

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**

**"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"**

**CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA**

**LUCCA MORETTE DE BRITO**

**ESTUDO DE ANÁLISE OPERACIONAL E PERFORMANCE PARA DISTINTOS  
AEROFÓLIOS NACA EM MISSÕES SELECIONADAS**

São João da Boa Vista

2023

**LUCCA MORETTE DE BRITO**

**ESTUDO DE ANÁLISE OPERACIONAL E PERFORMANCE PARA DISTINTOS  
AEROFÓLIOS NACA EM MISSÕES SELECIONADAS**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof<sup>o</sup> Dr. Daniel Sampaio Souza

São João da Boa Vista

2023

B862e Brito, Lucca Morette de  
Estudo de análise operacional e performance para distintos aerofólios NACA em missões selecionadas / Lucca Morette de Brito.  
-- São João da Boa Vista, 2023  
94 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista  
Orientador: Daniel Sampaio Souza

1. Pesquisa operacional. 2. Aerodinâmica. 3. Aeronautica Estudo de casos. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**ESTUDO DE ANÁLISE OPERACIONAL E PERFORMANCE PARA DISTINTOS  
AEROFÓLIOS NACA EM MISSÕES SELECIONADAS**

Aluno: Lucca Morette de Brito  
Orientador: Prof. Dr. Daniel Sampaio Souza

Banca Examinadora:

- Daniel Sampaio Souza (Orientador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)
- Gabriel Rodrigues Pinto (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Processo nº 055/2023)

São João da Boa Vista, 29 de junho de 2023

## DEDICATÓRIA

Gostaria de dedicar este Trabalho de Conclusão de Curso ao meu amado avô, José Morette, um homem de indiscutível honestidade e honra. Desde tenra idade, ele se dedicou arduamente para conquistar tudo o que alcançou. Sua perseverança inabalável o guiou na construção de uma sólida família, ao lado de sua amável e zelosa esposa, Guilhermina. Infelizmente, ele nos deixou no dia 16/06/2023, antes de testemunhar a conclusão da minha graduação. No entanto, tenho plena convicção de que ele estaria repleto de orgulho.

Portanto, é com imensa gratidão que dedico este trabalho à memória e ao legado do meu avô. Sua influência e exemplo de vida jamais serão esquecidos. Seu esforço incansável e determinação servem como inspiração constante em minha jornada acadêmica e pessoal.

A falta que o meu querido avô deixou em nossas vidas é imensurável, mas seu legado de integridade e resiliência permanece vivo dentro de mim. Este TCC é uma homenagem sincera a um homem extraordinário, que deixou marcas profundas em todos que tiveram o privilégio de conhecê-lo.

Meu avô, sua memória seguirá viva em cada conquista, e continuarei honrando seu nome através dos valores e ensinamentos que você tão generosamente transmitiu. Seu legado permanecerá eternamente em meu coração, e jamais esquecerei do amor e da sabedoria que você compartilhou comigo.

A você, meu amado avô José Morette, dedico este trabalho com todo o carinho e admiração. Obrigado por ser uma inspiração constante em minha vida.

## AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer primeiramente a Deus, que me concedeu oportunidades e forças ao longo desses últimos 5 anos de graduação. Sua orientação e proteção foram fundamentais em minha jornada acadêmica, e sou grato por Sua presença constante em minha vida. Toda honra e glória sempre à Ele.

Também gostaria de dedicar um agradecimento especial aos meus amados pais, Simone e Paulo. O amor e o apoio incondicional que vocês me proporcionaram ao longo desses anos são verdadeiramente indescritíveis. Minha mãe, com seu suporte cuidadoso e preocupação constante, sempre esteve ao meu lado, proporcionando conforto e incentivo. Meu pai, com sua força e apoio inabaláveis, foi meu pilar em todos os momentos. Sou imensamente grato pela presença de vocês em minha vida e pelo exemplo de amor e dedicação que sempre demonstraram.

Não posso deixar de expressar minha gratidão a toda minha família e amigos que estiveram ao meu lado ao longo desses anos. Seu suporte, encorajamento e orações foram essenciais para que eu enfrentasse os desafios e alcançasse meus objetivos. Cada palavra de incentivo, cada gesto de amizade e cada momento compartilhado foram fundamentais para fortalecer minha determinação e manter minha motivação em alta.

Agradeço também aos professores, orientadores e demais profissionais que contribuíram para a minha formação acadêmica. Seus conhecimentos transmitidos, orientações valiosas e dedicação em compartilhar seu saber foram fundamentais para o meu crescimento e desenvolvimento ao longo dessa jornada.

Que cada um de vocês receba meu sincero agradecimento e o desejo de que a vida lhes retribua em dobro toda a bondade, apoio e generosidade que me proporcionaram. Vocês são parte fundamental da minha história e levarei cada um em meu coração. Obrigado a todos por fazerem parte dessa jornada e por tornarem este momento de conclusão tão especial. Que nossa amizade e laços familiares se fortaleçam cada vez mais ao longo dos anos.

*"Peçam, e lhes será dado; busquem, e encontrarão; batam, e a porta lhes será aberta. Pois todo o que pede, recebe; o que busca, encontra; e àquele que bate, a porta será aberta." Mateus 7:7,8*

## RESUMO

O Trabalho de Conclusão de Curso teve como objetivo realizar uma análise operacional de diferentes aerofólios da família NACA para missões selecionadas, abordando temas como Engenharia de Sistemas e Conceitos de Operações (ConOps). Foi realizado um estudo dos aerofólios NACA, explicando sua geometria e divisão em dígitos, além de analisar três missões específicas: transporte de carga, patrulha e decolagem em pista curta, com foco em otimizar o desempenho e a eficiência das aeronaves considerando sustentação, arrasto e capacidade de carga. Através de simulações com o software XFRL5, foram avaliados parâmetros como coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, eficiência aerodinâmica e comportamento em estol, visando fornecer uma análise aprofundada do impacto dos aerofólios na performance aerodinâmica de aeronaves em diferentes tipos de missões. As conclusões obtidas têm relevância no contexto de projeto e desenvolvimento de aeronaves, destacando a importância da escolha adequada do aerofólio para o cumprimento eficiente das missões, e demonstrando como os aerofólios podem influenciar significativamente o desempenho aerodinâmico em diferentes tipos de missão.

**PALAVRAS-CHAVE:** análise operacional; naca; aerodinâmica; desempenho; xflr5; aerofólio; missão de transporte de carga; missão de patrulha; missão de decolagem em pista curta.

## ABSTRACT

The Final Paper aimed to perform an operational analysis of different NACA airfoils for selected missions, addressing topics such as Systems Engineering and Concepts of Operations (ConOps). A study of NACA airfoils was conducted, explaining their geometry and digit classification, and analyzing three specific missions: cargo transport, patrol, and short takeoff on a runway. The focus was on optimizing the performance and efficiency of aircraft, considering lift, drag, and payload capacity. Through simulations using the XFRL5 software, parameters such as lift coefficient, drag coefficient, aerodynamic efficiency, and stall behavior were evaluated, aiming to provide an in-depth analysis of the impact of airfoils on the aerodynamic performance of aircraft in different mission types. The conclusions obtained are relevant in the context of aircraft design and development, emphasizing the importance of the appropriate selection of airfoils for efficient mission fulfillment, and demonstrating how airfoils can significantly influence the aerodynamic performance in different mission types.

**KEYWORDS:** operational analysis; naca; aerodynamics; performance; xflr5; airfoil; cargo transport mission; patrol mission; short takeoff and landing mission.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Exemplo de diferentes tipos de aeronave. . . . .	17
Figura 2	Modelo V - Engenharia de Sistemas . . . . .	18
Figura 3	Desenvolvimento do Cenário Operacional . . . . .	21
Figura 4	Fluxograma de Análise Operacional . . . . .	22
Figura 5	Aeronaves usadas pela Força Área Brasileira . . . . .	23
Figura 6	Blindado tcheco Pandur II APC sendo carregado em um KC-390 . . . . .	24
Figura 7	Perfil de Voo Básico de uma Aeronave . . . . .	24
Figura 8	Airborne Section - Seguimento no ar . . . . .	25
Figura 9	Consumo de combustível em uma viagem de 500 milhas náuticas . . . . .	26
Figura 10	Diagrama Payload - Range . . . . .	29
Figura 11	Diagrama Payload - Range de aeronaves militares de transporte de carga. . . . .	29
Figura 12	Diagrama Payload - Range da aeronave militar de transporte C-130 . . . . .	30
Figura 13	Esquadrões e Aeronaves de Patrulha da FAB . . . . .	31
Figura 14	Gráfico de máxima autonomia e alcance em relação à velocidade do ar . . . . .	34
Figura 15	Aeroportos de pista curta da tabela 2. . . . .	36
Figura 16	Perfomance de uma aeronave STOL . . . . .	37
Figura 17	Fases da decolagem . . . . .	38
Figura 18	Seguimentos da decolagem após o seguimento do ar . . . . .	38
Figura 19	Variação de força durante a operação de decolagem . . . . .	40
Figura 20	Seguimento de rotação . . . . .	41
Figura 21	Forças durante a decolagem e relação entre $S'_A$ e $S_A$ . . . . .	41
Figura 22	Elementos da geometria de um aerofólio . . . . .	43
Figura 23	NACA 2414 - Airfoil Tools . . . . .	44
Figura 24	NACA 23015 . . . . .	44
Figura 25	NACA 0012-34 . . . . .	45
Figura 26	NACA 63-212 . . . . .	46
Figura 27	NACA 747A315 . . . . .	46
Figura 28	Exemplo de distribuição de peso no C-130 . . . . .	57
Figura 29	Coeficiente de Sustentação $\times$ Ângulo de Ataque do Aerofólio . . . . .	60
Figura 30	Exemplo de perfil e a influência do camber . . . . .	63
Figura 31	Coeficiente de Sustentação $\times$ Ângulo de Ataque do Aerofólio . . . . .	63

Figura 32	Balde Laminar . . . . .	64
Figura 33	NACA 23012 . . . . .	66
Figura 34	NACA 23015 . . . . .	67
Figura 35	NACA 23018 . . . . .	68
Figura 36	NACA 4415 . . . . .	69
Figura 37	NACA 23021 . . . . .	69
Figura 38	NACA 4412 . . . . .	71
Figura 39	NACA 2415 . . . . .	71
Figura 40	NACA 0012 . . . . .	72
Figura 41	NACA 2410 . . . . .	74
Figura 42	NACA 2412 . . . . .	75
Figura 43	Dados fixados no tipo de análise utilizado para simulações . . . . .	77
Figura 44	Gráfico $C_l \times C_d$ para Missão de Transporte de Carga . . . . .	80
Figura 45	Gráfico $C_l \times \alpha$ para Missão de Transporte de Carga . . . . .	81
Figura 46	Gráfico $C_l/C_d \times \alpha$ para Missão de Transporte de Carga . . . . .	82
Figura 47	Gráfico $C_l \times C_d$ para Missão de Patrulha . . . . .	83
Figura 48	Gráfico $C_l \times \alpha$ para Missão de Patrulha - . . . . .	83
Figura 49	Gráfico $C_l/C_d \times \alpha$ para Missão de Patrulha . . . . .	84
Figura 50	Gráfico $C_l \times \alpha$ para Missão de Decolagem em Pista Curta . . . . .	85
Figura 51	Gráfico $C_l \times \alpha$ para Missão de Decolagem em Pista Curta . . . . .	85
Figura 52	Gráfico $C_l/C_d \times \alpha$ para Missão de Decolagem em Pista Curta - . . . . .	86

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Taxa de queima de combustível para aeronaves de transporte de carga . . . . .	28
Tabela 2 – Lista de alguns aeroportos comerciais ao redor do mundo com pista curta . . . . .	35
Tabela 3 – Restrições de Aeronaves em Aeroportos . . . . .	36
Tabela 4 – Operação de decolagem para uma aeronave convencional com uma configuração de trem de pouso triciclo . . . . .	39
Tabela 5 – Resumo das séries da família de aerofólios NACA. . . . .	47

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

$Q$	Quantidade mínima de combustível
$TF$	Combustível de viagem
$CF$	Combustível de contingência
$AF$	Combustível alternativo
$FR$	Combustível final de reserva
$Add$	Combustível adicional
$XP$	Combustível extra
$E$	Autonomia
$L$	Sustentação da aeronave
$W$	Peso do combustível
$C$	Consumo específico de combustível
$D$	Arrasto
$W_1$	Peso da aeronave no começo do voo
$W_2$	Peso da aeronave no final do voo
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\rho$	Densidade do ar
$C_L$	Coeficiente de sustentação da aeronave
$C_l$	Coeficiente de sustentação do aerofólio
$S$	Área da asa
$V$	Velocidade de voo
$C_D$	Coeficiente de arrasto da aeronave
$E_1$	Autonomia para solução da diminuição da velocidade de voo

$W_f$	Peso do combustível
$V_1$	Velocidade no início do voo de cruzeiro
$V_2$	Velocidade no final do voo de cruzeiro
$E_2$	Autonomia para solução do aumento da altitude
$\sigma_1$	Razão de densidade no início do voo de cruzeiro
$\sigma_2$	Razão de densidade no final do voo de cruzeiro
$m$	Massa
$S_G$	Distância do seguimento do solo para decolagem
$S_R$	Distância do seguimento de rotação para decolagem
$S_A$	Distância do seguimento do ar para decolagem
$S_{TO}$	Distância total de decolagem
$V_s$	Velocidade de estol
$T$	Potência do motor
$\mu$	Coefficiente de atrito
$C_{D_{TO}}$	Coefficiente de arrasto na decolagem
$C_{L_{TO}}$	Coefficiente de sustentação na decolagem
$C_{l_{m\acute{a}x}}$	Coefficiente de sustentação máximo
$g$	Aceleração da gravidade
$T_R$	Tempo durante o tempo de rotação
$V_R$	Velocidade de rotação
$h_o$	Altura do obstáculo de acordo com regulamentos e aeroporto
$V_{LO}$	Velocidade de decolagem
$V_2'$	Velocidade de mínima segurança
$D_{ab}$	Arrasto no seguimento do ar

$T_{ab}$	Tração média no seguimento do ar
$\Gamma$	Circulação ao redor do aerofólio
$x_{cp}$	Posição do centro de pressão em relação à borda de ataque do aerofólio
$c_m$	Momento aerodinâmico em relação a um ponto de referência
$c$	Posição da corda do aerofólio
$C_p$	Centro de pressão ao longo da superfície do aerofólio
$C'_p$	Coefficiente de pressão local
$C_{p0}$	Coefficiente de pressão na posição de referência
$M$	Momento de arfagem
$k$	Coefficiente de arrasto de perfil
$Re$	Número de Reynolds
$\nu$	Viscosidade cinemática do fluído
$CG$	Centro de gravidade
$\omega_i$	Peso da parte i da aeronave
$x_i$	Distância da parte i da aeronave
$V_r$	Velocidade de decolagem

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>16</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>18</b>
2.1	Análise Operacional aplicado em Aeronáutica	18
2.1.1	<i>Engenharia de Sistemas</i>	18
2.1.2	<i>Conceito de Operações</i>	19
2.1.3	<i>Análise Operacional</i>	20
2.2	Missões selecionadas	22
2.2.1	<i>Missão de Transporte de Carga</i>	23
2.2.2	<i>Missão de Patrulha</i>	30
2.2.3	<i>Missão de Decolagem com Pista Curta</i>	35
2.3	Aerofólios NACA	42
2.3.1	<i>NACA - Série de Quatro Dígitos</i>	43
2.3.2	<i>NACA - Série de Cinco Dígitos</i>	44
2.3.3	<i>Série NACA Modificada de Quatro e Cinco Dígitos</i>	44
2.3.4	<i>NACA - Série 1 ou Série 16</i>	45
2.3.5	<i>NACA - Série 6</i>	45
2.3.6	<i>NACA - Série 7</i>	46
2.3.7	<i>NACA - Série 8</i>	47
2.3.8	<i>Resumo das séries</i>	47
2.4	Aerodinâmica do estudo	47
2.4.1	<i>Sustentação</i>	48
2.4.2	<i>Arrasto</i>	49
2.4.3	<i>Ponto de estol</i>	50
2.4.4	<i>Centro de pressão</i>	51
2.4.5	<i>Momento de arfagem</i>	52
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>54</b>
3.1	Características Aerodinâmicas de cada Missão	54
3.1.1	<i>Características da Missão de Transporte de Carga</i>	54
3.1.2	<i>Características da Missão Patrulha</i>	57

3.1.3	<i>Características da Missão de Decolagem em Pista Curta</i> . . . . .	58
3.2	Análise de perfis de aerofólio . . . . .	61
3.2.1	<i>Influência da espessura relativa do perfil</i> . . . . .	61
3.2.2	<i>Influência da posição da espessura máxima</i> . . . . .	61
3.2.3	<i>Influência do arqueamento do perfil</i> . . . . .	62
3.2.4	<i>Influência do modo de estolar</i> . . . . .	63
3.2.5	<i>Influência do acabamento</i> . . . . .	64
3.3	Escolha dos perfis NACA . . . . .	64
3.3.1	<i>Perfis NACA para missão de transporte de carga</i> . . . . .	65
3.3.2	<i>Perfis NACA para missão de patrulha</i> . . . . .	70
3.3.3	<i>Perfis NACA para missão de decolagem em pista curta</i> . . . . .	72
3.4	Software XFRL5 . . . . .	75
4	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> . . . . .	76
4.1	Hipóteses e parâmetros considerados . . . . .	76
4.1.1	<i>Número de Painéis</i> . . . . .	77
4.1.2	<i>Tipo de Análise</i> . . . . .	77
4.1.3	<i>Número de Reynolds</i> . . . . .	77
4.1.4	<i>Número de Mach</i> . . . . .	78
4.1.5	<i>Ncrit</i> . . . . .	78
4.1.6	<i>Ângulo de ataque</i> . . . . .	79
4.2	Gráficos obtidos e discussões . . . . .	80
4.2.1	<i>Gráficos para Missão de transporte de carga</i> . . . . .	80
4.2.2	<i>Gráficos para Missão de patrulha</i> . . . . .	82
4.2.3	<i>Gráficos para Missão de decolagem em pista curta</i> . . . . .	84
4.3	Escolha dos aerofólios para cada missão . . . . .	86
4.3.1	<i>Aerofólio Final para a Missão de Transporte de Carga</i> . . . . .	87
4.3.2	<i>Aerofólio Final para a Missão de Patrulha</i> . . . . .	87
4.3.3	<i>Aerofólio Final para a Missão de Decolagem em Pista Curta</i> . . . . .	88
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	90

## 1 INTRODUÇÃO

O conceito de análise operacional é desenvolvido para a tomada de decisões durante a concepção e definição do modo de emprego de sistemas, a partir do estudo do ambiente e do contexto em que esses sistemas serão utilizados. A partir dessa análise operacional, é possível examinar o desempenho atual e histórico das operações do produto, além de investimentos de manutenção, se necessário. Assim, somos capazes de medir esse desempenho da aeronave em relação a um conjunto estabelecido de parâmetros de custo, cronograma e desempenho. Devemos fazer algumas considerações sobre como atender melhor aos objetivos, reduzir custos e fornecer métodos alternativos para alcançar os mesmos objetivos de desempenhar a função específica (Social Security Administration, ).

Podemos aplicar o conceito de análise operacional descrito ao desempenho de uma aeronave. Por exemplo, a aeronave que produz é aplicável a uma campanha de vendas em um país ou companhia que realiza determinadas missões em voo. Em resumo, precisamos saber se a aeronave possui capacidade e desempenho para cumprir as missões exigidas pelo cliente.

Analisando de uma perspectiva aerodinâmica, podemos considerar como um aerofólio pode impactar o conceito de desempenho da aeronave. A escolha de um aerofólio pode permitir que a aeronave execute certos tipos de missões que outro aerofólio não permitiria. Existem diversos aerofólios no mercado aeronáutico, mas iremos focar apenas nos aerofólios da família NACA.

Este estudo consiste em analisar quais aerofólios seriam mais adequados para uma aeronave em determinados tipos de missões, algumas das quais são mostradas na figura Figura 1. Existem milhares de tipos de aeronaves com diversas aplicações. Há aeronaves a jato, supersônicas, a pistão, turbo-hélices, balões, dirigíveis, helicópteros, cargueiros, entre outros, além de serem divididas em uso militar e civil. Cada uma possui suas aplicações e peculiaridades. No entanto, o objetivo principal de todas as aeronaves é transportar objetos (armamento balístico, pessoas, produtos para pulverização, cargas diversas, etc.). Para este estudo foram selecionados três tipos de missões: missão de transporte de carga, missão de patrulha e missão de decolagem em pista curta, nas quais serão discutidas melhor à frente.

Figura 1 – Exemplo de diferentes tipos de aeronave.



(a) F-22 (Lockie, Alex, 2018)



(b) E2-195 (Todos abordo, 2018)



(c) Interior de um Lineage 1000 (Veraldo Jr, Lucio, 2015)



(d) Carregamento de um C-130 (D. Nunley, Lorraine, 2015)



(e) Sikorsky UH-60 Black Hawk (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2023h)



(f) Schleicher ASK 21 (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2022d)

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 ANÁLISE OPERACIONAL APLICADO EM AERONÁUTICA

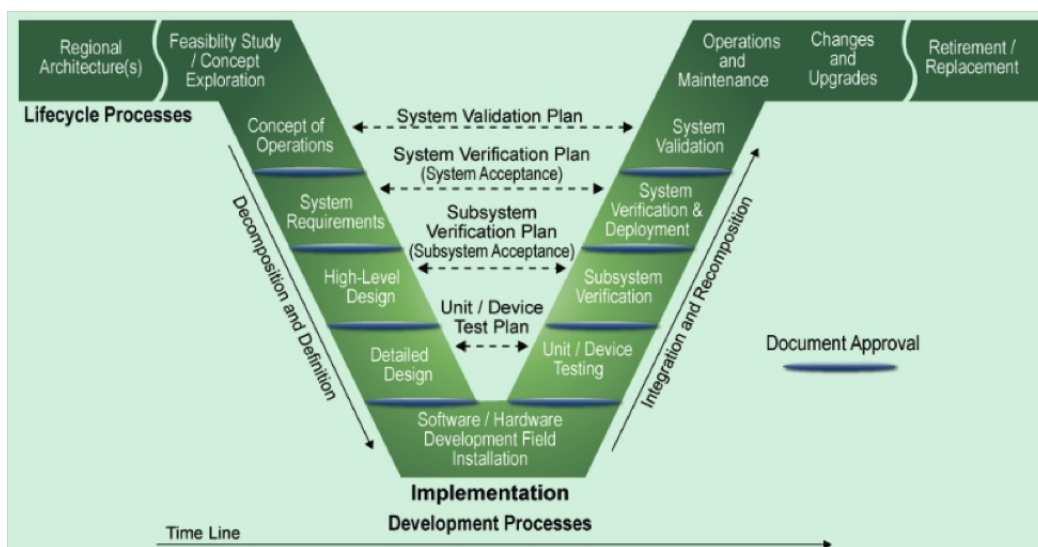
#### 2.1.1 Engenharia de Sistemas

Antes de introduzir o conceito de análise operacional, precisamos entender um outro conceito, chamado de Engenharia de Sistemas, ou *System Engineering*. Um sistema é a combinação de elementos que funcionam em conjunto para produzir a capacidade necessária para atender a uma necessidade. Esses elementos consistem em *hardware*, *software*, instalações, pessoas, processos, equipamento e etc.. Então, a Engenharia de Sistemas se trata de projetar, integrar e gerenciar sistemas complexos ao longo de seus ciclos de vida até a aposentadoria do sistema (United States Department of Transportation, 2022; SHISHKO; CASSINGHAM, 1995).

A Engenharia de Sistemas é uma forma lógica de pensar e pode ser aplicada no desenvolvimento de qualquer tipo de sistema. Além disso, este conceito envolve diversos tipos de profissionais, engenheiros de todos os tipos, projetistas e etc., tudo isso para produzir com coerência que não se tem com apenas uma única visão.

A abordagem mais explicativa da Engenharia de Sistemas, é a abordagem em V, como abaixo. A imagem apresenta uma visão sobre a Engenharia de Sistemas, do início ao fim, e mostrando como cada fase se relaciona com a próxima.

Figura 2 – Modelo V - Engenharia de Sistemas



Fonte: United States Department of Transportation (2022).

O intuito do trabalho não será analisar todas as partes do modelo em V da Engenharia de Sistemas,

mas apenas as partes que usaremos durante o estudo. O lado esquerdo do diagrama se concentra na definição e decomposição do sistema a ser construído (a base na construção dos componentes do sistema) e o lado direito na integração e teste dos componentes do sistema, assim como na aceitação e operação do sistema. Existem algumas interações entre os dois lados do diagrama: planos de verificação e validação desenvolvidos durante a decomposição do sistema, no lado esquerdo do processo são usados no lado direito para garantir que os componentes resultantes e o sistema integrado satisfaçam as necessidades e exigências de ambas as partes. Ao longo do processo, "portas de decisão"(Decision Gates) são usadas como pontos de decisão para determinar se uma etapa foi concluída de acordo com os critérios inicialmente estabelecidos (Berkeley University Of California, 2023).

### **2.1.2 Conceito de Operações**

A parte mais importante para o estudo está em Conceito de Operações (Concept of Operations/ ConOps). O engenheiro de sistemas geralmente desempenha o papel chave na liderança do desenvolvimento do conceito de operações (ConOps) e da arquitetura de sistema resultante. Resumidamente, o ConOps se concentra em como o sistema se encaixa no sistema maior do qual faz parte e será desenvolvido, testado e operado. Nesse conceito, é preciso envolver as partes interessadas e abordar todos os ciclos de vida, para situações nominais e não nominais. ConOps envolve contar histórias, cenários ou casos de uso. Alinha as partes interessadas a uma visão comum, são usados para definir uma abordagem viável para atender à necessidade, metas e objetivos gerais e são usados para definir melhor os vários segmentos envolvidos no Programa. Através do ConOps, é desenvolvido análise sobre como o conceito proposto seria operado em um ambiente pretendido. Essa fase pode ser descrita tanto pelo comprador ou pelo desenvolvedor do produto, para comunicar das necessidades do usuário e como o sistema, ou produto, irá satisfazê-las (SHISHKO; CASSINGHAM, 1995).

O objetivo principal do ConOps é comunicar-se e transmitir como o usuário final durante os estágios iniciais de especificações para assegurar que as necessidades operacionais do cliente sejam transformadas em requisitos e compreendidas para incorporação nas decisões posteriores do projeto. Isso nos ajuda a obter um acordo entre as partes interessadas de como o sistema deve ser operado.

De acordo com a Norma IEEE 1362-1998, em AcqNote Program Management Tool for Aerospace (2023), os principais componentes devem sempre incluir:

- Sistema existente (manual ou automatizado) que o usuário deseja substituir.
- Justificativa para um sistema novo ou modificado (incluindo restrições a esse sistema).
- Uma descrição do sistema proposto.

- Cenários destacando o uso do sistema no ambiente do usuário, incluindo fatores internos e externos. (nessa fase que encaixamos a análise operacional).

Um exemplo dessa situação seria em uma campanha de venda de uma aeronave. Vamos imaginar que pretende-se vender um avião X para uma empresa, companhia ou governo Y. Obviamente que existem grandes diferenças em leis e compliance para uma venda de um produto para um governo, mas vamos supor que seja simples. Sabemos que o sucesso da aeronave está relacionado não com sua performance, mas com sua venda. Sendo o cliente o primeiro a entrar em contato relatando que precisa de uma aeronave que cumpra seus requisitos que, para benefícios do exemplo, vamos chamar de A, B, C e D. Quando isso acontece, devemos visitar esses conceitos de engenharia de sistemas e ConOps citados acima. Além de analisar quais produtos do meu inventário conseguem preencher os requisitos, devemos imaginar em quais ambientes e situações o produto será emposto. Para isso, simulamos operações distintas no ambiente operacional disposto pelo cliente, e analisamos, operacionalmente, se a aeronave irá cumprir os requisitos A,B,C e D. Ou seja, devemos o ConOps é uma análise para preencher a lacuna entre as necessidades de missão do cliente e os requisitos operacionais, identificando as capacidades necessárias para realizar as missões e ajudar a identificar e selecionar soluções equilibradas (AcqNote Program Management Tool for Aerospace, 2023).

Um template de ConOps pode ser composto um Executive Summary (Sumário Executivo), Operations and Support Descriptions (Descrição de Operações e Suporte), Scenarios (Cenários), Functional Capabilities (Capacidades Funcionais), entre outros. A parte do cenário é onde encaixaremos a análise operacional e nosso estudo.

Em geral, os cenários descrevem o papel do ativo ou sistema, como ele irá interagir com entidades externas (tanto dentro como fora de seu componente principal) em vários modos e como as principais interfaces internas ou as principais capacidades internas são utilizadas. Em outras palavras, como o ativo ou sistema funcionaria dinamicamente em ação para entregar resultados de missão ou fornecer capacidade?

### **2.1.3 *Análise Operacional***

Uma análise operacional se resume a uma criação de cenários de aplicação do seu produto para uma operação. A análise compara o desempenho comercial atual com dados históricos para rever as operações comerciais. Ao analisarmos o histórico do cliente, as missões históricas realizadas e quais aeronaves já utilizadas, como uma análise de mercado, podemos entender a necessidade do cliente. Através disso, podemos compreender quais missões e operações aquele cliente está acostumado a realizar. Por exemplo, em um caso militar, podemos analisar que países de altas altitudes e com um

limite de pista, dificultam para uma aeronave turbofan realizar uma decolagem rápida de emergência (TEAM, 2023).

A análise operacional é composta de diversas fases, a primeira é o desenvolvimento do cenário operacional, visto na figura Figura 3, no qual se realiza o registro das informações e análise de cenário. Nesta fase, iremos analisar as perguntas a serem respondidas (tomada de decisão), analisar suportes, definir métricas relevantes e reunir as informações necessárias. Neste estudo, a pergunta a ser respondida é: "qual o aerofólio NACA melhor para realizar a missão selecionada?" Será utilizado software XFLR5 e materiais de estudo, o qual será debatido posteriormente. As métricas da qual devemos analisar estarão dentro do conceito e conteúdo e aerodinâmica.

A seguir, segue a figura do Desenvolvimento do Cenário Operacional, onde é possível analisar o início do fluxograma de análise operacional.

Figura 3 – Desenvolvimento do Cenário Operacional



Fonte: Elaborado pelo Autor

A segunda fase seria a interpretação do cenário operacional, onde será transformado os dados em informações do qual podemos tirar algum proveito, como um controle de variáveis. No caso das métricas do conceito aerodinâmico, podemos tirar quais informações dentro de um amplo leque de teorias aerodinâmicas, podem ser úteis em nossas missões.

A terceira fase explorar diferentes conceitos de operação do sistema, ou seja, selecionar modelos e ferramentas a serem usadas. A ferramenta utilizada será o software XFLR5 para simular e obter gráficos dos diferentes aerofólios NACA selecionados. Além disso, livros, pesquisas e outras fontes serão utilizadas como ferramentas.

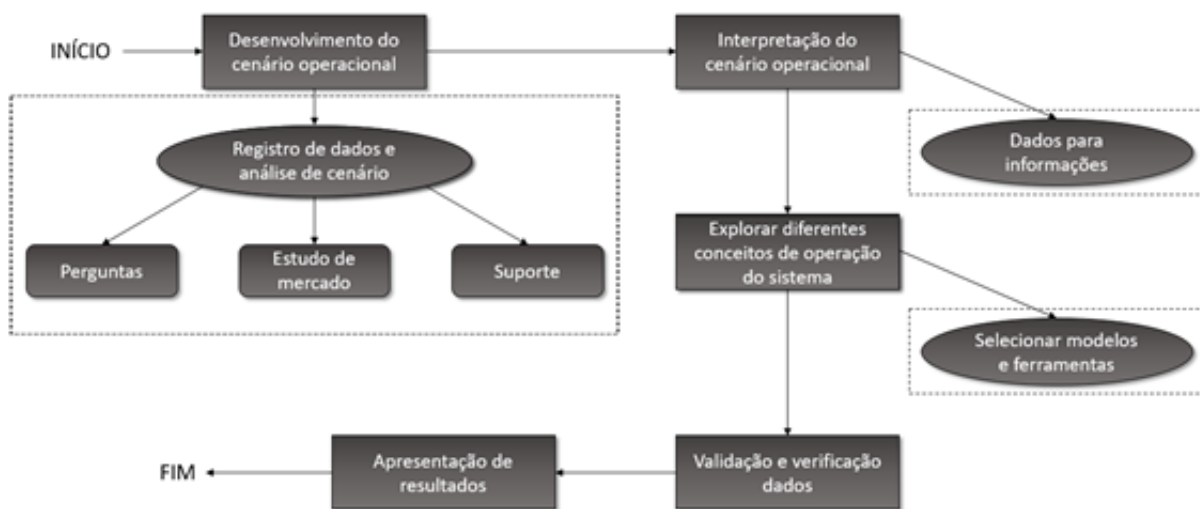
A quarta fase se trata da validade e verificação dos dados. Após obter os gráficos e analisar os

aspectos das missões, os dados serão analisados e será definido qual aerofólio se adequa melhor àquela respectiva missão. Os dados serão validados através de conceitos aerodinâmicos, que também serão apresentados.

A última fase será a apresentação dos resultados. Após verificar e validar os dados e respostas obtidas através das simulações, os resultados serão apresentados e discutidos. Lembrando que, os resultados obtidos através de uma análise operacional não se trata de um resultado definitivo, mas de um resultado em que, as informações e condições apresentadas nos levaram.

A figura Figura 4 apresenta a análise operacional do início ao fim, seguindo os passos explicados nos parágrafos anteriores.

Figura 4 – Fluxograma de Análise Operacional



Fonte: Elaborado pelo Autor

## 2.2 MISSÕES SELECIONADAS

“In November 2017, while searching for the missing Argentine Submarine ARA San Juan, the Brazilian Air Force sent a C-295M search and rescue aircraft and a P-3AM Orion anti-submarine warfare aircraft to assist in the international search effort.” (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2023b)

“On March 12, 2012, during the Operation Agata 4, the Brazilian Air Force used two A-29 Super Tucano to destroy a clandestine runway used by drug traffickers within the Amazon rainforest” (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2023b)

Podemos ver dois tipos de missões distintas nos trechos acima, ambos relacionados com a Força Área Brasileira. Através disso vemos que cada aeronave opera segundo aquilo que está em seus limites.

No primeiro trecho vemos uma aeronave C-295M, mostrada na figura 6(a) que é uma aeronave de transporte médio tático, projetado para missões de transportar objetos de grande peso, ou realizar missões de busca e resgate. No segundo trecho vemos uma aeronave A-29 Super Tucano, mostrada na figura 6(b), uma aeronave de ataque leve, com munições guiadas com precisão. Um C-295M poderia ter completado a segunda missão, ou um A-29 Super Tucano poderia ter realizado a primeira missão, porém não com a mesma eficácia que foi realizada.

Figura 5 – Aeronaves usadas pela Força Aérea Brasileira



(a) C-295M (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2022a)

(b) Super Tucano A-29 (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2023c)

Neste sentido, podemos entender que a missão que a aeronave irá realizar diz muito sobre como será o seu projeto. Entre as diversas fases de um projeto de aeronaves (Conceitual, Preliminar, Detalhado) e diversas áreas da fabricação (estrutura, aviônica, aerodinâmica, etc.), tudo depende do tipo de missão que a aeronave irá performar. Através dessas missões, irão ser criados cenários para simulação dos aerofólios (BARROS, 2001).

O trabalho consiste em avaliar três tipos de missões:

- Missão de transporte de carga – peso e carga;
- Missão de patrulha – autonomia;
- Missão de decolagem com pista curta – alta sustentação.

### 2.2.1 *Missão de Transporte de Carga*

Segundo a norma MIL-STD-3013A (PRACTICE, 2008) do Departamento de Defesa Americano: “As missões de transporte de carga/tropa são missões de raio ou alcance nas quais a carga ou uma carga de tropas é transportada de ou para algum local”. As aeronaves para esta missão são projetadas ou convertidas para o transporte de objetos, em vez de passageiros, sem priorizar o conforto para passageiros e geralmente com uma ou mais portas grandes para carregamento de carga; também conhecido como aeronaves de carga, cargueiros, aviões de transporte aéreo ou jatos de carga. Uma aeronave como de transporte possui uma seção transversal larga/alta da fuselagem, uma asa alta para

permitir que a área de carga fique próxima ao solo, numerosas rodas para permitir que ela pouse em locais despreparados, e uma cauda montada no alto para permitir que a carga seja transportada diretamente para dentro e para fora da aeronave (FILIPPONE, 2008).

Figura 6 – Blindado tcheco Pandur II APC sendo carregado em um KC-390



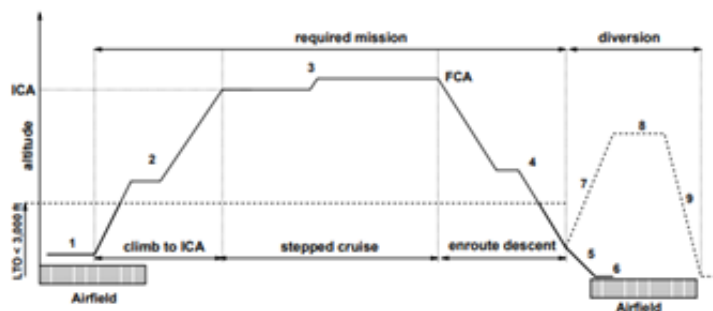
Fonte: Magalhães, André (2022).

Na figura Figura 6 é visto um KC-390, aeronave da empresa brasileira Embraer, carregando um Pandur II APC, cujo peso pode atingir até 20 toneladas, demonstrando que a capacidade de carga destas aeronaves são altas.

### *Perfil de Voo*

Uma missão típica de aeronave é ilustrada na imagem Figura 7. Toda missão de transporte de carga é semelhante, apenas a carga não é passageiros, mas materiais. Da mesma forma, saímos de um ponto A (seja um aeroporto, pista não pavimentada, ou outro tipo de pista) até um ponto B. Durante essa missão, existe, resumidamente, a decolagem, subida, voo de cruzeiro, descida e pouso. Por ser uma aeronave de carga, algumas vezes carregando até o máximo de carga útil (ou “payload”) possível, tem maior gasto de combustível.

Figura 7 – Perfil de Voo Básico de uma Aeronave

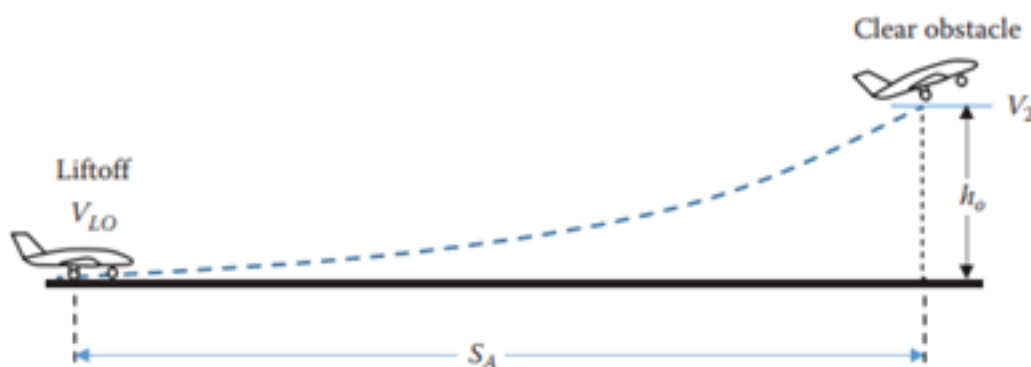


Fonte: Filippone (2008).

A decolagem é uma das fases mais críticas do perfil de voo, pois existem diversos fatores que podem impedir uma aeronave de sair do solo e partir para a fase de subida, mesmo sendo uma etapa de curta duração, em comparação com as etapas. A fase de decolagem será melhor discutida na missão de decolagem com pista curta (PAGLIONE et al., 2021).

A subida, fase da qual a aeronave já saiu do solo e decola até certa altitude para iniciar seu voo em cruzeiro, exige grande esforço da aeronave. A subida se inicia na última fase da decolagem, conhecida como “Airbrone section”, ou seguimento no ar,. Nessa fase é uma subida acelerada e dura, algumas vezes, menos de um minuto. Nesta fase a aeronave acelerará de forma mais lenta, pois está subindo e tem mais arrasto. Existem normas de certificação, como a 14 CFR Part 25 da FAR, da qual exige uma altura ( $h_0$ ), visto em Figura 8, de 35ft, ou 50ft para aeronaves movidas a motores pistão, e as aeronaves militares são obrigadas, pela norma MIL-STD, a remover um obstáculo de 50 pés durante a decolagem. Tudo isso para se certificar que a aeronave não se chocará com nenhum obstáculo ao longo de sua subida. Além disso, a aeronave precisa subir até a altitude de cruzeiro, por volta de 10000ft. O significado de toda essa fase é: por ser uma aeronave de transporte de carga, em uma fase que exige uma maior potência do motor para ganhar altitude, o consumo de combustível será maior em comparação com outras fases - obviamente, dependendo da distância de missão realizada, porém o esforço maior do motor vem na fase de subida (SADRAEY, 2017) (FILIPPONE, 2006).

Figura 8 – Airborne Section - Seguimento no ar



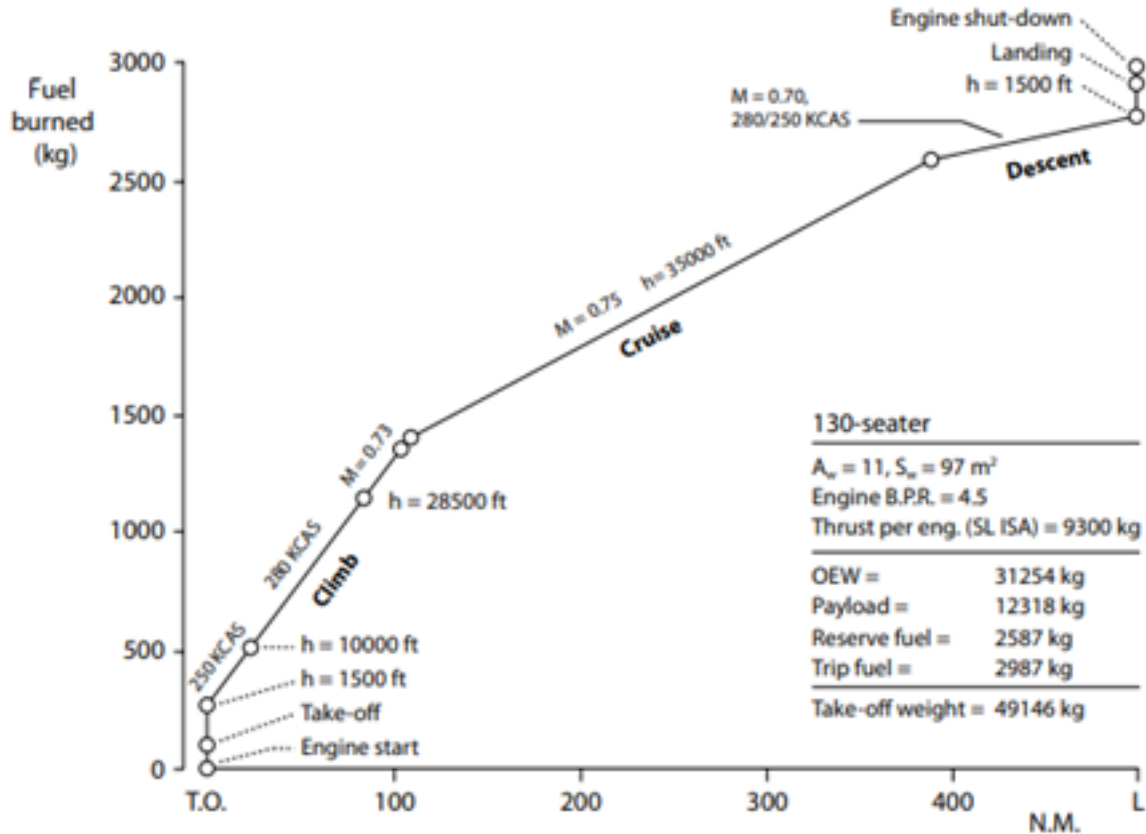
Fonte: Sadraey (2017).

O voo de cruzeiro é a etapa mais longa do voo, portanto a qual os operadores aeronáuticos tentam extrair o máximo de desempenho da aeronave. A meta nesta fase é sempre tentar garantir o baixo consumo de combustível sem aumentar o tempo de voo. Portanto, como já concluímos, a fase que queima mais combustível é a de subida, principalmente quando se trata de uma aeronave de transporte de carga carregando toneladas de materiais (PAGLIONE et al., 2021).

As fases de descida e pouso, por levar em consideração que não será necessário muito esforço do

motor, portanto sem grandes alterações no nível de combustível da aeronave, não iremos levar em consideração no debate.

Figura 9 – Consumo de combustível em uma viagem de 500 milhas náuticas



Fonte: Obert (2009).

Na figura Figura 9 podemos perceber que, por ser uma viagem mais longa a maior queima de combustível ocorre no voo em cruzeiro, mas podemos reparar como a reta é mais inclinada no momento da decolagem. Ou seja, caso calcularmos o coeficiente angular da reta, o coeficiente da subida e vai ser muito maior que a do voo em cruzeiro, levando então a confirmar a conclusão de que a decolagem requer maior queima de combustível.

### *Relação de Carga Paga e Queima de Combustível*

Como já dito, o problema de uma aeronave de transporte de carga irá ser a queima de combustível devido ao esforço do motor, principalmente na fase de subida.

A quantidade de combustível necessária para uma viagem segura ao longo da rota planejada é calculada para cada voo. Cada operador tem sua própria política de combustível. Esta política é

baseada no carregamento dos requisitos mínimos regulamentares de combustível (JAR-OPS 1). A quantidade mínima de combustível (Q) calculada para o planejamento de vôo é definida como:

$$Q = \text{taxifuel} + TF + CF + AF + FR + Add + XF \quad (1)$$

Sendo:

- taxifuel = Combustível para Táxi.

"AMC OPS 1.255 Combustível para táxi, que não deve ser inferior à quantidade prevista antes da decolagem. As condições locais no aeródromo de partida e o consumo de APU devem ser levados em consideração". É normalmente fixado pela média da duração do processo de taxiamento da aeronave.

- TF = Trip Fuel/ Combustível de viagem.

A quantidade de combustível necessária desde a liberação do freio no aeroporto de partida até o aterrissagem no aeroporto de destino.

- CF = Contingency Fuel/ Combustível de contingência.

Contabilizar o consumo adicional de combustível em rota causado por fatores imprevistos, tais como vento, mudanças de rota ou restrições de pista.

- AF = Alternate Fuel/ Combustível alternativo.

Leva em conta o combustível necessário para: aproximação falhada no aeroporto de destino, subir da altitude de aproximação perdida até o nível do cruzeiro, voo desde o final da subida até o início da descida, voo desde o início da descida até o início da aproximação, abordagem, aterrissagem no aeroporto alternativo, quando dois aeroportos alternativos são necessários.

- FR = Final Reserve Fuel/ Combustível final de reserva.

combustível mínimo necessário para voar durante 30 minutos em 1.500 pés acima do aeroporto alternativo ou aeroporto de destino, se um alternativo não for necessário, à velocidade de espera em condições ISA .

- Add = Additional Fuel/ Combustível adicional.

É adicionado para cumprir com uma exigência regulatória ou empresarial específica.

- XP = Extra fuel/ Combustível extra.

Fica a critério do piloto.

Quanto maior for a carga paga, maior será a queima de combustível, com isso, menor será o alcance da aeronave de transporte. Ou seja, cada combustível citado nos itens anteriores será queimado de forma mais rápido com uma carga muito alta dentro da aeronave (AIRBUS, 2002). Como exemplo, na tabela 1 podemos observar algumas aeronaves militares de transporte de carga e suas respectivas taxa de queima de combustível.

Tabela 1 – Taxa de queima de combustível para aeronaves de transporte de carga

Tipo de Aeronave	Taxa de queima de combustível (lbs/h)
C-5M	22110
C-17	21097
C-130H	4533
C-130J/30	4500
KC-10A	18948
KC-46A	11000
KC-135R/T	11291

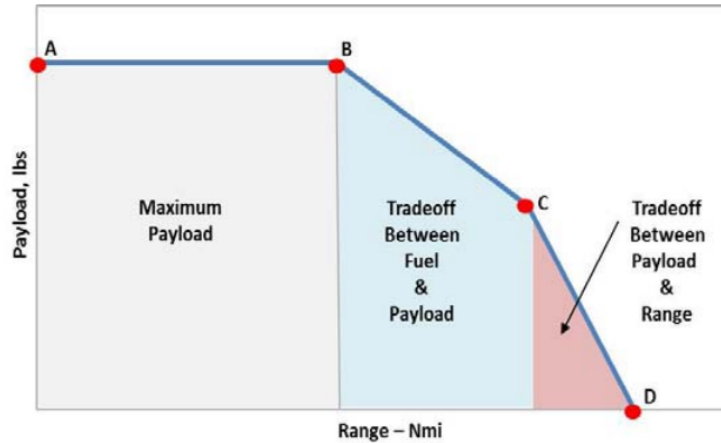
Fonte: Department of Air Force United States (2018).

### *Problema de Carga Paga e Alcance*

A discussão sobre o perfil e voo e queima de combustível levar à conclusão de que a missão de transporte tem um importante limitante: a relação de carga paga e alcance. O diagrama de carga paga e alcance (Payload - Range) é útil para: determinar a quantidade de carga útil que pode ser voada e em qual distância, de acordo com um conjunto de limitações operacionais. O diagrama é afetado pelo seu projeto aerodinâmico, eficiência estrutural, motor, capacidade de combustível e capacidade de carga. Cada aeronave possui seu próprio diagrama Payload - Range, com diferentes limitações.

A figura Figura 10 apresenta um diagrama típico. A área cinza, do ponto A ao B, mostra o alcance em que a aeronave consegue transportar a sua carga paga máxima (maximum payload). Longos alcances podem ser alcançados se o piloto estiver disposto a reduzir a carga paga em troca de combustível, como apresentado na área azul, dos pontos B ao C. O ponto C representa a faixa operacional máxima com tanques de combustível cheios. A área em vermelho, dos pontos C ao D, o combustível é maximizado, portanto o trade-off é de comprometer a carga paga a fim de alcançar um maior alcance.

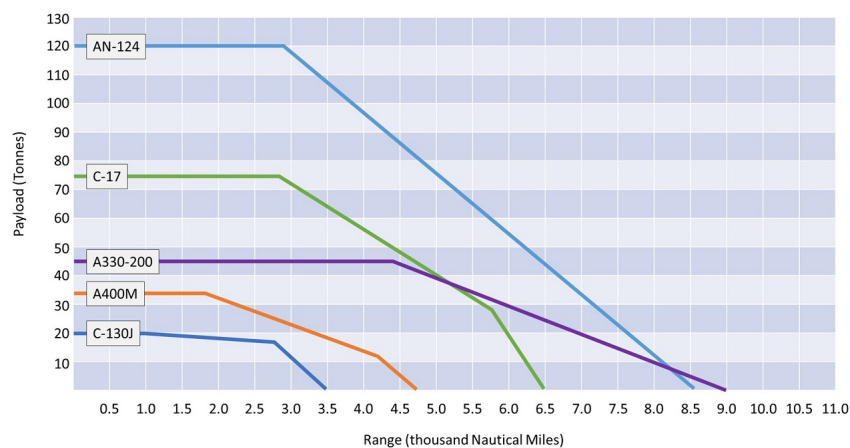
Figura 10 – Diagrama Payload - Range



Fonte: Ackert (2013).

Podemos analisar a figura Figura 11 a compara-lá com a figura Figura 10 e com a tabela 1. Obviamente, como já dito antes, diversos fatores alteram a taxa de queima de combustível de uma aeronave, porém vamos comparar o C-17 com o C-130 por exemplo. O C-130, uma aeronave com quatro motores turboélices com um consumo de combustível por volta de 4500 lbs/h e possui um máximo payload de, aproximadamente 20 toneladas. O C-17 é uma aeronave com quatro motores turbofan, com uma taxa de queima de combustível por volta de 21,097 lbs/h e com um máximo payload de mais de 70 toneladas. Vemos uma aeronave mais pesada, com um maior payload, quase quatro vezes maior que a outra, e possui um alcance muito maior. Como disse, existem diversos fatores que podem alterar a distância de alcance máximo de uma aeronave.

Figura 11 – Diagrama Payload - Range de aeronaves militares de transporte de carga.



Fonte: Think Defence (2023)

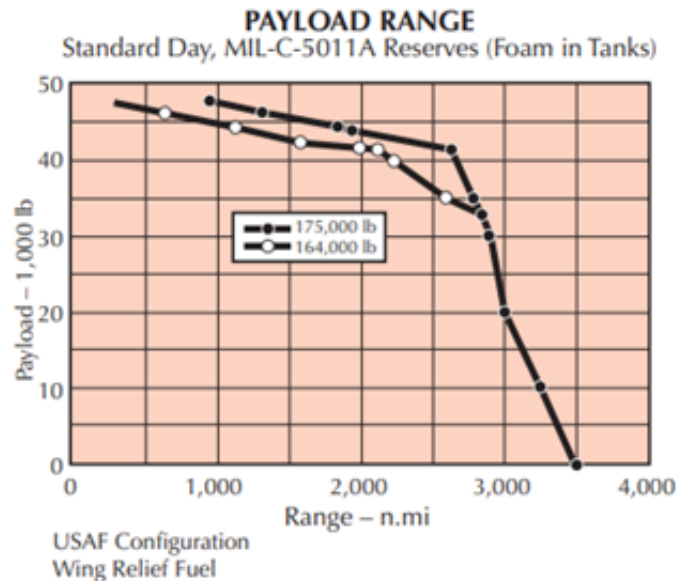
Na figura Figura 11 podemos analisar algumas aeronaves militares de transporte dentro de um diagrama Payload x Range. Observamos algumas coisas interessantes ao compararmos com a tabela 1. Vemos que uma aeronave como o C-17, com mais de 70 toneladas de Payload, consegue um alcance

maior em relação ao C-130J, com 20 toneladas de Payload. Obviamente existem diversos outros fatores que influenciam no alcance, como o motor, tamanho o tanque de combustível, aerodinâmica, entre outros fatores. Então, podemos concordar que nem toda aeronave mais pesada necessariamente irá ter um alcance menor em comparação com outro, porém, podemos concordar que a mesma aeronave, o C-17 por exemplo, irá ter um alcance maior caso voar com um menor Payload. Observamos na figura Figura 10 que dos pontos A ao B é o alcance do qual a aeronave consegue voar com um maior Payload, porém caso diminuirmos o Payload, essa linha aumenta e teremos um alcance maior.

Podemos analisar o exemplo específico do C-130, conforme a figura Figura 12. Neste diagrama, que está em libras, observamos a mesma situação já citada. Para um MTOW (Peso Máximo de Decolagem) de 175,000 lb, observamos um decaimento maior e mais expressivo em relação ao MTOW de 164,000 lb.

Todo esse problema citado em relação a um gasto de combustível maior devido a grande carga carregada por essas aeronaves, será um fator importante para debater e escolher os aerofólios para este tipo de missão.

Figura 12 – Diagrama Payload - Range da aeronave militar de transporte C-130



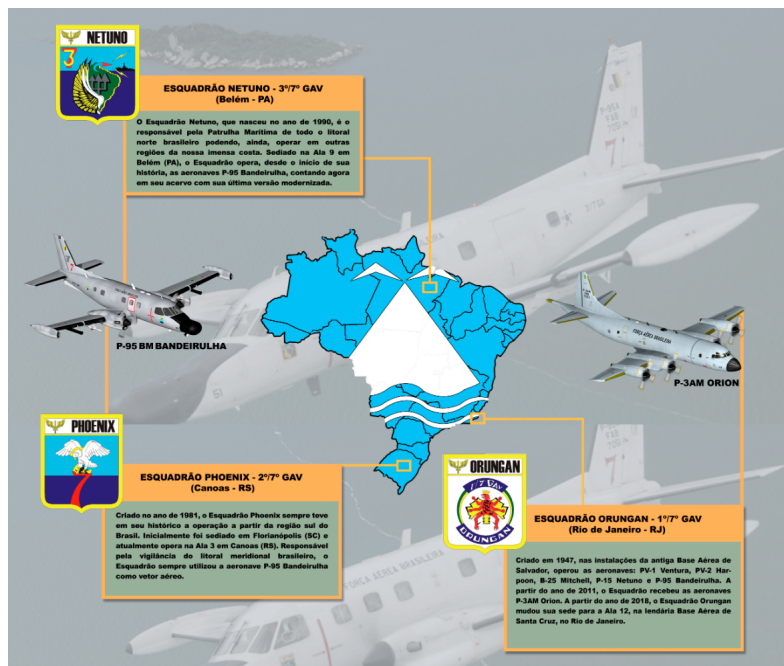
Fonte: Martin (2020).

### 2.2.2 Missão de Patrulha

"Com a responsabilidade de vigiar 24 horas por dia uma área de aproximadamente 13,5 milhões de quilômetros quadrados sobre o litoral brasileiro, a Aviação de Patrulha conta com três Esquadrões de voo e tripulações treinadas especialmente para isso."(Força Aérea Brasileira, 2017)

A missão de patrulha, como o próprio nome diz, tem o intuito de patrulhar seu território nacional. Essas missões tendem a ter uma longa duração em comparação com outras missões. A Aviação de Patrulha da FAB, por exemplo, realiza missões de busca e de salvamento (SAR) a náufragos, embarcações e aeronaves em alto mar. As aeronaves de patrulha possuem diversos radares e sensores. A Força Aérea Brasileira (FAB) dispõe de aeronaves P-95BM e P-3AM na dotação da Aviação de Patrulha. Irá ser explorado um poucos essas aeronaves e outras aeronaves para entender o conceito de missão de patrulha e imaginar quais conceitos aerodinâmicos fazem sentido e aerofólio faria mais sentido para esta missão (KAIPPER, 2019).

Figura 13 – Esquadrões e Aeronaves de Patrulha da FAB



Fonte: Força Aérea Brasileira (2017).

### A Autonomia em Missão de Patrulha

Aeronaves de patrulha requer uma autonomia muito alta. A autonomia, ou *endurance*, é o tempo que uma aeronave pode permanecer no ar para um determinado gasto de combustível e para um conjunto específico de condições de voo. Portanto, para uma aeronave de patrulha, é necessário permanecer um alto tempo no ar para monitoramento com uma certa quantidade de combustível, de preferência a mínima quantidade de combustível possível. Iremos considerar apenas a parte de voo em cruzeiro neste caso, pois como se trata de uma aeronave de patrulha, grande parte de sua missão irá se trata de voo em cruzeiro (SADRAEY, 2017).

Segundo Sadraey (2017), a equação geral de autonomia para uma aeronave será:

$$E = \int_0^E dx = \int_{W_1}^{W_2} \frac{-L}{CD} \frac{dW}{W} \quad (2)$$

Considerando:

- L = sustentação da aeronave;
- W = peso de combustível;
- C = consumo específico de combustível;
- D = arrasto;
- $W_1$  = o peso da aeronave no começo do voo;
- $W_2$  = o peso da aeronave no final do voo.

Devemos estabelecer algumas suposições simplificadores para nossa situação. Durante a duração do voo de cruzeiro, a sustentação deve ser mantido quase igual ao peso da aeronave, enquanto o peso está diminuindo gradualmente devido a queima de combustível.

$$L = W_{aeronave} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (3)$$

Independente do peso da aeronave, a velocidade está associada à três fatores: ângulo de ataque ( $\alpha$ ), um coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e a uma altitude. Como dito, o peso da aeronave é constantemente diminuído durante o voo. Portanto, segundo a equação anterior, para manter um voo nivelado, precisamos diminuir a sustentação para compensar a perda de peso. Existem três soluções mais práticas para isso (SADRAEY, 2017):

- Diminuição da velocidade de voo (mantendo altitude e coeficiente de sustentação constantes);
- Aumentando a altitude (mantendo a velocidade e coeficiente de sustentação constantes);
- Diminuindo o ângulo de ataque (mantendo a altitude e velocidade constante).

Considerando uma aeronave de patrulha, convém explorarmos e pensarmos mais nas duas primeiras situações. Pensando que muitas vezes a diminuição da velocidade pode ser necessária para patrulhar certas regiões e difícil visão e aumentar a altitude pode ser necessário para não ser reconhecido visualmente. Então, descartaremos desta análise a terceira opção.

Para cada caso, a equação de autonomia irá ser configurada. Na primeira opção, a velocidade deve ser reduzida com a mesma taxa que o peso da aeronave é reduzido. Na segunda solução, a densidade do ar deve ser diminuída; portanto, a altitude de vôo deve ser aumentada.

*Solução 1: Diminuição da velocidade de voo*

Analisando o primeiro caso, podemos assumir, em um voo de cruzeiro que a razão entre a sustentação e o arrasto da aeronave é igual a razão entre seus coeficientes:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (4)$$

Considerando a equação geral da autonomia discutida anteriormente, podemos assumir que o valor  $\frac{C_L}{C_D}$  é constante e será, portanto, retirado da integral, o resultado da integral se torna:

$$E_1 = \frac{C_L/C_D}{C} \ln \left[ \frac{1}{1 - W_f/W_1} \right] \quad (5)$$

Sendo o coeficiente de arrasto igual a:

$$C_D = C_{D_o} + K(C_L)^2 \quad (6)$$

Podemos relacionar os instantes 1 e 2 de tal que  $W_f = W_1 - W_2$ , sendo  $W_f$  o peso do combustível. Além disso, podemos relacionar a velocidade final,  $V_2$ , sendo:

$$V_2 = V_1 \sqrt{1 - \frac{W_f}{W_1}} \quad (7)$$

*Solução 2: Aumentando a altitude*

No programa de voo, a altitude aumenta conforme o peso da aeronave decaí, podemos concluir a mesma equação da solução anterior para a autonomia. Portanto:

$$E_2 = E_1 = \frac{C_L/C_D}{C} \ln \left[ \frac{1}{1 - W_f/W_1} \right] \quad (8)$$

Como neste caso o  $C_L$  é constante e temos variações de densidade, podemos relacionar os instantes 1 e 2 da seguinte forma:  $\sigma_2 = \sigma_1(1 - W_f/W_1)$ . Sendo  $\sigma_2$  a razão de densidade no final do voo de cruzeiro e  $\sigma_1$  a razão de densidade no início do voo de cruzeiro.

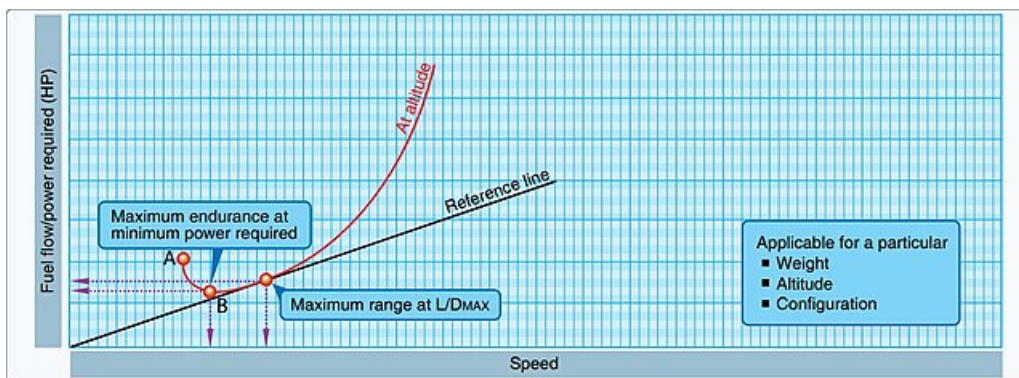
### Análise das soluções

Portanto analisando as equações das soluções citadas, concluímos que  $E_2 = E_1$ , portanto temos a mesma solução para ambos os casos. Levando isso em conta, é notável que quanto maior a relação de  $C_L/C_D$ , melhor será o valor final de autonomia. Isso será de profunda importância na análise do aerofólio. Portanto:

$$E_{1_{max}} = E_{2_{max}} = \frac{(C_L/C_D)_{max}}{C} \ln \left[ \frac{1}{1 - W_f/W_1} \right] \quad (9)$$

A condição de autonomia máxima seria obtida no ponto de mínima potência necessária, uma vez que isso exigiria o menor fluxo de combustível para manter o avião em vôo estável e nivelado. A condição de alcance máximo ocorreria onde a relação entre a velocidade e a potência necessária é maior. A condição de alcance máximo é obtida na relação máxima de sustentação/arrasto.

Figura 14 – Gráfico de máxima autonomia e alcance em relação à velocidade do ar



Fonte: Wikipédia, a enciclopédia livre (2022b)

A aeronave P-3AM Orion, citada anteriormente como parte do inventário da Força Aérea Brasileira, por exemplo, tem uma autonomia de, aproximadamente, 17 horas com dois motores ou 12 horas com quatro motores, ambos a altitude de 15000 pés.

### 2.2.3 Missão de Decolagem com Pista Curta

Um dos fatores que influenciam o ciclo de vida no mercado de uma aeronave é sua aplicabilidade, ou seja, a flexibilidade da aeronave em operar a partir de diversas condições. Aeroportos com pista curta existem ao redor do mundo, e uma aeronave flexível tem que ser capaz de operar na grande maioria desses aeroportos, para servir as mais diversas localidades. A decolagem é uma das fases mais críticas de voo, devido aos seus riscos, obstáculos, execução e outros fatores, mesmo sendo de curta duração. Algumas empresas possuem software específicos que com a introdução de alguns fatores, conseguimos descobrir se a aeronave consegue decolar com sua máxima capacidade e performance em certos aeroportos, portanto podemos entender sua suma importância (PAGLIONE et al., 2021).

Aqui no Brasil temos um exemplo disso, o Aeroporto de Congonhas possui sua maior pista com apenas 1940 metros de comprimento. A maioria das aeronaves comerciais exige uma pista, pavimentada, de 1800 metros (6000 pés) de comprimento, para um pouso sem dificuldades. Segue uma lista de aeroportos comerciais com as pistas mais curtas ao redor do mundo.

Tabela 2 – Lista de alguns aeroportos comerciais ao redor do mundo com pista curta

Aeroporto (SkyVector, 2023)	Comprimento da(s) pista(s) (metros)	Aeronaves e operações usadas
Aeroporto Juancho E. Yrausquin	400	Aeroplanos, Aeronaves STOL, Aeronaves à Hélice, Helicópteros. (DHC-6, BN-2)
Aeródromo de Heligoland	480	Aeronaves com até 5700 kg de MTOW e helicópteros até 10000 kg
Aeroporto Gustaf III	646	Pequenas aeronaves comerciais. (Pilatus PC-12 , Cessna 208B Grand Caravan , Britten-Norman BN-2 Islander)
Aeroporto da Cidade de Toronto Billy Bishop	750 e 1216	Aviação civil , ambulâncias aéreas , e companhias aéreas regionais que usam aviões turboélice
Aeroporto da Cidade de Londres	1508	Voos de treino, aeronaves multimotoras de asa fixa até o tamanho Airbus A318, Aeronaves STOL
Aeroporto São Paulo-Congonhas	1495 e 1940	Aeronaves comerciais, voo nacionais, pontes-área

Fonte: Dugdale (2020).

Através da tabela 2, é possível observar que a diferença das aeronaves operáveis nas pistas devido ao seu comprimento. Como irá ser definido posteriormente, existem vários fatores alteram o tamanho da pista para decolagem como massa da aeronave, empuxo do motor, pavimentação e etc. Aeronave de *STOL* são aeronaves convencionais de asa fixa que possui requisitos de pista curta para decolagem e pouso.

Podemos analisar também algumas aeronaves militares, de grande porte, e suas dimensões de pistas necessárias para decolagem. Lembrando que essas aeronaves, mesmo sendo de grande porte, são projetadas para ter uma decolagem mais rápida possível pelo fato de ser militar, e seguir outras normas da aviação comercial.

Figura 15 – Aeroportos de pista curta da tabela 2.



(a) Aeroporto Juancho E. Yraus- (b) Aeródromo de Heligoland (Wiki- (c) Aeroporto Gustaf III (Wikipédia, a  
 quin (Wikipédia, a enciclopédia livre, 2023e) enciclopédia livre, 2023d)  
 2022c)



(d) Aeroporto da Cidade de Toronto (e) Aeroporto da Cidade de Lon- (f) Aeroporto São Paulo-Congonhas  
 Billy Bishop (Wikipédia, a enciclopé- dres (Wikipédia, a enciclopédia li- (Wikipédia, a enciclopédia livre,  
 dia livre, 2023a) vre, 2023f) 2023i)

Através da tabela abaixo, podemos observar que aumentando o peso da aeronave, aumentamos o tamanho da pista que será necessário para decolagem. Todas as aeronaves são de cargueiros de transportes, como aqueles citados na análise da Missão de Transporte de Carga. O *Air Force Pamphlet* fornece esse tipo de informação. O *Air Force Pamphle* (Panfleto da Força Aérea) é um documento oficial utilizado pela Força Aérea dos Estados Unidos para fornecer diretrizes, políticas, procedimentos e informações relevantes para os membros da organização. Geralmente, esses panfletos abrangem uma ampla gama de tópicos, como operações, treinamento, segurança, manutenção, administração e outros assuntos relacionados às atividades da Força Aérea.

Tabela 3 – Restrições de Aeronaves em Aeroportos

Tipo de Aeronave	Mínimo (m)		Peso Vazio (Kg)	Peso Máximo de Decolagem (Kg)
	Pista para pouso	Largura para pista		
C-130H	914	19	38555,351	79378,6648
C-130J-30	914	19	40369,721	79378,6648
C-17	1067	28	126552,271	265351,536
C-5M	1829	45	181436,948	381017,591
KC-10A	2134	45	122832,814	267619,498

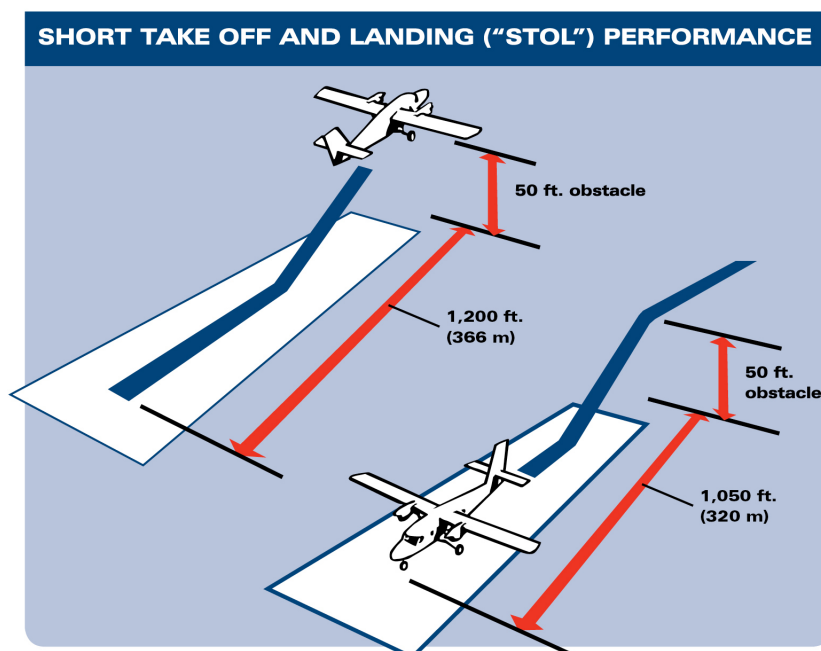
Fonte: Department of Air Force United States (2018).

## Aeronaves STOL

Um avião *STOL* nos dá a capacidade de ir a mais lugares, operar em diversos tipos de pistas. Uma aeronave com essa característica deve ser capaz de operar em velocidades baixas e oferecer um bom desempenho em cruzeiro. Por razões de ter uma decolagem mais rápida e efetiva, a asa deve ser projetada com um alto coeficiente de sustentação, de modo que a área da asa seja a menor possível. As asas mais curtas, além do coeficiente de sustentação, tornam a aeronave mais prática para operar em pistas menores e taxiar em hangares menores e ser mais fácil de construir (HEINTZ, 2009).

Essa aeronave e seus conceitos aerodinâmicos serão melhor explorados na Metodologia, quando será relacionado conceitos aerodinâmicos com cada missão de destaque.

Figura 16 – Performance de uma aeronave STOL



Fonte: Viking Air Ltd (2020).

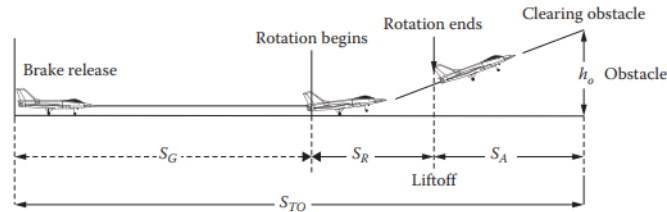
## Fases da Decolagem

Após o taxiamento e a manobra do piloto para posicionar a aeronave na pista em posição para decolagem, a manete é empurrada e os freios são liberados para iniciar a decolagem. Existe a possibilidade de falha do motor durante a decolagem deve ser sempre considerada, e a tripulação deve dispor dos meios apropriados para decidir sobre o procedimento mais seguro no caso de tal falha, por isso, pelas normas, a falha do motor mais crítico deve ser considerada. A decolagem de uma aeronave geralmente é dividida em três fases (SADRAEY, 2017):

- Seguimento no solo (Ground roll ou ground run) -  $S_G$ ;

- Seguimento de rotação ou transição (Transition or rotation) -  $S_R$ ;
- Seguimento no ar (Airborne) -  $S_A$ .

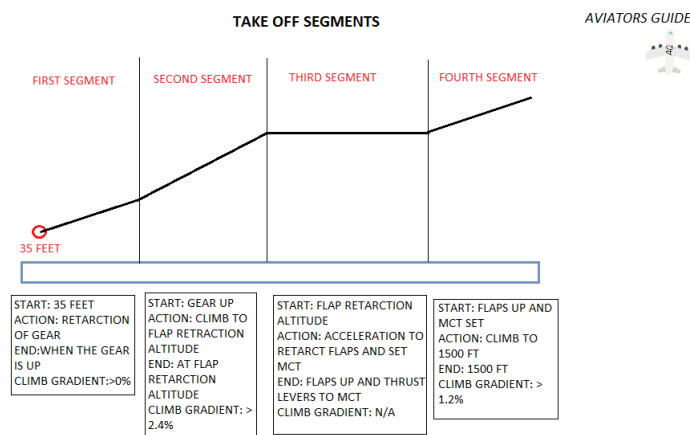
Figura 17 – Fases da decolagem



Fonte: Sadraey (2017).

Durante a fase de decolagem, o piloto deve atingir velocidade e ângulo de ataque suficientes para equilibrar as forças de sustentação e de peso da aeronave. O objetivo dessa primeira fase da decolagem, portanto, é acelerar suficiente de forma que a asa gere sustentação necessária para garantir o suporte do peso da aeronave. No final da fase de aceleração no solo, o piloto puxa o bastão para iniciar a rotação. A rotação estende-se até a aeronave perder o contato com o solo e atingir a velocidade de descolamento. Durante esta fase, a aceleração é mantida e o ângulo de ataque é aumentado a fim de alcançar uma sustentação maior. A fase no ar, após o piloto estabelecer certa altitude durante a rotação, a sustentação supera o peso da aeronave. Nesta fase a aeronave ultrapassa uma certa altura ( $h_o$ ), definida por padrões e normas de aeronavegabilidade, estabelecendo um gradiente de subida positivo e mantendo a aceleração. Além dessas três fases, existem diversos segmentos da decolagem após o seguimento do ar, porém não vale a pena mencionar todas para a conclusão deste estudo. O importante é definir os parâmetros deas três fases citadas, pois o que nos importa é o comprimento da pista.

Figura 18 – Seguimentos da decolagem após o seguimento do ar



Fonte: Aviators Guide (2020).

Cada fase possui parâmetros e velocidade específica, baseada em testes e, principalmente, em normas. É possível analisar isso na tabela abaixo.

Tabela 4 – Operação de decolagem para uma aeronave convencional com uma configuração de trem de pouso triciclo

		Fases/ Seguintos		
		Solo	Rotação	Ar
Sustentação (L) mais componente vertical da sustentação	Início	0	$< W$	$= W$
	Fim	$< W$	$= W$	$> W$
Coeficiente de sustentação (Cl)	Início	a	a	b
	Fim	a	b	c
Velocidade (V)	Início	0	$1.1V_s$	$1.2V_s$
	Fim	$1.1V_s$	$1.2V_s$	$1.3V_s$
Ângulo entre fuselagem e pista	Início	0	0	d
	Fim	0	d	d
Ângulo de Pitch (theta)	Início	0	0	d
	Fim	0	d	e
Contato entre trem de pouso e solo	Início	Todo trem de pouso	Todo trem de pouso	Apenas o trem de pouso principal
	Fim	Todo trem de pouso	Apenas o trem de pouso principal	Nenhum contato

Fonte: Sadraey (2017).

Considerando  $k_1 = 1.1 - 1.2$  e  $k_2 = 1.2 - 1.3$ , temos os seguintes parâmetros:

$$a : C_{LC} + \Delta C_{L_{flap}} \quad (10)$$

$$b : \frac{C_{L_{max}}}{(k_1)^2} \quad (11)$$

$$c : \frac{C_{L_{max}}}{(k_2)^2} \quad (12)$$

$$d : 0 \leq \alpha \leq (\alpha_s - 1); 0 \leq \theta \leq (\alpha_s - 1) \quad (13)$$

$$e : 0 \leq \theta \leq (\gamma_{max}) \quad (14)$$

O importante para esta análise será qual o comprimento necessário para uma aeronave decolar. Será a soma de todas as fases citadas, e vistas na figura Figura 17  $S_{TO} = S_G + S_R + S_A$ . Para isso, irá ser analisado cada sessão individualmente de forma breve.

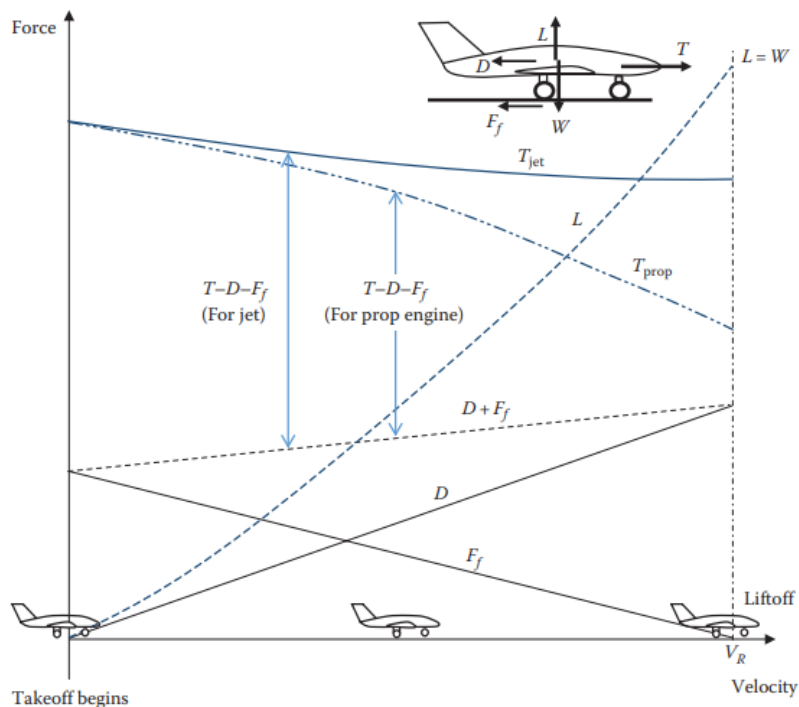
O segmento do solo, segundo Sandrey (SADRAEY, 2017) é dado por:

$$S_G = \frac{m}{\rho S(C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})} \ln \left[ \frac{(T/mg) - \mu}{T/mg - \mu - \frac{(K_{LO})^2(C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})}{C_{L_{max}}}} \right] \quad (15)$$

Sendo:

- $T$  a potência do motor;
- $\mu$  o coeficiente de atrito (dado tabelado);
- $C_{D_{TO}}$  e  $C_{L_{TO}}$  os coeficientes de arrasto e sustentação na decolagem, respectivamente;
- $\rho$  a densidade do ar;
- $S$  a área da asa;
- $K_{LO} = 2mg/\rho S C_{L_{max}}$ ;
- $C_{L_{max}}$  o coeficiente de sustentação máximo.

Figura 19 – Variação de força durante a operação de decolagem



Fonte: Sadraey (2017).

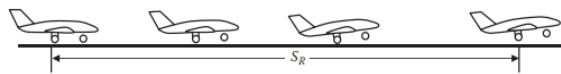
O segmento de rotação, segundo Sadraey (2017), pode ser dado por:

$$S_R = T_R V_R \quad (16)$$

Sendo:

- $T_R$  o tempo durante o seguimento de rotação (dado tabelado);
- $V_R$  a velocidade de rotação.

Figura 20 – Seguimento de rotação



Fonte: Sadraey (2017).

O segmento no ar segundo Sadraey (2017), é dado por:

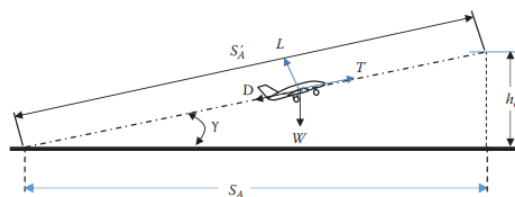
$$S_A = \sqrt{(S'_A)^2 - (h_o)^2} \quad (17)$$

$$S'_A = \frac{mg}{T_{ab} - D_{ab}} \left[ \frac{(V'_2)^2 - (V_{LO})^2}{2g} + h_o \right] \quad (18)$$

Sendo:

- $h_o$  a altura do obstáculo de acordo com regulamentos e aeroporto;
- $V_{LO}$  e  $V'_2$  as velocidades de decolagem e de mínima segurança, respectivamente, de acordo com regulamentos;
- $D_{ab}$  o arrasto durante o seguimento;
- $T_{ab}$  a tração média durante o seguimento.

Figura 21 – Forças durante a decolagem e relação entre  $S'_A$  e  $S_A$



Fonte: Sadraey (2017).

Portanto, através das formulas de cada seguimento, é possível analisar o quanto características aerodinâmicas influenciem no tamanho da pista necessário para decolagem. Como citado anteriormente sobre aeronaves *STOL*, uma alta sustentação, promovendo um aumento em seu coeficiente, irá diminuir o tamanho final da pista. Podemos analisar isso na relação da fórmula do seguimento do solo ( $S_G$ ) na diferença de coeficientes de arrasto e sustentação. Quanto maior for o coeficiente de sustentação, maior será a diferença e, na divisão com seu numerador, menor será o resultado. No seguimento do ar, também, podemos observar a influência de uma alta sustentação na relação de tração e arrasto. Sabemos que o arrasto depende de seu coeficiente de arrasto, que, em seus parâmetros, depende do coeficiente de sustentação.

### 2.3 AEROFÓLIOS NACA

Aerofólios, segundo Anderson, é uma forma curva projetada para gerar sustentação quando exposta ao fluxo de ar. Ele é usado para criar a força necessária para manter um avião no ar e controlar sua direção e estabilidade (ANDERSON, 2011). São normalmente colocados nas asas, caudas e superfícies de controle, e têm um formato aerodinâmico que permite gerar diferenças de pressão entre a parte superior e inferior do aerofólio, criando uma força ascendente que mantém a aeronave no ar.

Além disso, os aerofólios também são utilizados para controlar a aeronave, através da mudança de seu formato. Isso é feito através de superfícies de controle, como ailerons, flaps e lemes, que são usados para controlar a direção e velocidade da aeronave.

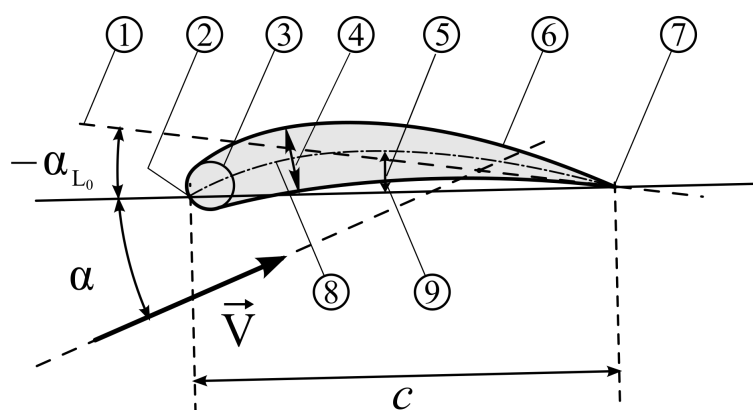
Os aerofólios NACA são uma família de formato de aerofólios desenvolvido pela The National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), uma agência que precedeu a National Aeronautics and Space Administration (NASA). O desenvolvimento foi iniciado em 1929 com uma investigação sistemática de uma família de aerofólios no túnel de vento de densidade variável de Langley (Centro de Pesquisa Langley - Hampton, Virginia, Estados Unidos) (LADSON et al., 1996).

No final dos anos 1920 e início do anos 1930, a NACA desenvolveu uma série de aerofólios cuidadosamente testados e elaborou uma designação numérica para categorizar o aerofólio - um número com quatro dígitos que representava as propriedades geométricas críticas da seção do aerofólio. As primeiras séries de aerofólio NACA, os 4 dígitos, 5 dígitos e 4, ou 5, dígitos modificados, foram gerados usando equações analíticas que descrevem a arqueamento (curvatura) da linha média (linha central geométrica) da seção de aerofólio, assim como a distribuição da espessura da seção ao longo do comprimento do aerofólio. As famílias posteriores, foram desenvolvidas utilizando formas mais complicadas usando métodos teóricos em vez de geométricos, como anteriormente. À medida que o projeto do aerofólio se tornou mais sofisticado, esta abordagem básica foi modificada para incluir

variáveis adicionais, mas estes dois valores geométricos básicos permaneceram no centro de todas as séries de aerofólio da NACA (ABBOTT; DOENHOFF; JR, 1945).

Os perfis de asa NACA são amplamente utilizados na aviação e engenharia aeroespacial devido à sua facilidade de fabricação e desempenho previsível em várias condições de voo. Eles são frequentemente usados em aeronaves leves, como planadores e aviões experimentais, bem como em grandes aeronaves comerciais. Os perfis de asa NACA são projetados para gerar sustentação e minimizar o arrasto, permitindo que a aeronave voe de forma mais eficiente.

Figura 22 – Elementos da geometria de um aerofólio



Fonte: Wikipédia, a enciclopédia livre (2023g).

Sendo 1 a linha de sustentação zero; 2 o bordo de ataque; 3 a circunferência do nariz; 4 a máxima espessura; 5 a curvatura; 6 a superfície superior; 7 o bordo de fuga; 8 a linha média de curvatura; e 9 a superfície inferior.

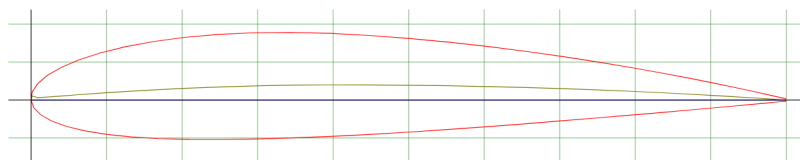
### 2.3.1 NACA - Série de Quatro Dígitos

Todos os aerofólios desta família tinham a mesma distribuição de espessura, e a quantidade e o tipo de arqueamento eram sistematicamente variados para produzir a família de aerofólios relacionados. Esta investigação dos aerofólios NACA da série de quatro dígitos produziu seções de aerofólios com coeficientes máximos de elevação mais altos e coeficientes mínimos de arraste mais baixos do que os das seções desenvolvidas antes daquela época.

O primeiro dígito especifica a curvatura máxima ( $m$ ) em porcentagem da corda ( $c$ ), o segundo indica a posição da curvatura máxima ( $p$ ) em décimos da corda, e os dois últimos números fornecem a espessura máxima ( $t$ ) do aerofólio em porcentagem da corda.

Por exemplo, o aerofólio NACA 2414, apresentado na figura Figura 23, tem 2% de curvatura localizada a 40% atrás do bordo de ataque do aerofólio, com 14% de espessura máxima (NACA, 2012).

Figura 23 – NACA 2414 - Airfoil Tools



Fonte: Airfoil Tools (i).

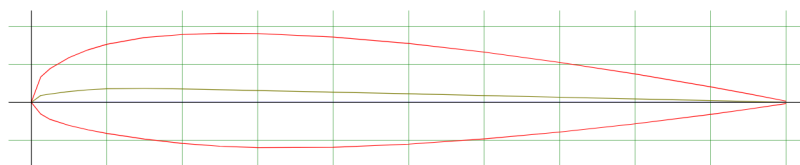
### 2.3.2 NACA - Série de Cinco Dígitos

A série de cinco dígitos da NACA utiliza as mesmas formas de espessura que a série de quatro dígitos, porém a linha média de curvatura é definida de forma diferente da anterior e a forma da nomenclatura é um pouco mais complexa.

O primeiro dígito, quando multiplicado por 1.5, produz o coeficiente de sustentação de projeto ( $C_L$ ) em décimos. Os dois dígitos seguintes, quando multiplicado por 0.5, dão a posição da curvatura máxima ( $p$ ) em décimos da corda. Os próximos dois dígitos, indicam a a porcentagem de máxima espessura (NACA, 2012).

Na figura abaixo vemos um exemplo de aerofólio NACA de 5 dígitos, o NACA 23015, que possui uma espessura máxima de 15%, um coeficiente de sustentação de projeto de 0,3 e uma espessura máxima localizada a 15% da borda de ataque.

Figura 24 – NACA 23015



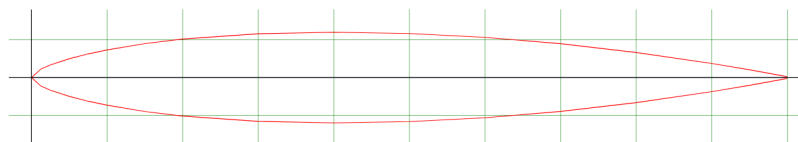
Fonte: Airfoil Tools (d)

### 2.3.3 Série NACA Modificada de Quatro e Cinco Dígitos

Os perfis desta série podem ser modificados, por algum motivo aerodinâmico ou fabricação, adicionando dois dígitos após um hífen, como NACA ABCD-EF. Esses dois número carregam mais uma característica do aerofólio.

O primeiro dígito diz sobre o arredondamento do nariz, a circularidade do bordo de ataque. Esse dígito vai de 0 à 6, sendo 0 representando um nariz afiado e 6 sendo igual do aerfólio original. O segundo dígito representa a localização da espessura máxima em décimos de corda, Por exemplo, um NACA 0012-34, mostrado na figura Figura 25, significa que a espessura máxima está a 40% do bordo de ataque (NACA, 2012).

Figura 25 – NACA 0012-34



Fonte: Airfoil Tools (a).

### 2.3.4 NACA - Série 1 ou Série 16

Essa nova abordagem, desenvolvida nos anos de 1930, foi desenvolvida com base na teoria do aerofólio e não nas relações geométricas, como as anteriores. A série 1 foi matematicamente derivada das características desejadas de sustentação. O conceito por trás, portanto, foi especificar a distribuição de pressão desejada sobre o aerofólio e, a partir disso, derivar a forma geométrica que produz esta distribuição de pressão.

Os perfis aéreos da série NACA I são designados por um "número" de cinco dígitos, normalmente na forma de NACA AB-CDE. O primeiro dígito representa a designação da série e o segundo representa a localização da área de pressão mínima em décimos da corda. Os perfis NACA 16-CDE são os mais utilizados, sendo 1 indicando a série e 6 representando 60% da distância em relação ao bordo de ataque. Por isso que a família NACA Série 1 é comumente chamada de Série 16 também.

Após o hífen, ainda contém 3 dígitos, sendo o primeiro representando o coeficiente de sustentação em décimos e os dois últimos dígitos representa a espessura máxima em porcentagem da corda (NACA, 2012).

### 2.3.5 NACA - Série 6

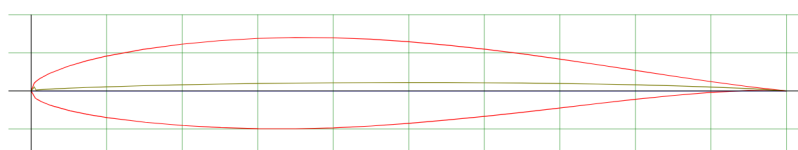
A série é uma melhoria sobre os aerofólios da Série 1, usando um método teórico melhorado. Assim como a Série 1, depende da distribuição de pressão e sustentação desejada, porém o projeto da Série 6 foi maximizar a região de fluxo laminar, assim, o arrasto sobre uma pequena faixa de coeficientes de sustentação poderiam ser reduzidos.

São normalmente designados por um número de seis dígitos juntamente com uma declaração mostrando o tipo de linha média utilizada, normalmente da forma  $NACA AB_C - DEF, \alpha = X$ . Acaba sendo mais confusa do que as outras, pois há muitas variações entre elas. O primeiro número continua indicando a série, nesse caso "6", sendo projetada para um maior fluxo laminar que as anteriores. O segundo dígito continua, também, representando a localização da área de pressão mínima em décimos da corda. O subscrito indica a faixa do coeficiente de sustentação em décimos, acima e abaixo, do coeficiente de sustentação do projeto, indicado pelo próximo dígito, em décimos, após o hífen, em

que existem gradientes de pressão favoráveis em ambas as superfícies. Os últimos dois dígitos indicam, assim como a Série 1, a espessura máxima em porcentagem da corda. O valor de  $\alpha$ , indicado após a vírgula, representa a fração da corda a qual a distribuição de pressão é uniforme, o fluxo laminar é mantido. Caso o valor de  $\alpha$  não for dado, é padrão assumir valor de 1, ou seja, distribuição constante sobre todo aerofólio (NACA, 2012).

Na figura Figura 26, temos um exemplo de aerofólio para esta série, o NACA 63-212, com o primeiro número, 6, indicando a série em que pertence; a área de pressão mínima localizada em 40% da corda; com 0,2 de coeficiente de sustentação de projeto; e espessura máxima de 12% da corda. Como o  $\alpha$  não é dado, assumimos 1, portanto a distribuição de pressão é constante sobre todo aerofólio.

Figura 26 – NACA 63-212



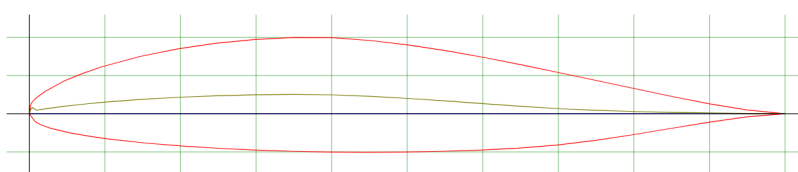
Fonte: Airfoil Tools (m).

### 2.3.6 NACA - Série 7

A Série 7 foi outro avanço na investida de maximizar o fluxo laminar pela identificação dos locais de pressão mínima nas superfícies superior e inferior. A nomenclatura é composta por 6 dígitos e uma letra. Os dois primeiros dígitos são parecidos com as séries anteriores, indicando o número da série, "7" no caso, e a região de mínima pressão na superfície superior, respectivamente. O próximo dígito é a a região de mínima pressão na superfície inferior. Após uma sequência de três dígitos, é a vez de uma letra, para distinguir diferentes aerofólios com a mesma designação numérica. Os últimos três dígitos são semelhantes a série 6, o primeiro indicando o coeficiente de sustentação do projeto, e os dois últimos a a espessura máxima em porcentagem da corda (NACA, 2012).

O NACA 747A315, como indicado na figura Figura 27, é um aerofólio com a área de pressão mínima de 40% da corda na superfície superior e 70% da corda na superfície inferior, usa o perfil "A" padrão, tem um coeficiente de sustentação de 0,3 e tem uma espessura máxima de 15% da corda.

Figura 27 – NACA 747A315



Fonte: Airfoil Tools (n).

### 2.3.7 NACA - Série 8

A Série 8 foi uma "ajuste" final nas Série anteriores, 6 e 7, projeto para maximizar o fluxo laminar acima e abaixo da asa, levando a a aeronave a voar em velocidades supercríticas. Uma variação final na metodologia das séries 6 e 7 foi a série NACA 8, projetada para voar em velocidades supercríticas. Como os aerofólios anteriores, o objetivo era maximizar a extensão do fluxo laminar nas superfícies superior e inferior independentemente. A numeração é idêntica à dos perfis da série 7, com exceção do primeiro dígito, que indica a série, que nesse caso será "8".

### 2.3.8 Resumo das séries

Após um estudo sobre os tipos de aerofólios NACA, podemos simplificar com uma tabela. No caso do estudo em questão para Trabalho de Conclusão de Curso, podemos observar que, pela missões selecionadas na sessão anterior deste mesmo capítulo de Fundamentação Teórica, a Série 4 e Série 5 são os dois tipos que mais fazem sentidos para a análise do nosso estudo. Como dito anteriormente, iremos analisar qual aerofólio podemos utilizar nas aeronaves de cada missão, com isso, podemos fazer uma redução para os aerofólios NACA de série 4 e 5.

Tabela 5 – Resumo das séries da família de aerofólios NACA.

Família NACA	Vantagens	Desvantagens	Aplicações
Série 4	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Boas características de estol;</li> <li>2. Pequeno movimento do centro de pressão em uma grande faixa de velocidade;</li> <li>3. A rugosidade tem pouco efeito.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Baixo coeficiente máximo de sustentação;</li> <li>2. Arrasto relativamente alto;</li> <li>3. Momento de arfagem elevado.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Aviação geral, Superfícies horizontais de controle.</li> <li>2. Simétricas: Jatos supersônicos, pás de helicóptero, capas protetoras, aletas de mísseis/foguetes.</li> </ol>
Série 5	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Coeficiente máximo de sustentação mais elevado;</li> <li>2. Baixo momento de arfagem;</li> <li>3. A rugosidade tem pouco efeito</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Comportamento de estol pobre;</li> <li>2. Arrasto relativamente alto.</li> </ol>	Aviação geral, bombardeiros e transportes com motor a pistão, aviões de transporte regional, jatos executivos.
Série 16	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Evita picos de baixa pressão;</li> <li>2. Baixo arrasto em alta velocidade.</li> </ol>	Relativamente baixa sustentação.	Hélices de aeronaves, hélices de navios.
Série 6	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Coeficiente máximo de sustentação elevado;</li> <li>2. Arrasto muito baixo em uma pequena faixa de condições de operação;</li> <li>3. Otimizado para alta velocidade.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Alto arrasto fora da faixa ótima de condições de operação;</li> <li>2. Alto momento de arfagem;</li> <li>3. Comportamento de estol pobre;</li> <li>4. Muito suscetível à rugosidade.</li> </ol>	Caças com motor a pistão, jatos executivos, treinadores a jato, jatos supersônicos.
Série 7	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Arrasto muito baixo em uma pequena faixa de condições de operação;</li> <li>2. Baixo momento de arfagem.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Coeficiente máximo de sustentação reduzido;</li> <li>2. Alto arrasto fora da faixa ótima de condições de operação;</li> <li>3. Comportamento de estol pobre;</li> <li>4. Muito suscetível à rugosidade.</li> </ol>	Raramente utilizado
Série 8	Desconhecido	Desconhecido	Mais raramente utilizado

Fonte: NACA (2012)

## 2.4 AERODINÂMICA DO ESTUDO

A aerodinâmica é o estudo dos movimentos do ar e de outros gases, e das forças que eles exercem sobre corpos em movimento, tais como aviões, mísseis, projéteis e automóveis e está preocupada com

a natureza do fluxo, das forças que atuam sobre o objeto e da dissipação de energia (ANDERSON, 2011; HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

Aerodinâmica é importante para entender como esses objetos se movem e como podem ser projetados para melhorar seu desempenho. A aerodinâmica é amplamente aplicada na engenharia aeronáutica, automotiva, naval e civil. A compreensão da aerodinâmica também é importante para a segurança em vários campos, como construção de pontes e torres. A aerodinâmica é o estudo do movimento do ar em torno de objetos, como aviões, asas, carros, navios e edifícios. Ela é importante para entender como esses objetos se movem e como podem ser projetados para melhorar seu desempenho. A aerodinâmica abrange conceitos como arrasto, sustentação, empuxo e resistência, e é amplamente aplicada na engenharia aeronáutica, automotiva, naval e civil. A compreensão da aerodinâmica também é importante para a segurança em vários campos, como aviação e construção de pontes e torres.

Alguns pontos e áreas da aerodinâmica irão ser importante para o restante do estudo. Os principais conceitos aerodinâmicos relevantes para o estudo são: sustentação, arrasto, ponto de estol, centro de pressão e momento de arfagem. A intenção é apresentar esse conceitos aerodinâmicos, que são fundamentais para entender como um aerofólio funciona e como ele pode ser projetado para atender aos requisitos de desempenho desejados.

#### **2.4.1 *Sustentação***

A geração de sustentação em um aerofólio é explicada pela condição de Kutta, que afirma que o ar que passa sobre a superfície superior do aerofólio deve seguir uma trajetória que se descola suavemente da borda de fuga, sem formar vórtices. Esse descolamento suave é essencial para a geração de sustentação, pois cria uma diferença de pressão entre a superfície superior e inferior do aerofólio, gerando uma força de sustentação na direção perpendicular ao fluxo de ar (ANDERSON, 2011; HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

De acordo com o Princípio de Bernoulli, a pressão de um fluido diminui à medida que sua velocidade aumenta. Assim, o ar que passa pela superfície superior do aerofólio, onde a curvatura é maior, tem sua velocidade aumentada, gerando uma diminuição na pressão. Já o ar que passa pela superfície inferior do aerofólio tem sua velocidade diminuída, gerando uma pressão maior. A diferença de pressão resultante entre as superfícies superior e inferior do aerofólio gera a força de sustentação.

A forma do aerofólio é fundamental para a geração de sustentação, pois ela determina a velocidade e a direção do fluxo de ar em torno do aerofólio. Um aerofólio com maior curvatura terá um deslocamento de ar maior e, portanto, uma diferença de pressão maior, resultando em uma maior força de sustentação.

No entanto, um aerofólio muito curvo pode gerar turbulência no fluxo de ar e comprometer a geração de sustentação (WHITE, 2015).

O coeficiente de sustentação ( $C_l$ ) é uma grandeza adimensional que representa a eficiência aerodinâmica do aerofólio em gerar sustentação em relação à área do aerofólio exposta ao fluxo de ar. Ele é definido como a relação entre a força de sustentação ( $L$ ) e a área da seção transversal do aerofólio ( $S$ ) multiplicada pela densidade do ar ( $\rho$ ) incidente e a velocidade relativa do ar ( $V$ ) ao aerofólio elevado ao quadrado (WHITE, 2015). Matematicamente, podemos escrever:

$$C_l = \frac{L}{0.5\rho V^2 S} \quad (19)$$

#### 2.4.2 Arrasto

A força de arrasto é gerada devido à resistência do fluido em relação ao movimento do aerofólio. Essa resistência ocorre devido à formação de uma camada limite no aerofólio, onde o fluido se move em camadas paralelas, formando uma região de baixa velocidade próximo à superfície do aerofólio. Essa região de baixa velocidade causa uma queda de pressão na superfície superior do aerofólio, resultando em uma força na direção contrária ao movimento do aerofólio, que é a força de arrasto (WHITE, 2015).

A força de arrasto pode ser dividida em duas componentes: arrasto de pressão e arrasto de fricção. O arrasto de pressão é causado pela diferença de pressão entre a superfície superior e inferior do aerofólio, enquanto o arrasto de fricção é causado pela fricção do fluido na superfície do aerofólio. O arrasto de fricção é a componente predominante em baixas velocidades, enquanto o arrasto de pressão é predominante em altas velocidades (BERTIN; SMITH, 1998a).

O coeficiente de arrasto é uma grandeza adimensional que relaciona a força de arrasto com a área frontal do aerofólio e a velocidade relativa do fluido. Ele é definido como a força de arrasto por unidade de área frontal, dividida pela pressão dinâmica do fluido e é representado pela equação:

$$C_d = \frac{D}{0.5\rho V^2 A} \quad (20)$$

A minimização da força de arrasto é um dos principais objetivos no projeto de aerofólios, especialmente em aplicações aerodinâmicas de alta velocidade, onde o arrasto pode representar uma parcela significativa da resistência total. A redução da força de arrasto pode ser alcançada através de diversas técnicas, incluindo a utilização de perfis aerodinâmicos otimizados, o aumento do comprimento da

asa, a diminuição da espessura do perfil e a utilização de dispositivos de controle de fluxo (KATZ; PLOTKIN, 2001).

Onde  $C_d$  é o coeficiente de arrasto,  $D$  é a força de arrasto,  $\rho$  é a densidade do fluido,  $V$  é a velocidade relativa do fluido e  $A$  é a área frontal do aerofólio (ANDERSON, 2011).

### 2.4.3 Ponto de estol

O ponto de estol, também conhecido como ângulo crítico de ataque, é um fenômeno aerodinâmico que ocorre quando a camada limite que se forma na superfície do aerofólio se torna turbulenta, causando uma diminuição significativa na sustentação gerada pelo aerofólio. Isso geralmente ocorre quando o ângulo de ataque do aerofólio atinge um valor crítico, que depende das características geométricas do aerofólio, bem como das condições de fluxo ao redor dele (WHITE, 2015).

A transição da camada limite laminar para a camada limite turbulenta é um processo complexo, influenciado por uma série de fatores, incluindo a rugosidade da superfície, a velocidade do fluxo, a viscosidade do fluido e a geometria do aerofólio. A turbulência na camada limite pode levar a um descolamento do fluxo na superfície do aerofólio, o que reduz a pressão local e a sustentação gerada pelo aerofólio (BERTIN; SMITH, 1998a).

O ponto de estol pode ser caracterizado pela relação entre o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque do aerofólio. A curva que representa essa relação é conhecida como curva de sustentação do aerofólio. Em geral, essa curva apresenta um aumento suave no coeficiente de sustentação com o aumento do ângulo de ataque, seguido por uma queda acentuada no coeficiente de sustentação quando o ângulo de ataque atinge o valor crítico. Esse ponto é conhecido como ponto de estol ou ângulo crítico de ataque (KATZ; PLOTKIN, 2001).

A descrição matemática do ponto de estol pode ser dada pela equação de Kutta-Joukowski, que relaciona a sustentação gerada pelo aerofólio com a circulação ao redor dele. Essa equação é válida tanto para aerofólios bidimensionais como para asas tridimensionais e é dada por:

$$L = \rho V_{\infty} \Gamma \quad (21)$$

onde  $L$  é a sustentação,  $\rho$  é a densidade do fluido,  $V_{\infty}$  é a velocidade do fluxo, e  $\Gamma$  é a circulação ao redor do aerofólio. Essa equação mostra que a sustentação gerada pelo aerofólio é proporcional à circulação ao redor dele (WHITE, 2015).

Outra importante medida utilizada para caracterizar o ponto de estol é o coeficiente de sustentação, que é definido anteriormente e dado pela equação 19. A curva de sustentação do aerofólio é geralmente

apresentada em termos do coeficiente de sustentação, o que permite uma comparação direta entre diferentes aerofólios.

#### 2.4.4 Centro de pressão

O centro de pressão é um ponto imaginário em um aerofólio onde a resultante das forças aerodinâmicas atuantes é aplicada. Essa resultante pode ser decomposta em duas componentes, a força normal e a força tangencial, que atuam perpendicularmente e paralelamente à direção do fluxo de ar, respectivamente. O centro de pressão é um importante parâmetro aerodinâmico que influencia no desempenho e estabilidade do aerofólio (ANDERSON, 2011).

O centro de pressão varia de posição ao longo do comprimento do aerofólio conforme o ângulo de ataque é alterado. Quando o ângulo de ataque é aumentado, o centro de pressão se move para frente, enquanto que quando o ângulo de ataque é diminuído, ele se move para trás. Isso ocorre porque a força normal é proporcional ao seno do ângulo de ataque, enquanto a força tangencial é proporcional ao cosseno do ângulo de ataque. Portanto, a resultante dessas forças também varia conforme o ângulo de ataque é alterado (KATZ; PLOTKIN, 2001).

A posição do centro de pressão pode ser determinada experimentalmente ou através de cálculos teóricos. Uma das formas teóricas de determinar a posição do centro de pressão é através da análise do momento aerodinâmico. O momento aerodinâmico é definido como a integral da pressão ao longo da corda do aerofólio. A partir desse momento, é possível determinar a posição do centro de pressão utilizando a seguinte fórmula:

$$x_{cp} = \frac{c_m}{c} \quad (22)$$

Onde  $x_{cp}$  é a posição do centro de pressão em relação à borda de ataque do aerofólio,  $c_m$  é o momento aerodinâmico em relação a um ponto de referência e  $c$  é a corda do aerofólio. Essa fórmula é conhecida como fórmula de Lanchester-Prandtl, em homenagem aos seus criadores (ABBOTT; DOENHOFF; JR, 1945; ANDERSON, 2011).

Outra forma de determinar a posição do centro de pressão é através da análise da distribuição de pressão ao longo da superfície do aerofólio. Essa distribuição pode ser medida experimentalmente utilizando sensores de pressão ou calculada teoricamente através da equação de Navier-Stokes. A partir da distribuição de pressão, é possível determinar a posição do centro de pressão utilizando a seguinte fórmula:

$$x_{cp} = \frac{\int_0^c C_p x dx}{\int_0^c C_p dx} \quad (23)$$

Onde  $x_{cp}$  é a posição do centro de pressão em relação à borda de ataque do aerofólio,  $C_p$  é o coeficiente de pressão ao longo da superfície do aerofólio,  $x$  é a posição ao longo da corda do aerofólio e  $dx$  é um elemento infinitesimal ao longo da corda. Essa fórmula é conhecida como fórmula de Biot-Savart, em homenagem aos seus criadores (BERTIN; SMITH, 1998b).

Ambas as fórmulas são amplamente utilizadas na análise e projeto de aerofólios e são fundamentais para o entendimento do comportamento aerodinâmico dessas estruturas.

#### 2.4.5 *Momento de arfagem*

O momento de arfagem, também conhecido como momento de pitching, é um dos três momentos aerodinâmicos que atuam em um aerofólio, juntamente com o momento de rolagem e o momento de guinada. Ele se refere ao momento em torno do eixo transversal de um aerofólio, que é perpendicular ao seu plano médio. Esse momento é causado pela diferença de pressão entre a superfície superior e inferior do aerofólio, gerando uma força que age em um ponto chamado centro de pressão. Quando o centro de pressão não está alinhado com o centro de gravidade do aerofólio, ocorre o momento de arfagem, que pode ser positivo ou negativo, dependendo da direção da força resultante (ANDERSON, 2011).

A magnitude do momento de arfagem depende de vários fatores, como a forma do aerofólio, a velocidade do ar, o ângulo de ataque e a viscosidade do fluido. A equação geral para calcular o momento de arfagem em um aerofólio é dada por:

$$M = \int_0^c x(C'_p - C_{p0})cdx \quad (24)$$

Onde  $M$  é o momento de arfagem em relação a um ponto de referência,  $x$  é a posição ao longo da corda do aerofólio,  $C'_p$  é o coeficiente de pressão local na superfície do aerofólio,  $C_{p0}$  é o coeficiente de pressão na posição de referência e  $c$  é a corda do aerofólio. Essa equação é conhecida como equação de Kutta-Joukowski e foi desenvolvida por Martin Kutta e Nikolai Joukowski no início do século XX (ANDERSON; BOWDEN, 2005).

A equação de Kutta-Joukowski é derivada a partir da equação de Navier-Stokes, que descreve o movimento do fluido em torno do aerofólio. A equação é resolvida utilizando-se a técnica de integração

de linha, que envolve a integração da pressão ao longo da superfície do aerofólio. Essa técnica é baseada no teorema de Kelvin, que estabelece que o momento aerodinâmico em torno de um ponto em um aerofólio é igual ao produto da densidade do fluido, a velocidade do ar e o circulação em torno do ponto (KARAMCHETI, 2012).

A circulação é definida como o fluxo de momento ao longo de uma linha fechada em torno do aerofólio, e pode ser calculada utilizando-se a equação de Kutta-Joukowski, que relaciona a circulação com a força aerodinâmica e a velocidade do ar. A partir da circulação, é possível calcular o centro de pressão e, conseqüentemente, o momento de arfagem (ANDERSON; BOWDEN, 2005).

A compreensão do momento de arfagem é fundamental para o projeto e análise de aerofólios em diversas aplicações, desde aeronaves até turbinas eólicas. Por isso, diversas pesquisas têm sido realizadas na área, utilizando técnicas experimentais e computacionais avançadas para aprimorar a compreensão e o desempenho dos aerofólios (ZHANG et al., 2021).

### 3 METODOLOGIA

#### 3.1 CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE CADA MISSÃO

A aerodinâmica é um dos aspectos mais importantes no projeto e construção de aeronaves. Cada tipo de missão exige diferentes características aerodinâmicas para atender às suas necessidades específicas. Nesta seção, serão apresentadas as características aerodinâmicas necessárias para três tipos de missão: transporte de carga, patrulha e decolagem em pista curta. Será abordado o conceito de cada missão e alguns conceitos aerodinâmicos básicos necessários para o estudo. O objetivo deste estudo é encontrar o melhor aerofólio para cada tipo de missão, utilizando as características aerodinâmicas identificadas como guias.

##### 3.1.1 *Características da Missão de Transporte de Carga*

Uma aeronave de transporte militar, ou de transporte de cargas com alto peso, requer características aerodinâmicas específicas que permitam o levantamento e o transporte de cargas pesadas e volumosas. Em primeiro lugar, a aeronave deve possuir um aerofólio com alta sustentação, o que significa que o coeficiente de sustentação ( $C_L$ ), apresentado pela equação 19, deve ser elevado em baixas velocidades de voo e em ângulos de ataque elevados. Essa característica é importante para permitir que a aeronave gere a sustentação necessária para levantar a carga paga (SEDDON; NEWMAN, 2013).

No entanto, essa alta sustentação pode vir acompanhada de um arrasto significativo, o que pode impactar negativamente no desempenho da aeronave, aumentando o consumo de combustível. Uma aproximação razoável para os propósitos do estudo para associar o arrasto com a sustentação através de seus coeficientes é (ANDERSON, 2011):

$$C_d = kC_L^2 \quad (1)$$

onde  $k$  é o coeficiente de arrasto de perfil, que depende das características geométricas do aerofólio e do número de Reynolds ( $Re$ ) da camada limite do escoamento ao redor do aerofólio. O número de Reynolds é dado por:

$$Re = \frac{Vc}{\nu} \quad (2)$$

Onde  $V$  é a velocidade do escoamento em direção do movimento,  $c$  é a corda do aerofólio e  $\nu$  é a viscosidade cinemática do fluido. A equação do arrasto de perfil mostra que o arrasto aumenta com o quadrado do coeficiente de sustentação, o que significa que um aumento na sustentação também resulta em um aumento significativo no arrasto. Por isso, é importante encontrar um equilíbrio entre a sustentação e o arrasto, de modo a maximizar a eficiência do voo. Além disso, a aeronave pode precisar voar em altitudes mais baixas, o que também contribui para um maior consumo de combustível.

Outra característica importante para uma aeronave de transporte de cargas pesadas é a capacidade de decolagem e pouso em pistas curtas e não preparadas. Isso significa que a aeronave deve possuir um alto coeficiente de sustentação em baixas velocidades de voo, permitindo decolagens e pousos com menor distância de pista. Além disso, a aeronave deve ser capaz de gerar uma forte força de frenagem ao pousar, de modo a reduzir a distância de frenagem e a velocidade da aeronave. Isso pode ser alcançado através de sistemas de freios eficazes, como freios de disco e reversores de empuxo (MAJUMDAR; LAKSHMIKANTH; ANAND, 2010). Essa análise da decolagem foi realizada na seção de Decolagem em Pista Curta na Fundamentação Teórica quando apresentado as fases de decolagem, resumindo em que o comprimento total de decolagem é a soma da distância de cada uma dessas fases, e todas elas, associadas, de alguma forma, com a sustentação.

Por fim, a aeronave deve ser capaz de manter a estabilidade e o controle durante o transporte de cargas pesadas. Isso significa que a aeronave deve ser projetada para suportar a carga sem afetar significativamente a sua capacidade de manobra e controle em voo. Para isso, a aeronave deve possuir um sistema de controle de voo eficiente e uma distribuição adequada de peso, de modo a evitar sobrecarga em partes específicas da aeronave (ROSEN; TSAI, 2012).

A estabilidade e o controle de uma aeronave são diretamente influenciados pela distribuição de peso na aeronave. Portanto, é importante que a aeronave seja projetada de forma a manter a carga pesada de maneira uniforme e balanceada, para que não haja sobrecarga em partes específicas da aeronave, ainda mais se tratando de uma aeronave que transporta uma alta quantidade de carga.

Uma das formas de avaliar a distribuição de peso na aeronave é através do Centro de Gravidade (CG). O CG é o ponto médio onde todo o peso da aeronave está equilibrado e é determinado pela soma de todos os pesos multiplicados pela sua respectiva distância do ponto de referência. A fórmula para determinar o Centro de Gravidade (CG) de uma aeronave é (ROSKAM; LAN, 2011):

$$CG = \frac{\sum w_i x_i}{\sum w_i} \quad (3)$$

Onde:

- $CG$  = Centro de Gravidade;
- $w_i$  = Peso da parte  $i$  da aeronave;
- $x_i$  = Distância da parte  $i$  do  $CG$

O  $CG$  deve estar dentro de um limite especificado pela fabricante da aeronave, que garante que a aeronave seja capaz de manter a estabilidade e o controle em voo. Caso o  $CG$  esteja fora do limite, a aeronave pode ter dificuldades para manobrar ou controlar em voo, o que pode ser perigoso, especialmente durante o transporte de cargas pesadas.

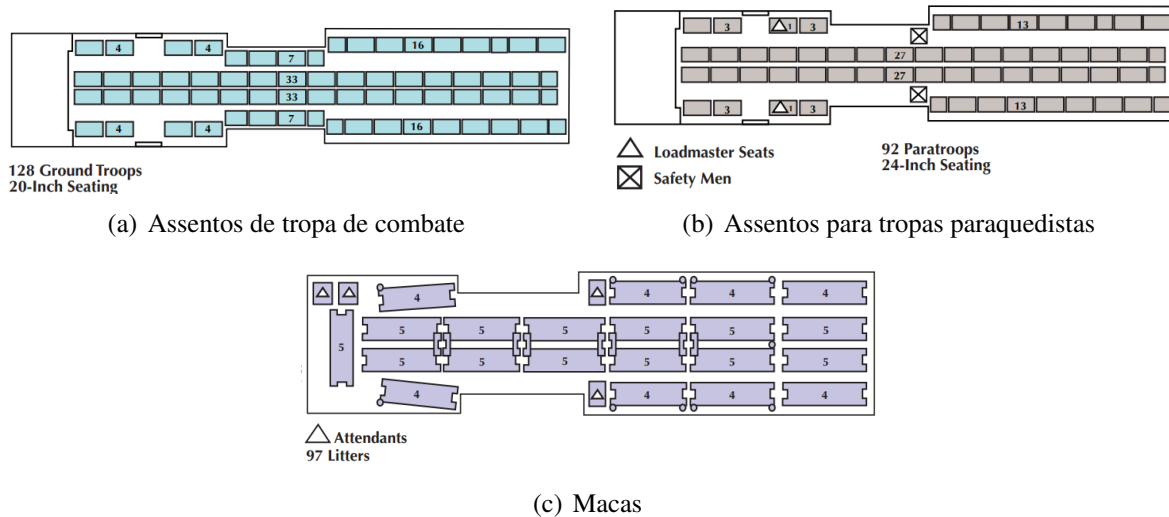
Além disso, para manter a estabilidade e o controle durante o transporte de cargas pesadas, a aeronave deve possuir um sistema de controle de voo eficiente, que permita que o piloto ajuste a inclinação, o rumo e a altitude da aeronave de acordo com as necessidades. O sistema de controle de voo inclui superfícies de controle, como leme, profundor e ailerons, bem como os sistemas hidráulicos e elétricos que permitem que essas superfícies sejam operadas com precisão.

Em resumo, a estabilidade e o controle de uma aeronave são influenciados pela distribuição de peso na aeronave, que deve ser mantida uniforme e balanceada. O Centro de Gravidade é uma medida importante para avaliar a distribuição de peso na aeronave. Além disso, a aeronave deve possuir um sistema de controle de voo eficiente, que permita que o piloto ajuste a inclinação, o rumo e a altitude da aeronave durante o transporte de cargas pesadas (ROSKAM; LAN, 2011).

A figura Figura 28 demonstra, não apenas uma sugestão, mas a importância da distribuição de pesos, assentos, objetos dentro de uma aeronave de transporte. Aeronaves desse tipo, C-130, são vendidas diretamente para forças do exército de determinado país, e são vendidos já com a configuração específica de usos de assentos, pallets, macas, etc. pois toda essa distribuição já é previamente calculada e distribuída para não prejudicar o voo.

Em resumo, uma aeronave de transporte militar ou de transporte de cargas com alto peso requer um aerofólio com alta sustentação para permitir o levantamento da carga paga. No entanto, essa alta sustentação pode impactar negativamente no desempenho da aeronave, aumentando o consumo de combustível. Portanto é necessário um aerofólio com um bom balanço entre a relação de sustentação e arrasto. A aeronave deve ser projetada para decolagem e pouso em pistas curtas e não preparadas, bem como para manter a estabilidade e o controle durante o transporte de cargas pesadas. Além disso, o aerofólio deve ser projetado para permitir uma boa distribuição de peso e um sistema de controle de voo eficiente, de modo a manter a estabilidade e o controle durante o transporte de cargas pesadas. Isso pode ser alcançado através de técnicas como a instalação de flaps, spoilers e slats, que permitem ajustar a sustentação e o arrasto em diferentes condições de voo (ANDERSON, 2011; ROSKAM, 1985; RAYMER, 2012).

Figura 28 – Exemplo de distribuição de peso no C-130



Fonte: Martin (2020).

### 3.1.2 Características da Missão Patrulha

Uma aeronave de patrulha é projetada para voar por longos períodos de tempo, geralmente com alta autonomia, enquanto realiza missões de vigilância, monitoramento ou patrulha. Essa alta autonomia é uma das características mais importantes de uma aeronave de patrulha, pois permite que a aeronave fique no ar por muitas horas, monitorando grandes áreas e realizando tarefas importantes. Para atender a essa exigência, a aerodinâmica da aeronave deve ser projetada para maximizar a eficiência aerodinâmica.

Uma das características mais importantes na aerodinâmica de uma aeronave de patrulha é o coeficiente de arrasto. O coeficiente de arrasto é a força que se opõe ao movimento da aeronave através do ar. Quanto menor for o coeficiente de arrasto, menos energia será necessária para manter a aeronave em voo, aumentando a eficiência do combustível e, conseqüentemente, a autonomia da aeronave. Portanto, a aerodinâmica da aeronave deve ser projetada para minimizar o coeficiente de arrasto, através de formas aerodinâmicas eficientes e uso de materiais leves (KATZ, 2015).

Outra característica importante é a relação entre sustentação e resistência. A sustentação é a força que mantém a aeronave no ar, enquanto a resistência é a força que se opõe ao movimento da aeronave através do ar. Para maximizar a autonomia da aeronave, a aerodinâmica deve ser projetada para maximizar a relação entre a sustentação e a resistência, conhecida como razão de planeio. A razão de planeio é a distância que a aeronave pode percorrer em relação à altura perdida, ou seja, quanto maior a razão de planeio, maior a distância que a aeronave pode voar com uma quantidade dada de combustível (ANDERSON; BOWDEN, 2005).

A escolha do aerofólio também é uma consideração importante na aerodinâmica de uma aeronave

de patrulha. O aerofólio é a forma da seção da asa da aeronave e influencia a sustentação, resistência e estabilidade da aeronave. Para uma aeronave de patrulha, é importante escolher um aerofólio que maximize a eficiência do combustível, minimizando o arrasto e maximizando a sustentação. Um aerofólio de alto desempenho pode aumentar a eficiência do combustível e, portanto, a autonomia da aeronave (KATZ, 2015).

Em resumo, a aerodinâmica de uma aeronave de patrulha é projetada para maximizar a eficiência do combustível e, portanto, a autonomia da aeronave. Isso é alcançado minimizando o coeficiente de arrasto, maximizando a relação entre a sustentação e a resistência, escolhendo um aerofólio eficiente e utilizando materiais leves. A escolha desses elementos na construção de uma aeronave de patrulha deve ser cuidadosa e científica, considerando os aspectos aerodinâmicos e de desempenho.

### 3.1.3 *Características da Missão de Decolagem em Pista Curta*

Para entender as características aerodinâmicas de uma aeronave que precisa decolar em uma pista curta, é necessário analisar a alta sustentação exigida para essa tarefa. A sustentação é gerada pelas asas da aeronave, e a força de sustentação depende da densidade do ar, da velocidade da aeronave, da área das asas e do coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) do aerofólio (ANDERSON, 2011).

O coeficiente de sustentação é uma medida da eficiência do aerofólio em gerar sustentação e é influenciado pela curvatura e espessura do aerofólio. Para decolagens em pista curta, é necessário um alto coeficiente de sustentação, que pode ser alcançado usando aerofólios com maior curvatura ou maior espessura. Esses aerofólios são conhecidos como aerofólios de alta sustentação e podem ter diferentes formatos, como o NACA 2412 ou o Wortmann FX 63-137 (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

Além disso, é importante considerar o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) da asa durante a decolagem. O ângulo de ataque é o ângulo entre o plano de referência da aeronave e a direção do vento relativo. Durante a decolagem, é necessário um ângulo de ataque elevado para aumentar a sustentação e permitir que a aeronave saia do chão em uma distância mais curta. No entanto, o ângulo de ataque máximo é limitado pelo estol, que ocorre quando a camada limite de ar na superfície superior da asa se separa, levando a uma perda repentina de sustentação.

Outro fator importante é a velocidade de decolagem ( $V_r$ ), que é a velocidade mínima necessária para permitir que a aeronave saia do chão. A velocidade de decolagem depende da massa da aeronave, da altitude do aeroporto, da temperatura ambiente e das condições da pista. Em geral, uma aeronave que precisa decolar em uma pista curta deve ter uma velocidade de decolagem baixa para permitir que ela alcance a velocidade necessária em uma distância mais curta. A velocidade de decolagem pode ser dada por:

$$V_r = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}, \quad (4)$$

onde  $W$  é a massa da aeronave e  $C_{L_{max}}$  é o coeficiente de sustentação máximo, que ocorre no ângulo de ataque de estol. Essa fórmula é uma derivação da equação de sustentação de um aerofólio, que relaciona a força de sustentação gerada com a densidade do ar, a velocidade da aeronave, a área das asas e o coeficiente de sustentação do aerofólio. Ela considera que a velocidade de decolagem é a mínima velocidade necessária para gerar a sustentação suficiente para permitir que a aeronave saia do chão (HOMA, 2002).

Para escolher um aerofólio adequado para uma aeronave que precisa decolar em uma pista curta, é necessário considerar todos esses fatores e escolher um aerofólio que ofereça um alto coeficiente de sustentação em ângulos de ataque elevados e baixas velocidades. Além disso, o aerofólio deve ser escolhido de forma a minimizar o arrasto, que é a força que se opõe ao movimento da aeronave. O arrasto pode ser reduzido usando aerofólios com menor espessura ou perfil assimétrico, como o NACA 4412 ou o Eppler 387.

#### *Características de uma aeronave STOL*

Esse tipo de aeronave já foi anteriormente citado, sendo STOL é a sigla em inglês para *Short Takeoff and Landing*, ou seja, decolagem e pouso curtos. Uma aeronave STOL é projetada para decolar e pousar em pistas curtas, onde uma aeronave convencional teria dificuldade em operar. Essas aeronaves são comumente usadas em áreas remotas, como regiões montanhosas, onde o espaço para decolagem e pouso é limitado. As aeronaves STOL são caracterizadas por asas grandes e espessas, com perfis aerodinâmicos de alta sustentação, como os aerofólios de bordo de ataque de arrasto reduzido (*Slats*) e os *flaps* de alta sustentação. Além disso, a aeronave STOL geralmente tem motores potentes e sistemas de frenagem eficientes, permitindo que ela opere em pistas curtas e íngremes.

Um exemplo de aeronave STOL é o famoso avião militar C-130 Hércules, que pode transportar até 92 soldados ou 64 paraquedistas e suas cargas em áreas remotas. Outro exemplo é o Dornier Do 228, uma aeronave comercial de passageiros que pode decolar e pousar em pistas curtas e não pavimentadas, tornando-se ideal para regiões de difícil acesso.

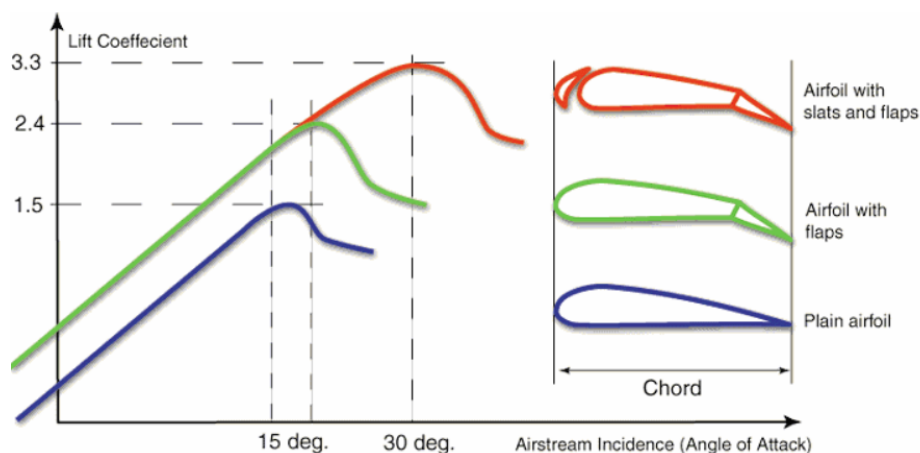
As aeronaves STOL também podem ser utilizadas em operações de busca e salvamento, onde é necessário o acesso a áreas remotas e de difícil acesso. Em geral, as aeronaves STOL são altamente versáteis e podem ser usadas em uma variedade de aplicações que exigem a capacidade de decolagem e pouso em pistas curtas.

As características de um aerofólio para uma aeronave STOL são diferentes das de um aerofólio padrão. Em geral, eles têm maior espessura, curvatura mais pronunciada e bordo de fuga (parte posterior do aerofólio) com formatos especiais, como flaps, slats ou fendas. Esses dispositivos permitem que a aeronave gere uma maior sustentação em baixas velocidades e ângulos de ataque elevados, permitindo uma decolagem e pouso em pistas mais curtas (HOMA, 2002).

Para ser viável, uma aeronave STOL precisa voar em velocidades muito baixas, mas ainda oferecer um desempenho aceitável em viagens de longa distância. O maior desafio é projetar uma asa que tenha um alto coeficiente de sustentação, mas que seja pequena o suficiente para permitir que a aeronave voe a velocidades de decolagem/aterrissagem mais baixas. Asas mais curtas tornam a aeronave mais fácil de manobrar, requerem menos espaço para estacionamento e são mais fáceis de construir e mais resistentes. O estol da asa ocorre quando o fluxo de ar não pode mais contornar a borda de ataque do aerofólio, e para retardar o estol, muitas aeronaves são equipadas com *flaps* e *slats*, que diminuem ainda mais a velocidade de estol e através do aumento do coeficiente de sustentação máximo. O diagrama Figura 29 a seguir ilustra o uso de *flaps* e *slats* de bordo de ataque para aumentar o coeficiente de sustentação de uma asa.

Embora os dispositivos hipersustentadores sejam de extrema importância na aviação, o estudo em questão tem como objetivo investigar e analisar aspectos específicos relacionados aos aerofólios em uma abordagem mais direcionada, porém, vale ressaltar que o estudo não abordará aerofólios com dispositivos hipersustentadores, tais como slats e flaps. Assim será possível explorar outros elementos, como a análise da forma geométrica do aerofólio, o perfil de fluxo de ar ao longo da superfície e o comportamento aerodinâmico em diferentes ângulos de ataque.

Figura 29 – Coeficiente de Sustentação  $\times$  Ângulo de Ataque do Aerofólio



Fonte: Heintz (2009).

## 3.2 ANÁLISE DE PERFIS DE AEROFÓLIO

Esta seção tem como objetivo analisar diferentes perfis de aerofólio e como fatores como a espessura, o modo de estol e a geometria da aeronave podem afetar os dados aerodinâmicos desses perfis. Compreender essas influências é essencial para a escolha adequada de perfis em projetos de aeronaves leves. Para isso, serão utilizadas referências de renomados especialistas no assunto, como o Dr. Cláudio Pinto de Barros, autor do livro "Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves", que fornecerá grande parte das referências para esta seção (BARROS, 2001). Através desta análise, será possível entender melhor como diferentes fatores podem afetar o desempenho aerodinâmico de uma aeronave e, assim, tomar decisões mais informadas durante o processo de projeto.

### 3.2.1 *Influência da espessura relativa do perfil*

Um dos principais fatores que afetam a escolha do perfil aerodinâmico é a sua espessura. A espessura é um dos aspectos fundamentais na escolha de um perfil aerodinâmico. A geometria do perfil, incluindo sua espessura, desempenha um papel crucial no desempenho aerodinâmico de uma aeronave. A espessura afeta diretamente a capacidade de geração de sustentação, resistência ao avanço, arrasto e eficiência global do perfil. Ao selecionar um perfil aerodinâmico, é essencial considerar a espessura ideal para atender aos requisitos específicos da aplicação, levando em conta a velocidade de voo, o peso da aeronave e o objetivo desejado, como maximizar a eficiência ou otimizar a manobrabilidade. A espessura adequada pode melhorar a capacidade de sustentação do perfil e reduzir o arrasto, resultando em um desempenho mais eficiente e econômico. Portanto, a escolha cuidadosa da espessura do perfil aerodinâmico é essencial para alcançar um desempenho ótimo da aeronave.

A espessura relativa do perfil de uma aeronave influencia o arrasto produzido em diferentes ângulos de ataque. Perfis mais finos são mais adequados para missões de alta velocidade, enquanto perfis mais espessos são mais adequados para missões de baixa velocidade. Uma espessura relativa de 12% é considerada referência. Se a espessura relativa ficar abaixo de 12%, a velocidade de estol aumenta, o que é desfavorável para o pouso e decolagem. Tentativas de aumentar a velocidade máxima através da redução da espessura abaixo de 12% serão frustradas, pois isso exigirá o aumento da área da asa, aumentando o arrasto e anulando a tentativa de aumentar a velocidade máxima.

### 3.2.2 *Influência da posição da espessura máxima*

O posicionamento da espessura máxima do perfil é importante para a ergonomia da cabine e para a posição da longarina principal. Perfis turbulentos têm a espessura máxima próxima ao bordo de ataque e podem obstruir a cabine, enquanto perfis laminares têm a espessura máxima próxima ao meio da

corda e podem desobstruir a cabine. O uso de perfis laminares pode ser vantajoso para a ergonomia da cabine, mesmo que não sejam utilizados pelas suas características aerodinâmicas.

### 3.2.3 *Influência do arqueamento do perfil*

O camber em um aerofólio é a curvatura ou o arqueamento da linha média do perfil da asa em relação à sua corda. É a curvatura que dá ao perfil a sua forma assimétrica, o que é importante para a geração de sustentação. A forma assimétrica do perfil do aerofólio cria uma diferença de pressão entre a parte superior e inferior da asa, gerando uma força de sustentação que permite que a aeronave se mantenha no ar. Aerofólios assimétricos não possuem curvatura na linha média do perfil da asa.

Aumentar a curvatura do camber tem três consequências principais: aumentar a sustentação para um determinado ângulo de ataque, aumentar o momento aerodinâmico e deslocar a polar de arrasto para a direita. Isso resulta em um aumento do coeficiente de arrasto para baixos valores de  $C_L$ , mas uma diminuição para altos valores de  $C_L$ . Perfis com maior curvatura são apropriados para obter baixas velocidades de estol, mas são inconvenientes em termos de equilíbrio longitudinal e aumentam o arrasto para altas velocidades, mas o diminuem para baixas velocidades.

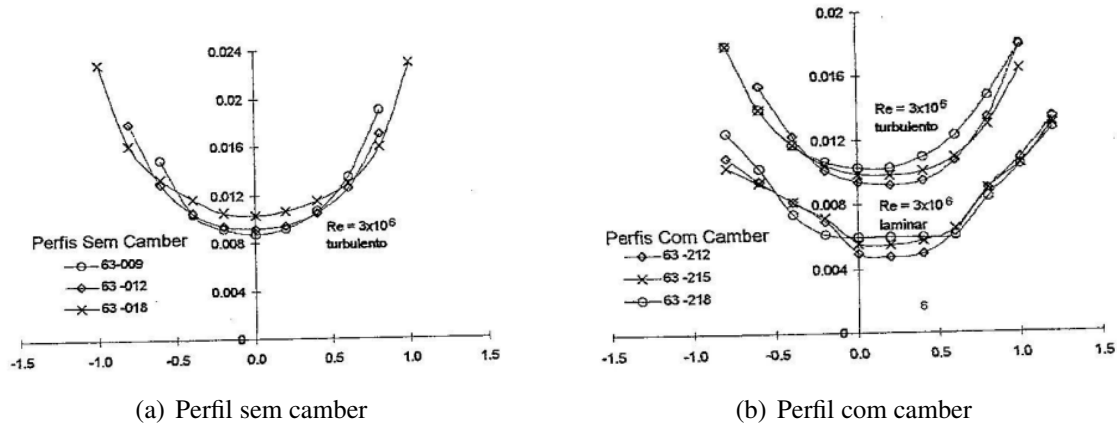
Estudos têm sido conduzidos para entender melhor os efeitos do arqueamento do perfil em diferentes configurações de asas. Por exemplo, em um estudo publicado na *Aerospace Science and Technology* em 2018, os autores examinaram a influência do arqueamento do perfil em asas com e sem dispositivos de bordo de fuga, concluindo que o aumento do arqueamento do perfil pode levar a uma redução no arrasto parasita em altos ângulos de ataque e a uma melhoria geral do desempenho aerodinâmico (BARROS; FERREIRA; VALE, 2018).

Outro estudo publicado na *Journal of Aircraft* em 2019 investigou os efeitos do arqueamento do perfil em asas com aletas de cauda, demonstrando que o aumento do arqueamento do perfil pode levar a uma redução significativa no momento de arfagem e uma melhoria no desempenho de controle da aeronave (LIU; LI; LI, 2019).

Em resumo, o arqueamento do perfil pode ter efeitos significativos no desempenho aerodinâmico da asa, influenciando a sustentação, arrasto e equilíbrio longitudinal. Por isso, é importante considerar cuidadosamente o perfil aerodinâmico ao projetar uma asa para uma aplicação específica.

Na figura Figura 30 tem-se o coeficiente de arrasto no eixo  $y$  e o coeficiente de sustentação no eixo  $x$ . A figura mostra que o perfil 63-009 é o que apresenta o menor arrasto para baixos valores de  $C_L$ , seguido pelo 63<sub>1</sub> - 012 e pelo 63<sub>3</sub> - 018. Para maiores ângulos de ataque, a escolha ideal seria o 631-212, que apresenta o menor arrasto. Para voar em altitudes mais elevadas, perfis mais espessos são mais adequados, pois apresentam menor arrasto.

Figura 30 – Exemplo de perfil e a influência do camber

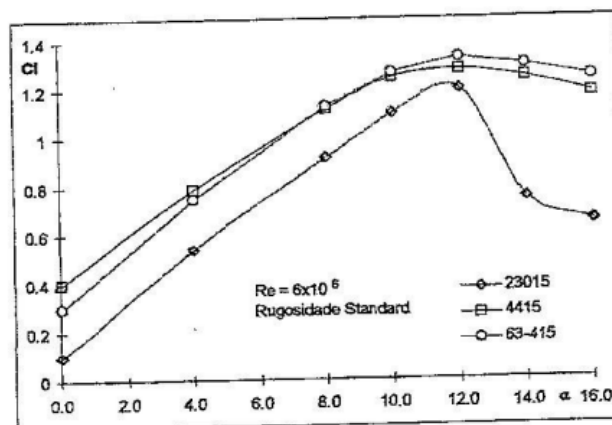


Fonte: Barros (2001).

### 3.2.4 Influência do modo de estolar

Outro fator importante é o modo de estol do perfil aerodinâmico, que pode ser crítico para a segurança de voo. Alguns perfis aerodinâmicos apresentam um modo de estol mais suave e previsível, enquanto outros apresentam um modo de estol abrupto e inesperado. A escolha do perfil aerodinâmico com um modo de estol mais suave pode ser mais adequada para aeronaves que operam em baixas velocidades e em condições atmosféricas adversas, enquanto que a escolha de um perfil com um modo de estol mais abrupto pode ser mais adequada para aeronaves que operam em altas velocidades.

O modo como o escoamento se descola da superfície do extradorso do perfil com o aumento do ângulo de ataque tem um impacto direto no comportamento do estol, e não apenas no valor do  $C_{L_{max}}$ . Através da figura Figura 31, pode-se observar que o perfil 23015 apresenta características de estol abrupto, enquanto os perfis 4415 e 63-415 têm estol suave, dos quais a separação começa junto ao bordo de fuga, deslocando gradativamente para o bordo de ataque.

Figura 31 – Coeficiente de Sustentação  $\times$  Ângulo de Ataque do Aerofólio

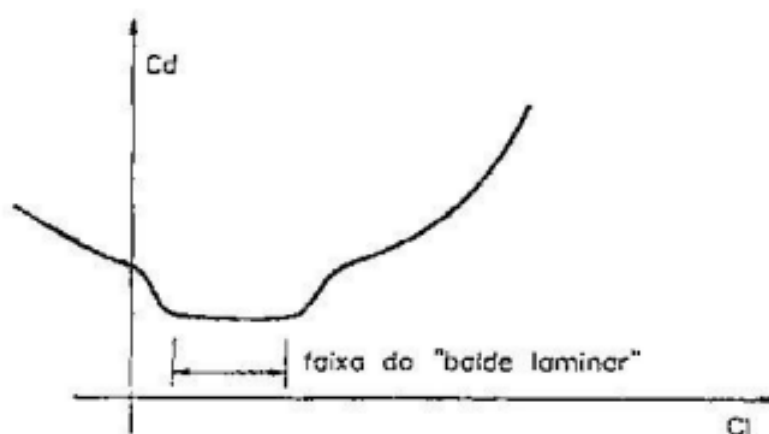
Fonte: Barros (2001).

Perfis mais espessos geralmente apresentam estol mais suave do que aqueles com menor espessura, a menos que sejam adotadas outras técnicas no projeto da asa, como torção geométrica ou adição de gerador de vórtice no bordo de ataque (ANDERSON; BOWDEN, 2005). A análise da curva  $C_L \times \alpha$  é importante para a análise do voo próximo ao estol.

### 3.2.5 Influência do acabamento

Perfis laminares foram projetados para terem um arrasto muito baixo dentro de uma faixa de variação substancial do  $C_L$ , conhecida como balde laminar, visto na figura Figura 32. No entanto, se construídos com rugosidade padrão, o balde laminar desaparece e o arrasto torna-se elevado, geralmente maior do que nos perfis turbulentos. Por isso, a escolha de um perfil laminar para uma aeronave deve levar em consideração a qualidade do acabamento que pode ser alcançado na construção. Outros aspectos, como a ergonomia, também podem influenciar a escolha. O Piper Cherokee é um exemplo de aeronave com perfil laminar, mas que não possui acabamento polido devido ao revestimento de sobreposição de chapas e rebites salientes. Os perfis NACA da série 6, são um exemplo, do qual, construídos com rugosidade standard, apresentam rendimento altamente penalizado, chegando a duplicar o arrasto.

Figura 32 – Balde Laminar



Fonte: Barros (2001).

## 3.3 ESCOLHA DOS PERFIS NACA

Nesta seção, serão apresentados os perfis aeronáuticos NACA selecionados para o estudo aprofundado de suas características aerodinâmicas e desempenho em simulações no software XFRL5. A escolha dos perfis foi baseada nos estudos prévios realizados, considerando aspectos relevantes para cada missão aeronáutica e as influências importantes que podem afetar o desempenho do perfil, tais

como arqueamento, posição da espessura máxima, rugosidade, entre outros. O objetivo é avaliar o desempenho aerodinâmico desses perfis para as missões específicas, e assim, selecionar o perfil mais adequado para cada aplicação aeronáutica. Serão apresentadas as características dos perfis selecionados e discutidas suas vantagens e desvantagens para cada aplicação, visando a escolha mais eficiente para as missões propostas.

### 3.3.1 *Perfis NACA para missão de transporte de carga*

Para uma aeronave de transporte de carga pesada, é importante escolher um aerofólio que forneça alta sustentação, mantendo um baixo arrasto (ANDERSON, 2011). Selig e Guglielmo destacam que a seleção de um perfil aerodinâmico depende das necessidades específicas de cada projeto, incluindo a velocidade de operação, a carga a ser transportada e o tipo de aeronave. No caso de uma aeronave de transporte de carga pesada, como um C-130, KC-390 ou C-17, é fundamental garantir uma alta sustentação para decolagens e pousos seguros, mas também manter um baixo arrasto para reduzir o consumo de combustível (SELIG; GUGLIELMO, 2009).

Através de todo estudo anterior, focando nos pontos aerodinâmicos e de desempenho já citados anteriormente, os seguintes cinco aerofólios da família NACA são os mais recomendados para esse tipo de aeronave NACA 23012, NACA 23015, NACA 23018, NACA 23009 e NACA 23021.

#### *NACA 23012 - Figura Figura 33*

Este aerofólio é um perfil aerodinâmico simétrico com uma espessura máxima de 12% da corda e curvatura máxima de 2% da corda. Esse perfil é frequentemente usado em asas de aeronaves de transporte de carga devido à sua alta eficiência em gerar sustentação em baixas velocidades e baixo arrasto. O perfil NACA 23012 é amplamente utilizado em aeronaves como o C-130 Hercules e o KC-390, que são projetados para transportar cargas pesadas em missões de apoio logístico. Além disso, possui um perfil aerodinâmico bastante suave, que minimiza a turbulência e o arrasto (ANDERSON, 2011) (MCCORMICK, 1979).

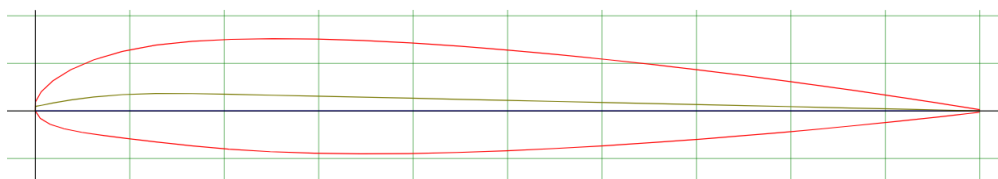
Os valores de coeficiente de sustentação máximo ( $C_{l_{max}}$ ) do aerofólio NACA 23012 podem chegar a 1,7 em condições ideais de operação e um ângulo de ataque de estol de aproximadamente 12 graus.. Já o coeficiente de arrasto mínimo ( $C_{d_{min}}$ ) é em torno de 0,01 a 0,02, tornando-o um aerofólio com baixo arrasto aerodinâmico. A relação entre sustentação e arrasto ( $C_l/C_d$ ) é bastante elevada, podendo chegar a valores superiores a 100 (KATZ, 2015).

A aplicação do perfil NACA 23012 pode ser encontrada em aeronaves leves e de transporte, como o Beechcraft King Air, o Cessna Caravan e o Pilatus PC-12. Em aeronaves de transporte de carga pesada,

como o C-130, KC-390 e C-17, o NACA 23012 pode ser utilizado em flaps, winglets e em outras superfícies de controle para melhorar a eficiência aerodinâmica da aeronave (SELIG; GUGLIELMO, 2009).

Em suma, o perfil NACA 23012 é uma escolha sólida para aeronaves de transporte de carga pesada devido às suas características de alta sustentação e baixo arrasto. Além disso, sua ampla aplicação em aeronaves leves e de transporte é uma prova de sua eficiência aerodinâmica.

Figura 33 – NACA 23012



Fonte: Airfoil Tools (c).

#### NACA 23015 - Figura 34

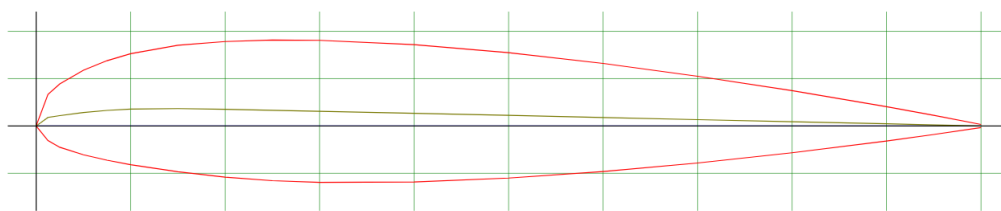
:Esse perfil é caracterizado por sua curvatura relativamente suave, com uma espessura máxima de 15% da corda e um ângulo de bordo de ataque de 0 graus. A curvatura suave permite que o fluxo de ar se mantenha aderente por mais tempo, gerando maior sustentação.

Esse aerofólio tem um desempenho aerodinâmico bastante equilibrado, sendo capaz de gerar altas sustentações em baixas velocidades, além de ter baixos níveis de arrasto. O coeficiente de sustentação máximo do perfil NACA 23015 é de aproximadamente 1,6 a um ângulo de ataque de 12 graus. Já o coeficiente de arrasto máximo é em torno de 0,018 (ANDERSON, 2011).

O perfil NACA 23015 é amplamente utilizado em aplicações que exigem alta sustentação em baixas velocidades, como asas de aeronaves de pequeno porte, como planadores e aviões de treinamento. No entanto, também pode ser aplicado em aeronaves de transporte de carga pesada, como o C-130, o KC-390 e o C-17, onde é necessária uma combinação de alta sustentação e baixo arrasto para maximizar a capacidade de carga e a eficiência do combustível.

Para essas aplicações, é possível ajustar a curvatura do perfil para otimizar o desempenho aerodinâmico em condições específicas de voo, como em baixas velocidades de decolagem e pouso. Os testes em túnel de vento indicam que o perfil NACA 23015 pode ser um candidato promissor para aeroportos de elevada altitude, em que o desempenho em baixas velocidades é ainda mais crítico (SELIG; GUGLIELMO, 2009).

Figura 34 – NACA 23015



Fonte: Airfoil Tools (d).

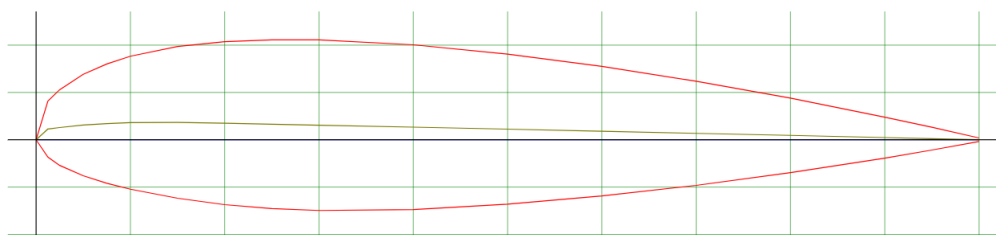
### NACA 23018 - Figura Figura 35

: O aerofólio NACA 23018 é outro perfil aerodinâmico de camada limite fina com 18% de espessura relativa e uma razão de espessura de corda de 0,3. A curvatura do extradorso é maior do que a do intradorso, o que resulta em uma assimetria no perfil, contribuindo para um coeficiente de sustentação maior. Como os outros perfis da família NACA, o 23018 é simétrico em relação ao plano médio, o que significa que ele produzirá forças aerodinâmicas iguais quando invertido. O perfil tem um ponto de inflexão no quarto do comprimento da corda, que pode ajudar a evitar a separação da camada limite. O NACA 23018 é um perfil de camada limite fina, o que significa que ele é projetado para minimizar a espessura da camada limite, permitindo que o escoamento permaneça aderente por mais tempo, o que resulta em menores valores de arrasto (ANDERSON, 2011) (KATZ; PLOTKIN, 2001) (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

O NACA 23018 é usado principalmente em aeronaves de transporte de carga e outras aeronaves que requerem uma alta sustentação a baixas velocidades. Ele tem sido amplamente utilizado em aplicações militares, como em aeronaves de transporte militar e em aviões de combate. Também é usado em aeronaves comerciais, como a série Douglas DC-3 e aeronaves de treinamento, como o Piper PA-28 Cherokee (ANDERSON, 2011) (KATZ; PLOTKIN, 2001).

Além disso, o NACA 23018 tem sido usado em várias aplicações em engenharia civil, incluindo turbinas eólicas e pontes suspensas. A forma aerodinâmica do perfil é usada para minimizar a turbulência do vento, melhorando a estabilidade e reduzindo os efeitos do vento em estruturas altas (ANDERSON, 2011).

Figura 35 – NACA 23018



Fonte: Airfoil Tools (e).

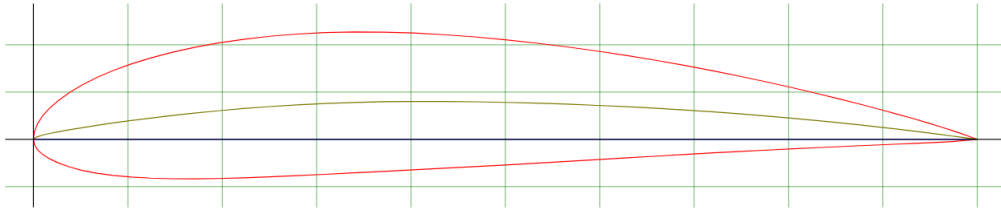
### NACA 4415

: O aerofólio NACA 4415 é um perfil aerodinâmico com uma curvatura mais acentuada no extradorso do que no intradorso, característica comum nos perfis NACA, que contribui para a assimetria no perfil e um maior coeficiente de sustentação. Ele tem uma espessura relativa de 15% e uma razão de espessura de corda de 0,4, o que o torna mais espesso do que outros perfis da família NACA, como o 23009. A série NACA 4-digít, à qual o 4415 pertence, é caracterizada por perfis com quatro cifras numéricas, onde as duas primeiras indicam a posição do ponto de máxima espessura (em porcentagem da corda) e as duas últimas indicam a espessura relativa (também em porcentagem). Esses perfis são comumente usados em aeronaves de asa fixa, como aviões e planadores, devido ao seu bom desempenho aerodinâmico (ABBOTT; DOENHOFF, 1959) (KUETHE; CHOW, 2012).

Em termos de desempenho aerodinâmico, o NACA 4415 tem um coeficiente de sustentação máximo de 1,5 a um ângulo de ataque de aproximadamente 12 graus e um coeficiente de arrasto mínimo de cerca de 0,01 a um ângulo de ataque de 4 graus. A camada limite fina do perfil ajuda a minimizar a turbulência do fluxo de ar, o que reduz o arrasto. O ponto de máxima espessura do perfil está localizado em cerca de 40% da corda a partir da borda de ataque. Essas características tornam o perfil adequado para uma ampla gama de aplicações, incluindo aeronaves de transporte de carga militar, que precisam operar em baixas velocidades e transportar cargas pesadas (PHILLIPS; SNYDER, 1961).

O NACA 4415 é usado em vários tipos de aeronaves de asa fixa, incluindo aviões de transporte de carga militar, como o C-130 Hercules, que é conhecido por sua capacidade de transportar cargas pesadas e operar em pistas curtas e não pavimentadas. Além disso, o perfil é usado em aeronaves de asa fixa de médio porte, como o Dornier 228, que é usado para transporte de passageiros e cargas em áreas remotas (ROETMAN; CHOUDHRY, 2008).

Figura 36 – NACA 4415



Fonte: Airfoil Tools (l).

### NACA 23021

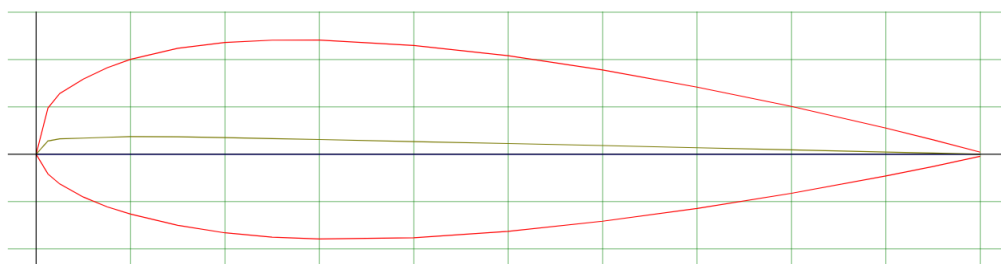
: O aerofólio NACA 23021 é um perfil simétrico com camada limite laminar, pertencente à família NACA 23, que é conhecida por sua alta eficiência em baixas velocidades. Suas características geométricas incluem uma curvatura suave do bordo de ataque para a linha média e uma elevação moderada do bordo de fuga. Essas características foram projetadas para oferecer alta sustentação em baixas velocidades e uma transição suave para a camada limite turbulenta em velocidades mais altas.

Em termos de valores de aerodinâmica, o NACA 23021 tem um coeficiente de sustentação máximo de cerca de 1,4, que é muito bom para um perfil de baixa velocidade. Além disso, sua razão de sustentação para arrasto é alta, o que significa que o perfil oferece uma boa sustentação por unidade de arrasto.

A performance do NACA 23021 é muito boa em aplicações que requerem alta sustentação em baixas velocidades, como asas de aeronaves de pequeno porte, planadores, ultraleves e drones. Além disso, esse perfil pode ser utilizado em hélices de baixa velocidade e como parte de sistemas de controle de superfície em aeronaves.

Em resumo, o NACA 23021 é um perfil aerodinâmico altamente eficiente em baixas velocidades, projetado para oferecer alta sustentação com um baixo arrasto. Suas características geométricas e valores de aerodinâmica fazem dele uma escolha popular para uma ampla gama de aplicações em aviação (KATZ, 2015).

Figura 37 – NACA 23021



Fonte: Airfoil Tools (f).

### 3.3.2 Perfis NACA para missão de patrulha

As aeronaves de patrulha, onde é necessário maximizar a autonomia e o tempo de permanência em voo, é importante escolher o perfil de aerofólio adequado. Seguindo o estudo, observando as características aerodinâmicas e de desempenho da missão de patrulha e com base em referências acadêmicas e da indústria aeronáutica, foi selecionado cinco perfis de aerofólio NACA recomendados para esse tipo de aeronave: NACA 23015, NACA 4412, NACA 2415, NACA 23012, NACA 0012.

#### NACA 23015 - Figura Figura 34

Este é um perfil de aerofólio de baixa espessura que apresenta boa performance em baixas velocidades. Já foi citado na seção de aeronave de transporte de carga. É frequentemente utilizado em aeronaves de patrulha e vigilância marítima, onde a velocidade de cruzeiro é relativamente baixa (KATZ; PLOTKIN, 2001).

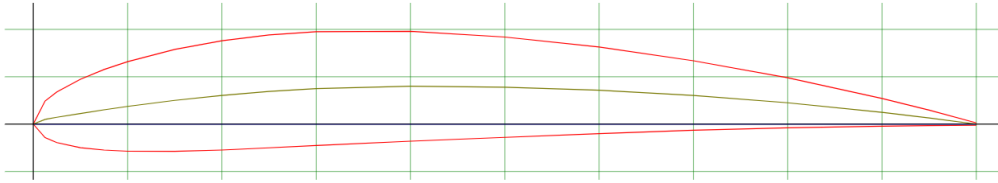
#### NACA 4412 - Figura Figura 38

A geometria do NACA 4412 é caracterizada por uma curvatura suave na parte superior da asa e uma curvatura mais acentuada na parte inferior. A camada limite na parte superior é mais fina do que a camada limite na parte inferior, o que ajuda a reduzir a resistência aerodinâmica. Além disso, a espessura máxima da asa é deslocada para trás em relação ao ponto médio da corda, o que contribui para um melhor desempenho em altas velocidades. Este perfil de aerofólio apresenta uma camada limite mais espessa, o que o torna mais adequado para aeronaves que precisam voar em velocidades mais elevadas (ANDERSON, 2011).

A aerodinâmica do NACA 4412 é otimizada para voos em velocidades moderadas, geralmente na faixa de 40 a 100 metros por segundo. O perfil de aerofólio apresenta um coeficiente de sustentação máximo ( $C_{l_{max}}$ ) de aproximadamente 1,4 e um coeficiente de arrasto mínimo ( $C_{d_{min}}$ ) de aproximadamente 0,016. Isso significa que o perfil de aerofólio produz uma boa sustentação em uma ampla faixa de ângulos de ataque e também oferece uma resistência aerodinâmica relativamente baixa.

Em termos de sua relação com aeronaves de patrulha, o NACA 4412 é frequentemente utilizado em aeronaves que precisam voar em velocidades moderadas e altas, como as aeronaves de reconhecimento e vigilância aérea. Além disso, sua geometria otimizada para reduzir a resistência aerodinâmica contribui para uma maior autonomia da aeronave, permitindo que ela permaneça no ar por mais tempo possível (KATZ; PLOTKIN, 2001) (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

Figura 38 – NACA 4412



Fonte: Airfoil Tools (k).

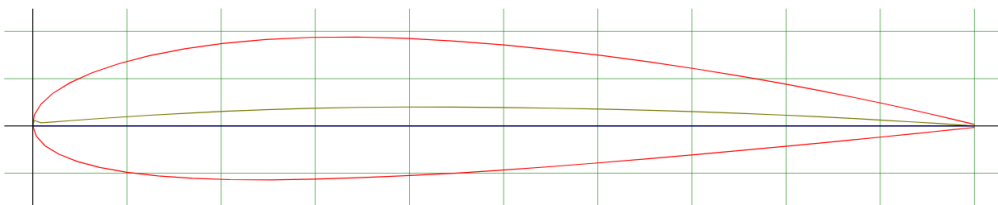
NACA 2415 - Figura Figura 39

A geometria do NACA 2415 é caracterizada por uma curvatura suave na parte superior da asa e uma curvatura mais acentuada na parte inferior. A camada limite na parte superior é mais fina do que a camada limite na parte inferior, o que ajuda a reduzir a resistência aerodinâmica. Além disso, a espessura máxima da asa é deslocada para trás em relação ao ponto médio da corda, o que contribui para um melhor desempenho em altas velocidades.

A aerodinâmica do NACA 2415 é otimizada para voos em velocidades moderadas, geralmente na faixa de 30 a 60 metros por segundo. O perfil de aerofólio apresenta um coeficiente de sustentação máximo ( $C_{l_{max}}$ ) de aproximadamente 1,4 e um coeficiente de arrasto mínimo ( $C_{d_{min}}$ ) de aproximadamente 0,018. Isso significa que o perfil de aerofólio produz uma boa sustentação em uma ampla faixa de ângulos de ataque e também oferece uma resistência aerodinâmica relativamente baixa.

Em termos de sua relação com aeronaves de patrulha, o NACA 2415 é frequentemente utilizado em aeronaves que precisam voar em velocidades moderadas, como as aeronaves de reconhecimento e vigilância aérea. Além disso, sua geometria otimizada para reduzir a resistência aerodinâmica contribui para uma maior autonomia da aeronave, permitindo que ela permaneça no ar por mais tempo possível (ANDERSON, 2011) (KATZ; PLOTKIN, 2001) (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

Figura 39 – NACA 2415



Fonte: Airfoil Tools (j).

NACA 23012 - Figura Figura 33

- Este perfil de aerofólio apresenta uma curvatura mais suave, o que o torna mais adequado para aeronaves que precisam voar em velocidades médias e altas. Já foi citado na seção anterior de transporte

de carga. É frequentemente utilizado em aeronaves de patrulha marítima (ROSKAM, 1985).

#### NACA 0012 - Figura Figura 40

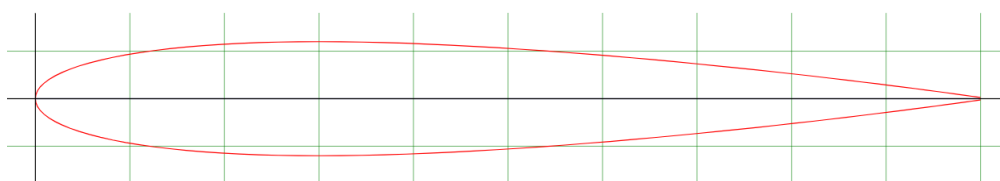
A geometria do aerofólio NACA 0012 é simétrica, o que significa que a curvatura da parte superior e inferior do perfil é idêntica. Isso torna o perfil adequado para aplicações em que a sustentação e o arrasto são igualmente importantes em ambas as direções de voo, como em hélices e pás de ventilador.

Do ponto de vista aerodinâmico, o aerofólio NACA 0012 apresenta um comportamento previsível e estável em uma ampla faixa de ângulos de ataque. Ele é capaz de produzir uma alta sustentação em baixas velocidades e tem um baixo arrasto em altas velocidades. Por exemplo, em um estudo realizado por Avila e colaboradores (2018), o aerofólio NACA 0012 apresentou um coeficiente de sustentação máximo de 1,4 a um ângulo de ataque de 15 graus, o que é considerado alto para um perfil de asa (AVILA; MAREK; GROSH, 2018).

A relação do aerofólio NACA 0012 em render uma alta autonomia em aeronaves de patrulha se dá devido a sua capacidade de manter a sustentação com baixo arrasto em uma ampla faixa de velocidades. Isso significa que a aeronave pode voar por longos períodos de tempo com um consumo de combustível mais baixo em comparação com outros perfis de asa. A alta sustentação também é importante para a capacidade da aeronave de voar em velocidades mais baixas, o que é importante para missões de patrulha.

Em resumo, o aerofólio NACA 0012 é um perfil de asa simétrico com alta sustentação e baixo arrasto, o que o torna adequado para aplicações em que a sustentação e o arrasto são igualmente importantes em ambas as direções de voo. Sua capacidade de manter a sustentação com baixo arrasto em uma ampla faixa de velocidades o torna uma escolha ideal para aeronaves de patrulha que precisam permanecer no ar por longos períodos de tempo.

Figura 40 – NACA 0012



Fonte: Airfoil Tools (b).

### 3.3.3 Perfis NACA para missão de decolagem em pista curta

Ao projetar aerofólios para aeronaves de decolagem em pistas curtas, é essencial focar na obtenção de alta sustentação e na capacidade de levantar voo em um tempo reduzido e em distâncias mais curtas.

Aerofólios projetados especificamente para esse propósito são chamados de aerofólios STOL (*Short Take-off and Landing*).

Em geral, os aerofólios STOL apresentam uma camada limite mais espessa e curvatura mais pronunciada na parte superior, o que lhes confere maior sustentação em baixas velocidades. Essas características permitem às aeronaves STOL decolar e aterrissar em pistas mais curtas, o que é especialmente útil em operações militares ou em locais com infraestrutura aeroportuária limitada.

*NACA 4415 - Figura Figura 36*

Este perfil, já cita em missão de transporte de carga, apresenta uma espessura maior em relação à sua corda, o que contribui para uma maior sustentação em baixas velocidades. É adequado para aeronaves STOL devido à sua capacidade de gerar sustentação em velocidades de decolagem mais baixas (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

*NACA 2410 - Figura Figura 41*

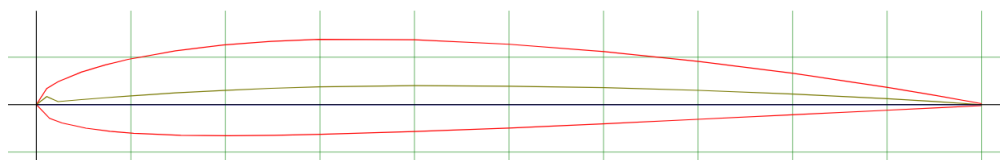
Possui é um perfil aerodinâmico com uma geometria simétrica em relação ao eixo x, apresentando uma espessura de 10% da corda na posição 40% da corda. É adequado para aeronaves STOL que precisam de desempenho em baixas velocidades e decolagens curtas. (KATZ; PLOTKIN, 2001).

Os valores do coeficiente de sustentação máximo ( $C_{l_{max}}$ ) para o aerofólio NACA 2410 variam de 1,3 a 1,5 em condições de escoamento incompressível. Já o ângulo de sustentação máxima ( $\alpha_{max}$ ) está em torno de 15 graus. O arrasto induzido é relativamente baixo, o que é benéfico para a economia de combustível.

A alta capacidade de sustentação do NACA 2410 é resultado de seu perfil curvo, que gera uma diferença de pressão entre a superfície superior e inferior, gerando uma força de sustentação. Além disso, o perfil simétrico ajuda a manter o centro de pressão do aerofólio próximo à corda, permitindo um controle mais fácil da aeronave em baixas velocidades.

Em termos de aplicação em aeronaves STOL, o NACA 2410 é um dos perfis mais utilizados, juntamente com outros perfis da série 2400, como o NACA 2412 e o NACA 2415. Aeronaves como o avião de transporte militar C-130 Hercules e o avião de transporte civil Dornier 228 utilizam perfis aerodinâmicos da série 2400, mostrando a versatilidade desses perfis em aplicações de decolagem e pouso em pistas curtas (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

Figura 41 – NACA 2410



Fonte: Airfoil Tools (g).

#### NACA NACA 23018 - Figura Figura 35

Este aerofólio, já citado, possui uma camada limite espessa e uma curvatura moderada, o que lhe confere uma boa sustentação em baixas velocidades. É utilizado em aeronaves STOL, como o avião leve Piper PA-18 Super Cub (ANDERSON, 2011).

#### NACA 2412 - Figura Figura 42

Este perfil é amplamente utilizado em aeronaves STOL devido à sua boa combinação de sustentação e resistência aerodinâmica. Possui uma camada limite relativamente espessa e uma curvatura moderada, permitindo um desempenho satisfatório em baixas velocidades (KATZ; PLOTKIN, 2001).

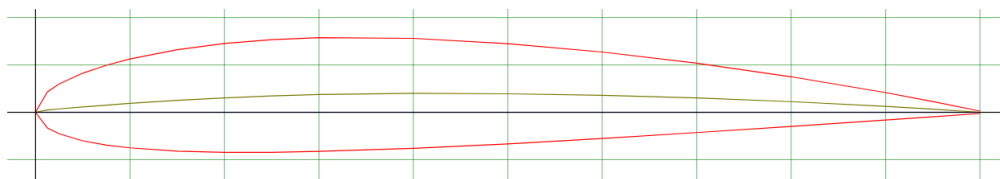
A geometria do NACA 2412 é caracterizada por uma espessura de 12% da corda na posição 40% da corda. Essa nomenclatura é derivada da série 2400 da NACA. A forma curva do perfil contribui para a geração de sustentação através da diferença de pressão entre a superfície superior e inferior do aerofólio.

Os valores do coeficiente de sustentação máximo ( $C_{l_{max}}$ ) para o aerofólio NACA 2412 variam de aproximadamente 1,3 a 1,5 em condições de escoamento incompressível. O ângulo de sustentação máxima ( $\alpha_{max}$ ) está geralmente na faixa de 12 a 15 graus. O arrasto induzido pelo NACA 2412 é relativamente baixo, o que resulta em uma maior eficiência aerodinâmica.

A alta capacidade de sustentação do NACA 2412 torna-o especialmente adequado para aeronaves de decolagem em pista curta (STOL). Essas aeronaves são projetadas para operar em pistas mais curtas do que as aeronaves convencionais, exigindo um alto coeficiente de sustentação para levantar voo em espaços limitados. O NACA 2412, juntamente com outros perfis da série 2400, oferece essa capacidade de sustentação necessária para operações STOL.

O aerofólio NACA 2412 é utilizado em uma variedade de aeronaves, incluindo aeronaves STOL como o avião de treinamento T-6 Texan II. Esses exemplos demonstram a eficácia do perfil NACA 2412 em proporcionar uma alta sustentação em baixas velocidades, permitindo decolagens e pousos em pistas curtas.

Figura 42 – NACA 2412



Fonte: Airfoil Tools (h).

### NACA 4412 - Figura Figura 38

Embora já mencionado anteriormente, vale a pena destacar novamente o perfil NACA 4412, que é amplamente utilizado em aeronaves STOL devido à sua capacidade de gerar sustentação em baixas velocidades. Sua espessura moderada e curvatura suave contribuem para um bom desempenho de decolagem e pouso em pistas curtas (KATZ; PLOTKIN, 2001).

### 3.4 SOFTWARE XFRL5

O XFRL5 é uma ferramenta de análise para perfis aerodinâmicos, asas e aeronaves que operam em baixos números de Reynolds. Inclui: Capacidades de análise direta e inversa do XFoils Capacidades de design e análise de asas baseadas na Teoria da Linha de Sustentação, no Método da Rede de Vórtices e em um Método de Pannel 3D. Permite obter dados de desempenho aerodinâmico de perfis de asas, bem como prever o comportamento de um aerofólio em diferentes condições de operação (NASA, 1996).

O funcionamento do software XFRL5 é dividido em três fases principais: a entrada de dados, a análise e a saída de resultados. Na primeira fase, o usuário insere as características do aerofólio que deseja analisar, tais como a geometria, as condições de escoamento (velocidade, densidade, temperatura) e as propriedades do material (NASA, 1996). Na segunda fase, o software realiza uma série de cálculos numéricos para simular o comportamento do fluxo de ar ao redor do aerofólio, considerando as condições de entrada definidas pelo usuário. Finalmente, na terceira fase, o software apresenta os resultados da análise em forma de gráficos e tabelas, permitindo a visualização e a interpretação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos (NASA, 1999).

No contexto deste trabalho, o software XFRL5 será utilizado para obter e analisar gráficos dos aerofólios NACA selecionados na seção anterior, com o objetivo de comparar seu desempenho e determinar quais são os mais adequados para cada missão aeronáutica em questão. Dessa forma, serão analisados os coeficientes de sustentação, arrasto e momento, em diferentes condições de operação, para avaliar o comportamento de cada aerofólio em termos de eficiência aerodinâmica (NASA, 1996).

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

O presente capítulo apresenta os resultados e discussões obtidos a partir da análise dos aerofólios selecionados na seção "Escolha de Perfis NACA" do presente trabalho. Essa análise foi realizada por meio da simulação computacional utilizando o software XFLR5, previamente apresentado na metodologia. O objetivo foi observar os dados e valores de desempenho e aerodinâmica dos aerofólios estudados.

A partir dos gráficos gerados e das informações coletadas sobre o perfil das missões selecionadas, bem como sobre as características influenciadoras de desempenho em um aerofólio, foi possível realizar uma discussão detalhada sobre os resultados obtidos. Nessa discussão, serão apresentadas as respostas para a pergunta fundamental deste estudo: qual perfil NACA se encaixa melhor nas respectivas missões, com base nos gráficos e informações já apresentadas?

Por meio da análise dos resultados, pretende-se destacar as principais características de cada perfil NACA estudado e sua relação com as demandas específicas das missões selecionadas. Serão identificados os perfis que demonstraram um melhor desempenho em termos de eficiência aerodinâmica, sustentação, arrasto e outras variáveis relevantes para cada cenário analisado. Essa análise proporcionará uma compreensão mais aprofundada sobre as características dos aerofólios e sua aplicação em diferentes contextos.

Ao final deste capítulo, espera-se fornecer subsídios consistentes para a escolha do perfil NACA mais adequado a cada missão estudada, com base nas informações gráficas e nos dados de desempenho e aerodinâmica obtidos por meio do software XFLR5. Essa análise contribuirá para o avanço no campo da aerodinâmica de aerofólios e poderá servir como base para futuros estudos e projetos relacionados a essa temática.

### 4.1 HIPÓTESES E PARÂMETROS CONSIDERADOS

Antes da apresentação e discussão dos gráficos é apresentado alguns parâmetros e hipóteses que foram levado em consideração para a simulação no software XFRL5. Para os valores das propriedades do ar, densidade e viscosidade cinemática, o padrão do software será utilizado, ou seja,  $1,225\text{kg}/\text{m}^3$  e  $1,5 \times 10^{-5}\text{m}^2/\text{s}$ , respectivamente.

#### 4.1.1 Número de Painéis

O número de painéis necessário para simulações em software como o XFLR5 pode variar dependendo das características específicas da aeronave, das condições de voo e da precisão desejada na análise aerodinâmica. Normalmente, um número maior de painéis resulta em simulações mais precisas, mas também requer mais recursos computacionais.

Para missões de transporte de carga, missões de patrulha e decolagem em pista curta, um valor comumente utilizado para o número de painéis em simulações aerodinâmicas pode variar entre 100 e 500, dependendo da complexidade da aeronave e das condições de voo (RAYMER, 2012) (ANDERSON, 2011). Portanto, para todas as missões, todos os aerofólios serão simulados com 300 painéis.

#### 4.1.2 Tipo de Análise

O Tipo de Análise, ou *Analysis Type*, utilizado será o Tipo 1, do qual os valores de corda (1 metro), envergadura 2D (1 metro) e massa (1 quilo) são fixados. Para uma simulação 2D de aerofólio, a envergadura está relacionado à dimensão da asa do aerofólio no plano bidimensional da simulação. Assim como os valores de densidade e viscosidade cinemática do ar também são fixos, como vimos na figura Figura 43

Figura 43 – Dados fixados no tipo de análise utilizado para simulações

Plane Data		Fluid properties	
Chord	1.000 m	Unit	<input checked="" type="radio"/> International <input type="radio"/> Imperial
Span	1.000 m	$\rho =$	1.225 kg/m <sup>3</sup>
Mass	1.000 kg	$\nu =$	1.5e-05 m <sup>2</sup> /s

Fonte: XFLR5

#### 4.1.3 Número de Reynolds

O valor adequado de número de Reynolds para rodar simulações de missões de transporte de carga, missão de patrulha e decolagem em pista curta pode variar dependendo das características específicas da aeronave e das condições de voo. No entanto, podemos fornecer faixas de valores típicos que podem servir como ponto de partida para as simulações no software XFLR5.

Para missões de transporte de carga, em que a aeronave geralmente opera em velocidades relativamente altas, um valor típico de Reynolds pode estar na faixa de 5 milhões a 10 milhões (ANDERSON, 2011). Portanto nesta missão foi fixado o número de Reynolds de 6 milhões.

Para missões de patrulha, em que a aeronave opera em velocidades moderadas, um valor adequado de Reynolds pode estar na faixa de 2 milhões a 5 milhões (ABBOTT; DOENHOFF, 1959) (DOMMELEN, 2015). Nesta missão fixado o número de Reynolds de 3 milhões.

Já para decolagem em pista curta, em que a aeronave pode operar em velocidades mais baixas, um valor típico de Reynolds pode estar na faixa de 1 milhão a 3 milhões (ANDERSON, 2011) (RAYMER, 2012). Nesta missão o número de Reynolds foi fixado em 1 milhão.

#### 4.1.4 *Número de Mach*

O número de Mach adequado para rodar simulações de missões de transporte de carga, missão de patrulha e decolagem em pista curta pode variar dependendo das características específicas da aeronave, do regime de voo e das condições operacionais. A escolha do número de Mach para as simulações deve levar em consideração a faixa de velocidade de operação da aeronave durante cada missão.

Para missões de transporte de carga, em que as aeronaves geralmente operam em velocidades de cruzeiro mais altas, um número de Mach adequado pode estar na faixa de 0,75 a 0,85 (RAYMER, 2012) (ANDERSON, 2011). O Mach para essa missão será de 0,7.

Para missões de patrulha, que normalmente envolvem aeronaves operando em velocidades moderadas, um número de Mach adequado pode variar entre 0,6 e 0,75 (ABBOTT; DOENHOFF, 1959) (DOMMELEN, 2015). Portanto, para essa missão o Mach será de 0,65.

Já para decolagem em pista curta, em que as aeronaves operam em velocidades mais baixas, um número de Mach típico pode variar entre 0,3 e 0,5 (RAYMER, 2012) (ANDERSON, 2011). O Mach selecionado para missão é de 0,4.

#### 4.1.5 *Ncrit*

O valor de *Ncrit* é uma medida da turbulência do fluxo livre e é usado para simular a localização da transição quando nenhuma localização de perturbação forçada é fornecida. O XFLR5 utiliza o mesmo método que o XFOIL, que é uma adaptação da teoria de transição  $e^N$ . É importante observar que essa teoria linear perde sua validade em um nível de flutuação de 1 a 1,5 por cento, o que corresponde a um fator N de 6,9 a 7,3, significando que não é adequada para fluxos altamente turbulentos (INGEN, 2008).

O *Ncrit* determina o nível de turbulência, ou seja, se o *Ncrit* for 1, há uma quantidade excessiva de perturbação no fluxo. O *Ncrit* 9 é o valor padrão e amplamente utilizado, o qual foi usado nesse estudo.

#### 4.1.6 Ângulo de ataque

A variação do ângulo de ataque adequado para simulações de missões de transporte de carga, missão de patrulha e decolagem em pista curta pode depender de diversos fatores, incluindo as características específicas da aeronave, a carga útil, as condições de voo e o projeto da asa.

No entanto, é possível fornecer algumas informações gerais sobre os intervalos de ângulo de ataque comumente utilizados para essas simulações:

1. Missões de Transporte de Carga: Durante uma missão de transporte de carga, o ângulo de ataque típico pode variar entre  $-5^\circ$  e  $15^\circ$ . No entanto, é importante ressaltar que esses valores podem variar dependendo do tipo de aeronave, carga transportada e velocidade de voo desejada. É recomendado consultar especificações e manuais de voo da aeronave específica ou estudos de caso relevantes para obter informações mais precisas. Seguindo, também, as características desejáveis descritas da missão (alta sustentação em altos ângulos de ataque e alta sustentação em baixas velocidades), foi simulado gráficos variando o ângulo de ataque de  $-5^\circ$  a  $15^\circ$ .
2. Missão de Patrulha: Para uma missão de patrulha, o ângulo de ataque típico pode variar entre  $-2^\circ$  e  $10^\circ$ . Novamente, esses valores podem depender de fatores como o tipo de aeronave, perfil de missão, velocidade de voo e requisitos operacionais específicos. Recomenda-se consultar manuais de voo ou documentação técnica relacionada à aeronave em questão para obter dados mais precisos. Portanto foi simulado gráficos com a variação de  $-2^\circ$  a  $10^\circ$  de ângulo de ataque.
3. Decolagem em Pista Curta: O ângulo de ataque durante uma decolagem em pista curta pode variar entre  $5^\circ$  e  $15^\circ$ . No entanto, esses valores são apenas estimativas e podem ser influenciados por fatores como o projeto da aeronave, a configuração de flaps e slats, e as condições específicas da pista. É importante consultar manuais de voo e procedimentos de decolagem da aeronave em questão para obter dados precisos e atualizados. O valor de ângulo de ataque assumido para simulações foram de  $5^\circ$  a  $15^\circ$ .

Todos foram avaliados segundo esses valores citados acima, com uma variação de ângulo de ataque ( $\Delta\alpha$ ) de 0,5. É válido ressaltar que esses valores são fornecidos como uma referência geral e podem variar de acordo com as especificações de cada aeronave e as condições de voo. Recomenda-se sempre consultar as fontes primárias, como manuais de voo e documentação técnica específica da aeronave em questão, para obter informações precisas e atualizadas sobre os parâmetros de simulação desejados.

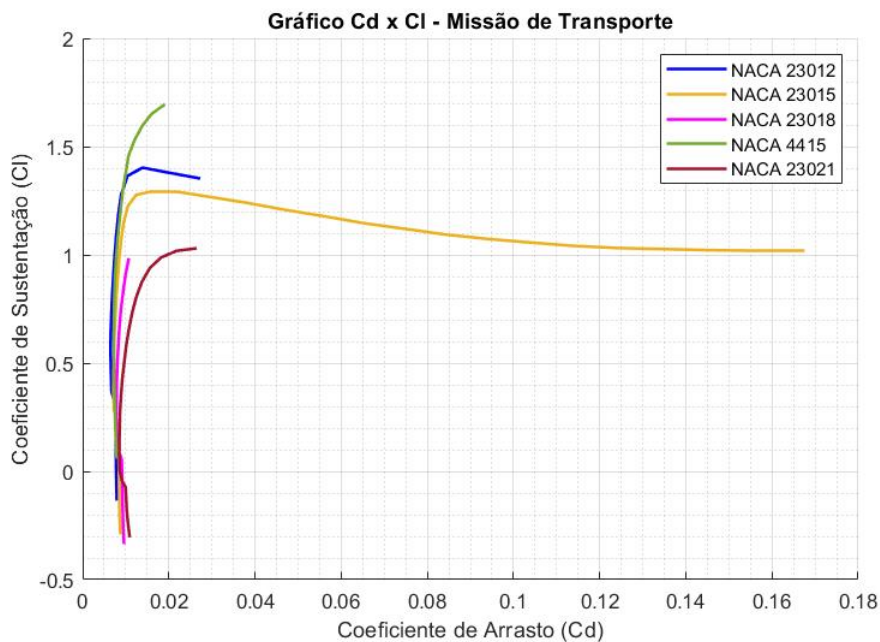
## 4.2 GRÁFICOS OBTIDOS E DISCUSSÕES

Os dados dos gráficos foram obtidos através do software XFLR5, como dito anteriormente, porém os gráficos foram gerado a partir do MatLab. Foi obtidos os seguintes gráficos para cada missão:  $C_l \times C_d$ ,  $C_l \times \alpha$  e  $C_l/C_d \times \alpha$ .

### 4.2.1 Gráficos para Missão de transporte de carga

Por meio de simulações no XFLR5, foram obtidos os gráficos para cada aerofólio selecionado na seção anterior. No entanto, utilizando o software MatLab, foi possível combinar os gráficos dos aerofólios individuais para cada parâmetro em um único gráfico, permitindo a comparação e a identificação da opção mais adequada para essa missão. Assim, segue os gráficos Figura 44, Figura 45 e Figura 46 para a missão de transporte de carga.

Figura 44 – Gráfico  $C_l \times C_d$  para Missão de Transporte de Carga



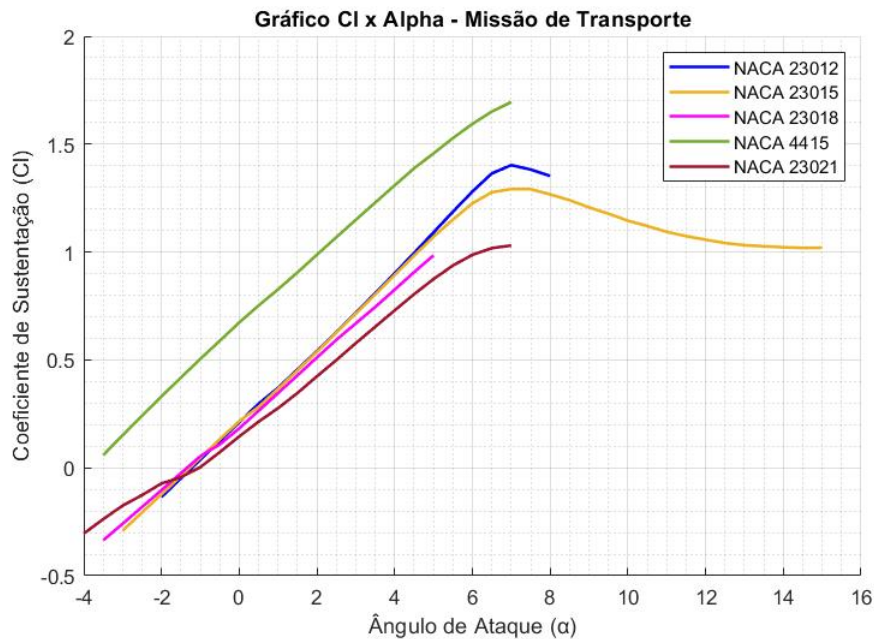
Fonte: Elaborado pelo autor

Analisando a figura Figura 44 acima, foi observado que o aerofólio NACA 4415 consegue elevar o  $C_l$  mantendo uma taxa de variação do  $C_d$  muito baixa em relação aos outros. Isso é muito benéfico para o caso desta missão, da qual necessita de um alto nível de sustentação e um baixo arrasto, pois, com isso, evita-se um gasto maior de combustível, levando que a aeronave estará transportando cargas altas.

Além disso, foi observado que, por conta das hipóteses considerada para esta missão, na simulação, houve pontos do NACA 23018 do qual não convergiram, levando a curva se encerrar antes. Assim

como o NACA 4415. Os outros aerofólios mantêm uma subida de  $C_l$  até certo ponto, onde há um aumento drástico no  $C_d$ .

Figura 45 – Gráfico  $C_l \times \alpha$  para Missão de Transporte de Carga

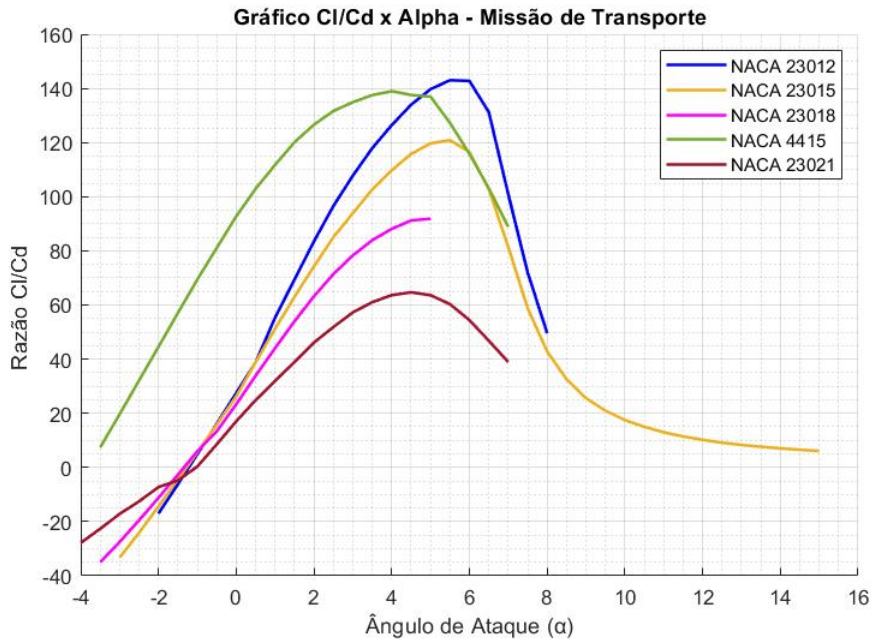


Fonte: Elaborado pelo autor

Observar o ângulo de estol em um aerofólio é de extrema importância em uma missão de transporte de carga. O estol afeta diretamente a capacidade de sustentação do aerofólio, e em uma missão de transporte de carga pesada, é essencial garantir uma sustentação adequada para compensar o peso adicional da carga. O conhecimento do ângulo de estol permite que os projetistas selecionem um aerofólio com características favoráveis de estol, como um ângulo de estol mais elevado, que permita a operação segura da aeronave em condições de carga máxima. Além disso, um aerofólio com um comportamento suave e previsível no estol proporciona uma melhor resposta de controle e estabilidade durante a missão de transporte de carga (ANDERSON, 2011) (ANDERSON; BOWDEN, 2005).

Analisando o gráfico da figura Figura 45, é observado que, mesmo com pontos não convergindo e a curva se encerrando antes, vemos que a curva do aerofólio NACA 4415 indica que irá conseguir ter um maior coeficiente de sustentação antes do estol em comparação com os outros. No NACA 23021, NACA 23012 e NACA 23015 o ângulo de estol é aproximadamente o mesmo, porém no NACA 23012 consegue obter um maior coeficiente de sustentação. A curva do NACA 23018 novamente se encerra antes de ser tirado uma conclusão sobre, não atingindo o valor onde ocorre o estol. Portanto os valores avaliados de  $C_{l_{max}}$  do aerofólio, tem os aerofólios NACA 4415, antes da curva não convergir mais, e NACA 23012 com os maiores valores, de 1,695 e 1,403, respectivamente.

Figura 46 – Gráfico  $C_l/C_d \times \alpha$  para Missão de Transporte de Carga



Fonte: Elaborado pelo autor

No gráfico de  $C_l/C_d \times \alpha$ , o pico de eficiência aerodinâmica é um ponto de grande importância. Ele representa o ponto no qual o coeficiente de sustentação ( $C_l$ ) dividido pelo coeficiente de arrasto ( $C_d$ ) é maximizado para um determinado ângulo de ataque ( $\alpha$ ). Esse pico de eficiência indica a melhor relação entre sustentação e resistência aerodinâmica, ou seja, a maior quantidade de sustentação gerada em relação à quantidade de arrasto produzido.

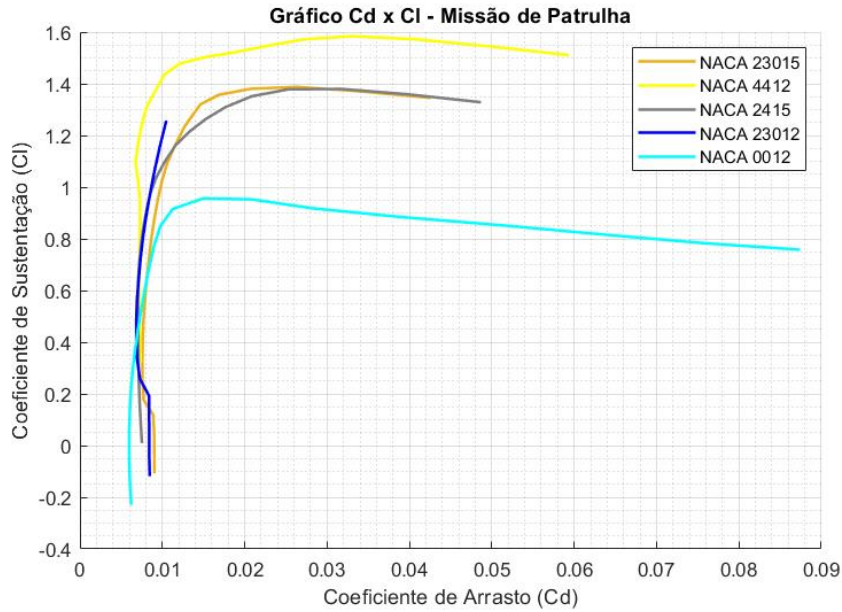
Identificar e analisar o pico de eficiência aerodinâmica em um gráfico de  $C_l/C_d \times \alpha$ , é crucial na busca por um aerofólio ou perfil que proporcione um desempenho ótimo. Através desse ponto, é possível selecionar um aerofólio que maximize a sustentação em relação à resistência, resultando em uma aeronave mais eficiente em termos de consumo de combustível, alcance e capacidade de carga.

Na figura Figura 46 é possível observar que os aerofólios NACA 23012 e NACA 4415 possuem um pico de eficiência maior que os demais. O pico entre os dois possuem aproximadamente o mesmo valor, entre 140 e 145, porém em ângulo de ataques distintos.

#### 4.2.2 Gráficos para Missão de patrulha

Conforme citado anteriormente, através das análises individuais dos aerofólios utilizando o XFLR5 e o MatLab para junção dos dados, segue os gráficos Figura 47, Figura 48 e Figura 49 obtidos através das simulações para missão de patrulha:

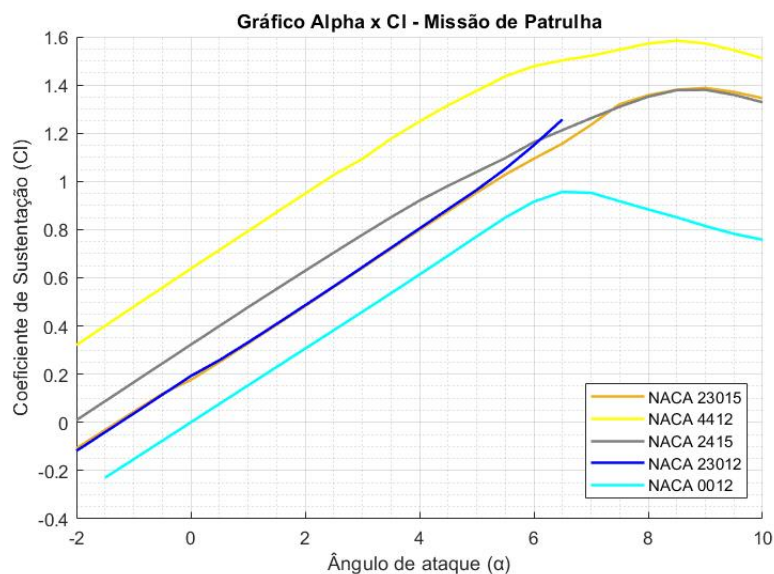
Figura 47 – Gráfico  $C_l \times C_d$  para Missão de Patrulha



Fonte: Elaborado pelo autor

Analisando a figura Figura 47, é possível observar que o NACA 4412 é o aerofólio que possui um maior aumento de  $C_l$  com uma menor taxa de variação do  $C_d$ . Portanto consegue atingir uma sustentação maior e manter o mínimo de arrasto possível em comparação com os outros aerofólios. A curva do NACA 23012 houve pontos finais que não se convergiram, assim a curva se encerrando antes. O aerofólio NACA 0012 é o que possui um  $C_l$  máximo menor em comparação aos outros antes do  $C_d$  aumentar abruptamente.

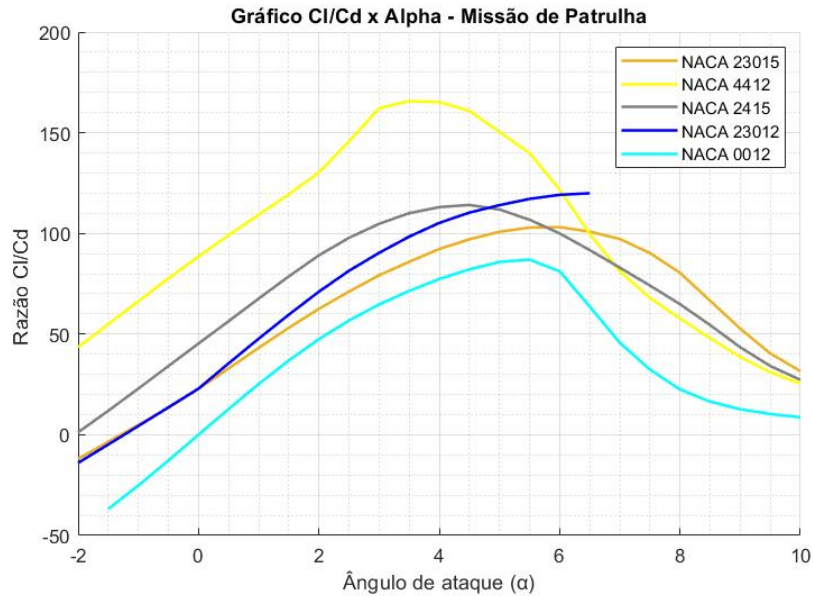
Figura 48 – Gráfico  $C_l \times \alpha$  para Missão de Patrulha -



Fonte: Elaborado pelo autor

No gráfico de  $C_l \times \alpha$ , figura Figura 48, os aerofólios NACA 4412, NACA 23015 e NACA 2415 possuem, aproximadamente, o mesmo ângulo de estol, porém o NACA 4412 atinge um maior valor de  $C_l$  antes do estol em comparação com os outros aerofólios. Através da curva do NACA 0012 é observado que é o aerofólio que gera um menor nível de sustentação antes de atingir o estol, além disso, o ângulo de estol é menor que os demais. Numericamente, o valor de  $C_{l_{max}}$  do NACA 4412 é de 1,6, maior que os demais.

Figura 49 – Gráfico  $C_l/C_d \times \alpha$  para Missão de Patrulha



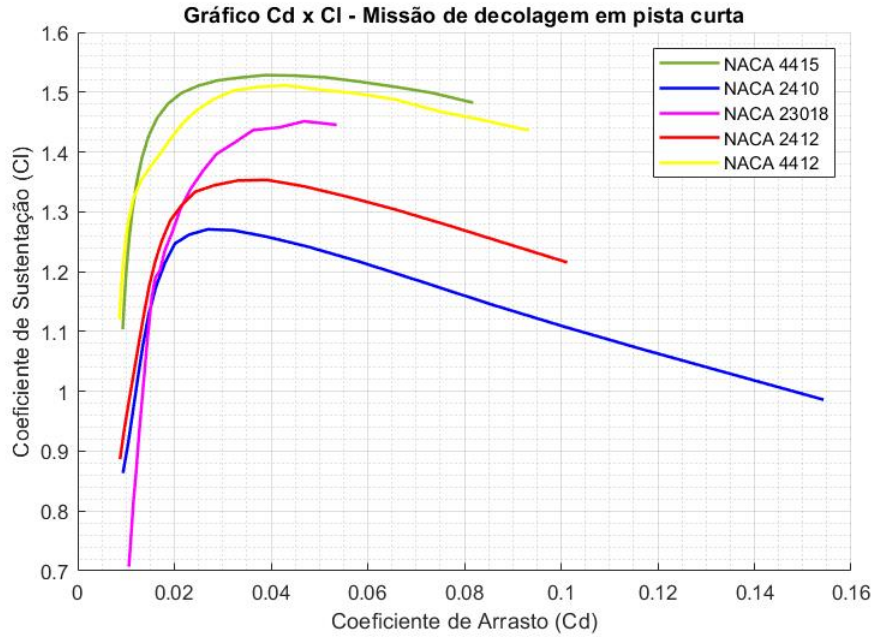
Fonte: Elaborado pelo autor

O pico de eficiência aerodinâmica pode ser observado na figura Figura 49. O aerofólio NACA 4412 possui um maior pico de eficiência em comparação com os outros. Através disso, esse aerofólio possui uma melhor relação  $C_l/C_d$  no respectivo ângulo de ataque. Os demais aerofólios possuem uma semelhança e uma razão de  $C_l/C_d$  menor que o 4412.

#### 4.2.3 Gráficos para Missão de decolagem em pista curta

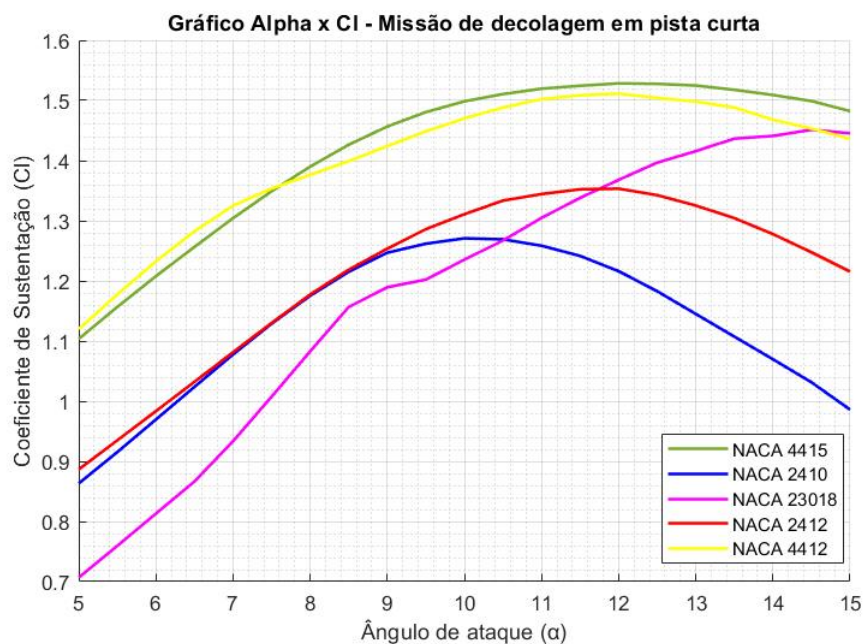
Por último, segue os gráficos Figura 50, Figura 51 e Figura 52 obtidos através das simulações para missão de decolagem em pista curta:

Figura 50 – Gráfico  $C_l \times \alpha$  para Missão de Decolagem em Pista Curta



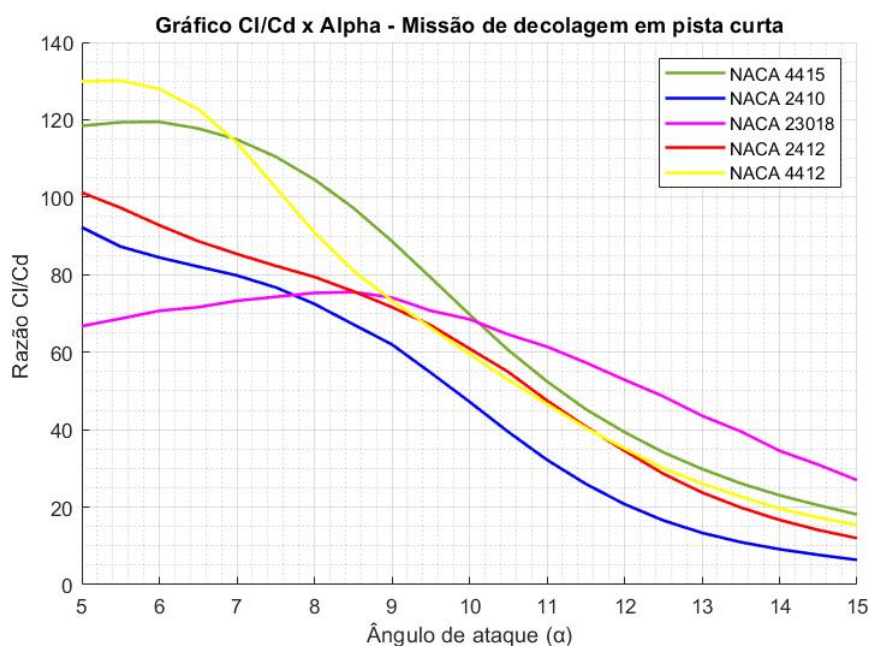
Na figura Figura 50 é possível observar que os aerofólios NACA 4415 e NACA 4412 atingem um valor maior de  $C_l$  para o mesmo valor de  $C_d$  em comparação com os demais aerofólios. Porém se iniciam a curva em um valor maior no eixo y que os demais. O aerofólio NACA 2410 possui uma longa faixa de aumento de  $C_l$  com uma pouca variação do  $C_d$ , indo de 0,7 à 1,2 no eixo y com uma variação de 0,01059 à 0,02011 no eixo x.

Figura 51 – Gráfico  $C_l \times \alpha$  para Missão de Decolagem em Pista Curta



O gráfico  $C_l \times \alpha$ , na figura Figura 51, é possível observar que o aerofólio NACA 4415 possui um valor de  $C_{l_{max}}$  maior que os demais (1,528). Além disso, o aerofólio NACA 4415, assim como o NACA 4412, possui um queda de sustentação mais suave após os estol do que os demais. Como os aerofólios NACA 2412 e NACA 2410 possuem os menores valor de  $C_{l_{max}}$  e uma queda menos suave após o estol. Lembrando que a análise é feita nessa faixa de ângulo de ataque,  $\alpha$ , discutido anteriormente. Portanto não irá ser analisado e considerando como a curva se comportará após o valor de  $\alpha$  igual à  $15^\circ$ .

Figura 52 – Gráfico  $C_l/C_d \times \alpha$  para Missão de Decolagem em Pista Curta -



Fonte: Elaborado pelo autor

Diferente dos gráficos de  $C_l/C_d \times \alpha$  das outras missões, para a missão de decolagem em pista curta, este gráfico, figura Figura 52, é possível observar mais o gráfico após o pico de eficiência aerodinâmica por conta dos valores de ângulo de ataque analisados. O aerofólio NACA 4412 possui um valor maior do pico de eficiência em relação aos demais aerofólios. O NACA 4415 seria o segundo maior valor. Os outros aerofólios analisados possuem um valor menor de  $C_l/C_d$  em comparação com os NACA da família 4XXX.

#### 4.3 ESCOLHA DOS AEROFÓLIOS PARA CADA MISSÃO

Nesta seção, serão consideradas as particularidades de cada aerofólio pré-selecionado, levando em conta as informações obtidas na Introdução Teórica e Metodologia. Os gráficos gerados a partir dos

dados aerodinâmicos, aliados às informações das missões, serão fundamentais para embasar a escolha final do aerofólio mais eficiente para cada tipo de missão.

É importante ressaltar que a análise realizada neste trabalho considerou apenas um aerofólio isolado, não abrangendo configurações mais complexas, como asas 3D com diferentes aerofólios na raiz e ponta, ou variações de aerofólios ao longo da asa. Essa limitação deve ser levada em conta ao interpretar os resultados e conclusões obtidos.

#### **4.3.1 Aerofólio Final para a Missão de Transporte de Carga**

Com base nos dados e análises fornecidos, considerando a simulação no XFRL5 com um número de Reynolds de 6 milhões, um número de Mach de 0,7 e uma variação do ângulo de ataque de  $0^\circ$  a  $10^\circ$ , o aerofólio mais adequado para a missão de transporte de carga seria o NACA 4415.

Ao analisar a curva  $C_l \times C_d$ , observou-se que o NACA 4415 apresenta um maior coeficiente de sustentação ( $C_l$ ) para o mesmo coeficiente de arrasto ( $C_d$ ) em comparação aos demais aerofólios. Isso é extremamente benéfico para a missão de transporte de carga, pois proporciona uma alta sustentação com um baixo arrasto, resultando em um menor consumo de combustível e permitindo que a aeronave transporte cargas mais pesadas.

Além disso, o NACA 4415 demonstrou um comportamento suave e previsível no estol, o que é essencial para uma missão de transporte de carga, garantindo uma resposta de controle e estabilidade adequadas mesmo em condições de carga máxima.

Os valores de coeficiente de sustentação máximo do aerofólio também corroboram sua escolha, com o NACA 4415 apresentando um valor de 1,695, o mais alto entre os aerofólios analisados.

No gráfico  $C_l/C_d \times \alpha$ , foi observado que tanto o NACA 4415 quanto o NACA 23012 possuem um pico de eficiência aerodinâmica maior do que os outros aerofólios. Embora ambos tenham valores de pico semelhantes, em torno de 140 a 145, eles ocorrem em ângulos de ataque diferentes.

Portanto, com base nos dados analisados, o aerofólio NACA 4415 é a escolha mais adequada para a missão de transporte de carga, oferecendo um bom desempenho em termos de sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica.

#### **4.3.2 Aerofólio Final para a Missão de Patrulha**

Com base nos dados e resultados obtidos na simulação, para uma missão de patrulha com ênfase em alta autonomia, o aerofólio mais indicado seria o NACA 4412. Analisando o gráfico  $C_l \times C_d$ , observamos que o NACA 4412 apresenta um aumento significativo no coeficiente de sustentação com uma taxa de variação do coeficiente de arrasto relativamente baixa em comparação aos demais

aerofólios estudados. Isso indica que ele é capaz de atingir uma maior sustentação mantendo o mínimo arrasto possível.

Ao analisar o gráfico do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, verificamos que o NACA 4412 alcança um valor de  $C_l$  máximo antes do estol, em comparação com os outros aerofólios. Isso sugere que ele é capaz de gerar uma maior sustentação antes de entrar em estol, o que é desejável, pois diminui a velocidade de estol, permitindo um voo a velocidades mais baixas, o que é interessante para a missão.

Além disso, o NACA 4412 apresenta um pico de eficiência aerodinâmica superior aos demais aerofólios analisados no gráfico  $C_l/C_d \times \alpha$ . Esse pico de eficiência indica a melhor relação entre sustentação e resistência aerodinâmica, sendo um ponto importante para garantir um desempenho ótimo e uma maior autonomia da aeronave.

Portanto, com base nos resultados obtidos, o aerofólio NACA 4412 se destaca como a melhor escolha para uma missão de patrulha com ênfase em alta autonomia, apresentando um bom equilíbrio entre sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica.

### 4.3.3 *Aerofólio Final para a Missão de Decolagem em Pista Curta*

Com base nos dados e resultados obtidos na simulação, para uma aeronave com missão de decolagem em pista curta, o aerofólio mais indicado seria o NACA 4415. No gráfico de coeficiente de sustentação por coeficiente de arrasto, tanto o NACA 4415 quanto o NACA 4412 alcançam um valor maior de coeficiente de sustentação para o mesmo coeficiente de arrasto em comparação aos demais aerofólios. No entanto, o NACA 2410 apresenta uma faixa mais longa de aumento de coeficiente de sustentação com uma variação mínima do coeficiente de arrasto.

Analisando o gráfico de coeficiente de sustentação por ângulo de ataque, observamos que o NACA 4415 possui um valor de coeficiente de sustentação máxima maior que os demais aerofólios (1,528). Além disso, tanto o NACA 4415 quanto o NACA 4412 apresentam uma queda mais suave de sustentação após o estol em comparação aos outros aerofólios. Por outro lado, o NACA 2412 e o NACA 2410 possuem valores menores de coeficiente de sustentação máxima e uma queda menos suave após o estol.

No gráfico de  $C_l/C_d \times \alpha$ , é possível observar que o NACA 4412 apresenta um pico de eficiência aerodinâmica maior em relação aos demais aerofólios, indicando uma melhor relação entre sustentação e resistência aerodinâmica. O NACA 4415 também possui um valor significativo de pico de eficiência, porém menor que o NACA 4412. Os demais aerofólios analisados apresentam valores menores de  $C_l/C_d$  em comparação com a família NACA 4XXX.

É importante ressaltar que essas conclusões foram obtidas considerando os dados e ângulos de ataque analisados na simulação, não levando em conta o comportamento dos aerofólios além do ângulo de ataque de  $15^\circ$ .

## REFERÊNCIAS

- ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. **Theory of wing sections: including a summary of airfoil data.** [S.l.]: Dover Publications, 1959.
- ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V.; JR, L. S. **Summary of airfoil data.** [S.l.], 1945.
- ACKERT, S. Aircraft payload-range analysis for financiers. **Aircraft Monitor**, 2013.
- AcqNote Program Management Tool for Aerospace. **Concept of Operations (CONOPS)**. 2023. <<https://acqnotes.com/acqnote/acquisitions/concept-of-operations-conops#:~:text=The%20best%20way%20to%20develop,acquisition%20and%20development%20communities%20clearly.>> Acessado em: 28 de março de 2023.
- AIRBUS. **Flight Operations Support Line Assistance - Getting to grips with aircraft performance.** [S.l.]: Airbus, 2002.
- Airfoil Tools. **NACA 0012-34 (n001234-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca001234-il>>. Acessado em: 8 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 0012 (n0012-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0012-il>>. Acessado em: 28 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 23012 (n23012-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23012-il>>. Acessado em: 27 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 23015 (n23015-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23015-il>>. Acessado em: 7 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 23018 (n23018-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23018-il>>. Acessado em: 27 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 23021 (n23021-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23021-il>>. Acessado em: 27 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 2410 (n2410-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2410-il>>. Acessado em: 5 de maio de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 2412 (n2412-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il>>. Acessado em: 5 de maio de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 2414 (n2414-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2414-il>>. Acessado em: 5 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 2415 (n2415-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il>>. Acessado em: 28 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 4412 (n4412-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>>. Acessado em: 28 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 4415 (n4415-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4415-il>>. Acessado em: 27 de abril de 2023.
- Airfoil Tools. **NACA 63-212 (n63212-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n63212-il>>. Acessado em: 8 de abril de 2023.

Airfoil Tools. **NACA 747A315 (n747a315-il)**. <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca747a315-il>>. Acessado em: 9 de abril de 2023.

ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. [S.l.]: McGraw hill, 2011.

ANDERSON, J. D.; BOWDEN, M. L. **Introduction to flight**. [S.l.]: McGraw-Hill Higher Education New York, 2005. v. 582.

Aviators Guide. **Take Off-climb Segments**. 2020. <<https://aviatorsguide.wordpress.com/2020/06/29/take-off-climb-segments/>>. Acessado em: 6 de abril de 2023.

AVILA, L. F.; MAREK, C. A.; GROSH, R. J. Experimental study of the naca 0012 airfoil at low reynolds numbers. **Journal of Aircraft**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 55, n. 1, p. 185–194, 2018.

BARROS, C. Pinto de. **Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves**. [S.l.]: CEA - Centro de Estudos Aeronáuticos, 2001.

BARROS, J.; FERREIRA, J.; VALE, J. do. The effect of camber on the aerodynamic performance of a high-lift system with trailing-edge devices. **Aerospace Science and Technology**, v. 78, p. 442–454, 2018.

Berkeley University Of California. **Guiding the Project: The Systems Engineering Process**. 2023. <<https://connected-corridors.berkeley.edu/guiding-project-systems-engineering-process>>. Acessado em: 25 de março de 2023.

BERTIN, J. J.; SMITH, M. L. **Aerodynamics for Engineers**. 3rd. ed. [S.l.]: Prentice Hall, 1998.

BERTIN, J. J.; SMITH, M. L. **Fundamentals of aerodynamics**. [S.l.]: Prentice Hall, 1998.

D. Nunley, Loraine. **10 Things the C-130 Hercules can transport**. 2015. <<https://lorainenunley.com/10-things-the-c-130-hercules-can-transport/>>. Acessado em: 19 de março de 2023.

Department of Air Force United States. **Air Force Pamphlet 10-1403**. [S.l.], 2018. Disponível em: <[https://static.e-publishing.af.mil/production/1/af\\_a3/publication/afpam10-1403/afpam10-1403.pdf](https://static.e-publishing.af.mil/production/1/af_a3/publication/afpam10-1403/afpam10-1403.pdf)>.

DOMMELEN, L. L. V. **Aerodynamics for Engineering Students**. [S.l.]: CRC Press, 2015.

DUGDALE, M. World's shortest runways at commercial airports. *Airport Technology*, 2020.

FILIPPONE, A. **Flight performance of fixed and rotary wing aircraft**. [S.l.]: Elsevier, 2006.

FILIPPONE, A. Comprehensive analysis of transport aircraft flight performance. **Progress in Aerospace Sciences**, Elsevier, v. 44, n. 3, p. 192–236, 2008.

Força Aérea Brasileira. **22 de Maio - Dia da Aviação de Patrulha**. 2017. <<https://www.fab.mil.br/patrulha/>>. Acessado em: 04 de abril de 2023.

HEINTZ, C. Anatomy of a stol aircraft: Designing a modern short take-off and landing aircraft. Zenith Aircraft Company, 2009.

HOMA, J. M. **Aerodinâmica e Teoria de Voo: noções básicas**. [S.l.]: ASA-Edições e Artes Gráficas, 2002.

HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. **Aerodynamics for engineering students**. [S.l.]: Elsevier, 2003.

- INGEN, J. V. The en method for transition prediction. historical review of work at tu delft. In: **38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2008. p. 3830.
- KAIPPER, J. H. A necessidade da aviação de patrulha para a manutenção da defesa nacional. Escola Superior de Guerra (Campus Rio de Janeiro), 2019.
- KARAMCHETI, K. **Principles of Ideal-Fluid Aerodynamics**. [S.l.]: John Wiley Sons, 2012.
- KATZ, J. **Aircraft Aerodynamic Design: Geometry and Optimization**. New York: Cambridge University Press, 2015.
- KATZ, J.; PLOTKIN, A. **Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2001.
- KUETHE, A. M.; CHOW, C. Y. **Foundations of aerodynamics: bases of aerodynamic design**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2012.
- LADSON, C. L. et al. **Computer program to obtain ordinates for NACA airfoils**. [S.l.], 1996.
- LIU, Y.; LI, Y.; LI, J. Effect of airfoil camber on aerodynamic characteristics of a wing with a control surface. **Journal of Aircraft**, v. 56, n. 3, p. 1118–1126, 2019.
- Lockie, Alex. **F-22 stealth jets got 587 enemy aircraft to back off in their first 'combat surge' over Syria**. 2018. <<https://www.businessinsider.com/f-22s-backed-down-587-enemy-aircraft-in-first-combat-surge-in-syria-2018-10>>. Acessado em: 19 de março de 2023.
- Magalhães, André. **KC-390 faz demonstração para autoridades na República Tcheca**. 2022. <<https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/kc-390-faz-demonstracao-para-autoridades-na-republica-tcheca.html>>. Acessado em: 04 de abril de 2023.
- MAJUMDAR, A.; LAKSHMIKANTH, S. T.; ANAND, B. G. **Aircraft Design**. [S.l.]: CRC Press, 2010.
- MARTIN, L. **C-130J Super Hercules: Whatever the Situation, We'll Be There**. [S.l.], 2020.
- MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. 2. ed. New York, NY: Wiley, 1979.
- NACA, S. **The NACA airfoil series**. [S.l.]: Recuperado em, 2012.
- NASA. **XFOIL and XFRL User's Manual**. [S.l.], 1996. Acesso em: 26 abr. 2023. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19960045545>>.
- NASA. **Xfoil: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils**. 1999. <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19990051269>>. Acesso em: 26 abr. 2023.
- OBERT, E. **Aerodynamic design of transport aircraft**. [S.l.]: IOS press, 2009.
- PAGLIONE, P. et al. Otimização do desempenho em decolagem de aeronaves. 2021.
- PHILLIPS, W. H.; SNYDER, R. D. **Airfoil Selection: A Review of NACA Airfoil Data and the Selection of Airfoils for High-Performance Applications**. [S.l.]: National Advisory Committee for Aeronautics, 1961.
- PRACTICE, D. of D. S. **Glossary Of Definitions, Ground Rules, And Mission Profiles To Define Air Vehicle Performance Capability MIL-STD-3013A**. [S.l.]: Department of Defense - United States of America, 2008.

- RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- ROETMAN, N.; CHOUDHRY, A. **Flight Dynamics of a Large Unmanned Cargo Aircraft**. [S.l.]: ProQuest, 2008.
- ROSEN, J.; TSAI, J.-S. **Aerodynamics for Engineers**. [S.l.]: CRC Press, 2012.
- ROSKAM, J. **Airplane aerodynamics and performance**. [S.l.]: DARcorporation, 1985.
- ROSKAM, J.; LAN, C.-T. **Airplane flight dynamics and automatic flight controls**. [S.l.]: DARcorporation, 2011.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft performance: an engineering approach**. [S.l.]: CRC Press, 2017.
- SEDDON, J.; NEWMAN, S. **Basic aerodynamics: incompressible flow**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2013.
- SELIG, M. S.; GUGLIELMO, J. J. **Low-Speed Wind Tunnel Testing**. 3. ed. New York, NY: John Wiley & Sons, Inc., 2009.
- SHISHKO, R.; CASSINGHAM, R. C. 2.0 fundamentals of systems engineering. In: \_\_\_\_\_. **NASA Systems Engineering Handbook**. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, 1995.
- SkyVector. **Search for Airports**. 2023. <<https://skyvector.com/airports>>. Acessado em: 4 de abril de 2023.
- Social Security Administration. **Operational Analysis Template**. <<https://www.ssa.gov/digitalstrategy/documents/Operational%20Analysis%20Template.pdf>>. Acessado em: 19 de março de 2023.
- TEAM, W. Operational analysis. **WallStreetMojo**, WallStreetMojo, 2023.
- Think Defence. **Vehicle transportability**. 2023. <<https://www.thinkdefence.co.uk/vehicle-transportability/>>. Acessado em: 04 de abril de 2023.
- Todos abordo. **Briga de gigantes: compare os jatos Embraer 195-E2 e Airbus A220-100**. 2018. <<https://todosabordo.blogosfera.uol.com.br/2018/07/14/embraer-e195-e2-airbus-a220-100-comparativo/>>. Acessado em: 19 de março de 2023.
- United States Department of Transportation. **Systems Engineering and ITS Project Development**. 2022. <[https://ops.fhwa.dot.gov/plan4ops/sys\\_engineering.htm](https://ops.fhwa.dot.gov/plan4ops/sys_engineering.htm)>. Acessado em: 25 de março de 2023.
- Veraldo Jr, Lucio. **Lineage 1000 Embraer**. 2015. <<https://www.youtube.com/watch?v=w5mF2LqdxF0>>. Acessado em: 19 de março de 2023.
- Viking Air Ltd. **What's the definition of STOL in aviation?** 2020. <<https://www.vikingair.com/twin-otter-series-400/twin-otter-answers/what%E2%80%99s-definition-stol-aviation>>. Acessado em: 5 de abril de 2023.
- WHITE, F. M. **Fluid Mechanics**. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2015.
- Wikipédia, a enciclopédia livre. **EADS CASA C-295**. 2022. <[https://pt.wikipedia.org/wiki/EADS\\_CASA\\_C-295](https://pt.wikipedia.org/wiki/EADS_CASA_C-295)>. Acessado em: 30 de março de 2023.
- Wikipédia, a enciclopédia livre. **Endurance (aeronautics)**. 2022. <[https://en.wikipedia.org/wiki/Endurance\\_%28aeronautics%29](https://en.wikipedia.org/wiki/Endurance_%28aeronautics%29)>. Acessado em: 4 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Juancho E. Yrausquin Airport**. 2022. <[https://en.wikipedia.org/wiki/Juancho\\_E.\\_Yrausquin\\_Airport](https://en.wikipedia.org/wiki/Juancho_E._Yrausquin_Airport)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Planador**. 2022. <<https://pt.wikipedia.org/wiki/Planador>>. Acessado em: 19 de março de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Billy Bishop Toronto City Airport**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/Billy\\_Bishop\\_Toronto\\_City\\_Airport](https://en.wikipedia.org/wiki/Billy_Bishop_Toronto_City_Airport)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Brazilian Air Force**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/Brazilian\\_Air\\_Force](https://en.wikipedia.org/wiki/Brazilian_Air_Force)>. Acessado em: 30 de março de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Embraer EMB-314 Super Tucano**. 2023. <[https://pt.wikipedia.org/wiki/Embraer\\_EMB-314\\_Super\\_Tucano](https://pt.wikipedia.org/wiki/Embraer_EMB-314_Super_Tucano)>. Acessado em: 30 de março de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Gustaf III Airport**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/Gustaf\\_III\\_Airport](https://en.wikipedia.org/wiki/Gustaf_III_Airport)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Heligoland Airfield**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/Heligoland\\_Airfield](https://en.wikipedia.org/wiki/Heligoland_Airfield)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **London City Airport**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/London\\_City\\_Airport](https://en.wikipedia.org/wiki/London_City_Airport)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **NACA airfoil**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/NACA\\_airfoil](https://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **Sikorsky UH-60**. 2023. <[https://pt.wikipedia.org/wiki/Sikorsky\\_UH-60](https://pt.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_UH-60)>. Acessado em: 19 de março de 2023.

Wikipédia, a enciclopédia livre. **São Paulo–Congonhas Airport**. 2023. <[https://en.wikipedia.org/wiki/S%C3%A3o\\_Paulo%E2%80%93Congonhas\\_Airport](https://en.wikipedia.org/wiki/S%C3%A3o_Paulo%E2%80%93Congonhas_Airport)>. Acessado em: 5 de abril de 2023.

ZHANG, X. et al. Recent advances in the study of unsteady aerodynamics and aeroelasticity of wind turbine blades. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, Elsevier, v. 139, p. 1–23, 2021.