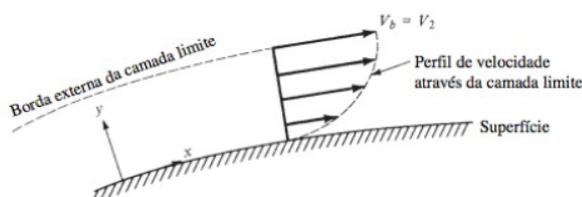
Figura 13 – Espessura da camada limite ao longo de um aerofólio com baixo ângulo de ataque.



Fonte: Anderson Jr., 2015.

Analisando o desenvolvimento da camada limite na figura 14, nota-se que existe um perfil de velocidades, que inicialmente, olhando para posição inicial, é zero e vai aumentando conforme a posição avança no eixo x .

Figura 14 – Perfil de velocidades na superfície de um aerofólio.



Fonte: Anderson Jr., 2015.

No escoamento viscoso deve-se considerar os efeitos do fluxo laminar e fluxo turbulento. O número de Reynolds determina se a camada limite de um determinado escoamento sobre um corpo sólido está em regime laminar ou turbulento (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2014). O impacto desses fluxos na aerodinâmica de um perfil de aerofólio é significativa. A espessura da camada limite laminar é ligeiramente menor do que a espessura para a camada turbulenta, logo, a tensão de cisalhamento laminar também é menor do que a tensão de cisalhamento para a camada turbulenta.

Para um perfil aerodinâmico, o número de Reynolds pode ser definido em função da corda média \bar{c} do aerofólio, conforme a equação 2.12.

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} \bar{c}}{\mu_{\infty}} \quad (2.12)$$

A espessura da camada limite laminar sob uma placa plana é definida a partir da equação 2.13. A espessura varia inversamente com a raiz quadrada do Número de Reynolds, isso é, a camada limite laminar cresce de forma parabólica conforme avança sobre a placa.

$$\delta = \frac{5,2x}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.13)$$

A solução teórica para problemas envolvendo a camada limite turbulenta ainda é uma incógnita, os efeitos sobre δ e τ_w envolvendo a camada limite turbulenta foram obtidos de resultados experimentais e é descrito pela equação 2.14 (ANDERSON JR., 2015).

$$\delta = \frac{0,37x}{Re_x^{0,2}} \quad (2.14)$$

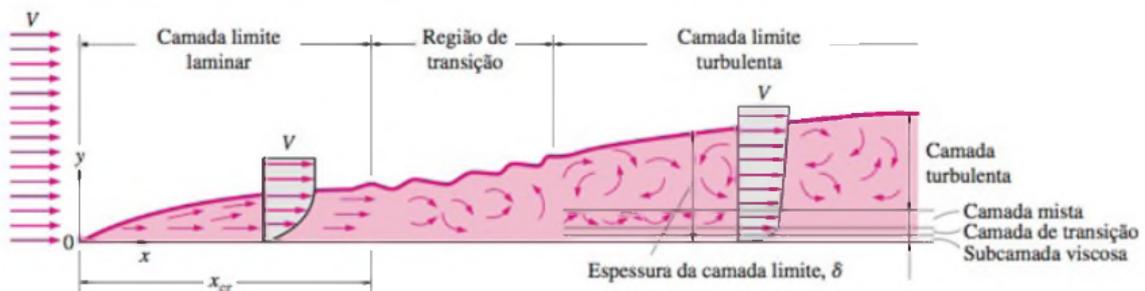
O fluxo num perfil aerodinâmico inicia na borda de ataque de maneira laminar, após determinado ponto logo após a borda de ataque, a camada limite começa a tornar-se instável, gerando gatilhos de fluxo turbulento. Existe uma região de transição na qual o fluxo turbulento ganha forma e se desenvolve completamente. O ponto em x onde acontece a transição é definido como valor crítico x_{cr} que permite a definição de um número de Reynolds crítico para a transição, definido pela equação 2.15.

$$Re_{x_{cr}} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} x_{cr}}{\mu_{\infty}} \quad (2.15)$$

O valor teórico do Reynolds crítico é uma estimativa, um valor preciso para o ponto onde ocorre a transição pode ser obtido através de experimentos. A transição da camada limite laminar-turbulenta é um processo complexo. Segundo White (2011), o ponto de transição depende de vários fatores, como por exemplo: Rugosidade da parede, gradiente de pressão, número de Mach e a curvatura das linhas de corrente na superfície. No escoamento laminar, o filete de fluido escoava de maneira suave sem agitações transversais não ocorrendo troca macroscópica de partículas. Já no escoamento turbulento, as partículas apresentam movimento imprevisível (BRUNETTI, 2008).

A figura 15 mostra o desenvolvimento da camada limite para uma velocidade V ao longo de uma placa plana, inicialmente em regime laminar. Os efeitos viscosos podem ser observados a medida que a camada avança no eixo x , passando de escoamento laminar para região de transição — caracterizado pelo valor de transição x_{cr} — e posteriormente para o escoamento turbulento. Segundo Munson, Young e Okiishi (2004) a maior parte dos escoamentos externos são governados pelos efeitos de inércia, isto é, escoamentos com $Re > 100$.

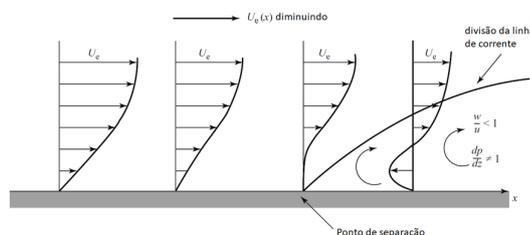
Figura 15 – Desenvolvimento da camada limite sobre uma placa plana.



Fonte: Çengel e Cimbala, 2007.

A separação do fluxo ou estol é caracterizado por uma perda súbita de sustentação quando o ângulo de ataque aumenta de forma abrupta ou a velocidade diminui. O estol é crítico durante pousos e decolagens onde a velocidade e altura são menores, exigindo um maior ângulo de ataque para compensar a baixa velocidade e permanecer em voo. Os efeitos da separação do fluxo são: aumento significativo do arrasto causado pelo arrasto de pressão e perda de sustentação parcial ou total (ANDERSON JR., 2015). O gradiente de pressão adverso causa a separação da camada limite, em outras palavras, quando a velocidade da superfície passa a ser negativa — criando um gradiente de pressão adverso ocasionado pela desaceleração do perfil de velocidades — atuando em sentido contrário ao escoamento, conforme a figura 16.

Figura 16 – Camada limite e o gradiente de pressão adverso



Fonte: Adaptado de Flandro; McMahon; Roach, 2012.

Anderson Jr. (2015) afirma que a camada limite turbulenta por possuir mais energia cinética, ajuda a impedir que o fluxo se separe da superfície do aerofólio.

Um escoamento pode ser classificado também como compressível ou incompressível. A incompressibilidade é uma aproximação; na natureza todos os fluxos são compressíveis (ANDERSON JR., 2015). Um fluido é dito incompressível quando sua densidade permanece constante em todos os pontos do escoamento, ou seja, há uma mudança ínfima de densidade, portanto, pressupõe-se que ela é constante (ÇENGEL; CIMBALA, 2007). Os escoamentos compressíveis são caracterizados a partir da variação da densidade ao longo da superfície.

Conforme exposto por Brunetti (2008), o número de Mach define a classificação de um fluido conforme as seguintes classes:

- $Ma < 0,2$ - escoamento incompressível
- $0,2$
- $Ma = 1,0$ - escoamento sônico
- $Ma > 1,0$ - escoamento supersônico

O número de Mach é dado pela relação entre a velocidade do escoamento e a velocidade do som, cujo valor é de 346 m/s no ar à temperatura ambiente e ao nível do mar, conforme a equação 2.16.

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (2.16)$$

Para o presente estudo, as velocidades que serão utilizadas resultam numa classificação de $Ma < 0,2$, portanto, escoamento incompressível.

2.6 MÉTODO DE SOLUÇÃO NUMÉRICA

Os avanços na tecnologia computacional revolucionaram o modo como as indústrias aeronáuticas avaliam seus protótipos de aeronaves. O método de solução numérica, conhecido como dinâmica dos fluidos computacional ou CFD, é a análise de escoamentos, transferência de calor e fenômenos associados. Os códigos CFD são estruturados em torno de algoritmos numéricos. Introduzido em 1960 para atender às demandas da indústria aeroespacial, tornou-se um método eficiente utilizado até hoje (VERTSEEG; MALALASEKERA, 2007).

A fluidodinâmica computacional é uma alternativa para a resolução de problemas complexos envolvendo escoamento de fluidos em duas ou três dimensões. Traz consigo resultados confiáveis além de diminuir o ciclo de projeto através de estudos paramétricos, reduzindo a quantidade de testes experimentais e conseqüentemente o tempo e custo. Os códigos CFD são utilizados na aerodinâmica de aeronaves e veículos terrestres para conhecer os valores de sustentação, arrasto, entre outros fatores. Çengel e Cimbala (2007) defendem que os dados obtidos através do método de solução numérica devem ser analisados junto aos dados experimentais, pois, os dois se complementam.

Segundo Vertseeg e Malalasekera (2007) todos os códigos CFD seguem as etapas de: pré-processamento, processamento e pós-processamento.

Etapa de pré-processamento:

- Definição da geometria e região de interesse;
- Geração da malha e domínio computacional, para domínios bidimensionais, as células são áreas;
- Seleção dos modelos físicos;
- Seleção das propriedades do fluido, como, temperatura, densidade, viscosidade, etc;
- Especificar as condições de contorno em cada aresta do domínio computacional;
- Modelos de turbulência.

Etapa de processamento:

Integração das equações que regem o escoamento sobre o volume finito de controle no domínio;

Etapa de pós-processamento:

- Geometria do domínio;
- Contornos;
- Plotagem de superfícies 2D e 3D;
- Rastreamento das partículas;
- Plotagem de vetores.

Potter e Wiggert (2004) afirmam que as equações que regem os problemas da mecânica dos fluidos são as equações da continuidade, quantidade de movimento e as equações de energia. Essas equações formam um sistema de equações diferenciais parciais.

A equação da continuidade (conservação de massa) em regime laminar:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0 \quad (2.17)$$

A equação de Navier-Stokes (conservação da quantidade de movimento) em regime laminar para x, y e z, respectivamente:

$$\rho \left(\frac{\partial u_x}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_x}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_x}{\partial z} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial z^2} \right) \quad (2.18)$$

$$\rho \left(\frac{\partial u_y}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_y}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_y}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_y}{\partial z} \right) = - \frac{\partial p}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial z^2} \right) \quad (2.19)$$

$$\rho \left(\frac{\partial u_z}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_z}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_z}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) = - \frac{\partial p}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 u_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial z^2} \right) \quad (2.20)$$

Conforme citado por Fox, McDonald e Pritchard (2014) as equações acima descrevem o escoamento de fluidos para escoamentos incompressíveis com viscosidade constante em regime

laminar. Essas equações não possuem solução analítica, pois, são equações: acopladas; não lineares; diferenciais parciais de segunda ordem.

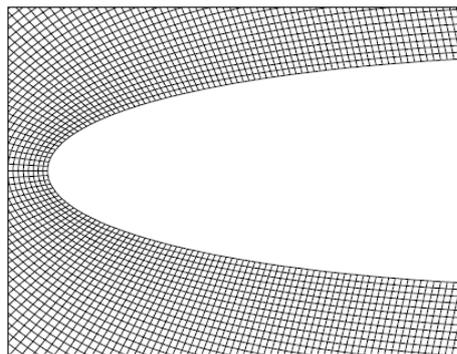
2.6.1 Malha

Conforme Fox, McDonald e Pritchard (2014) a estratégia do CFD é substituir o domínio contínuo de um problema para um domínio discreto. O domínio contínuo consiste em definir cada variável do escoamento em cada ponto do domínio. Já no domínio discreto cada uma das variáveis do escoamento são definidas somente nos pontos da malha. A malha é composta por células e nós. A célula é um conjunto de nós na qual pode ser definido velocidade, pressão ou temperatura.

Vertseeg e Malalasekera (2007) afirmam que a exatidão de uma simulação CFD é governada pela quantidade de células dentro da malha. Em geral, quanto mais células, maior é a exatidão dos resultados obtidos. Em contrapartida, um número suficientemente elevado de células e nós requerem um hardware com alto poder de processamento.

Potter e Wiggert (2004) apresentam três tipos de malhas: estruturada, não-estruturada e híbridas. As malhas estruturadas são compostas por retângulos, enquanto na não-estruturada são elementos triangulares. Numa condição de malha híbrida existem ao mesmo tempo, estruturada e não-estruturada. Uma malha não-estruturada é automaticamente gerada pelo programa de CFD, entretanto, necessita mais processamento se comparado à malha estruturada. A figura 17 apresenta uma malha estruturada em torno da borda de ataque de um aerofólio.

Figura 17 – Exemplo de uma malha estruturada na borda de ataque de um aerofólio NACA 0012.



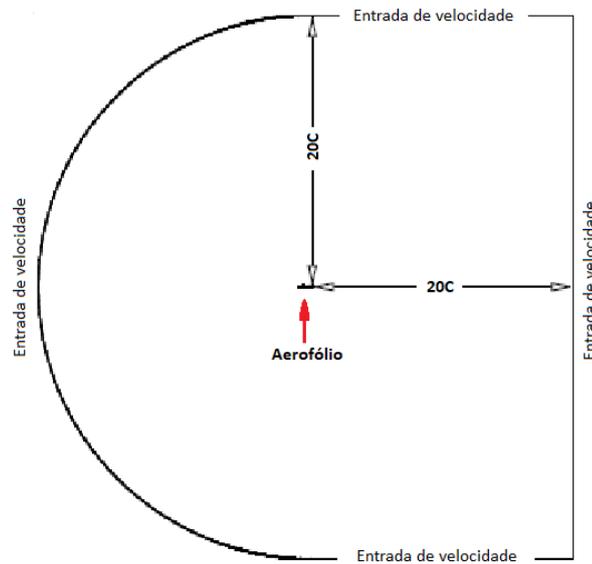
Fonte: Ahmad Shoja-Sani et al., 2014.

2.6.2 Condições de contorno

Çengel e Cimbala (2007) relatam que as condições de contorno apropriadas impactam diretamente numa solução CFD exata e devem ser minuciosamente aplicadas em todas as fronteiras do domínio computacional. As condições de parede definem um limite na qual o fluido não pode atravessar. Essa condição implica em uma condição de escorregamento ou não

escorregamento do fluido em relação à parede. As condições de entrada e saída determinam por onde o escoamento entra e sai do domínio computacional geralmente atrelados a valores de pressão e velocidade, conforme a figura 18.

Figura 18 – Exemplo de um domínio computacional utilizado na simulação de um aerofólio. O comprimento de corda do aerofólio é dado pela letra C .



Fonte: Adaptado de Ahmad Shoja-Sani et al., 2014.

2.6.3 Modelos de turbulência

A dinâmica dos fluidos computacional resolve problemas envolvendo escoamento em regime laminar de maneira excelente desde que a malha e as condições de contorno estejam bem resolvidas e especificadas, respectivamente. No escoamento turbulento o cenário muda completamente, a solução se torna muito complexa exigindo a utilização de modelos de turbulência. Existem diversos modelos de turbulência, cada um com a sua particularidade (ÇENGEL; CIMBALA, 2007). Grande parte desses modelos de turbulência seguem a estratégia de resolução do método RANS (*Reynolds Average Navier-Stokes*).

- **Modelo $k-\epsilon$ (k-epsilon):** Conforme Pope (2000) nesse modelo as equações de transporte são resolvidas para k e ϵ . O termo k representa a energia cinética turbulenta e o termo ϵ representa a dissipação dessa energia. O modelo $k-\epsilon$ é muito utilizado em modelos turbulentos, entretanto, não apresenta bons resultados quando ocorre a separação da camada limite e em escoamentos com componentes rotacionais.
- **Modelo $k-\omega$ (k-omega):** Wilcox (2006) cita que o modelo $k-\omega$ foi o primeiro a utilizar duas equações para resolver a turbulência. Um dos parâmetros desse modelo é a energia cinética turbulenta k , e o segundo parâmetro ω representa taxa de dissipação específica de

energia cinética turbulenta. Apresenta bons resultados para camada limite na subcamada viscosa.

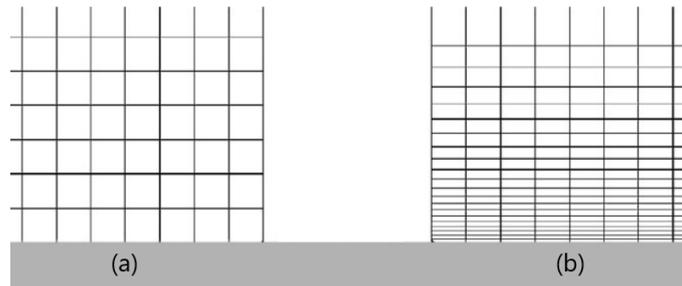
- **SST $k-\omega$ (*Shear Stress Transport k-omega*):** O modelo SST $k-\omega$ é uma combinação dos modelos apresentados acima buscando modelar um escoamento turbulento com gradientes de pressão adversos considerando a camada limite separada. O modelo SST $k-\omega$ ativa o modelo $k-\epsilon$ nas regiões externas ao escoamento e nas regiões próximas às paredes utiliza-se das propriedades do modelo $k-\omega$ (VERTSEEG; MALALASEKERA, 2007).
- **Spalart-Allmaras (S-A):** O modelo Spalart-Allmaras foi especialmente calibrado para aplicações em aerofólios e asas de avião. Amplamente utilizado na indústria aeronáutica, o modelo de apenas uma equação resolve a viscosidade cinemática turbulenta para fluxos confinados. O modelo apresenta excelentes resultados para camadas limites sujeitas à gradientes de pressão adversos. Originalmente esse modelo é utilizado para baixos números de Reynolds, exigindo assim que a região afetada pela viscosidade da camada limite seja resolvida adequadamente. Além disso, o modelo Spalart-Allmaras no *Ansys Fluent* utiliza funções de parede para situações onde a resolução da malha é grosseira, de modo a ter uma boa eficiência mesmo em malhas menos refinadas e os cálculos de fluxo turbulento não são críticos.

2.6.4 Distância adimensional de parede

Conforme citado por Wendt (2009), o uso do método RANS implica em uma restrição de distância na malha próxima à parede. A partir dessa restrição a camada limite pode ser totalmente calculada. Existem três regiões próximas às paredes, são elas: a camada mais interna é a sub-camada viscosa onde os efeitos são dominados pela viscosidade; a camada mais externa os efeitos da turbulência tem maior importância; e a região central tanto os efeitos viscosos como os turbulentos são importantes.

Há duas maneiras de modelar o fluxo próximo a parede: alto Reynolds e baixo Reynolds. Para o presente estudo será utilizado o modelamento de baixo Reynolds com refinamento de malha suficiente para que a camada limite seja completamente calculada.

Figura 19 – À esquerda uma malha para altos números de Reynolds (a); à direita uma malha para baixos números de Reynolds (b).



Fonte: adaptado de Wendt, 2009.

A equação 2.21 define a distância mínima do primeiro ponto de uma malha em relação à parede para que a camada limite seja completamente calculada. Dependendo do modelo de turbulência e exigência de qualidade nos resultados, há uma distância y ideal.

$$y = \frac{y^+ \mu}{U_f \rho} \quad (2.21)$$

Sendo:

y : distância até o primeiro ponto da malha [m]

y^+ : distância adimensional da parede [-]

μ : viscosidade dinâmica [kg/m.s]

U_f : velocidade de fricção [m/s]

ρ : densidade [kg/m³]

2.7 TRABALHOS CORRELACIONADOS

Sezer (2016) investigou o escoamento em torno de um aerofólio NACA 4412 através do método numérico. Os objetivos eram: quantificar as forças de sustentação, arrasto e a distribuição de pressão no aerofólio, variando o ângulo de ataque. O autor buscou reproduzir fielmente os dados experimentais através do método numérico, utilizando os modelos de turbulência Spalart-Allmaras e modelo de escoamento invíscido. Além disso, variou as condições de contorno na entrada e na saída e os modelos de turbulência para analisar se existe diferença significativa se comparado aos dados experimentais.

Abdullah, Kamsani e Abdullah (2017) analisaram os efeitos da proximidade do solo no escoamento do aerofólio NACA 4412 multi-elemento durante o pouso de uma aeronave. A simulação considerou diversas alturas do aerofólio em relação ao solo. O modelo de turbulência utilizado foi o $k-\epsilon$. O ângulo de ataque para a simulação permaneceu constante. Os autores constataram que o solo afeta o campo de escoamento em torno do aerofólio, modificando a componente de velocidade vertical e conseqüentemente a razão $\frac{L}{D}$, por isso, ao aproximar-se do solo para pouso, a aeronave tem um ganho de sustentação e redução do arrasto.

Shoja-Sani *et al.* (2014) avaliaram as características aerodinâmicas em torno de um aerofólio NACA 0012 sob escoamento supersônico e subsônico rarefeito, utilizando o *software OpenFOAM*. A simulação ocorreu considerando diferentes ângulos de ataque e números de Knudsen em ambos os regimes. Os autores compararam as distribuições de pressão e densidade na superfície do aerofólio com dados experimentais. Além disso, analisaram os efeitos do número de Knudsen nos coeficientes aerodinâmicos.

3 METODOLOGIA

Com base no que foi explanado nos capítulos anteriores, o estudo da aerodinâmica é de extrema relevância para o desempenho das aeronaves e deve ser otimizada ao máximo para atingir a melhor relação sustentação-arrasto.

A sustentação de uma aeronave depende de vários fatores físicos e geométricos. Um desses fatores físicos é a altitude na qual acontece o voo. Sabe-se que as limitações em voar em alta altitude são: a baixa densidade do ar e a relação estequiométrica ar-combustível (considerando motor à pistão). A baixa densidade do ar implica em menos ar passando na superfície do aerofólio, reduzindo a sustentação. Já a relação estequiométrica ar-combustível, nessas condições, reduz a potência útil do motor e conseqüentemente a velocidade do voo e sustentação. Todavia, não serão considerados os efeitos da perda de potência devido à redução de densidade do ar em consequência do aumento da altitude.

Embasado nisso, foi realizada uma simulação utilizando um perfil NACA 4412 através do *software* de simulação computacional *ANSYS Fluent*.

A simulação utilizou a especificação técnica da aeronave monomotor e de asa alta Zenith CH750, considerando que essa aeronave utiliza um perfil de asa NACA 4412 em voo sob atmosfera rarefeita. A atmosfera padrão se faz necessária para obter os valores de temperatura, pressão e densidade das altitudes escolhidas para realizar a simulação. Os valores apresentados por USA (1976) estão dispostos no Anexo A. Os coeficientes de sustentação, arrasto e pressão bem como forças aerodinâmicas foram obtidos através da simulação computacional. Será analisado o campo de escoamento em torno do aerofólio e o impacto da altitude nesses coeficientes. As altitudes de simulação foram definidas para se aproximar de situações reais de voo para a maioria das aeronaves de pequeno porte. Dessa forma, definiu-se 0, 1 e 5 km de altitude. Além disso, para situação de voo em atmosfera rarefeita, definiu-se a altitude de 10 km, altitude na qual ocorre voo de aviões à jato.

Durante o processo de simulação, foram variados os seguintes parâmetros:

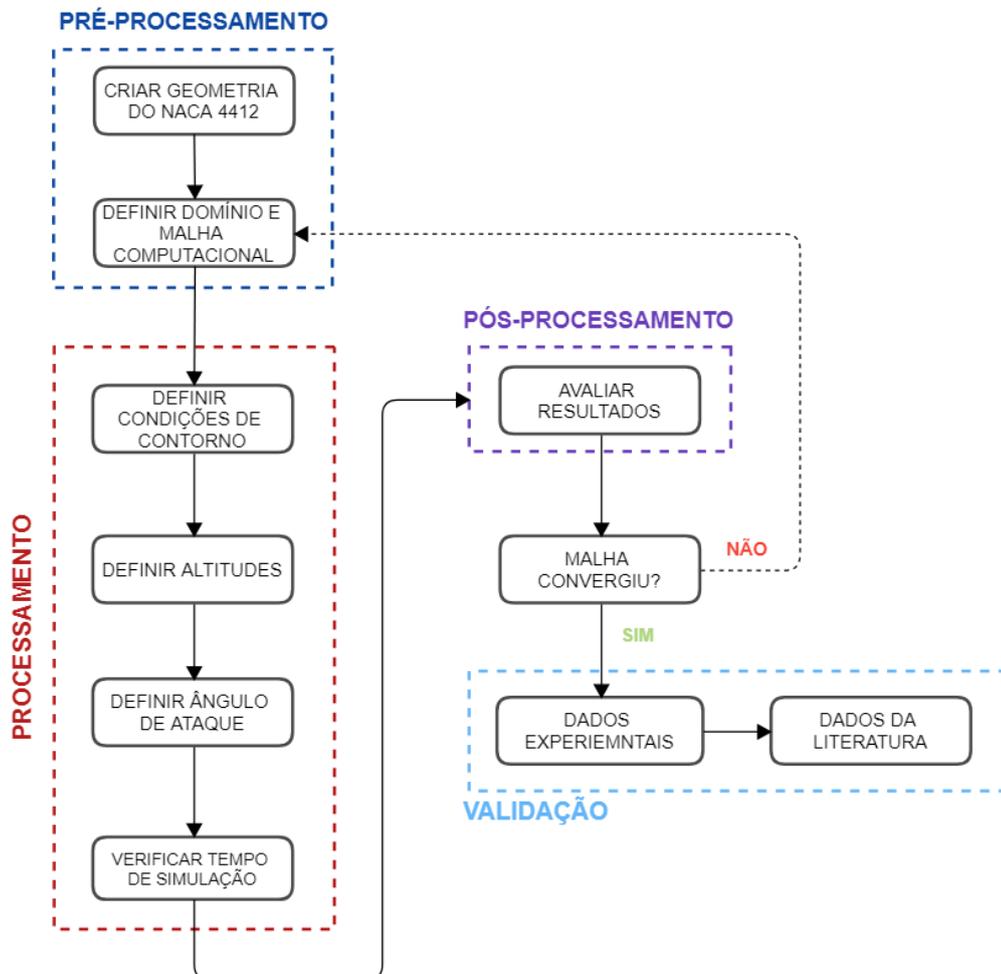
- Ângulo de ataque do perfil (0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16 e 18°);
- Número de Reynolds (3E6, 2,77E6, 1,8E6, e 1,25E6);
- Altitude de voo (0, 1, 5 e 10 km);
- Modelos de turbulência;
- Domínio Computacional;
- Refinamento de malha.

Ademais, foi desenvolvido um método analítico para estimar o limite de carga que o aerofólio pode sustentar nas diferentes altitudes avaliadas, considerando os dados de aerofólio

e a especificação técnica da aeronave de referência, como por exemplo: área de asa e peso da aeronave.

O desenvolvimento do trabalho seguiu o fluxograma abaixo:

Figura 20 – Fluxograma do desenvolvimento do trabalho.



Fonte: Autor, 2021.

3.1 GEOMETRIA

A primeira etapa consiste em gerar a geometria do perfil NACA 4412 com 1 metro de corda. Conforme exposto por Abbott *et al.* (1959) os perfis NACA de 4 dígitos podem ser expressos a partir da combinação de linhas médias e distribuição da espessura. Para tal, as coordenadas das seções curvadas das asas são obtidas por meio da distribuição de espessuras perpendicular à linha média. Como citado no item 2.2.1 os 4 dígitos do NACA 4412 representam: arqueamento máximo M de 4%; curvatura máxima em P de 40%; espessura máxima t de 12%. Esses valores são baseados no comprimento de corda do perfil. As equações que definem a geometria dos perfis NACA de 4 dígitos são as seguintes:

- A distribuição da espessura é representado pela equação 3.1:

$$\pm y_t = \frac{t}{0,2} (0,29690\sqrt{x} - 0,12600x - 0,35160x^2 + 0,28430x^3 - 0,10150x^4) \quad (3.1)$$

- A linha média é definida pela seguinte equação 3.2:

$$y_c = \begin{cases} \frac{M}{P^2}(2Px - x^2) & \text{para } 0 \leq x \leq P \\ \frac{M}{(1-P)^2}[(1-2P) + 2Px - x^2] & \text{para } P \leq x \leq c \end{cases} \quad (3.2)$$

- As coordenadas dos pontos que compõem a curvatura do extradorso são definidas a partir das expressões x_U e y_U pela equação 3.3.

$$\begin{cases} x_U = x_c - y_t \sin \theta \\ y_U = x_c + y_t \cos \theta \end{cases} \quad (3.3)$$

- Para as coordenadas do intradorso utilizam-se as expressões x_L e y_L da equação 3.4.

$$\begin{cases} x_L = x_c + y_t \sin \theta \\ y_L = x_c - y_t \cos \theta \end{cases} \quad (3.4)$$

onde:

$$\theta = \arctan\left(\frac{dy_c}{dx}\right) \quad (3.5)$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \begin{cases} \frac{2M}{P^2}(P-x) & \text{para } 0 \leq x \leq P \\ \frac{2M}{(1-P)^2}(P-x) & \text{para } P \leq x \leq c \end{cases} \quad (3.6)$$

3.2 DOMÍNIO COMPUTACIONAL E MALHA

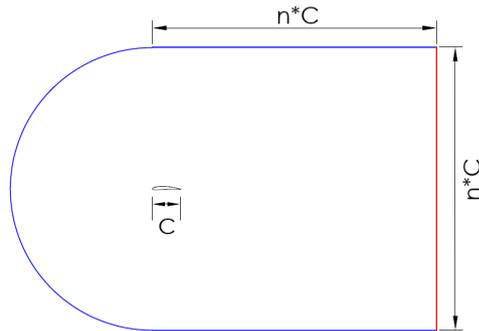
Após gerar as coordenadas do perfil NACA 4412 e importar no software de simulação, iniciou-se o processo de desenvolvimento do domínio computacional bidimensional e da malha. Optou-se por iniciar a construção do domínio computacional utilizando como referência o domínio computacional apresentado por Shoja-Sani *et al.* (2014) que utiliza o domínio em formato de “C” conhecida como *C-mesh*.

O domínio em formato de “C” permite a vetorização da velocidade de entrada sem a necessidade de gerar uma nova malha para cada ângulo de ataque do aerofólio, otimizando o

tempo de simulação. Além disso, a *C-Mesh* utiliza nós maiores nas áreas menos críticas e nós menores nas áreas mais críticas, ou seja, nas áreas próximas ao aerofólio.

A figura 21 representa o domínio computacional utilizado no desenvolvimento da simulação. As cotas do domínio variam em função de um fator multiplicador n e do comprimento de corda do aerofólio.

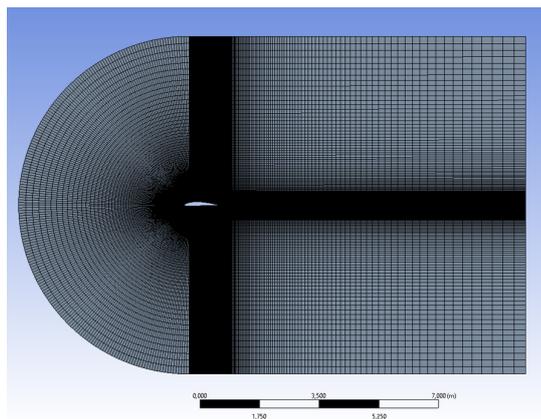
Figura 21 – Domínio computacional base para a simulação. Sendo C a corda do aerofólio e n o fator multiplicador do tamanho do domínio.



Fonte: Autor, 2021.

Após a definição da geometria e definição do tamanho do domínio computacional, iniciou-se o processo de geração da malha. A construção da malha utilizou os recursos de *Edge Sizing* e *Face Meshing*, criando elementos retangulares com elevado grau de refinamento nas regiões de interesse. A malha computacional que consistiu de 201051 nós e 200150 elementos pode ser observada na figura 22.

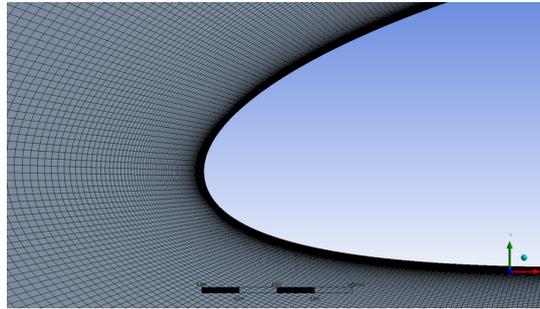
Figura 22 – Malha estruturada com elementos retangulares.



Fonte: Autor, 2021.

Como a qualidade dos resultados em uma análise fluidodinâmica computacional depende do refinamento da malha, o refinamento próximo ao aerofólio foi reforçado para que fosse possível calcular os efeitos viscosos na camada limite.

Figura 23 – Malha computacional estruturada e refinada próximo ao aerofólio. Região da borda de ataque do aerofólio



Fonte: Autor, 2021.

Para verificar se a distância da parede do aerofólio até o primeiro ponto da malha está dentro do mínimo necessário para captar a sub-camada viscosa, seguiu-se o método apresentado por White (2011) que apresenta as equações:

Cálculo do coeficiente de fricção de superfície C_f a partir do número de Reynolds. Esse coeficiente pode ser expresso de diferentes maneiras por diferentes autores de acordo com o mostrado na equação 3.7:

$$C_f = \frac{0,026}{Re_x^{\frac{1}{7}}} \quad (3.7)$$

Cálculo da tensão de cisalhamento da parede τ_w a partir da velocidade do fluxo, densidade e coeficiente de fricção de superfície, conforme equação 3.8:

$$\tau_w = \frac{C_f \rho V_\infty^2}{2} \quad (3.8)$$

A velocidade da fricção U_f a partir da raiz quadrada da razão entre a tensão de cisalhamento na parede e a densidade, de acordo com a equação 3.9:

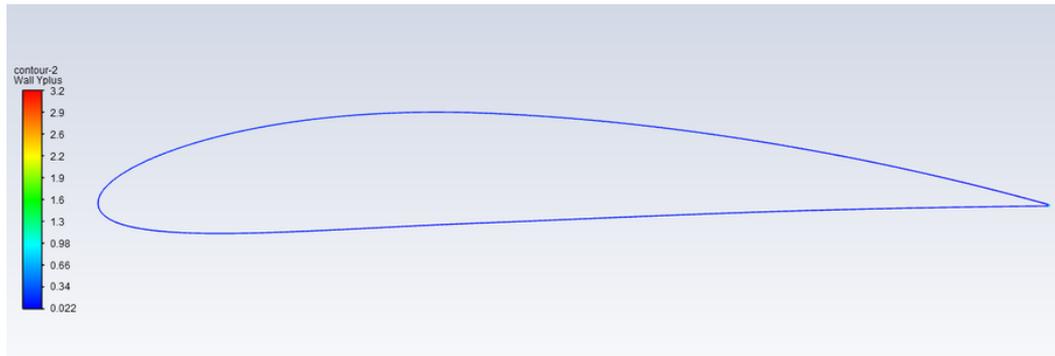
$$U_f = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.9)$$

E por fim, calcula-se a distância mínima necessária pela equação 3.10. Para esse caso, conforme citado por Vertseeg e Malalasekera (2007) um valor ideal para a distância adimensional de parede é $y^+ < 1$.

$$y = \frac{y^+ \mu}{U_f \rho} \quad (3.10)$$

Após calcular a distância mínima necessária, verificou-se no *software* o valor de y^+ em torno do aerofólio. Os dados estão apresentados na figura 24.

Figura 24 – Valores de y^+ ao longo do perfil NACA 4412.



Fonte: Autor, 2021.

O valor médio do y^+ ao longo da superfície do aerofólio foi de 0,27, ou seja, está dentro do requerido, conforme proposto por Vertseeg e Malalasekera (2007).

3.3 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Conforme citado anteriormente, o uso da *C-mesh* implica na vetorização da velocidade de entrada. Para tal, deve-se calcular as componentes x e y para ângulos de ataque diferentes de 0° a partir de relações trigonométricas.

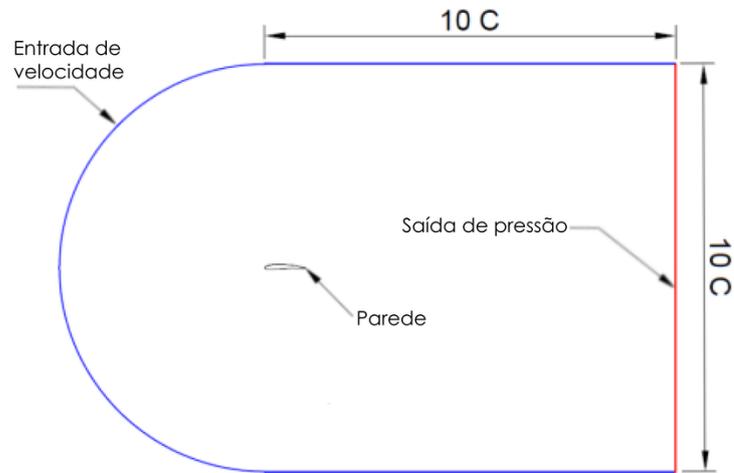
A velocidade de entrada é de 43,822 m/s para, em condições de altitude de 0 km, resultar em um número de Reynolds de $3E6$ considerando a densidade $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ e viscosidade dinâmica $\mu = 0,00001789 \text{ kg/ms}$. As condições de contorno foram definidas nos locais apresentados na tabela 1 e figura 25.

Tabela 1 – Local e condição de contorno aplicada ao domínio computacional.

Local:	Condição:
Entrada (<i>inlet</i>)	Entrada de velocidade: 43,822 m/s;
Saída (<i>outlet</i>)	Saída de pressão atmosférica local;
Parede (<i>wall</i>)	Fronteiras do aerofólio definidas como parede;
Material do aerofólio	Alumínio.

Fonte: Autor, 2021.

Figura 25 – Condições de contorno aplicadas ao domínio computacional. Em azul, condição de entrada de velocidade; Em vermelho, condição de saída de pressão atmosférica local.



Fonte: Autor, 2021.

3.4 PROCESSAMENTO

De modo a otimizar o tempo de simulação e obter os melhores resultados, na etapa de processamento, foram utilizados como referência os valores apresentados por Ravi.H.C, Madhukeshwara.N e S.Kumarappa (2013). Dessa forma, foram analisados diferentes tamanhos de domínio computacional (alterando o fator multiplicador), diferentes refinamentos de malha além de avaliar os modelos de turbulência Spalart-Allmaras, K-epsilon, K-Omega e SST K-Omega. A simulação decorreu utilizando como critério de convergência 5000 iterações ou resíduos menores do que $1E-07$.

Abaixo os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto utilizados para validação dos resultados da simulação. Esses dados foram apresentados por Ravi.H.C, Madhukeshwara.N e S.Kumarappa (2013).

Tabela 2 – Dados da literatura dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para o NACA 4412 e Reynolds de 3E6.

Ângulo de ataque (°)	Túnel de vento		Spalart-Allmaras	
	Cl	Cd	Cl	Cd
0	0,4	0,008	0,51	0,008
2	0,6	0,008	0,67	0,008
4	0,8	0,0079	0,9	0,0085
6	1	0,0078	1,11	0,009
8	1,18	0,008	1,23	0,012
10	1,32	0,009	1,29	0,015
12	1,41	0,0125	1,36	0,018
14	1,5	0,019	1,58	0,03
16	1,4	0,023	1,59	0,035
18	1,3	0,029	1,51	0,04

Fonte: Adaptado de Ravi.H.C et al, 2013.

Após validar os resultados, foram feitas as simulações para cada altitude preestabelecida (0, 1, 5 e 10 km) anteriormente, fixando a velocidade e alterando os parâmetros de densidade, viscosidade e pressão, conforme o Anexo A. Para avaliação dos impactos da altitude no perfil aerodinâmico, foram avaliados os coeficientes de sustentação e arrasto, diagrama do coeficiente de pressão e velocidades ao longo do perfil. Os dados estão dispostos na próxima sessão.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados aqui apresentados foram obtidos através do *software ANSYS Fluent*, utilizando um perfil NACA 4412 com comprimento de corda de 1 metro e velocidade de 43,822 m/s sob voo nas altitudes preestabelecidas.

4.1 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

A tabela 3 apresenta os resultados para os coeficientes de sustentação e arrasto obtidos através da simulação utilizando o perfil NACA 4412 e modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Optou-se por esse modelo de turbulência, pois, demandou menor tempo de simulação e apresentou resultados coerentes com a literatura. Para a validação dos resultados, foi utilizada a condição de voo à 0 km de altitude.

Tabela 3 – Dados dos coeficientes de sustentação e arrasto para o NACA 4412 em diferentes altitudes e ângulos de ataque.

	0 km de altitude		1 km de altitude		5 km de altitude		10 km de altitude	
	Re = 3E6		Re = 2,77E6		Re = 1,8E6		Re = 1,25E6	
AoA (°)	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
0	0,425	0,010	0,385	0,009	0,253	0,006	0,140	0,003
2	0,641	0,011	0,580	0,010	0,380	0,007	0,211	0,004
4	0,846	0,013	0,766	0,011	0,503	0,008	0,280	0,005
6	1,038	0,015	0,940	0,013	0,617	0,009	0,343	0,005
8	1,211	0,017	1,098	0,016	0,720	0,011	0,400	0,006
10	1,362	0,020	1,234	0,019	0,809	0,013	0,450	0,008
12	1,483	0,025	1,340	0,023	0,879	0,016	0,488	0,009
14	1,565	0,030	1,416	0,028	0,940	0,019	0,511	0,012
16	1,591	0,040	1,440	0,036	0,934	0,026	0,514	0,016
18	1,543	0,056	1,394	0,052	0,897	0,038	0,490	0,023

Fonte: Autor, 2021.

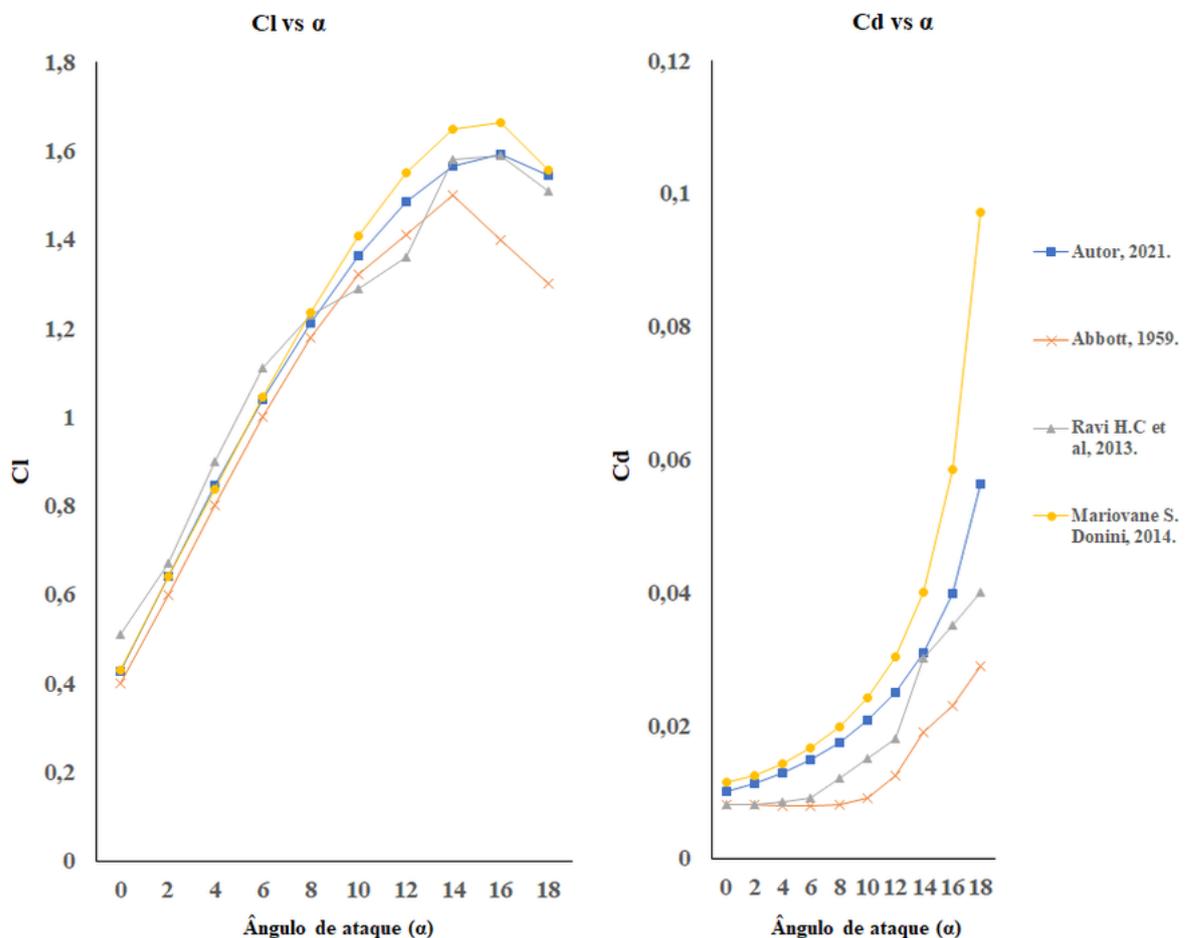
É possível observar o decréscimo na sustentação e arrasto conforme a altitude aumenta e o ar se torna rarefeito. Há uma queda cerca de 67% para o coeficiente de sustentação de 0 km a 10 km. O mesmo ocorre para o coeficiente de arrasto. O número de Reynolds também decai com

o aumento da altitude, pois, depende da densidade e da viscosidade e estas diminuem conforme a altitude de voo aumenta.

Os coeficientes aerodinâmicos são impactados diretamente pelo ângulo de ataque e pela condição atmosférica onde o aerofólio se encontra. O coeficiente de sustentação aumenta à medida que o ângulo de ataque aumenta, até ocorrer a separação do fluxo. Após o ângulo de 16 graus entende-se que o aerofólio entrou em estol, pois, o coeficiente de sustentação diminuiu com o aumento do ângulo de ataque.

A figura 26 apresenta a comparação entre os coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque obtidos através da simulação com dados disponíveis na literatura.

Figura 26 – Comparativo dos coeficientes de sustentação e arrasto obtidos pelo autor e dados disponíveis na literatura.



Fonte: Autor, 2021.

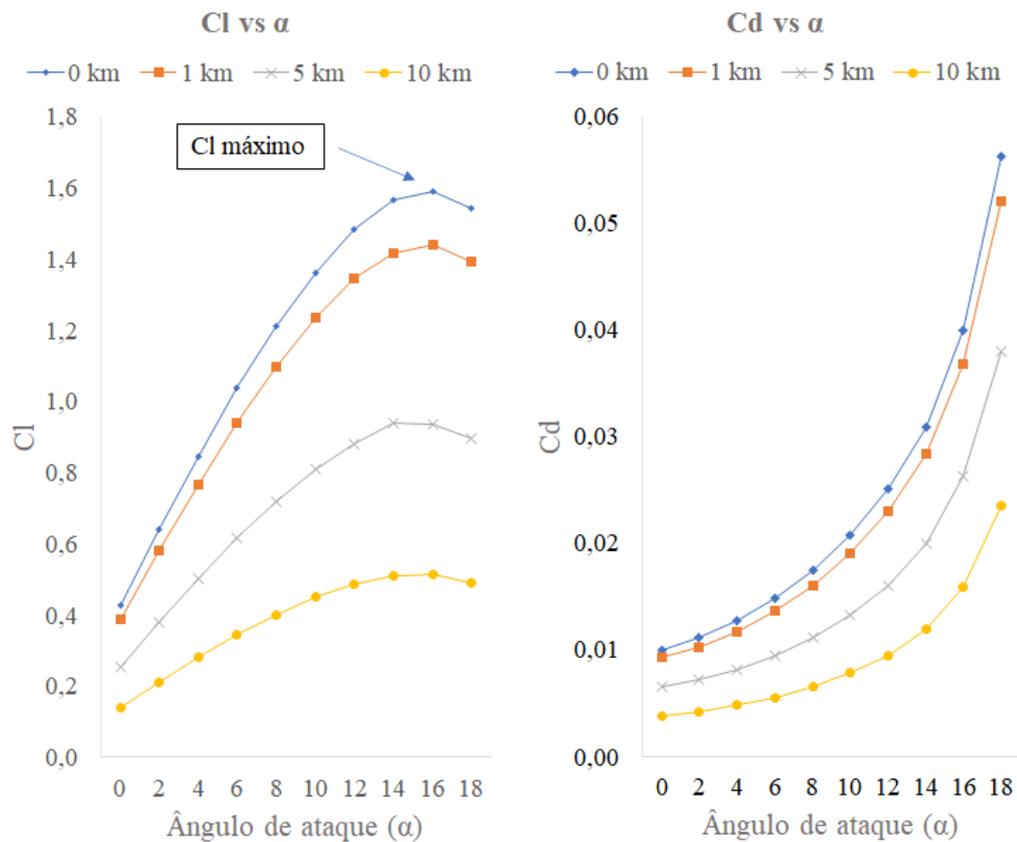
Observa-se que existe forte correlação entre os valores apresentados para o coeficiente de sustentação entre o autor e a literatura. A curva apresentada por Abbott *et al.* (1959) foi obtida em túnel de vento. As demais curvas foram obtidas por diferentes autores e utilizando o modelo Spalart-Allmaras. Esse modelo de turbulência apresenta resultados coerentes se comparado aos dados experimentais do coeficiente de sustentação. Para o coeficiente de arrasto, nota-se que o

arrasto experimental é menor que os dados obtidos utilizando o modelo.

Além disso, há uma diferença entre os resultados para um mesmo modelo de turbulência, supõe-se que a diferença entre os dados numéricos acima apresentados divergem entre si por conta de diferentes refinamentos de malha, distância adimensional de parede maiores do que 1, dentre outros *inputs* que são particulares do *software* de simulação e do usuário. Entretanto, o autor considera que seus resultados estão de acordo com os resultados apresentados por Ravi.H.C, Madhukeshwara.N e S.Kumarappa (2013) e Donini (2014).

A figura 27 apresenta a diferença entre os coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque para as altitudes avaliadas. Nota-se que os resultados respeitam um padrão, tanto para o coeficiente de sustentação como o de arrasto. Houve redução nos coeficientes aerodinâmicos com o aumento da altitude de voo.

Figura 27 – Influência da altitude nos coeficientes de sustentação e arrasto para o NACA 4412.



Fonte: Autor, 2021.

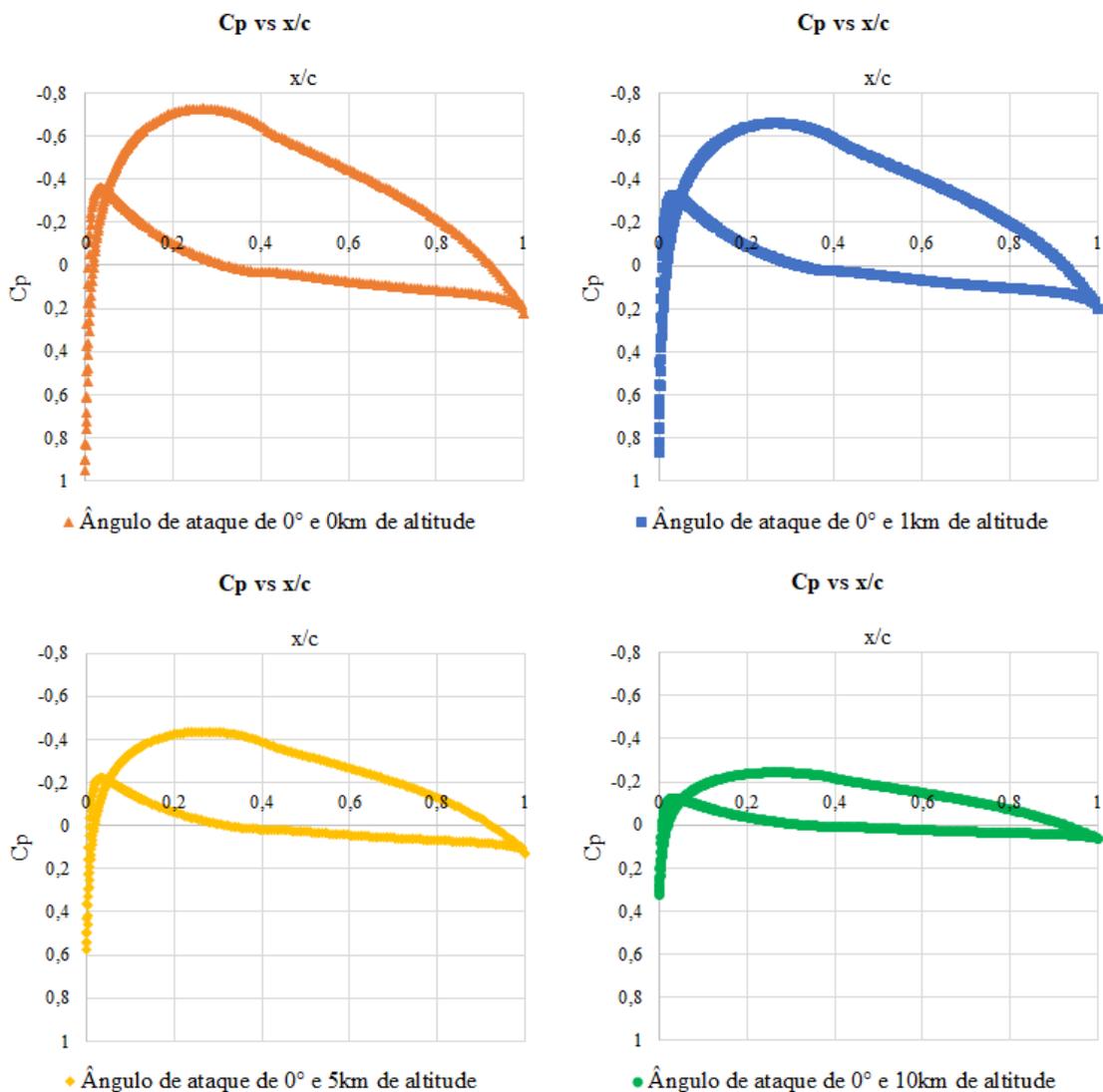
4.2 COEFICIENTE DE PRESSÃO

A distribuição de pressão sob o aerofólio está implícita no Coeficiente de Pressão C_p , sendo esta uma quantidade adimensional importante e que está diretamente relacionada aos valores de C_l . A variação de C_p ao longo do aerofólio com ângulo de ataque de 0° é apresentado

na figura 28.

Para o coeficiente de pressão ao longo do comprimento do aerofólio, pode-se observar o achatamento da curva ao elevar a altitude. É possível observar o decréscimo da pressão manométrica negativa sobre o extradorso do perfil. Sabe-se que a pressão manométrica negativa do extradorso é responsável por gerar a maior parte da sustentação do aerofólio. O coeficiente de pressão também diminui no intradorso do perfil. O ângulo de ataque de 0° não produz sustentação significativa no aerofólio.

Figura 28 – Coeficiente de pressão versus comprimento de corda para um ângulo de ataque de 0° em função da altitude.

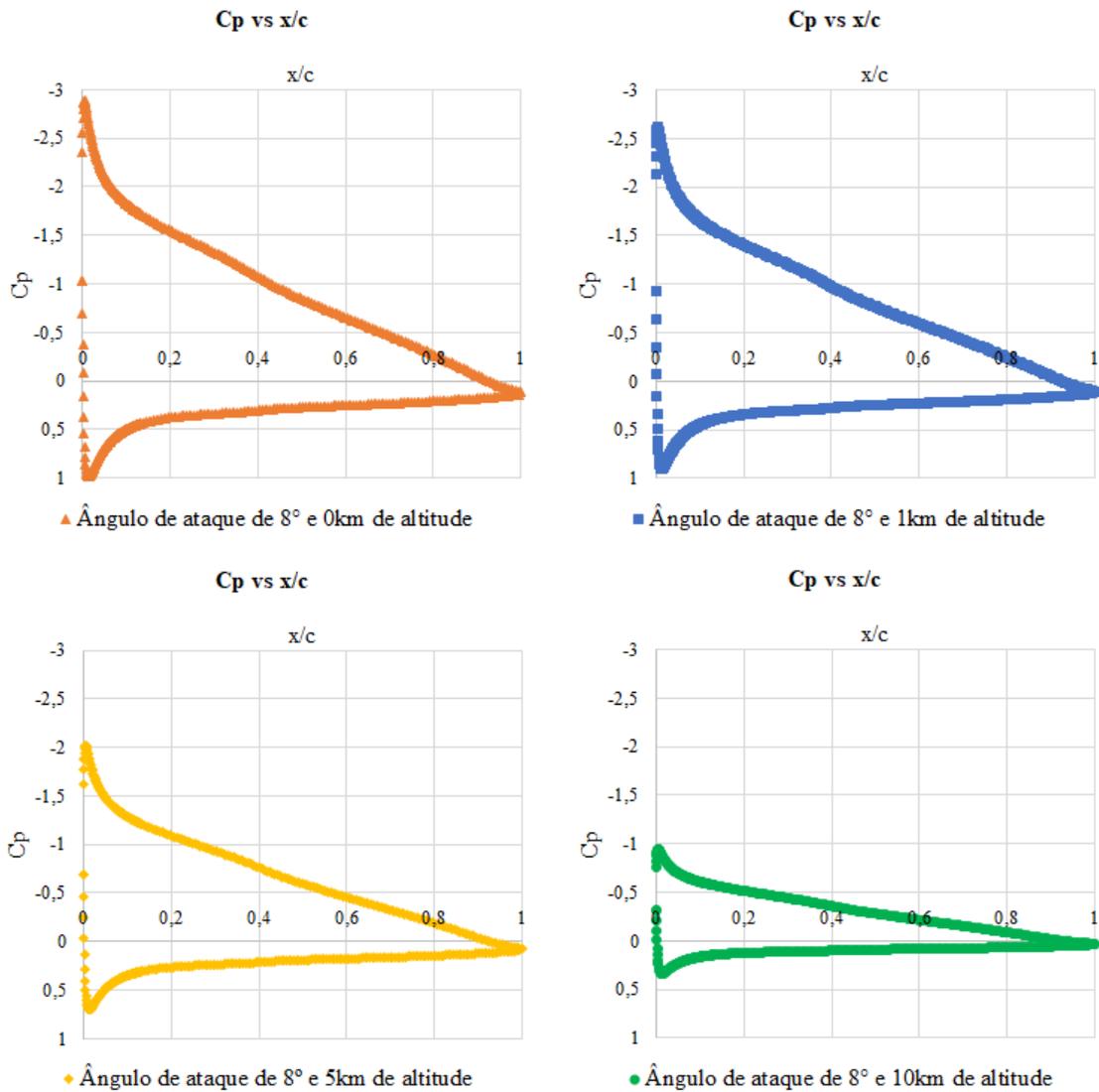


Fonte: Autor, 2021.

A variação de C_p ao longo do aerofólio com ângulo de ataque de 8° é apresentado na figura 29. Para o Coeficiente de Pressão ao longo do comprimento do aerofólio, pode-se observar o achatamento da curva ao elevar a altitude. O coeficiente de pressão no extradorso diminui

significativamente ao elevar a altitude. O C_p de 10 km é cerca de 67% menor em comparação ao C_p de 0 km, bem como a sustentação.

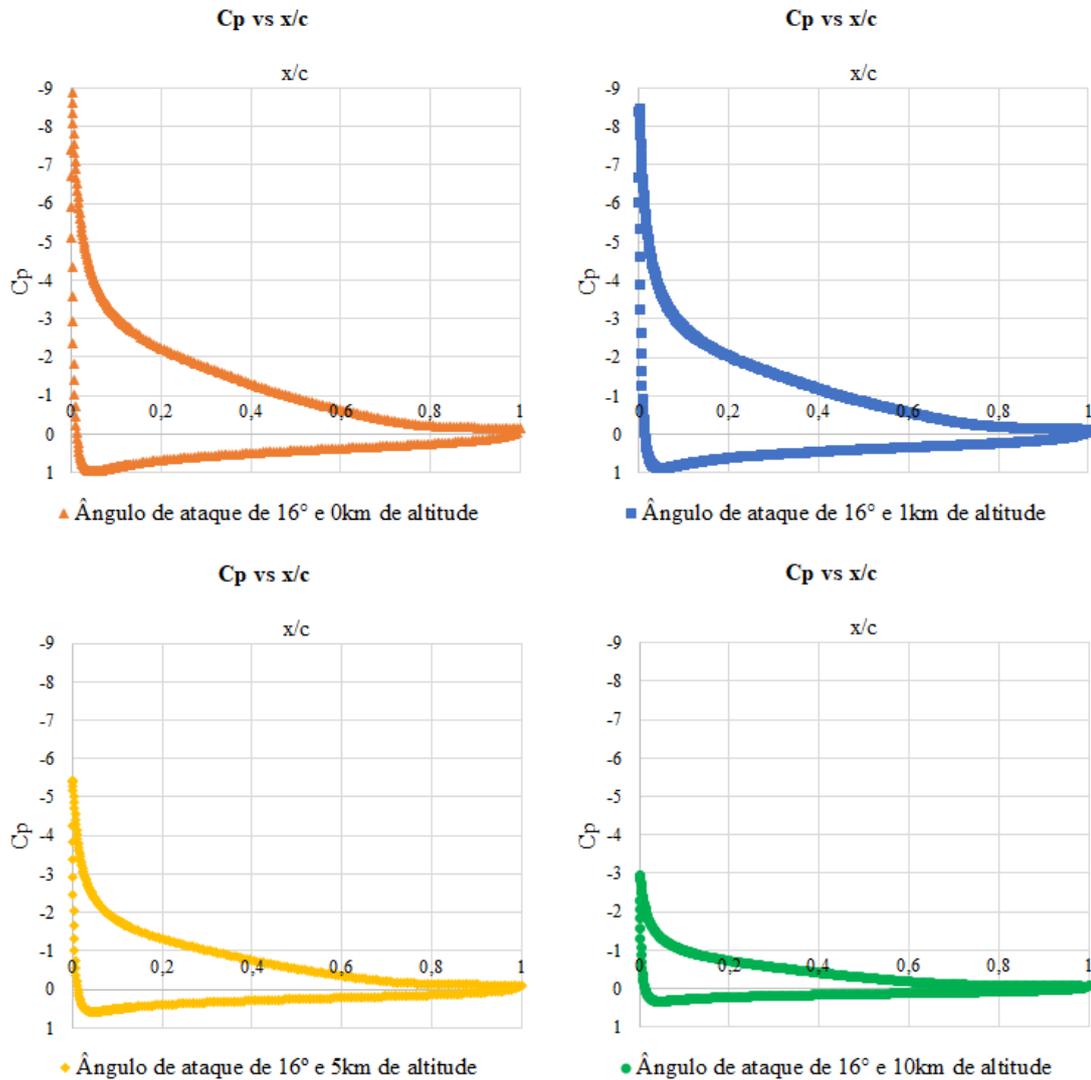
Figura 29 – Coeficiente de pressão versus comprimento de corda para um ângulo de ataque de 8° em função da altitude.



Fonte: Autor, 2021.

A variação de C_p ao longo do aerofólio com ângulo de ataque de 16° é apresentado na figura 30. Para o Coeficiente de Pressão ao longo do comprimento do aerofólio, pode-se observar o achatamento da curva ao elevar a altitude. O ângulo de 16° é o ponto onde C_l tem seu valor máximo, tal que, o valor de C_p no extradorso é de -9 em comparação ao ângulo de 8° que é de -3 a 0 km de altitude.

Figura 30 – Coeficiente de pressão versus comprimento de corda para um ângulo de ataque de 16° em função da altitude.



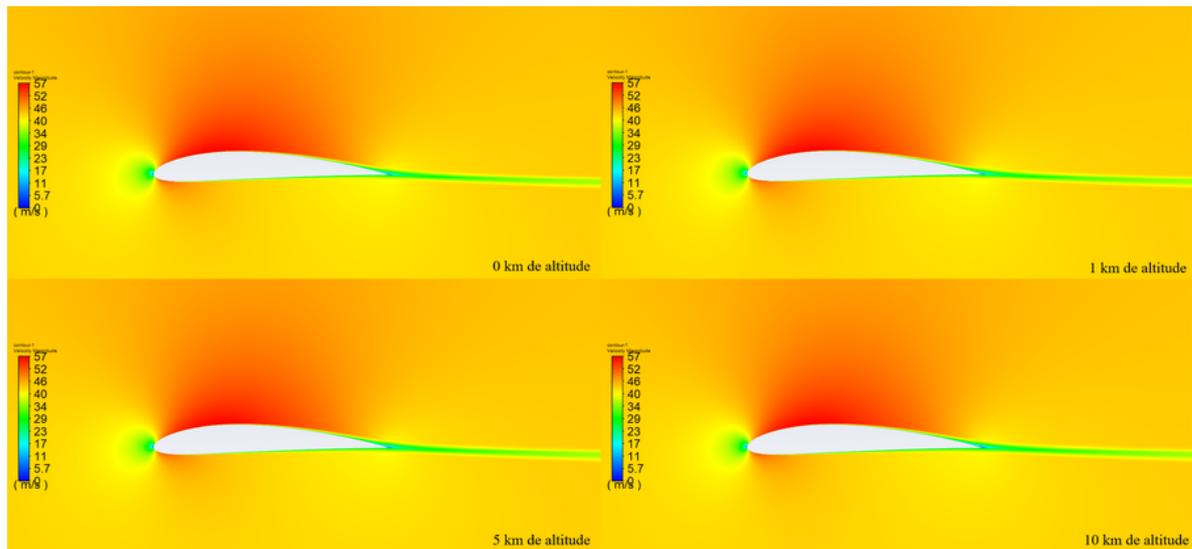
Fonte: Autor, 2021.

Os Coeficientes de Pressão para altitudes de 0 km estão de acordo com os dados experimentais apresentados por Pinkerton (1936), portanto, os resultados estão dentro do esperado.

4.3 CONTORNO DE VELOCIDADE

Na figura 31 pode-se observar o campo de velocidades em torno do aerofólio com um ângulo de ataque de 0° em diferentes altitudes de operação. A velocidade do fluxo de ar acelera no extradorso devido à curvatura do aerofólio, abrangendo a maior porção superior do perfil. Pode-se relacionar o C_p negativo da figura 28 com o aumento da velocidade no extradorso. No intradorso a velocidade é um pouco acima da velocidade de entrada, entretanto, não existe uma diferença significativa entre as velocidades em torno do aerofólio para as diferentes altitudes de voo.

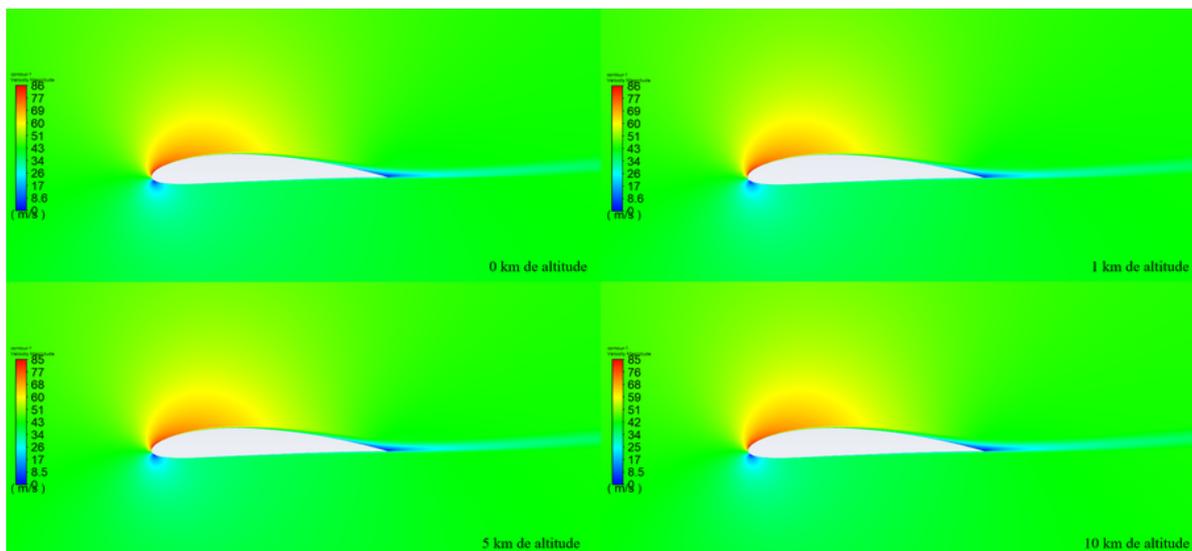
Figura 31 – Contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 0° em função da altitude.



Fonte: Autor, 2021.

Na figura 32 observam-se os contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 8° graus em diferentes altitudes de operação. Nota-se que as maiores magnitudes de velocidade do fluxo de ar, desta vez, estão presentes em menor porção por conta do ângulo de ataque. Não existe uma diferença significativa entre os contornos de velocidade avaliados nas diferentes altitudes de voo.

Figura 32 – Contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 8° em função da altitude.

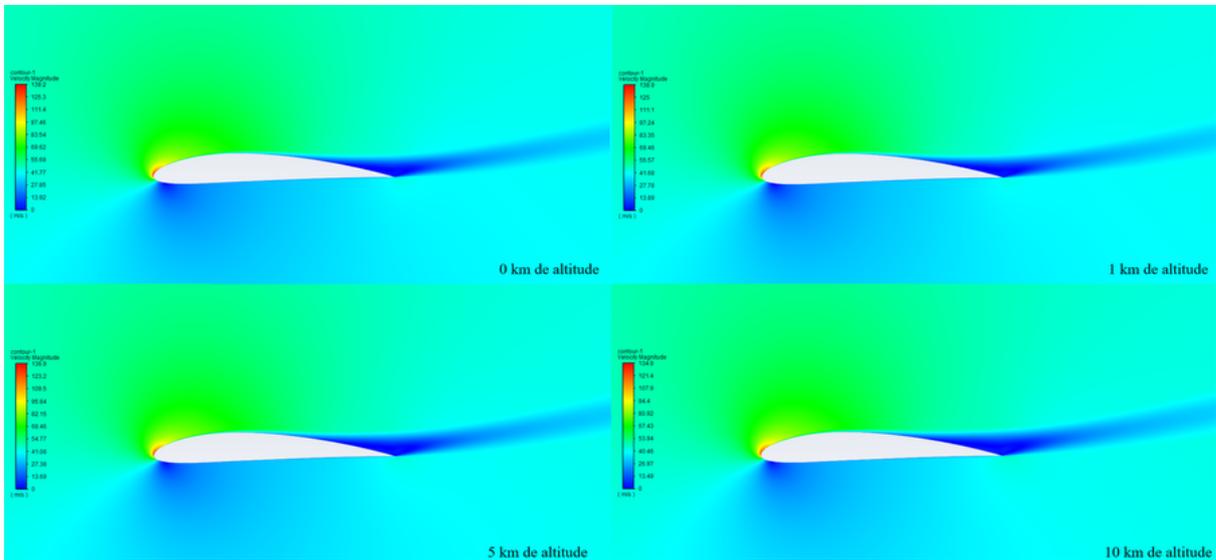


Fonte: Autor, 2021.

Na figura 33 foi avaliado o contorno de velocidades para um ângulo de ataque de 16° em função da altitude de voo. Nota-se que a velocidade tem grande aceleração no extradorso se comparado ao ângulo de ataque de 0° . Por conta do elevado ângulo, a velocidade no intradorso

sofre redução significativa. Ocorre também a separação do fluxo onde é possível observar um rastro de baixa velocidade após a borda de fuga.

Figura 33 – Contornos de velocidade para um ângulo de ataque de 16° em função da altitude.



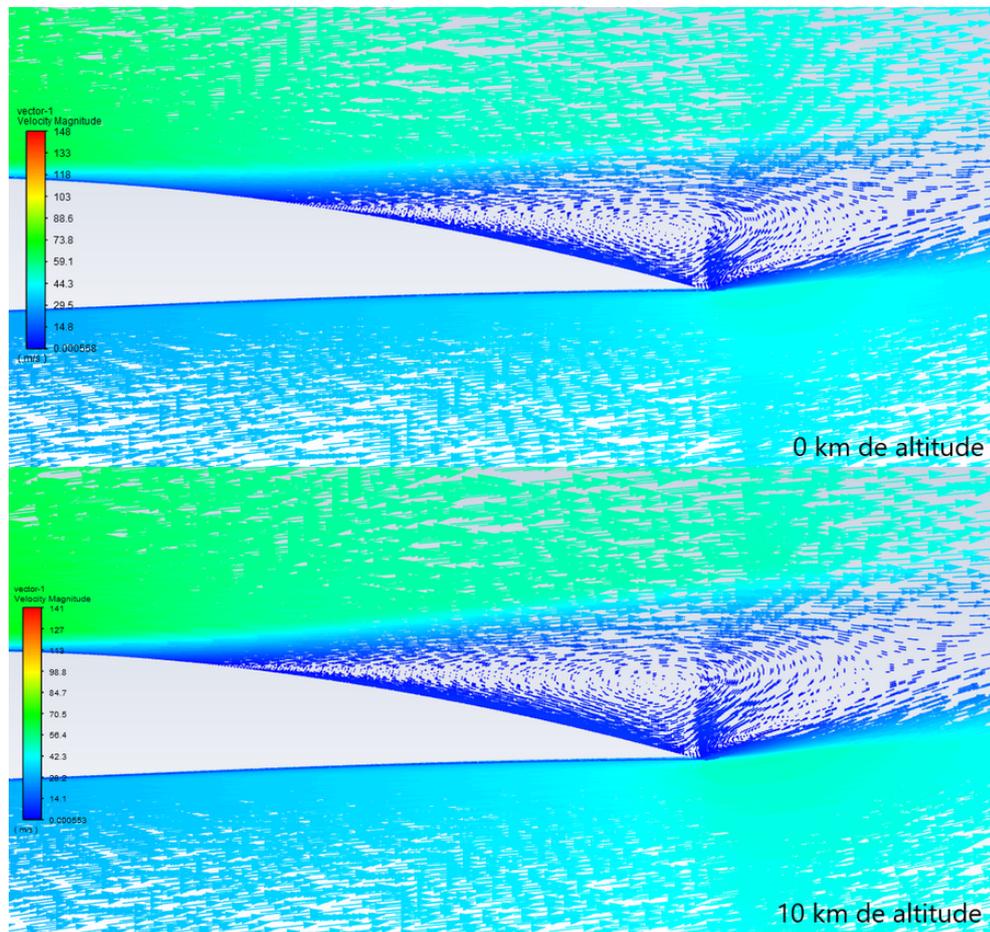
Fonte: Autor, 2021.

4.4 ÂNGULO DE ESTOL

Foi analisada a diferença entre o aerofólio em situação de estol para 0 km e 10 km de altitude. Na figura 34, pode-se observar o aerofólio com ângulo de ataque de 18° . Pelas curvas de C_l vs α (Figura 27), sabe-se que o ângulo de 18° é um ângulo crítico, pois, neste ângulo ocorre grande separação do fluxo de ar — observa-se a redução nos valores de C_l e um aumento nos valores de C_d — em outras palavras, o aerofólio tem uma perda abrupta de sustentação e um aumento significativo no arrasto devido à separação do fluxo. Esse fenômeno também foi observado por Dambroz (2019) e Donini (2014).

Nota-se que ocorre a separação precoce da camada limite quando imposta a operações em altitudes mais elevadas, ou seja, quanto mais elevada a altitude de voo mais sensível ao estol, mesmo que a velocidade seja mantida. Além disso, para ambas altitudes é possível observar a ocorrência de vórtices na região de fluxo separado por conta do gradiente de pressão adverso.

Figura 34 – Separação do fluxo na borda de fuga do aerofólio considerando um ângulo de ataque de 18° para altitudes de 0 e 10 km.



Fonte: Autor, 2021.

4.5 ESTIMATIVA DO LIMITE DE SUSTENTAÇÃO

Para estimar o limite de carga que o perfil pode sustentar, foi considerado a especificação técnica da aeronave Zenith CH 750 supondo que esta possui um perfil NACA 4412 e navega a uma velocidade fixa de cruzeiro de 43,8 m/s, desconsiderando as perdas de potência devido à altitude, arrasto da fuselagem e arrasto induzido, sabendo que esse modelo de aeronave tem um peso máximo de decolagem dentro do envelope de aproximadamente 652 kg e área planiforme de asa S de aproximadamente 13,4 m² (dados do fabricante), a partir dos coeficientes obtidos através da simulação e aplicação da equação 4.1, obtêm-se os limites de sustentação do aerofólio NACA 4412 para diferentes altitudes. Os dados estão dispostos na tabela 4.

Conforme citado por Anderson Jr. (2015), para um avião manter-se em voo nivelado e sem aceleração, a força de tração (T) deve ser igual a de arrasto (D) e a força de sustentação (L) deve ser igual a força peso (W). Parece uma análise simplória, mas é de grande importância para o desenvolvimento a seguir. Portanto, para determinar se uma aeronave é capaz de manter um voo nivelado, deve-se igualar a força peso da aeronave à força de sustentação produzida em um

determinado ângulo de ataque.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_l \quad (4.1)$$

Tabela 4 – Limites de sustentação para o aerofólio NACA 4412 em diferentes altitudes de operação. Em cor verde os valores de sustentação superiores ao peso e vermelho para valores inferiores.

Ângulo de ataque	Força de sustentação (kg)			
	0 km	1 km	5 km	10 km
0	684,19	562,75	244,22	76,06
2	1030,09	846,34	367,49	114,73
4	1359,98	1117,70	485,73	151,76
6	1668,73	1371,38	595,97	186,22
8	1947,59	1600,59	695,44	217,21
10	2189,35	1799,06	781,12	243,81
12	2384,5	1958,83	849,19	264,57
14	2515,40	2065,30	907,97	277,36
16	2557,44	2098,72	902,55	278,81
18	2480,97	2032,42	866,93	266,13

Fonte: Autor, 2021.

Analisando os resultados da tabela 4, estima-se que a aeronave seria capaz de manter-se sustentada para todos os valores maiores ou iguais ao seu peso. O aumento do ângulo de ataque aumenta a força de sustentação da aeronave, entretanto, o aumento da altitude de voo impacta a força de sustentação, exigindo maior ângulo de ataque. A tabela 5 apresenta os coeficientes de sustentação mínimos para a aeronave manter o voo nivelado nas altitudes avaliadas, obtido analiticamente a partir da equação 4.1.

Tabela 5 – Coeficiente de sustentação mínimo para o perfil NACA 4412 sustentar a força peso da aeronave hipotética nas diferentes altitudes de operação.

Coeficiente de sustentação mínima em função da altitude de voo.				
Altitude	0 km	1 km	5 km	10 km
C_l	0,405	0,447	0,675	1,202

Fonte: Autor, 2021.

É importante citar que os coeficientes de sustentação e arrasto para asas finitas e asas infinitas, são diferentes. Por exemplo, para o ângulo de ataque de 8° a 0 km de altitude, pela tabela 3, tem-se $C_l = 1,2111$, entretando, para uma asa finita tem-se $C_l < 1,2111$ devido ao arrasto induzido que é uma característica de asas finitas e reduz o coeficiente de sustentação.

5 CONCLUSÃO

O presente estudo avaliou o escoamento em torno do aerofólio NACA 4412 tendo como objetivo geral entender os impactos da altitude nos coeficientes aerodinâmicos através da simulação computacional bidimensional. As simulações ocorreram variando o ângulo de ataque de 0 a 18° graus, altitude de operação e o número de Reynolds, além de estimar a partir dos coeficientes obtidos a carga máxima que o perfil sustenta considerando a altitude de voo. Foram obtidos os coeficientes aerodinâmicos C_l e C_d , os contornos de velocidade em torno do aerofólio e a distribuição de pressão em termos de C_p .

Observou-se que a sustentação e o arrasto aumentam a medida que ângulo de ataque aumenta de 0 a 16°. Para ângulos de ataque superiores a 16° o coeficiente de sustentação diminui, porém, o coeficiente de arrasto aumenta abruptamente, esse efeito é causado pela separação do fluxo. A redução da densidade e viscosidade ao elevar a altitude impacta no número de Reynolds, ou seja, se a velocidade for mantida e houver a redução desses parâmetros, o número de Reynolds também será reduzido. Se o número de Reynolds fosse fixado ao invés da velocidade, seria necessário aumentar a velocidade e isso alteraria a classificação do escoamento baseado no número de Mach. Ademais, observou-se que a sustentação e o arrasto do aerofólio diminuem com a elevação da altitude de voo, sendo necessário elevar o ângulo de ataque para manter o voo nivelado. Em contrapartida, como não foi considerada a perda de potência pela altitude de voo, entende-se que ao elevar o ângulo de ataque para manter o voo nivelado nessas condições, a aeronave teria um aumento no arrasto que exigiria uma maior velocidade e conseqüentemente potência para equilibrar as perdas devidas ao arrasto.

Os contornos de velocidade em torno do aerofólio não mudaram com o aumento da altitude, resultado que não era esperado, pois, ocorreu a redução nos coeficientes de C_p com o aumento da altitude.

A estimativa do limite de carga para o perfil NACA 4412 apresenta valores para uma asa infinita (bidimensional). Para aplicações reais, os valores apresentados sofrerão uma redução, pois, asas finitas possuem arrasto induzido na ponta das asas e isso afeta o coeficiente de sustentação global C_L . Para a altitude de 10 km não há força de sustentação suficiente para sustentar a aeronave, sendo necessário aumentar a velocidade de voo ou a área planiforme da asa. O coeficiente de sustentação mínimo para gerar a sustentação necessária nessas condições é de $C_l = 1,20$.

Esse trabalho pode trazer um melhor entendimento sobre o campo de escoamento para o perfil avaliado, visando compreender a variação nos coeficientes aerodinâmicos ao elevar a altitude de voo. Dessa forma, pode-se estimar o teto operacional num projeto de aeronave considerando o uso do aerofólio NACA 4412. O método de solução numérica se mostrou eficiente em descrever o comportamento aerodinâmico do perfil NACA 4412 para a altitude de 0 km. Como não foram encontrados valores de referência para as demais altitudes, não é possível garantir que os resultados para as altitudes de 1, 5 e 10 km estão corretos.

6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para trabalhos futuros, sugere-se realizar a simulação tridimensional do perfil NACA 4412 considerando a área planiforme de $13,4 \text{ m}^2$ e comparar com os limites de sustentação obtidos e apresentados na tabela 4, encontrando assim, um erro percentual. Sugere-se também, realizar a simulação considerando o número de Reynolds de $3E6$ para todas as altitudes, ou seja, aumentando a velocidade para compensar a redução da densidade e viscosidade e comparar os resultados.

Além disso, sugere-se adicionar ao perfil NACA 4412 dispositivos hiper-sustentadores como flaps e slats com objetivo de avaliar o aumento nos coeficientes de sustentação e o impacto na estimativa dos limites de sustentação.

REFERÊNCIAS

- ABBOTT *et al.* **Theory of wing sections**. 1. ed. New York: Dover Publications, 1959.
- ABDULLAH, A.; KAMSANI, M. A.; ABDULLAH, K. Effect of ground proximity on the flow over STOL CH750 multi-element airfoil. **IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering**, IOP Publishing Ltd, Johor, v. 1, p. 1 – 8, 2017.
- ANDERSON JR. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao Voo**. 7. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015.
- BRUNETTI, F. **Mecânica dos Fluidos**. 2. ed. São Paulo: Pearson, 2008.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Mecânica dos fluidos**. 1. ed. Porto Alegre: AMGH, 2007.
- DAMBROZ, G. P. B. **Obtenção de coeficientes aerodinâmicos em simulação computacional de escoamento externo**. 2019. 68 p. Monografia (Curso de Engenharia Mecânica) — Universidade Regional do Noroeste do Estado do Rio Grande do Sul.
- DONINI, M. S. **Escoamento sobre o perfil aerodinâmico NACA 4412**. 2014. 65 p. Monografia (Curso de Engenharia Mecânica) — Universidade Federal do Pampa.
- FLANDRO, G. A.; MCMAHON, H. M.; ROACH, R. L. **Basic Aerodynamics: Incompressible Flow**. 1. ed. New York: Cambridge, 2012.
- FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014.
- HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. **Aerodynamics for Engineering Students**. 5. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2003.
- KERMODE, A. C. **Mechanics of Flight**. 11. ed. Harlow: Pearson Education Limited, 2006.
- MUNSON, B. R.; YOUNG, D. F.; OKIISHI, T. H. **Fundamentos da mecânica dos fluidos**. 4. ed. São Paulo: Edgard Blücher, 2004.
- PINKERTON, R. M. **CALCULATED AND MEASURED PRESSURE DISTRIBUTIONS OVER THE MIDSPAN SECTIONS OF THE N.A.C.A 4412 AIRFOIL: REPORT No. 563**. [S.l.], 1936.
- POPE, S. B. **Turbulent Flows**. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- POTTER, M. C.; WIGGERT, D. C. **Mecânica dos fluidos**. 1. ed. São Paulo: Pioneira Thomson Learning, 2004.
- RAVI.H.C; MADHUKESHWARA.N; S.KUMARAPPA. Numerical Investigation of flow transition for NACA-4412 airfoil using computational fluid dynamics. **International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology**, v. 2, p. 2778 – 2785, 2013.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **FUNDAMENTOS DA ENGENHARIA AERONÁUTICA: Aplicações ao projeto SAE-Aerodesign**. 1. ed. São Paulo: Edição do autor, 2011.
- SEZER, F. **COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS ANALYSIS OF NACA 4412 AIRFOIL PROJECT II**. 2016. 48 p. Monografia (Mechanical Engineering) — TURKYA UNIVERSITY.

SHOJA-SANI, A. *et al.* Investigation of aerodynamic characteristics of rarefied flow around NACA 0012 airfoil using DSMC and NS solvers. **European Journal of Mechanics B/Fluids**, Elsevier Masson SAS, p. 1 – 16, April 2014.

TALAY, T. A. **Introduction to the aerodynamics of flight**. Washington, D.C: U. S. Department of Commerce, 1975.

USA. **U.S. STANDARD ATMOSPHERE, 1976**: NATIONAL OCEANIC AND ATMOSPHERIC ADMINISTRATION, NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, UNITED STATES AIR FORCE. Washington, D.C: US Government Printing Office, 1976.

VERTSEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: THE FINITE VOLUME METHOD**. 2. ed. Harlow: Pearson Education Limited, 2007.

WENDT, J. F. **Computational Fluid Dynamics: An Introduction**. 3. ed. Berlin: Springer, 2009.

WHITE, F. M. **Fluid Mechanics**. 7. ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

WILCOX, D. C. **Turbulence Modeling for CFD**. 3. ed. La Canãda: DCW Industries, Inc, 2006.

Anexos

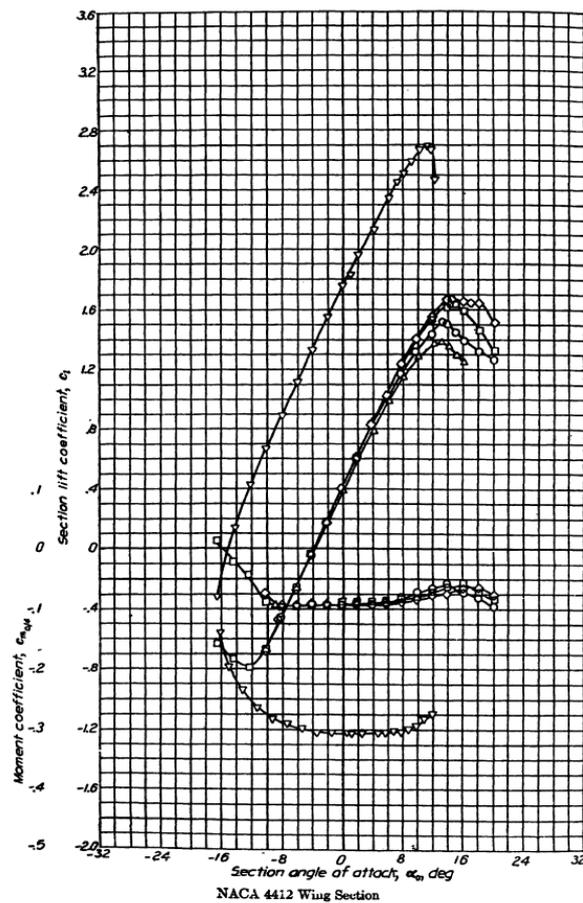
ANEXO A — DADOS DA ATMOSFERA PADRÃO DE 1976 NO SISTEMA INTERNACIONAL DE UNIDADES (SI)

Altitude (km)	Pressão (Pa)	Densidade (kg/m ³)	Viscosidade (kg/ms)
0	101325	1,225	1,789E-05
1	89875	1,1117	1,757E-05
5	54048	7,3643E-1	1,788E-05
10	26500	4,135E-01	1,457E-05

Fonte: adaptado de U.S. Standard Atmosphere, 1976.

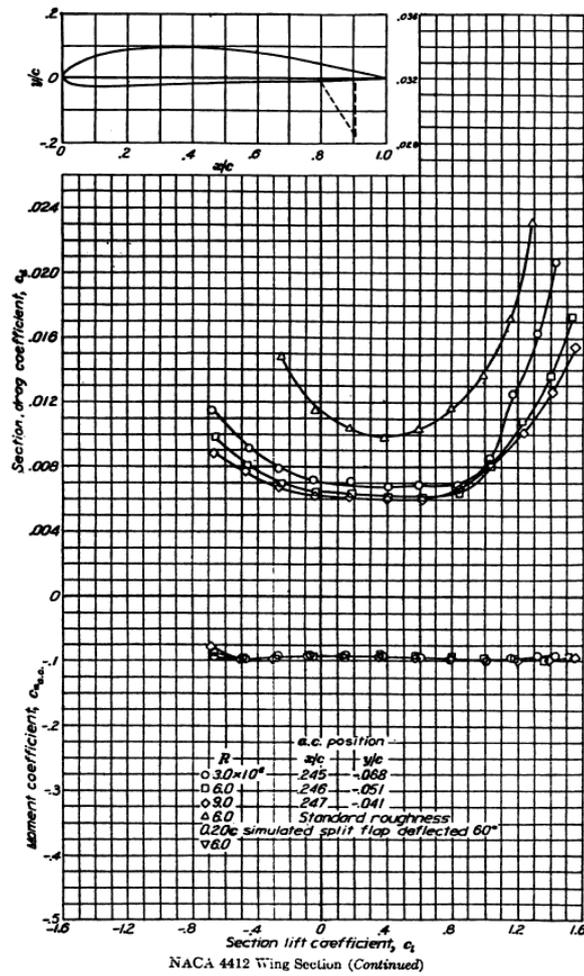
ANEXO B — COEFICIENTES AERODINÂMICOS OBTIDOS ATRAVÉS DE ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO PARA O PERFIL NACA 4412.

Figura 1 – (ANEXO B) Dados experimentais para o perfil NACA 4412 - Coeficiente de sustentação e momento em função do ângulo de ataque.



Fonte: Abbott et al, 1959.

Figura 2 – (ANEXO B) Dados experimentais para o perfil NACA 4412 - Coeficiente de arrasto e momento em função do ângulo de ataque.



Fonte: Abbott et al, 1959.