



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE OURO PRETO – UFOP**

**ESCOLA DE MINAS**

**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**



**URIEL OLIVEIRA MAZOS**

**ESTUDO TEÓRICO E EXPERIMENTAL DO USO DE GERADORES DE  
VÓRTICES EM ASA FINITA PARA GANHO DE DESEMPENHO EM  
ELEVADOS ÂNGULOS DE ATAQUE**

**OURO PRETO - MG  
2022**

**URIEL OLIVEIRA MAZOS**  
**uriel.mazoz@aluno.ufop.edu.br**

**ESTUDO TEÓRICO E EXPERIMENTAL DO USO DE GERADORES DE  
VÓRTICES EM ASA FINITA PARA GANHO DE DESEMPENHO EM  
ELEVADOS ÂNGULOS DE ATAQUE**

Monografia apresentada ao Curso de  
Graduação em Engenharia Mecânica  
da Universidade Federal de Ouro Preto  
como requisito para a obtenção do  
título de Engenheiro Mecânico.

**Professor orientador:** DSc. Ana Maura Araujo Rocha

**Professor coorientador:** DSc. André Valdetaro Gomes Cavalieri

**OURO PRETO – MG**  
**2022**

SISBIN - SISTEMA DE BIBLIOTECAS E INFORMAÇÃO

M476e Mazoz, Uriel Oliveira.

Estudo teórico e experimental do uso de geradores de vórtices em asa finita para ganho de desempenho em elevados ângulos de ataque. [manuscrito] / Uriel Oliveira Mazoz. - 2022.

81 f.: il.: color., gráf., tab..

Orientadora: Profa. Dra. Ana Maura Araujo Rocha.

Coorientador: Prof. Dr. André Valdetaro Gomes Cavaliere.

Monografia (Bacharelado). Universidade Federal de Ouro Preto. Escola de Minas. Graduação em Engenharia Mecânica .

1. Aviação. 2. Aerodinâmica. 3. Aerodinâmica - Geradores de vórtice. 4. Aerodinâmica - Streaks. 5. Aerodinâmica - Desempenho. 6. Aerodinâmica - Camada limite. I. Cavaliere, André Valdetaro Gomes. II. Rocha, Ana Maura Araujo. III. Universidade Federal de Ouro Preto. IV. Título.

CDU 621

Bibliotecário(a) Responsável: Maristela Sanches Lima Mesquita - CRB-1716



## FOLHA DE APROVAÇÃO

Uriel Oliveira Mazoz

### Estudo teórico e experimental do uso de geradores de vórtices em asa finita para ganho de desempenho em elevados ângulos de ataque

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Ouro Preto como requisito parcial para obtenção do título de Engenheiro Mecânico

Aprovada em 08 de outubro de 2022

#### Membros da banca

DSc. Ana Maura Araujo Rocha - Orientadora - Universidade Federal de Ouro Preto  
DSc. André Valdetaro Gomes Cavaliere - Co orientador - Instituto Tecnológico de Aeronáutica  
DSc. Elisângela Martins Leal - Examinador - Universidade Federal de Ouro Preto  
DSc. Luís Antônio Bortolaia, - Examinador - Universidade Federal de Ouro Preto

Ana Maura Araujo Rocha, orientadora do trabalho, aprovou a versão final e autorizou seu depósito na Biblioteca Digital de Trabalhos de Conclusão de Curso da UFOP em 11/10/2022



Documento assinado eletronicamente por **Ana Maura Araujo Rocha, PROFESSOR DE MAGISTERIO SUPERIOR**, em 11/10/2022, às 16:30, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site [http://sei.ufop.br/sei/controlador\\_externo.php?acao=documento\\_conferir&id\\_orgao\\_acesso\\_externo=0](http://sei.ufop.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0), informando o código verificador **0411164** e o código CRC **B7B772D5**.

À minha família, amigos, professores e orientadores.

## **AGRADECIMENTO**

Primeiramente, agradeço aos meus pais Maria Lúcia e Eli por todo apoio, incentivo e comprometimento com minha formação. À minha irmã Ariela, aos meus primos, à minha avó e aos meus familiares por todo apoio e suporte e aos meus amigos de Belo Horizonte por estarem comigo nessa jornada desde a minha infância.

Aos meus orientadores Ana Maura e André pelo incentivo e orientação e aos colaboradores do ITA Wilson e Tiago pela assistência e viabilização do trabalho.

Às amigas que a mecânica me proporcionou, em especial Matheus Pacheco, Vinícius Quintão e Samuel Góis pela irmandade e parceria, e aos amigos que conheci em Ouro Preto pela ajuda, companheirismo e bons momentos que sem dúvida auxiliaram na realização deste trabalho.

À equipe 12 Bis Aerodesign por todo o aprendizado, crescimento pessoal, amigas e oportunidades.

Aos colegas de apartamento Dorval, Arnaldo, Pedro e Paulo pela amizade e convivência.

À empresa Vallourec, à equipe EDP, ao prof. Ronaldo e aos colegas de estágio pela oportunidade de aprendizado e crescimento.

*“We are embarked as pioneers upon a new science and industry in which our problems are so new and unusual that it behooves no one to dismiss any novel idea with the statement that ‘it can’t be done!’”*

William E. Boeing

## RESUMO

A indústria aeronáutica atual enfrenta problemáticas em áreas técnicas, socioambientais e econômicas, as quais tornam o ambiente competitivo, inserindo as empresas fabricantes de aeronaves e os operadores em um cenário ainda mais desafiador. Considerando o impacto da aviação na conectividade e economia global, bem como, aspectos de segurança e viabilidade operacional, busca-se formas de melhorar o desempenho aerodinâmico de asas finitas em elevados ângulos de ataque mediante estudo teórico e experimental do uso de geradores de vórtice para a formação de *streaks* longitudinais. Para tal, foram projetados e construídos protótipos, com auxílio de dados do *software XFOIL*, com e sem os geradores de vórtice, utilizando-se posteriormente metodologia de ensaio em túnel de vento para a aquisição e comparação de dados e verificação dos efeitos dos geradores de vórtice projetados, para o qual fizeram-se necessários o projeto e a construção de matriz de ensaio. Os resultados obtidos experimentalmente evidenciaram o impacto dos geradores de vórtice na camada limite e conseqüentemente, no comportamento do aerofólio. Estes servem de incentivo para novos estudos, baseados em metodologias distintas, suportados por análise numérica, simulação computacional e ensaio em túnel de vento.

**Palavras-chave:** Aviação, Aerodinâmica, Geradores de vórtice, *streaks*, Desempenho, Camada Limite.



## ABSTRACT

*The current aviation industry faces challenges in technical, socio-environmental and economics fields, which turns the competitive field in which the aircraft manufactures and operators are inserted even more challenging. Considering aviation's impact on global connectivity and economy, as well as safety aspects and operational viability, studies ways to improve a finite wing's aerodynamic performance on high angle of attack condition through theoretical and experimental study of the use of vortex generators to promote the formation of streamwise streaks. To do that, prototypes were designed and built, with and without vortex generators, with data acquired from XFOIL, using later wind tunnel testing methodologies for data acquisition and comparison and effect verification of the designed vortex generators, for which it was necessary to design and manufacture the test matrix. The results obtained experimentally showed the impact of vortex generators on the boundary layer and resulted airfoil's behavior change and serve as an incentive for novel studies, based on distinct methodologies, supported by numerical analysis, computational simulation, and wind tunnel testing.*

*Keywords: Aviation, Aerodynamics, Vortex Generators, Streaks, Performance, Boundary Layer.*

## LISTA DE SIMBOLOS

$Re$	Número de Reynolds
$\rho_{\infty}$	Massa específica do fluido no escoamento livre ( $\text{kg.m}^{-3}$ )
$V_{\infty}$	Velocidade do escoamento livre (m/s)
$c$	Comprimento da corda (m)
$\mu_{\infty}$	Viscosidade do escoamento livre ( $\text{kg.m}^{-1}.\text{s}^{-1}$ )
$M$	Número de Mach
$p$	Pressão ( $\text{N.m}^{-2}$ )
$\tau$	Tensão cisalhante ( $\text{N.m}^{-2}$ )
$R$	Resultante aerodinâmica (N)
$M$	Momento resultante (N.m)
$L$	Força de sustentação (N)
$D$	Força de arrasto (N)
$N$	Força normal (N)
$A$	Força axial (N)
$\alpha$	Ângulo de ataque ( $^{\circ}$ )
$\alpha_s$	Ângulo de estol ( $^{\circ}$ )
$V_{\infty}$	Velocidade relativa do escoamento livre ( $\text{m.s}^{-1}$ )
$q$	Pressão dinâmica (mmCA; $\text{N.m}^{-2}$ )
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_N$	Coefficiente de força normal
$C_A$	Coefficiente de força axial
$C_M$	Coefficiente de momento
$C_p$	Coefficiente de pressão
$x_{cp}$	Posição do centro de pressão (% $c,m$ )

$x_{ac}$	Posição do centro aerodinâmico (%c,m)
$\rho$	Massa específica do fluido ( $\text{kg.m}^{-3}$ )
$x_{cr}$	Ponto de transição de escoamento (%c,m)
$x$	Posição da corda (%)
$\delta$	Espessura da camada limite (mm)
$\delta^*$	Deslocamento da camada limite (mm)
$k$	Altura do elemento de rugosidade (mm)
$d$	Diâmetro do elemento de rugosidade (mm)
$\lambda z$	Espaçamento entre os elementos de rugosidade (mm)
$\hat{A}$	Amplitude do <i>streak</i> (mm)
$H_k$	Fator de forma

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Diagrama resumo dos tipos de escoamentos aerodinâmicos .....	5
Figura 2: Divisão do fluxo em região viscosa e não viscosa.....	5
Figura 3: Condição em que há predominância dos efeitos viscosos e formação de esteira de turbulência .....	6
Figura 4: Pressão ( $p$ ) e tensão cisalhante ( $\tau$ ) superficiais atuando em um perfil aerodinâmico.	7
Figura 5: Resultante aerodinâmica e momento atuante no corpo.....	7
Figura 6: Representação esquemática da decomposição da resultante aerodinâmica e vento relativo sobre um aerofólio.....	8
Figura 7: Resultantes sob quarto de corda e o centro de pressão .....	10
Figura 8: Linhas de escoamento do fluxo (a) laminar (b) turbulento .....	11
Figura 9: Perfis de velocidade próximos à superfície, em que $V$ e $n$ representam, respectivamente, a velocidade e a altura em relação à superfície .....	11
Figura 10: Propriedades da camada limite .....	13
Figura 11: Representação do escoamento adverso e a influência no descolamento da camada limite.....	13
Figura 12: Representação dos vórtices gerados por Cilindros .....	14
Figura 13: Exemplo do funcionamento de um gerador de vórtice .....	15
Figura 14: Geradores de vórtice e formação dos <i>streaks</i> .....	15
Figura 15: Representação da energização da camada limite e comparativo com perfil, respectivamente, (a) com gerador de vórtice (b) e sem gerador de vórtice.....	16
Figura 16: Desenho esquemático do Túnel de vento.....	18
Figura 17: Balança de três componentes Plint & Partners Ltd.....	19
Figura 18: Condicionador de sinais e sistema de aquisição .....	20
Figura 19: Fluxograma de dados e comandos do XFOIL .....	21
Figura 20: Painéis utilizados pelo <i>solver</i> .....	22
Figura 21: Fluxograma de desenvolvimento do projeto.....	24

Figura 22: (a) polar de arrasto e (b) curva $C_l \times \alpha$ e $C_m \times \alpha$ do perfil NACA 0012 .....	26
Figura 23: (a) Coeficiente de pressão ( $C_p$ ) em $0^\circ$ e (b) $10^\circ$ de incidência .....	27
Figura 24: Fator de forma ( $H_k$ ) .....	27
Figura 25: Deslocamento da Camada Limite ( $\delta^*$ ) .....	28
Figura 26: Amplitude dos <i>streaks</i> expresso em função da distância entre os elementos de rugosidade.....	29
Figura 27: Geometria do perfil NACA 0012.....	29
Figura 28: Enxerto modelado a partir do aerofólio NACA 0012 com os geradores de vórtices posicionados .....	30
Figura 29: Visualização do enxerto com configuração lisa inserido na base.....	31
Figura 30: Aerofólio base e enxertos das Configurações 0, 1, 2 e 3. ....	32
Figura 31: Túnel de vento Plint & Partners Ltd. com seção de testes aberta .....	33
Figura 32: Manômetro Betz.....	34
Figura 33: Curva de Calibração da Pressão .....	35
Figura 34: Arranjo de calibração de balança para medição de sustentação (a) e arrasto (b)....	35
Figura 35: Curva de calibração da sustentação .....	36
Figura 36: Curva de calibração do arrasto.....	36
Figura 37: Matriz de ensaio posicionada no túnel de vento .....	37
Figura 38: Fitas finas posicionadas para cobrir vãos e imperfeições .....	38
Figura 39: Matriz de ensaio com faixa rugosa instalada .....	39
Figura 40: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em $Re=200000$ e superfície lisa, sendo (a) $C_l \times \alpha$ , (b) $C_d \times \alpha$ , (c) $C_m \times \alpha$ , (d) $Re \times \alpha$ e (e) Polar de arrasto.....	44
Figura 41: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em $Re=200000$ e superfície lisa visando validação das configurações 0 e 1, sendo (a) $C_l \times \alpha$ , (b) $C_d \times \alpha$ , (c) $C_m \times \alpha$ , (d) $Re \times \alpha$ e (e) Polar de arrasto.....	47
Figura 42: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em $Re=200000$ com faixa rugosa, sendo (a) $C_l \times \alpha$ , (b) $C_d \times \alpha$ , (c) $C_m \times \alpha$ , (d) $Re \times \alpha$ e (e) Polar de arrasto.....	51

Figura 43: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em $Re=120000$ com faixa rugosa, sendo (a) $C_l \times \alpha$ , (b) $C_d \times \alpha$ , (c) $C_m \times \alpha$ , (d) $Re \times \alpha$ e (e) Polar de arrasto.....	54
Figura 44: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em $Re=270000$ com faixa rugosa, sendo (a) $C_l \times \alpha$ , (b) $C_d \times \alpha$ , (c) $C_m \times \alpha$ , (d) $Re \times \alpha$ e (e) Polar de arrasto.....	57
Figura 45: Coeficientes aerodinâmicos obtidos em ensaio da Configuração 0 com as margens de erros .....	59

**LISTA DE TABELAS**

Tabela 1: Configurações dos elementos de rugosidades testados por Pujals <i>et al</i> (2010).....	28
Tabela 2: Configurações projetadas .....	30
Tabela 3: Especificações da Impressora Sethi AiP .....	31
Tabela 4: Especificações do Túnel de Vento.....	33
Tabela 5: Parâmetros ambientes do ensaio.....	38
Tabela 6: Variáveis e Indicadores .....	40

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>1</b>
1.1	Formulação do Problema.....	1
1.2	Justificativa.....	2
1.3	Objetivos.....	3
1.3.1	Geral .....	3
1.3.2	Específicos.....	3
1.4	Estrutura do Trabalho .....	3
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>4</b>
2.1	Fundamentos de Aerodinâmica .....	4
2.1.1	Forças e Momentos Aerodinâmicos .....	7
2.1.2	O escoamento Laminar e Turbulento .....	10
2.1.3	Camada Limite .....	12
2.2	Geradores de vórtice.....	13
2.3	Projeto e Construção da Matriz de Ensaio.....	16
2.4	Ensaio em Túnel de Vento.....	17
2.5	Programa XFOIL.....	20
2.6	Considerações Finais .....	22
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA.....</b>	<b>23</b>
3.1	Tipo de Pesquisa.....	23
3.2	Materiais e Métodos .....	24
3.2.1	Projeto e construção dos geradores de vórtice.....	24
3.2.2	Ensaio em túnel de vento.....	32
3.2.3	Análise dos dados .....	39
3.3	Variáveis e Indicadores .....	39
3.4	Instrumento de Coleta de Dados.....	40
3.5	Tabulação de dados .....	40
3.6	Considerações Finais .....	41
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO .....</b>	<b>42</b>
4.1	Superfície lisa e Reynolds 200000 .....	42
4.2	Superfície lisa e Reynolds 200000 (Validação de hipótese) .....	45
4.3	Superfície com faixa rugosa e Reynolds 200000 .....	48



4.4	Superfície com faixa rugosa e Reynolds 120000 .....	51
4.5	Superfície com faixa rugosa e Reynolds 270000 .....	54
4.6	Margem de erro .....	57
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO.....</b>	<b>61</b>
5.1	Conclusões.....	61
5.2	Recomendações .....	62
	<b>REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA.....</b>	<b>63</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Formulação do Problema

Segundo dados de 2016, a aviação tornou-se responsável por aproximadamente 3,6% do produto interno bruto (PIB) mundial, ou 2,7 trilhões de dólares (USD), gerando 65,5 milhões de empregos diretos e indiretos ao redor do mundo (ICAO, 2019).

Além disso, de acordo com indicadores da *International Civil Aviation Organization* – ICAO (2019), no ano de 2019, no mundo, foram transportadas 4,5 bilhões de pessoas e 57,6 milhões de toneladas de carga pela aviação. Neste mesmo ano, a frota global de aeronaves comerciais chegou próxima a 26 mil unidades e, para os próximos 20 anos, estima-se que serão adquiridas mais de 43 mil unidades de novas aeronaves para reposição e expansão da frota (BOEING, 2021).

Visando maximizar os locais de operação, uma característica muito buscada em aeronaves é o desempenho de pouso e decolagem, ou seja, comprimento de pista necessário para pouso e rolagem de decolagem, pois permite operações em pistas mais curtas e melhor controle em baixas velocidades. Esse ganho em desempenho é obtido pelo retardo do estol (velocidades de estol mais baixas) nas asas finitas, resultado do aumento do coeficiente máximo de sustentação, também proporcionado pelos geradores de vórtice (SADRAEY, 2013).

Estol é o fenômeno aerodinâmico em que a asa é incapaz de gerar sustentação e geralmente está associado a elevados ângulos de ataque e baixas velocidades (SADRAEY, 2013).

Conforme aponta EASA (2018), a decolagem e o pouso são apontados como as fases mais críticas do voo de uma aeronave de asa fixa. Caracteriza-se como decolagem a fase de início de rolagem até uma altura de 35 pés acima da elevação da pista e como pouso o momento de início do arredondamento (redução da razão de descida após cruzar a cabeceira) até a saída completa da aeronave da pista, parada total ou aplicação da potência de decolagem (operação de toque e arremetida). São nestes momentos de decolagem e pouso que a aeronave pode ser submetida a elevados ângulos de ataque e baixas velocidades. (NTSB, 2014).

Segundo Roskam (1997), as asas finitas acima mencionadas são as estruturas tridimensionais responsáveis por gerarem força de sustentação, por meio de princípios físicos da aerodinâmica. Em termos práticos, uma asa finita é um arranjo de aerofólios, influenciada pela geometria e características destes. Uma asa finita é caracterizada pelo escoamento no

sentido da envergadura e encontro do escoamento do intradorso com o escoamento do extradorso nas pontas. Assim, pode-se dizer que o comportamento de uma asa finita se difere de um aerofólio, também chamado de asa infinita (ANDERSON, 2001).

Nestas asas são empregados os geradores de vórtices (GV), fundamentalmente para energizar a camada limite, principalmente em elevados ângulos de ataque, podendo apresentar construção em diferentes geometrias e dimensões visando atender diferentes finalidades, abrangendo desde ganhos em desempenho a melhores características de envelope de voo (KERMODE, 2006).

Diante dos benefícios dos geradores de vórtices, esses podem ser aplicados em aeronaves de todas as categorias, abrangendo a aviação comercial, privada e militar, resultando em benefícios operacionais e ambientais. (KERMODE, 2006; GUDMUNDSSON, 2014).

Visto que, dentre os meios de transporte, a aviação se mostrou um importante elemento na conectividade e economia global, verifica-se a necessidade de melhorias em seus variados setores, a fim de se obter melhorias no desempenho nas fases mais críticas do voo.

Mediante o exposto, visto as possibilidades de estudo para o desenvolvimento de diferentes e inovadoras configurações e/ou aplicações de geradores de vórtices, questiona-se:

### **Como aumentar o desempenho de uma asa finita em elevados ângulos de ataque usando-se geradores de vórtice?**

## **1.2 Justificativa**

Estatisticamente, a maior parte dos incidentes e acidentes aeronáuticos estão associados às fases de decolagem e pouso. No período de 2012 a 2021, mais da metade dos acidentes fatais da aviação comercial ocorreram durante as fases de aproximação final e pouso (BOEING, 2022).

O principal fator que corrobora com os dados estatísticos é o baixo tempo de reação disponível para os pilotos responderem às situações adversas que estas fases apresentam, bem como, proximidade com obstáculos em solo, objetos estranhos, animais (principalmente aves) e concentração de tráfego de outras aeronaves (aviação geral, aviação comercial, drones, helicópteros, aeromodelos, etc.) (BUSINESS INSIDER, 2020; NTSB 2014).

A ocorrência do estol aerodinâmico nestas fases de voo apresenta um grande risco operacional que pode desencadear incidentes ou acidentes com fatalidades, assim, os geradores

de vórtice podem ser utilizados para reduzir a possibilidade da ocorrência deste fenômeno durante as fases críticas, além de melhorar a controlabilidade e eficácia dos comandos em altos ângulos de ataque.

### **1.3 Objetivos**

#### **1.3.1 Geral**

Aumentar o desempenho de asa finita em elevados ângulos de ataque mediante estudo teórico e experimental, com base em metodologia de projeto fundamentada no crescimento transiente de vórtices e formação de *streaks*, induzidos por geradores de vórtice.

#### **1.3.2 Específicos**

- Realizar revisão bibliográfica a respeito de fundamentos da aerodinâmica, geradores de vórtice, projeto e construção de protótipo e ensaios em túnel de vento;
- Obter em *software* características aerodinâmicas do aerofólio e parâmetros da camada limite;
- Projetar os elementos geradores de vórtice, tendo por base a fundamentação teórica;
- Construir os protótipos das asas finitas com e sem os geradores de vórtice projetados;
- Realizar estudos dos protótipos em túnel de vento;
- Avaliar os resultados.

### **1.4 Estrutura do Trabalho**

O trabalho está estruturado em cinco capítulos, subdivididos da forma como se segue. O primeiro apresenta a formulação do problema frente aos desafios ambientais e econômicos da atualidade, sendo neste também apresentados a justificativa e os objetivos deste trabalho. O segundo capítulo aborda a fundamentação teórica sobre aerodinâmica, geradores de vórtice, projeto e construção de protótipos e ensaios em túnel de vento. O terceiro capítulo trata da metodologia para obtenção de parâmetros iniciais do aerofólio, projeto, construção e testes experimentais do protótipo em túnel de vento. O quarto capítulo aborda os resultados obtidos no experimento. Por fim, o quinto capítulo aborda a conclusão acerca do desenvolvimento do projeto, bem como a análise dos resultados obtidos experimentalmente

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo é apresentado o embasamento teórico da aerodinâmica e componentes relevantes para o estudo dos geradores de vórtice e seus impactos na eficiência e desempenho de voo.

### 2.1 Fundamentos de Aerodinâmica

Com base em Anderson (2001), define-se por número de Reynolds ( $Re$ ) a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas no fluxo. Assim, este número representa o grau de influência dos efeitos viscosos na situação estudada e permite determinar o regime de escoamento do fluido. Entende-se que quanto maior o número de Reynolds, menor o efeito de viscosidade atuante no corpo (ANDERSON, 2001).

Na aerodinâmica,  $Re$  tem um importante papel no estudo do desenvolvimento da camada limite e determinação de coeficientes relacionados com este parâmetro. Além disso, este número também é frequentemente utilizado como parâmetro de similaridade nos estudos de aerodinâmica. O número de Reynolds é obtido pela Equação 1 (ANDERSON, 2001).

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu_{\infty}} \quad (1)$$

Re: Número de Reynolds

$\rho_{\infty}$ : Massa específica do fluido no escoamento livre

$V_{\infty}$ : Velocidade do escoamento livre

$c$ : Comprimento da corda

$\mu_{\infty}$ : Viscosidade do escoamento livre

Para maior compreensão dos fenômenos aerodinâmicos, pode-se classificar o escoamento em diferentes tipos, conforme resumido no diagrama da Figura 1.

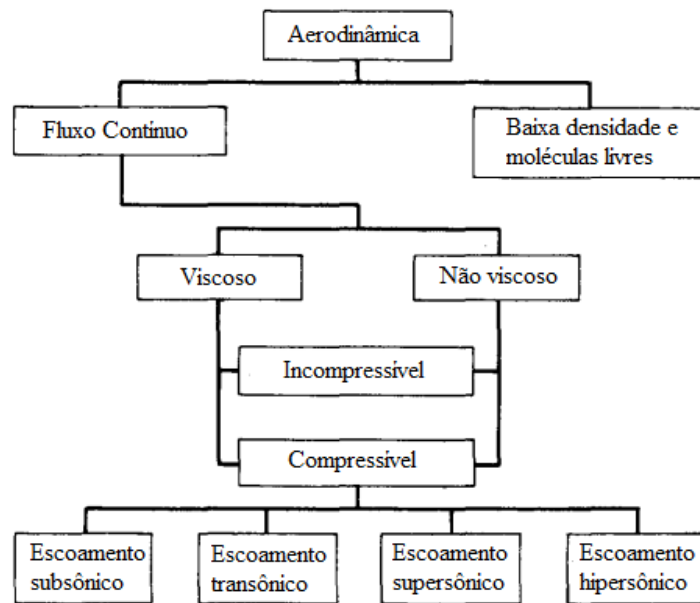


Figura 1: Diagrama resumo dos tipos de escoamentos aerodinâmicos  
 Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Dessa forma, com base em Anderson (2001), o escoamento pode ser classificado como Viscoso ou não viscoso (invíscido). A viscosidade está diretamente relacionada com os fenômenos do movimento das moléculas, mais especificamente a fricção pela transferência de velocidade e cisalhamento entre as camadas de escoamento do fluido. Assim, um fluido dito viscoso apresenta seu comportamento e propriedades físicas relacionadas ao movimento. Por outro lado, um fluido não viscoso não apresenta condutividade térmica, atrito ou difusão, sendo, assim, existente apenas no âmbito teórico. Apesar disso, na maioria dos estudos de aerodinâmica, considera-se o fluido não viscoso devido à influência desprezível dos fenômenos de transporte, realizando a abordagem viscosa em situações e condições específicas (ANDERSON, 2001; WHITE, 2018).

A Figura 2 ilustra o tratamento do fluxo como viscoso e não viscoso no mesmo corpo.

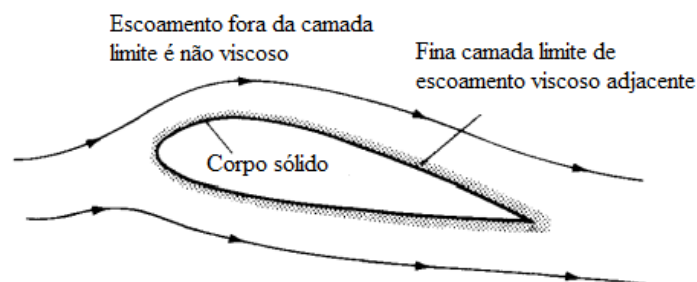


Figura 2: Divisão do fluxo em região viscosa e não viscosa  
 Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Conforme a Figura 2, observa-se a necessidade do tratamento do fluido nas duas condições. Para casos em que se é estudado o arrasto, o efeito de fricção e cisalhamento não podem ser desprezados. Por outro lado, a abordagem do fluido como não viscoso permite a correta de visualização e cálculo da distribuição de pressão e sustentação no corpo, além de permitir boa representatividade do fluxo na vizinhança do corpo (ANDERSON, 2001).

Em algumas condições, há predominância de efeitos viscosos, notável na separação da camada limite. Nas condições em que o fluxo está deslocado da superfície, a abordagem dos efeitos viscosos é necessária para o estudo aerodinâmico (ANDERSON, 2001). Um exemplo desta situação é mostrado na Figura 3, onde a esteira gerada pelo descolamento da camada limite demanda abordagem viscosa do fluido.

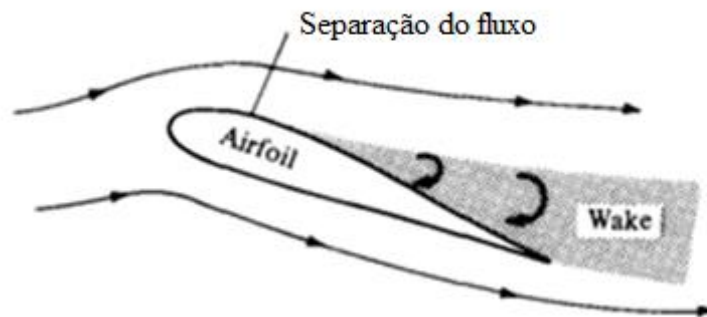


Figura 3: Condição em que há predominância dos efeitos viscosos e formação de esteira de turbulência

Fonte: Anderson (2001)

Além disso, o escoamento também pode ser classificado quanto à sua compressibilidade. O fluido ou escoamento é dito compressível quando sua densidade ( $\rho$ ) é variável entre pontos, ou seja, as moléculas do fluido podem ser comprimidas, aumentando o número de moléculas pelo volume. O escoamento incompressível, por sua vez, não permite que as moléculas sejam comprimidas, portanto sua densidade não varia entre os pontos sujeitos à compressão e o escoamento livre (ANDERSON, 2015).

Com certo critério, todos os fluidos na natureza são ditos compressíveis, porém, para muitas situações aerodinâmicas é possível classificá-lo como incompressíveis sem que haja perda da qualidade nos resultados. Para valores abaixo de Mach 0.30, o escoamento é habitualmente tratado como incompressível. Os estudos com fluidos compressíveis tornam-se mais relevantes para modelagem de sistemas próximos ou acima de Mach 1, ou seja, transônicos ou supersônicos (ANDERSON, 2001). O número de Mach ( $M$ ) é um valor adimensional que indica a relação da velocidade com a velocidade do som a determinadas condições.

### 2.1.1 Forças e Momentos Aerodinâmicos

Segundo Anderson (2001), as forças e momentos aerodinâmicos, presentes nos corpos sólidos em deslocamento no fluido, podem ser classificadas como originadas da distribuição de pressão e de tensões cisalhantes sobre a superfície do corpo. Ambas, a pressão ( $p$ ) e a tensão cisalhante ( $\tau$ ) são grandezas dimensionais que atuam por unidade de área, definidas em Newton por metro quadrado ( $\text{N.m}^{-2}$ ) no Sistema Internacional de Unidades (SI). Na superfície, a pressão atua no sentido Normal (perpendicular), enquanto a tensão de cisalhamento age tangencialmente (paralela), consequência da fricção entre esta última e o ar (ANDERSON, 2001).

Na Figura 4 há uma representação da pressão e da tensão cisalhante atuando no corpo.

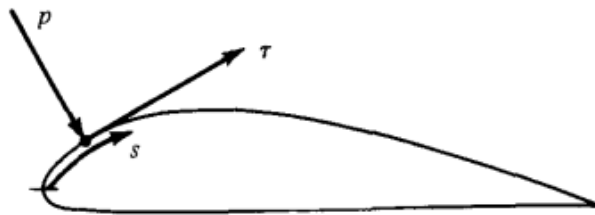


Figura 4: Pressão ( $p$ ) e tensão cisalhante ( $\tau$ ) superficiais atuando em um perfil aerodinâmico  
Fonte: Anderson (2001)

A integração matemática dos componentes de pressão e cisalhamento distribuídos em toda a área gera a resultante  $R$  e o momento de arfagem  $M$  (movimento longitudinal) atuantes no corpo, conforme mostrado na Figura 5 (ANDERSON, 2001).

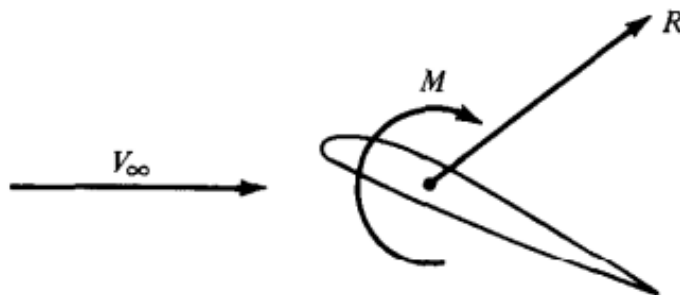


Figura 5: Resultante aerodinâmica e momento atuante no corpo  
Fonte: Anderson (2001)



A resultante  $R$ , conforme Figura 5, por sua vez, pode ser decomposta em dois conjuntos de variáveis com duas componentes cada, o primeiro, sustentação ( $L$ ) e arrasto ( $D$ ), e o segundo, força normal ( $N$ ) e força axial ( $A$ ). O último conjunto é definido em referência à corda do perfil ( $c$ ) (distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga). Estas forças são intrínsecas ao voo das aeronaves, tendo a sustentação como o principal elemento. Os componentes e o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) são formados com base no fluxo de velocidade livre, ou vento relativo ( $V_\infty$ ) (ANDERSON, 2001).

A Figura 6 ilustra a decomposição da resultante aerodinâmica.

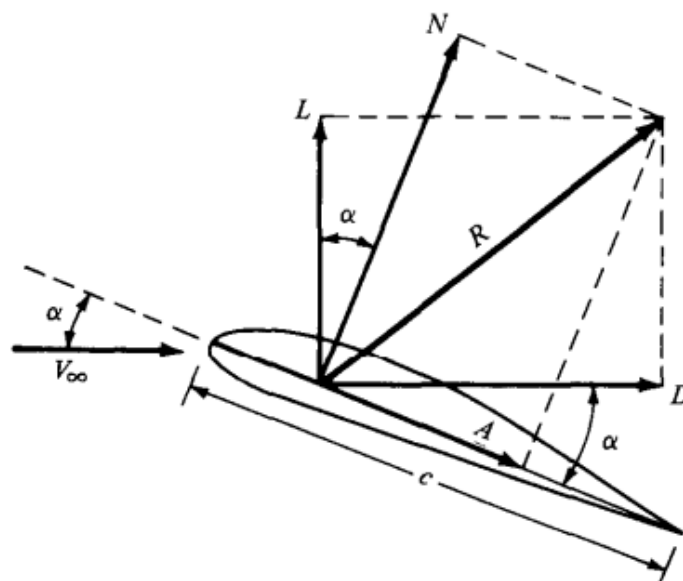


Figura 6: Representação esquemática da decomposição da resultante aerodinâmica e vento relativo sobre um aerofólio  
Fonte: Anderson (2001)

Segundo Anderson (2001) e Roskam (1997), com base na pressão dinâmica ( $q$ ), indicada pela Equação 2, e dimensão de referência, é possível obter valores adimensionais (coeficientes aerodinâmicos). Estes, por sua vez, são utilizados na determinação de características das asas finitas, como sustentação máxima e arrasto induzido.

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

- $q_\infty$  Pressão dinâmica
- $\rho_\infty$  Massa específica do escoamento livre
- $V_\infty$  Velocidade relativa do escoamento livre

Os coeficientes aerodinâmicos, para corpos tridimensionais, são indicados por letra maiúscula, enquanto, para corpos bidimensionais, são indicados com letra minúscula (ANDERSON, 2001).

Segundo NASA (s.a.), a força de sustentação ( $L$ ), obtida em Newtons, pode ser calculada pela Equação 3:

$$L = C_L \cdot q \cdot A \quad (3)$$

$L$  Força de sustentação

$C_L$  Coeficiente de sustentação

$q$  Pressão dinâmica

$A$  Área projetada da asa

Enquanto o arrasto ( $D$ ), de acordo com NASA (s.a.), também obtido em Newtons, pode ser obtido pela Equação 4:

$$D = C_D \cdot q \cdot A \quad (4)$$

$D$  Força de arrasto

$C_D$  Coeficiente de arrasto

$A$  Área da asa

$q$  Pressão dinâmica

As forças resultantes são posicionadas de forma que tenham os mesmos efeitos nas cargas distribuídas e o somatório de momento seja nulo. Este ponto denomina-se Centro de Pressão e é indicado por  $x_{cp}$ , mensurado a partir do bordo de ataque (ponto mais à frente do aerofólio). Para fins práticos, usa-se o valor de  $\frac{1}{4}$  de corda, ou  $\frac{c}{4}$ , como referência para o centro de pressão. Outra medida utilizada é o Centro Aerodinâmico,  $x_{ac}$ , ponto no qual o coeficiente de momento é constante e independente de  $C_l$  (ANDERSON, 2001; ROSKAM, 1997). A Figura 7 apresenta o centro de pressão e as forças atuantes.

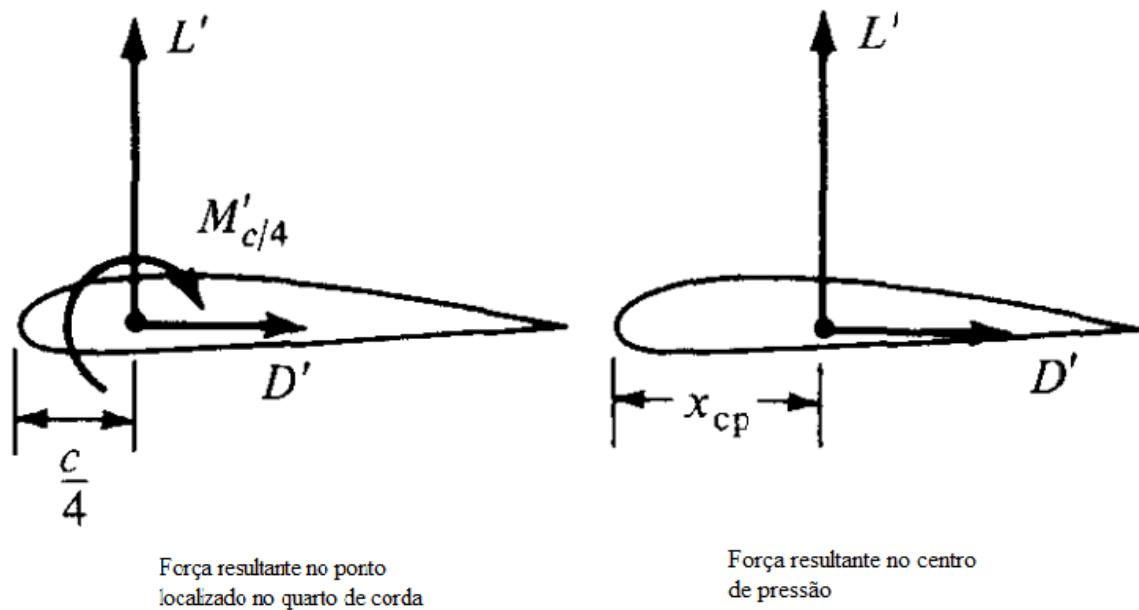


Figura 7: Resultantes sob quarto de corda e o centro de pressão  
 Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Um outro aspecto importante do voo está associado ao fenômeno de estol. Como definido por Sadraey (2013) “O ângulo de estol ( $\alpha_s$ ) é o ângulo em que o aerofólio entra em estol, isto é, o coeficiente de sustentação não irá mais aumentar com o aumento do ângulo de ataque”. Há uma forte relação entre o ângulo de estol e a segurança do voo, pois o desbalanceamento de forças, se não controlado, pode levar à queda da aeronave. Os efeitos do estol são mais severos diante da proximidade com o solo em consequência da baixa altitude para recuperação e tempo de reação (SADRAEY, 2013).

Uma das características do estol é a separação completa do escoamento (Figura 3), a perda de sustentação e a perda da eficácia dos controles da aeronave. Em suma, a asa é incapaz de gerar força de sustentação (ANDERSON, 2001).

### 2.1.2 O escoamento Laminar e Turbulento

O escoamento laminar e turbulento estão diretamente associados ao número de Reynolds, como dito anteriormente, sendo representado na Equação 1 (WHITE, 2015).

O fluxo laminar em fluidos viscosos é definido pelas linhas de escoamento regulares e suaves. Além disso, possui menor energia associada, apresentando baixas velocidades próximo à superfície. Por outro lado, o fluxo turbulento possui movimentação irregular, aleatória e imprevisível, como visto na Figura 8. Em síntese, os principais elementos responsáveis pelo

tipo de escoamento são o número de Mach, o número de Reynolds e a rugosidade (acabamento) da superfície (ANDERSON, 2001).

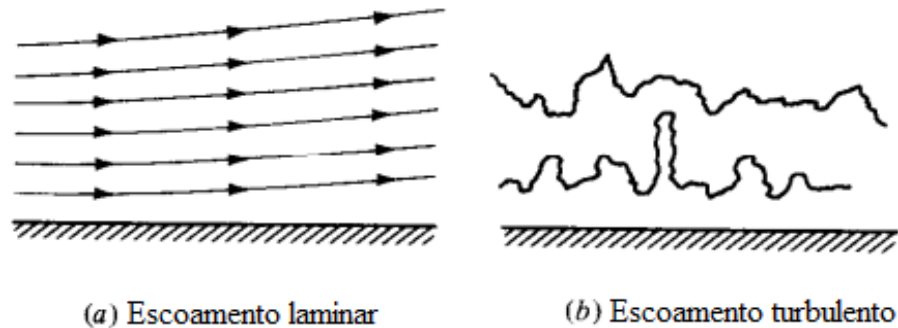


Figura 8: Linhas de escoamento do fluxo (a) laminar (b) turbulento  
Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Devido ao seu comportamento irregular e sinuoso, como visto na Figura 8, o fluxo turbulento “cruza” diversas regiões de escoamento, incluindo as regiões externas não retardadas ou influenciadas pelo atrito viscoso. Como resultado, fluido de alta energia das regiões do escoamento livre é trazido para perto da superfície, aumentando o gradiente de velocidade local (ANDERSON, 2001).

A Figura 9 mostra uma representação esquemática dos perfis de velocidade dos escoamentos laminar e turbulento próximos à superfície.

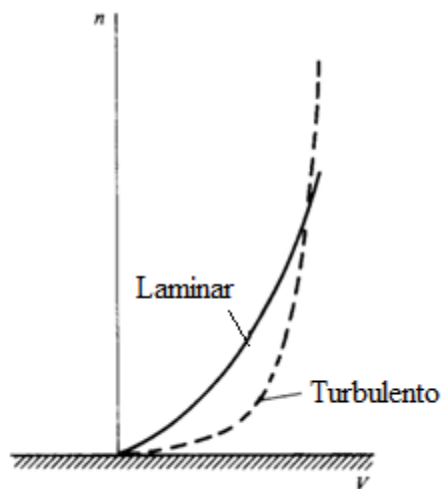


Figura 9: Perfis de velocidade próximos à superfície, em que  $V$  e  $n$  representam, respectivamente, a velocidade e a altura em relação à superfície  
Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Pela Figura 9, nota-se que as velocidades de escoamento próximas à superfície são maiores para os escoamentos turbulentos.

Resultado da maior velocidade próxima à superfície, os efeitos viscosos de fricção, as tensões cisalhantes e os efeitos de aquecimento aerodinâmico são maiores para o escoamento turbulento. Por outro lado, o escoamento turbulento é responsável pelo atraso do descolamento da camada limite devido à sua energização (ANDERSON, 2001).

Segundo Anderson (2001), na camada limite de perfis aerodinâmicos, a transição do escoamento laminar para turbulento é muitas vezes inevitável, demandando soluções para o controle de sua transição, de acordo com os objetivos pretendidos. A transição ocorre ao longo de uma região, mas, para fins de estudo, é usado o ponto de transição  $x_{cr}$  como referência. Este ponto de transição é influenciado pela rugosidade, nível de turbulência do escoamento livre, gradiente de pressão adverso e aquecimento do fluido próximo à superfície (ANDERSON, 2001).

### 2.1.3 Camada Limite

Entende-se por camada limite a estreita região de escoamento adjacente à superfície do corpo, retardada pelos efeitos viscosos (fricção) entre esta e o fluido. Em consequência do efeito de fricção, a velocidade de escoamento do fluido na superfície é zero e há cisalhamento entre as camadas posteriores, resultado do gradiente de velocidade. A camada limite, apesar de possuir baixa espessura em relação ao corpo, possui grande impacto no arrasto e transferência de calor (ANDERSON, 2001).

De acordo com Anderson (2001), para fluidos não viscosos, não há atrito com a superfície, portanto a velocidade de escoamento em contato com o fluido é maior que zero. A Figura 10 apresenta as propriedades de velocidade e temperatura em um perfil submetido a um fluido viscoso. Como pode ser visto, o perfil de velocidade e temperatura do escoamento é zero próximo à superfície devido às forças viscosas, em um fenômeno chamado de condição de não escorregamento. Assim, com o desenvolvimento da camada limite, após uma espessura  $\delta$ , esta termina e o perfil de velocidade se iguala ao escoamento externo. Destaca-se, também, de modo análogo ao item 2.1.2, que a camada limite pode ser classificada em laminar ou turbulenta (ANDERSON, 2001).

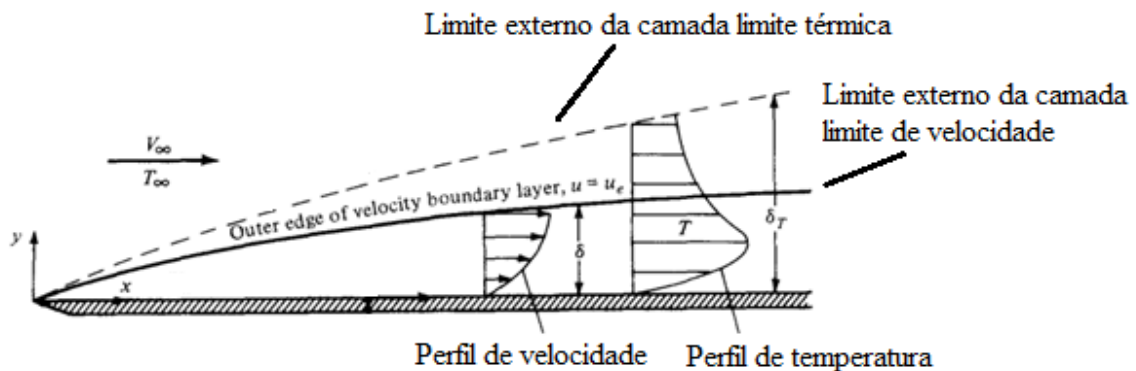


Figura 10: Propriedades da camada limite  
 Fonte: Adaptado de Anderson (2001)

Além da espessura da camada limite, também há o deslocamento das linhas de corrente, ou seja, deslocamento da camada limite, que marca a geometria efetiva do corpo ( $\delta^*$ ). (ANDERSON, 2001).

Segundo Schlichting; Gersten (2017) e Reneaux (2004), o descolamento da camada limite é responsável pelo aumento significativo do arrasto, impactando no consumo de combustível e perda de desempenho. Este descolamento é promovido pelo gradiente de pressão adverso (recirculação), ilustrado na Figura 11, gerando uma região com escoamento turbulento.

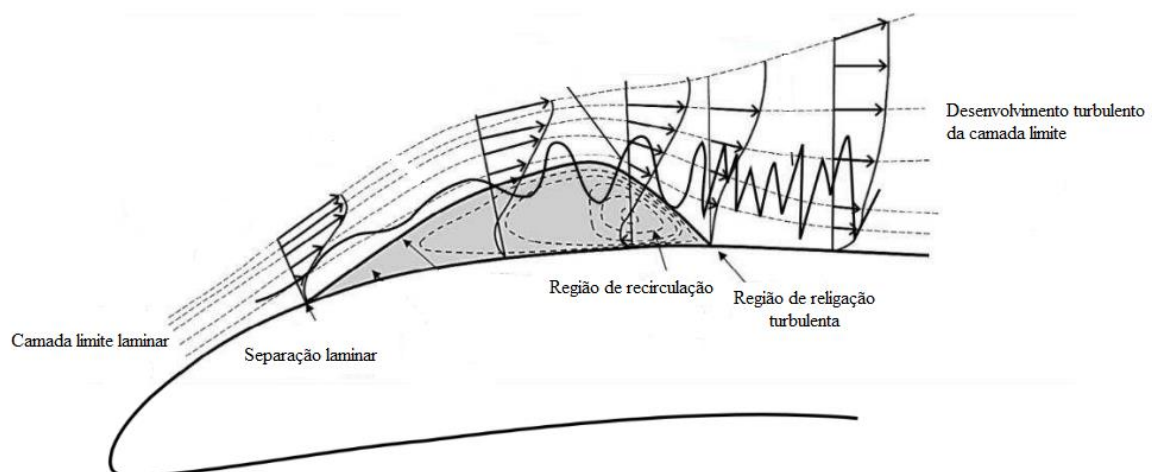


Figura 11: Representação do escoamento adverso e a influência no descolamento da camada limite  
 Fonte: Adaptado de Chen *et al* (2021)

## 2.2 Geradores de vórtice

De acordo com Roskam (1997), geradores de vórtice (GV) são elementos posicionados em pontos estratégicos das asas, fuselagem e cauda de aeronaves, não limitando-se apenas a

estas, podendo ser utilizados também em turbinas eólicas, automóveis, entre outros, cujo propósito é promover melhorias no escoamento pela geração de vórtices. Suas dimensões variam de acordo com a aplicação, destacando os aerofólios, onde seu tamanho é próximo à espessura da camada limite (ROSKAM, 1997).

Ademais, segundo Godard e Stanislas (2006), os GV podem ser desenvolvidos em diversas geometrias e combinações, tais como cilindros, trapézios e triângulos, a depender dos objetivos pretendidos e das condições de operação. Entre estas variações, elementos de rugosidade com formato cilíndrico também podem ser utilizados para a geração de *streaks* longitudinais, conforme aponta Pujals *et al* (2010), visto na Figura 12.

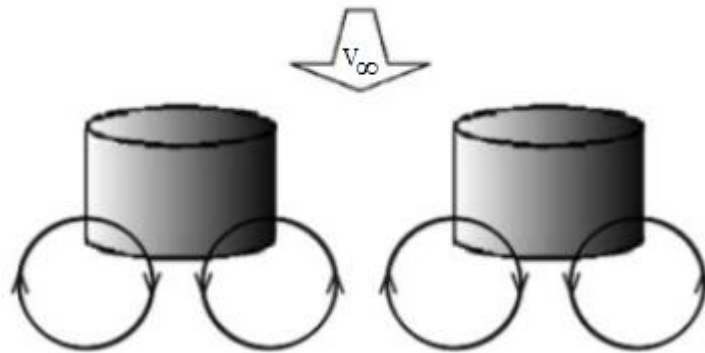


Figura 12: Representação dos vórtices gerados por Cilindros  
Fonte: Adaptado de Pujals *et al* (2010)

Segundo Roskam (1997), o funcionamento dos geradores de vórtice tipo aleta parte das relações aerodinâmicas apresentadas no início deste capítulo. Quando submetidos ao vento relativo, os geradores de vórtice produzem sustentação, responsável pela geração de vórtices de ponta quando as regiões de diferentes pressões se encontram. A Figura 13 apresenta um exemplo do princípio de funcionamento de um gerador de vórtice.

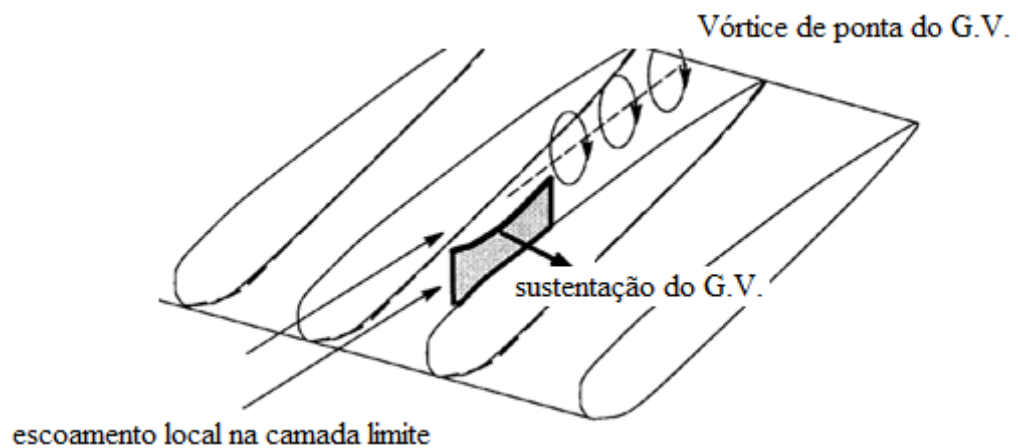


Figura 13: Exemplo do funcionamento de um gerador de vórtice  
 Fonte: Adaptado de Roskam (1997)

Os vórtices gerados por elementos de rugosidade, por sua vez, partem da interação dos escoamentos perturbados pelos elementos próximos, criando movimentos contrários, amplificados pelo efeito de *lift-up*, resultando nos *streaks* longitudinais (PUJALS *et al*, 2010). A Figura 14 ilustra os elementos de rugosidade e a formação dos vórtices e dos *streaks*.

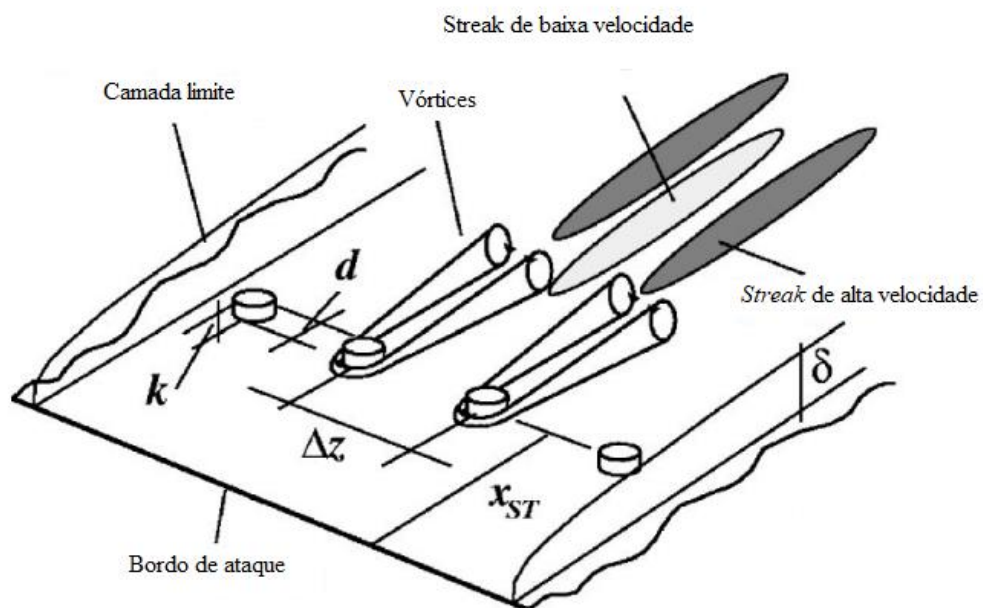


Figura 14: Geradores de vórtice e formação dos *streaks*  
 Fonte: Fransson (2004)

Os *streaks* são formados pelo transporte de fluido com alta energia para a parede e remoção do fluido com baixa energia para a região de escoamento livre, efeito denominado *lift-up* que fora mencionado previamente (FRANSSON *et al*, 2004; PUJALS *et al*, 2010).



Os vórtices longitudinais induzidos ao longo da corda ( $c$ ) são responsáveis por misturar o escoamento de alta energia da zona de escoamento livre com o fluxo de baixa energia dentro da camada limite, controlando e atrasando o deslocamento desta (ROSKAM, 1997).

Esse escoamento de alta energia trazido para dentro da camada limite é responsável por aumentar a energia (momento) próximo à superfície, primordial para vencer o gradiente de pressão adverso formado, o que é indispensável para a geração de sustentação em elevados ângulos de ataque e na redução de arrasto. Conforme mencionado, o gradiente de pressão adverso é responsável pelo descolamento da camada limite e transição para o regime turbulento, ambos associados com aumento de arrasto e redução de sustentação que, conseqüentemente, levam a perdas de desempenho (ROSKAM, 1997; ANDERSON, 2001).

Uma das conseqüências diretas deste fenômeno é o retardo do estol, garantindo sustentação e controle da aeronave em elevados ângulos de ataque (ANDERSON, 2001).

Conforme a Figura 15, nota-se o princípio de energização da camada limite proporcionado pelo gerador de vórtice em um perfil aerodinâmico (a) e um comparativo com um perfil sem gerador de vórtice (b)

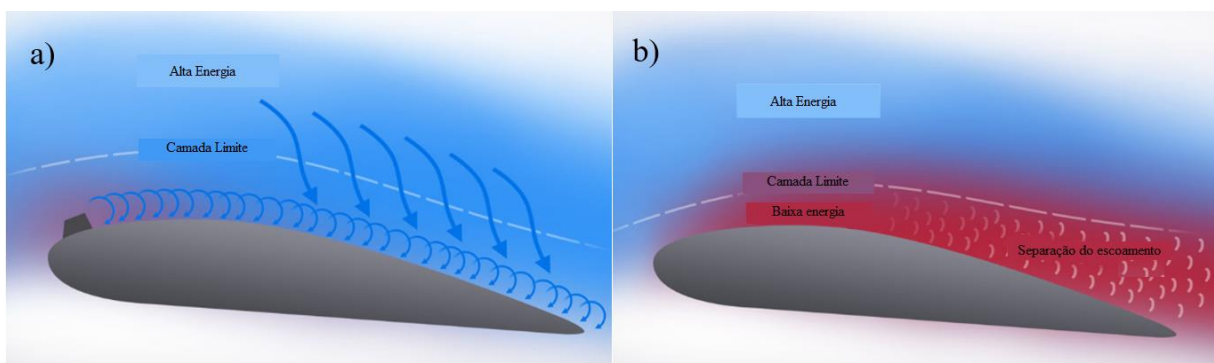


Figura 15: Representação da energização da camada limite e comparativo com perfil, respectivamente, (a) com gerador de vórtice (b) e sem gerador de vórtice  
 Fonte: Boldmethod (2015)

### 2.3 Projeto e Construção da Matriz de Ensaio

O protótipo de um modelo, também chamado de Matriz de ensaio é construído a partir dos propósitos do ensaio realizado em túnel de vento, ou seja, quais parâmetros e dados pretendem ser obtidos e estudados. Na etapa inicial de concepção do modelo também é verificada a viabilidade financeira da construção e experimento, bem como, a viabilidade diante do cronograma do projeto. Assim, procura-se sempre reduzir o tempo de projeto e fabricação do modelo (BARLOW, 1999).

A escolha do material é feita a partir dos parâmetros de teste ao qual o modelo será submetido, principalmente velocidade e temperatura, em que o principal fator de decisão é a rigidez da estrutura diante das condições aplicadas e alterações dimensionais, pois quaisquer deformações prejudicam a qualidade dos dados obtidos. Assim, conforme aponta Barlow (1999), de modo geral, laminados de madeira não reforçados por metais são adequados para testes em velocidades até aproximadamente 160 km/h. Entre 160 km/h e 500 km/h, modelos em madeira ou resina reforçados por metais apresentam comportamento satisfatório e, acima disso, modelos em metais são indicados. Os valores de velocidade são uma referência geral apenas, pois a escala e dimensões do modelo podem restringir a escolha do material utilizado.

Além disso, segundo Barlow (1999), a qualidade de projeto, construção, acabamento e montagem do modelo são de suma importância para a validade e repetibilidade dos testes e devem ser coerentes com as propostas do estudo. Além das questões dimensionais, para alguns tipos de ensaios, como *flutter*, a massa é um critério importante, assim, também impactando na escolha do material.

Outros pontos relevantes na matriz de ensaio são as tolerâncias dimensionais, proporcionais ao modelo e ao local dos ensaios, e o detalhamento de componentes e superfícies. Como exemplo, Barlow (1999) cita que uma matriz com envergadura entre 1,83m e 2,44m demanda precisão de 0,127mm polegadas para as asas e 0,254mm para a fuselagem. A rugosidade da superfície precisa ser condizente com as condições do ensaio e as dimensões do modelo.

Para ensaios de distribuição de pressão, as tomadas de pressão precisam ser posicionadas em posições específicas ao longo da corda, tanto no extradorso quanto no intradorso da asa. Estas posições, de acordo com Barlow (1999), devem ser no mínimo 0,125; 2,5; 5,0; 10,0; 15,0; 20,0; 30,0; 40,0; 50,0; 60,0; 70,0; 80,0; 95,0 e 100% da corda e ao longo da envergadura. As tubulações e instrumentações, bem como os orifícios das tomadas de pressão estática, devem ser posicionados de forma a não atrapalhar o escoamento.

## **2.4 Ensaio em Túnel de Vento**

O ensaio em túnel de vento visa obter informações para quantificar o comportamento aerodinâmico de uma aeronave, veículo ou objeto (HAND, 2001).

O túnel de vento é um equipamento com escoamento e parâmetros controlados utilizado para aquisição de dados de sustentação, arrasto e momento de perfis aerodinâmicos, asas ou

modelos completos, além de permitir analisar escoamento e comportamento dos modelos de prova. Os dados de força de sustentação e arrasto e o momento de arfagem podem ser aferidos por meio de balança de três componentes, tomadas de pressão, barômetros e termômetros. Utiliza-se também condicionador de sinais para amplificação dos sinais dos extensômetros da balança (BARLOW, 1999; ITA, 2021). A Figura 16 apresenta o desenho esquemático de um túnel de vento genérico.

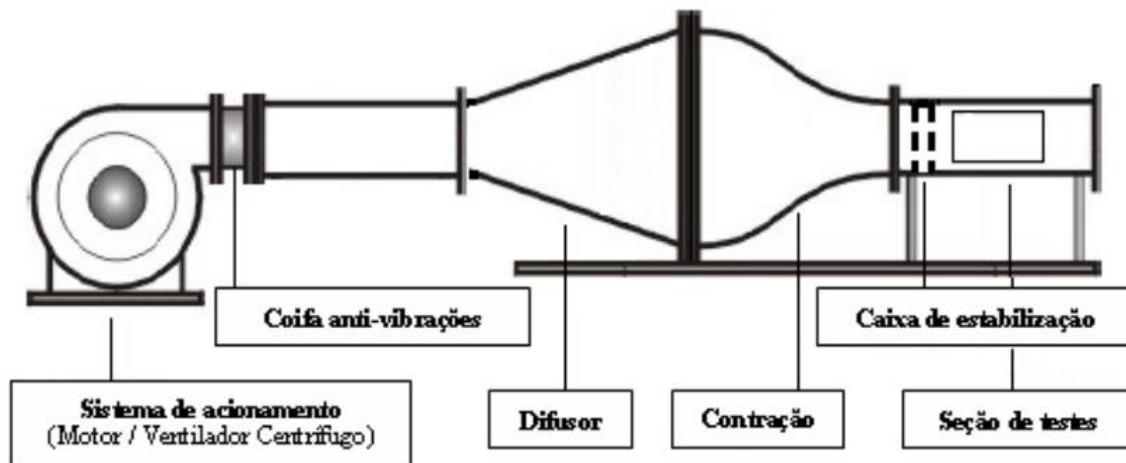


Figura 16: Desenho esquemático do Túnel de vento  
Fonte: Ledo *et al* (2014)

O equipamento descrito acima, Fig. 16, é um túnel tipo sopro aberto, caracterizado pelo posicionamento do ventilador antes da seção de testes, com circuito aberto, cujo funcionamento será descrito a seguir. Inicialmente, o ar atmosférico é succionado pelo ventilador e é comprimido, aumentando a pressão total, também chamada de pressão de estagnação. Após passar pelo ventilador, o ar é retificado pelas colmeias, ou seja, as linhas de fluxo são alinhadas e as turbulências removidas, entrando posteriormente no difusor curto, onde estão presentes telas com malhas distintas. A velocidade do escoamento é reduzida, há aumento da pressão estática para um nível próximo da pressão de estagnação na saída do difusor e o incremento de pressão inicial é depletado pelas colmeias e malhas (ITA, 2021).

O escoamento segue para a câmara de tranquilização, localizada após o difusor, que possui seção transversal constante, e passa por uma contração antes de entrar na seção de testes, onde também estão posicionadas as tomadas de pressão estática e total. Ao passar por esta contração, o escoamento é acelerado e perde pressão estática, agora convertida em velocidade, e entra na seção de testes, onde são realizados os experimentos. Em seguida, o escoamento

segue para a saída da seção de testes, onde a pressão estática se iguala à atmosférica (ITA, 2021; Blessmann, 1982).

Anteriormente à execução dos ensaios, é necessário realizar a calibração dos equipamentos de medição, determinados a partir das variáveis relevantes para o estudo, dos limites de calibração, do número e da distribuição dos pontos de calibração, da sequência de carregamento (devido à histerese nos sensores) e da quantidade de medidas de cada carregamento (ITA, 2021).

Uma forma de aquisição de dados é dada por balança de três componentes, conforme exemplo da Figura 17, a qual é constituída pela placa de base, fixada à parede do túnel, e pela placa de força, conectada à haste de fixação dos modelos, ligadas entre si por meio de três molas, denominadas mola de sustentação anterior, mola de sustentação posterior e mola de arrasto, A, F e D, respectivamente. A medição das forças e momentos é realizada por um sistema que utiliza uma “ponte de Wheatstone completa”, o qual, de forma simplificada, utiliza quatro extensômetros. A tensão elétrica (em Volts) produzida pelas molas possui baixa amplitude, portanto, é necessária à amplificação dos sinais, realizada por meio de um condicionador de sinais (Figura 18).

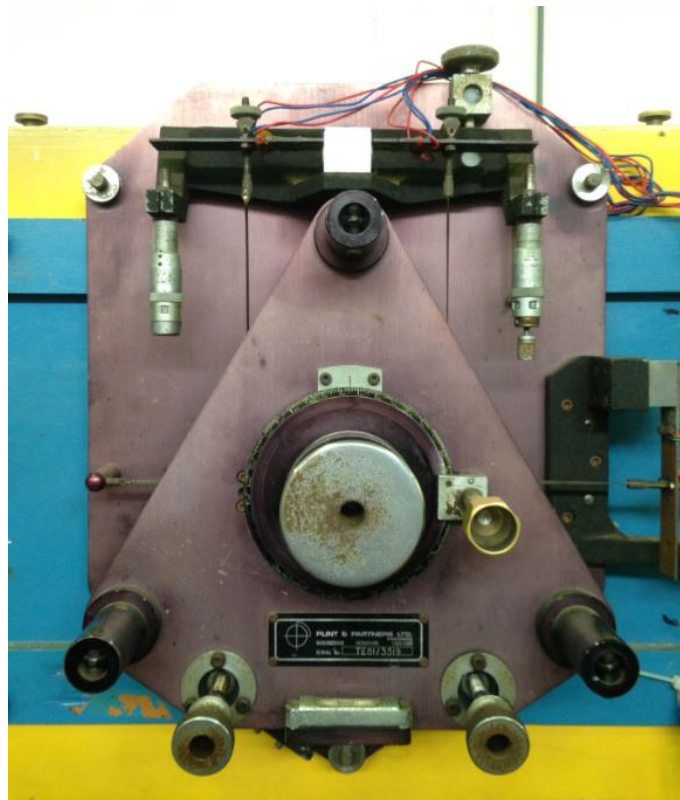


Figura 17: Balança de três componentes Plint & Partners Ltd..  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

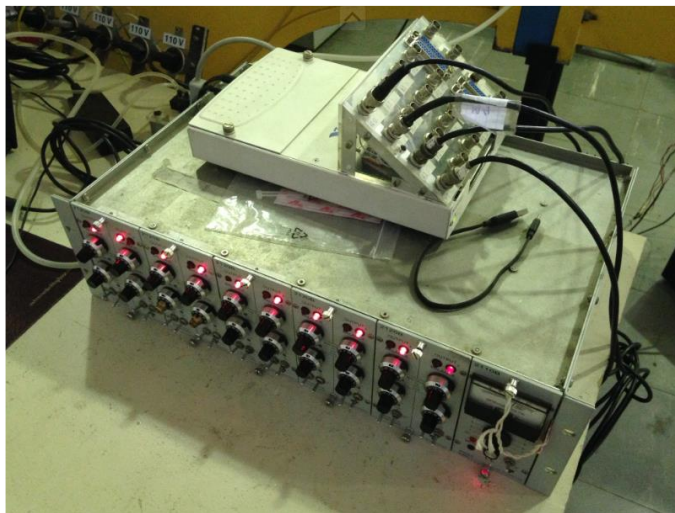


Figura 18: Condicionador de sinais e sistema de aquisição  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

O experimento em túnel de vento demanda, também, controle e observação de parâmetros do escoamento. Assim, são instaladas uma tomada de pressão total e uma tomada de pressão estática, posicionadas no início da seção de testes, na parte superior (ITA, 2021).

Para determinar parâmetros como densidade e viscosidade do ar é necessário a medição da temperatura e da pressão ambiente. Os dados obtidos em cada experimento podem ser registrados manualmente ou por intermédio de um sistema de aquisição de dados, processado por código computacional.

## 2.5 Programa XFOIL

Com base no manual do usuário do XFOIL (2001), este é um *software* para projeto e análise de aerofólios em regime subsônico que permite configuração de funções para diferentes análises. Por meio de interação por *menus*, é possível selecionar diferentes funções, de acordo com os objetivos pretendidos. Entre as funções disponíveis, destacam-se análises viscosas ou não viscosas, desenho de aerofólios, cálculo da polar de arrasto em função de Mach e número de Reynolds e, também, distribuição de pressão. Polar de arrasto é uma representação gráfica dos coeficientes de sustentação ( $C_l$ ) em função do Coeficiente de arrasto ( $C_d$ ). O fluxograma de resolução do *software* e os comandos utilizados nos *menus* são dispostos na Figura 19.

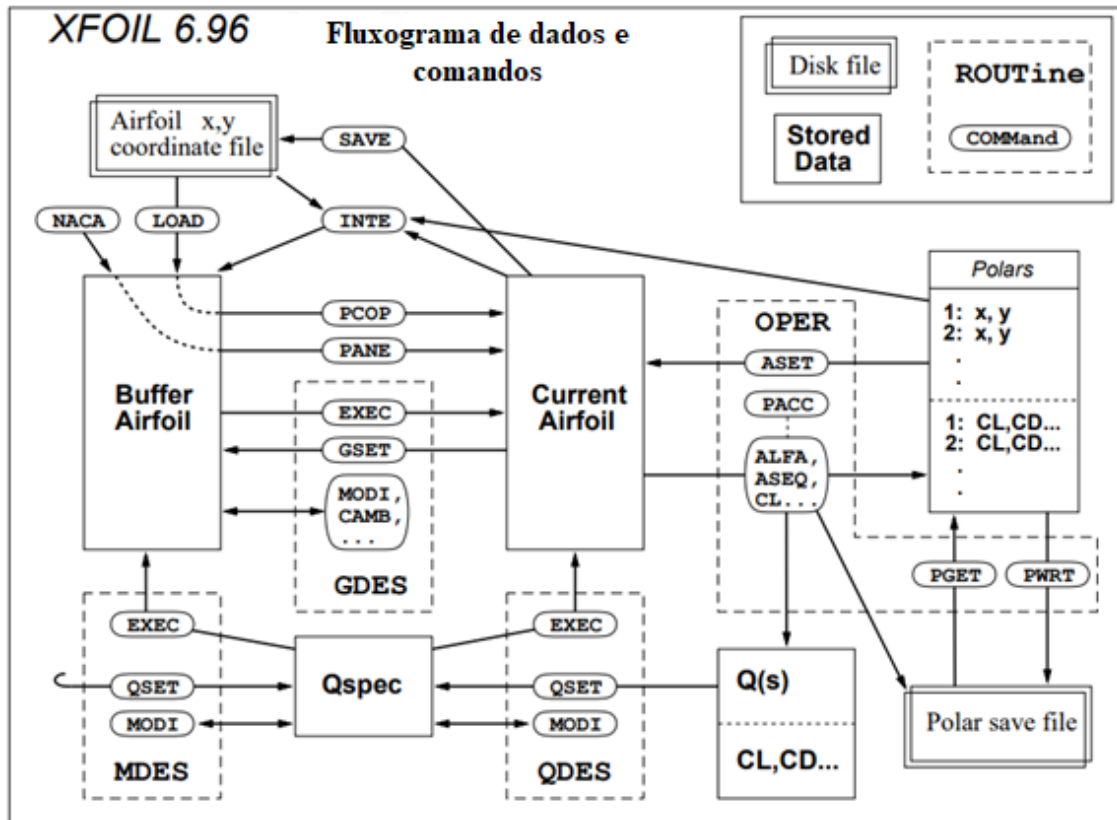


Figura 19: Fluxograma de dados e comandos do XFOIL

Fonte: XFOIL (s.a.)

Dentre as análises viscosas, segundo o manual do XFOIL (2001), pode-se determinar parâmetros da camada limite, tais como espessura e fator de forma e, também, coeficientes característicos.

De acordo com Drela (1989), o programa utiliza uma mesclagem do método dos painéis com o código ISES desenvolvido por Drela e Giles. A formulação viscosa utilizada para determinar a camada limite é dada por duas integrais superpostas ao escoamento potencial. De acordo com o mesmo autor, o erro é da margem de 5% se comparado à dados experimentais.

O método dos painéis subdivide a superfície do aerofólio em pequenos segmentos, discretizando-a e parametrizando as condições de contorno. Os painéis são ilustrados na Figura 20. A distribuição total de pressão e aquisição dos coeficientes no perfil são obtidas pela integração de cada painel (DRELA, 1989).

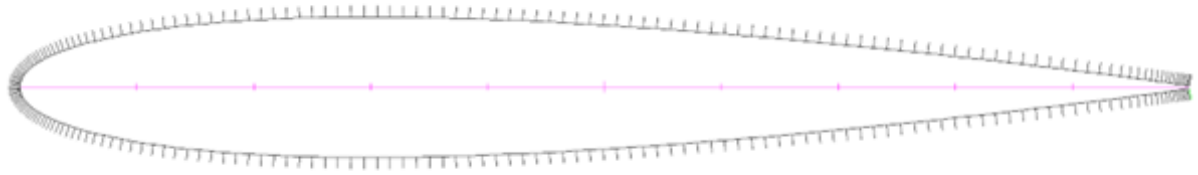


Figura 20: Painéis utilizados pelo *solver*  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

## 2.6 Considerações Finais

Neste capítulo foram abordados a base teórica dos fundamentos aerodinâmicos, os princípios dos geradores de vórtice e as metodologias e ferramentas da construção de protótipos e ensaios em túnel de vento. Com base nos conceitos teóricos aqui abordados, desenvolver-se-á, nos próximos capítulos, a metodologia e os resultados deste trabalho.

### 3 METODOLOGIA

Este capítulo aborda a metodologia utilizada para o estudo teórico e experimental dos geradores de vórtices aplicados às asas finitas, colocando-se em prática conceitos, fundamentos e procedimentos observados na revisão bibliográfica, a fim de se projetar e testar experimentalmente os geradores de vórtices e o modelo da asa com o dispositivo instalado.

#### 3.1 Tipo de Pesquisa

Segundo Gil (2017, p.17), “pode-se definir pesquisa como o procedimento racional e sistemático que tem como objetivo proporcionar respostas aos problemas que são propostos”. Ainda em relação às definições da pesquisa, de acordo com Gil (2017, p.17):

A pesquisa é desenvolvida mediante o concurso dos conhecimentos disponíveis e a utilização cuidadosa de métodos e técnicas de investigação científica. Na realidade, a pesquisa desenvolve-se ao longo de um processo que envolve inúmeras fases, desde a adequada formulação do problema até a satisfatória apresentação dos resultados.

Segundo Gil (2017), as pesquisas científicas podem ser classificadas em diferentes grupos, de acordo com seus objetivos. Entre estes, pode-se citar as pesquisas exploratórias, descritivas e explicativas.

As pesquisas exploratórias têm por objetivo explorar e conhecer o problema e as ideias e os elementos que o envolvem para elaborar as hipóteses. A descritiva, por sua vez, tem por base a descrição das características do objeto de estudo e o estabelecimento de relações entre as variáveis. Por fim, a pesquisa explicativa objetiva a identificação dos fatores que determinam ou corroboram para ocorrência dos fenômenos, ou seja, procura observar as causas raiz dos acontecimentos, portanto usufruem bastante de métodos experimentais (GIL, 2017).

Além disso, as pesquisas também podem ser classificadas quanto à forma de abordagem em três categorias distintas, qualitativa, quantitativa e de métodos mistos. A pesquisa qualitativa parte de uma abordagem descritiva do problema, fundamentada na interpretação de elementos não mensuráveis. Em contrapartida, a pesquisa quantitativa utiliza de elementos mensuráveis e teorias objetivas para estabelecer relação entre os dados. Entende-se por pesquisa de métodos mistos a vertente que utiliza ambos os métodos qualitativos e quantitativos de coleta e análise de dados (GIL, 2017; CRESWELL, 2021).

Com base no disposto acima, para este trabalho, será realizada uma pesquisa exploratória com abordagem quantitativa, pois procurar-se-á, inicialmente, através de análise



bibliográfica e posterior, experimentalmente, estudar os efeitos dos geradores de vórtice para o ganho de desempenho em asa finita. A partir de valores numéricos obtidos experimentalmente, será realizada uma comparação com os dados da literatura, a fim de validá-los e verificar a eficiência do projeto executado neste trabalho.

Os procedimentos técnicos utilizados para a elaboração do trabalho serão as pesquisas bibliográfica e experimental, sendo a última realizada em ensaio em túnel de vento, utilizando-se asa com perfil e geradores de vórtice projetados/construídos especificamente para este trabalho.

### 3.2 Materiais e Métodos

O desenvolvimento do trabalho desenvolvido foi realizado de acordo com o fluxograma apresentado na Figura 21.

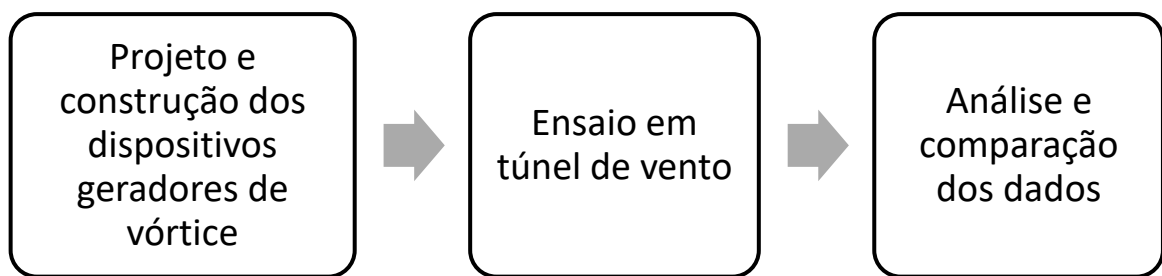


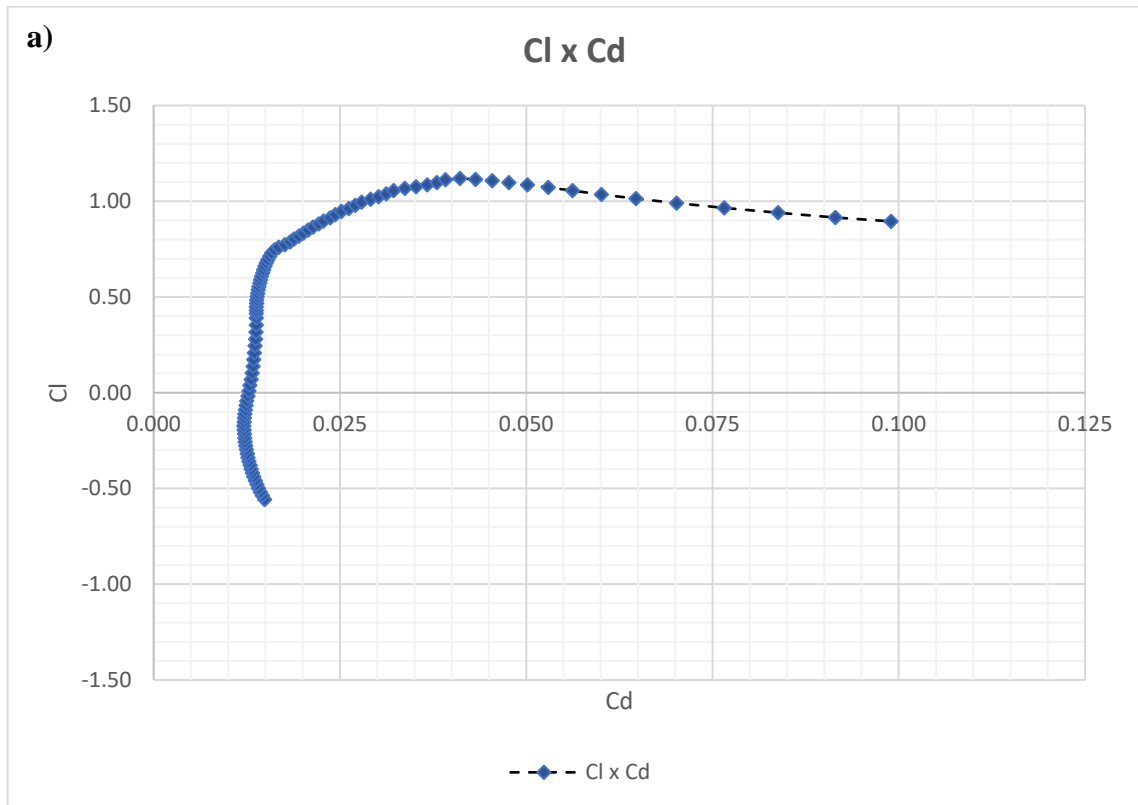
Figura 21: Fluxograma de desenvolvimento do projeto  
Fonte: Pesquisa direta (2021)

Com base no fluxograma apresentado, inicialmente, foram realizados todos os estudos necessários para o desenvolvimento deste trabalho, em seguida, foram projetados os geradores de vórtice e o aerofólio base, com respaldo de informações da literatura e dados do *software XFOIL*. Em um segundo momento, estes foram modelados e impressos em impressora 3D, originando os modelos a serem utilizados nos ensaios. Os modelos foram inseridos no túnel de vento e submetidos a uma bateria de ensaios, gerando dados que foram tratados e processados para que, por fim, fossem analisados. Abaixo, segue o detalhamento de cada atividade.

#### 3.2.1 Projeto e construção dos geradores de vórtice

Os geradores de vórtice escolhidos são elementos de rugosidade (cilindros) definidos por três principais parâmetros: altura ( $k$ ), diâmetro ( $d$ ) e espaçamento entre os elementos ( $\lambda_z$ ). Primeiramente, para determinar estes parâmetros, considerando a velocidade e número de

Reynolds atingíveis no túnel de vento, determinou-se, a partir da Polar de arrasto e curva  $C_l \times C_d$ , um ângulo pré-estol para o qual foram obtidos de valores do deslocamento da camada limite ( $\delta^*$ ). As polares, geradas no XFOIL, são mostradas na Figura 22.



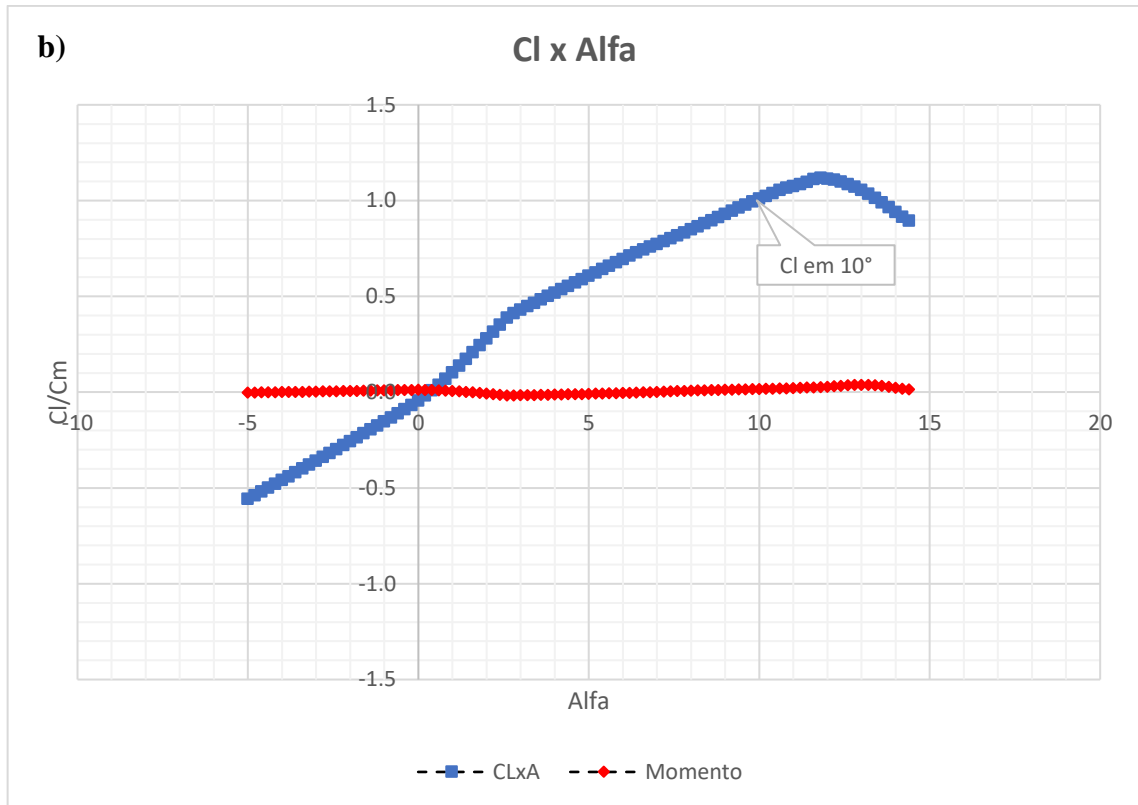


Figura 22: (a) polar de arrasto e (b) curva  $C_l \times \alpha$  e  $C_m \times \alpha$  do perfil NACA 0012

Fonte: Pesquisa direta (2022)

Para determinação dos resultados preliminares, foram definidas condições de contorno no XFOIL visando garantir a convergência dos cálculos e a validade dos dados. Dessa forma, definiu-se o número de iterações em 250 para garantir convergência dos cálculos, o número de painéis foi selecionado em 494 (máximo disponível) e a proporção de painéis no bordo de ataque e bordo de fuga foi definida em um. O número de Reynolds selecionado foi de  $2 \times 10^5$  para coincidir com características do túnel de vento na velocidade pretendida.

A análise das polares permitiu observar o comportamento do escoamento no perfil para os diversos ângulos de ataque. As Figuras 23 (a) e (b) apresentam um comparativo da distribuição de pressão ( $C_p$ ) no perfil para os ângulos de ataque  $0^\circ$  e  $10^\circ$  e o deslocamento da camada limite.

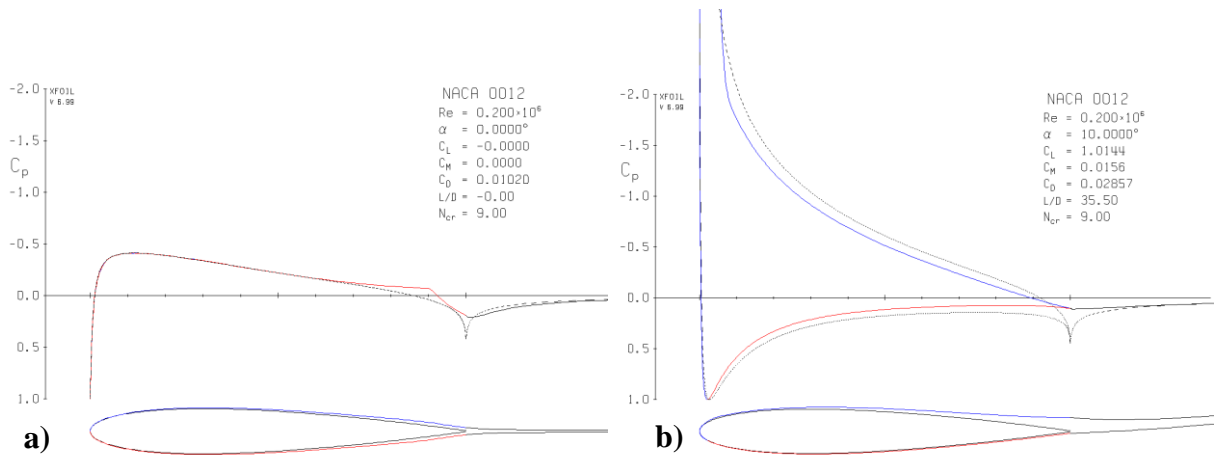


Figura 23: (a) Coeficiente de pressão ( $C_p$ ) em  $0^\circ$  e (b)  $10^\circ$  de incidência  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

A transição do escoamento de laminar para turbulento foi definido no XFOIL em 10% da corda do perfil, garantindo a transição da camada limite para regime turbulento e possibilitando o estudo dos efeitos dos geradores de vórtice em altos ângulos de ataque. Seguindo com o ângulo de ataque pré estol de  $10^\circ$ , foram obtidos parâmetros da camada limite, como Fator de Forma e deslocamento da camada limite. Os valores foram tabelados e utilizados nos cálculos da geometria dos geradores de vórtice. Estes valores são apresentados em forma de gráfico nas Figuras 24 e 25.

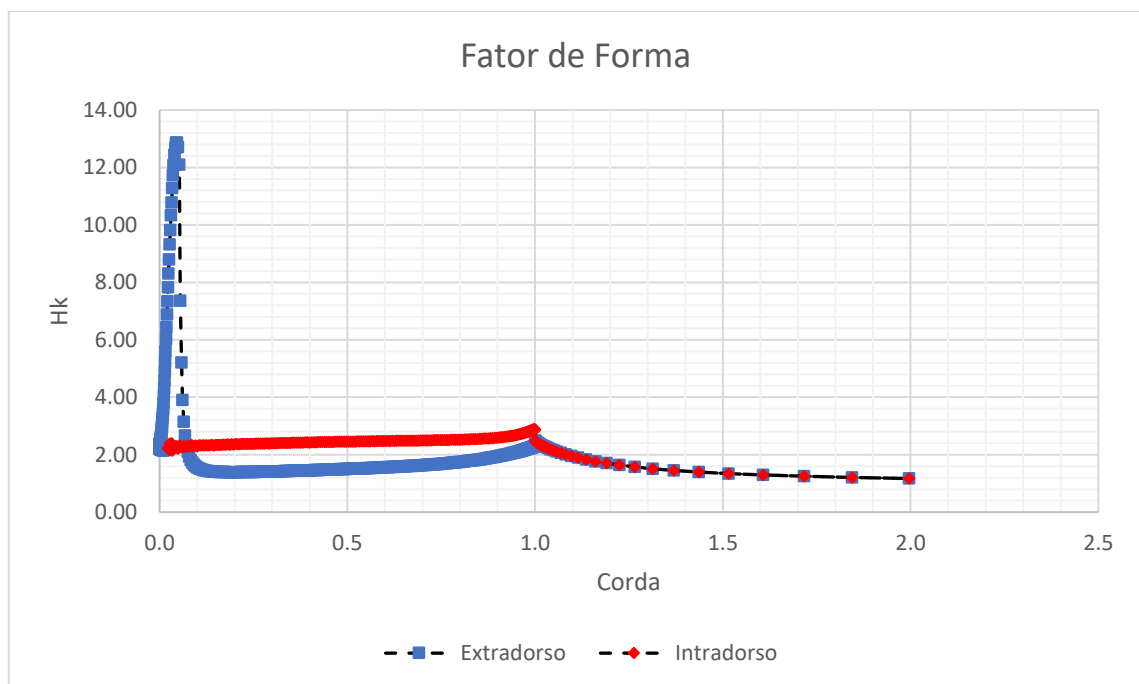


Figura 24: Fator de forma ( $H_k$ )  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

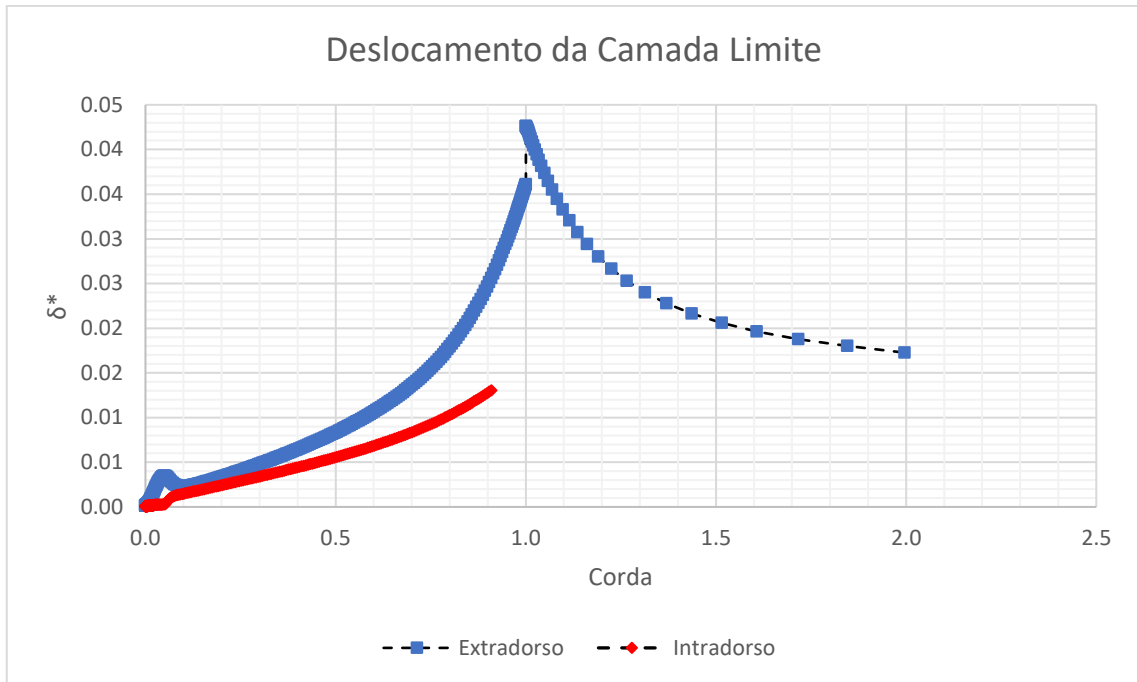


Figura 25: Deslocamento da Camada Limite ( $\delta^*$ )  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

Algumas considerações paramétricas partiram dos resultados encontrados por Pujals *et al* (2010) para a geração de *streaks* longitudinais. Os valores observados nos casos A, B, C, D e F, dispostos na Tabela 1, foram parametrizados e dimensionalizados para a aplicação no aerofólio.

Tabela 1: Configurações dos elementos de rugosidades testados por Pujals *et al* (2010)

Config.	$\lambda_z$ (mm)	$d$ (mm)	$\lambda_z/d$	$\lambda_z/\delta_0$	$k/\delta_0$
A	15.8	3.94	4	3	0.8
B	26.8	6.7	4	5	0.8
C	33	8.25	4	6	0.8
D	40.	10.	4	7.5	0.8
E	50.8	12.7	4	10	0.8
F	65.6	16.4	4	12	0.8

Fonte: Pujals *et al* (2010)

Ainda seguindo os resultados de Pujals *et al* (2010), considerando as configurações propostas na Tabela 1, observa-se que há maior amplitude dos *streaks* em posições de 3 a 5 vezes o espaçamento entre os elementos de rugosidade ( $\lambda_z$ ), conforme Figura 26.

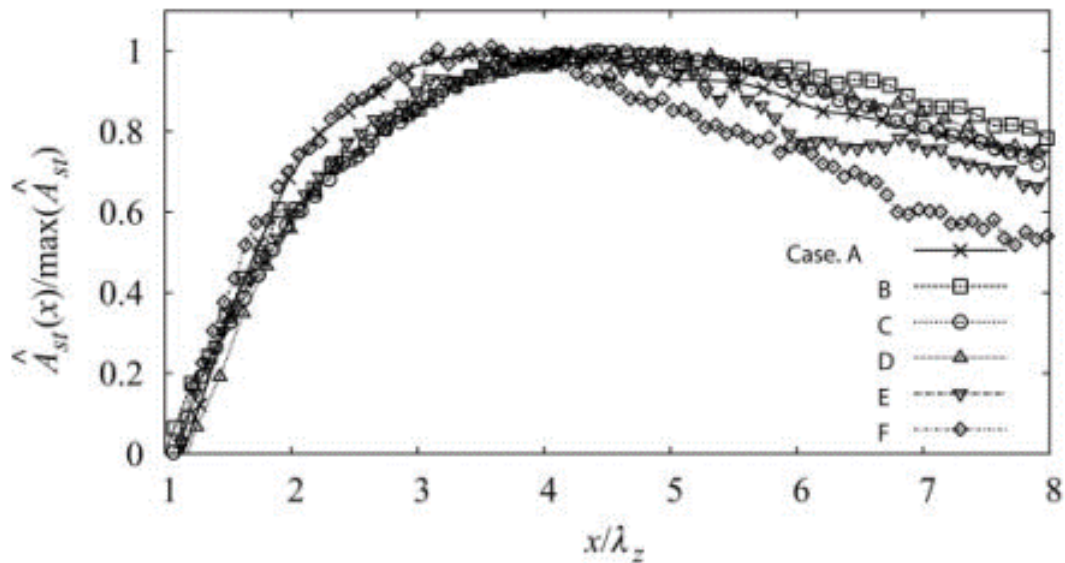


Figura 26: Amplitude dos *streaks* expresso em função da distância entre os elementos de rugosidade  
Fonte: Pujals *et al* (2010)

Com isso, para realizar o estudo deste trabalho, optou-se pelo aerofólio NACA 0012, visto na Figura 27, devido à disponibilidade de informações disponíveis e simplicidade geométrica.

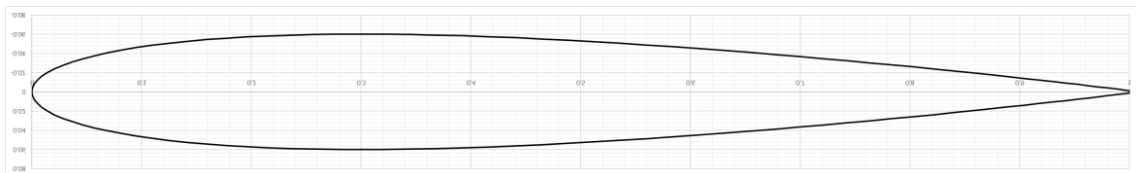


Figura 27: Geometria do perfil NACA 0012  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

Seguindo as formulações base apresentadas por Pujals *et al* (2010), dispostas na Tabela 1, determinou-se os parâmetros dos geradores de vórtice, que posteriormente foram ensaiados em túnel de vento. Os protótipos com os elementos de rugosidade foram desenhados em *software* de *CAD 3D* com as dimensões adequadas à área de seção de testes do túnel de vento (150 mm de corda, 400 mm de envergadura e 0,060 m<sup>2</sup> de área de superfície). Para fins de validação, foram projetadas e construídas quatro configurações, sendo elas, um aerofólio sem elementos de rugosidade (Configuração 0), um aerofólio com os elementos de rugosidade em 15% da corda (Configuração 1), outro com os elementos em 25% da corda (Configuração 2) e um quarto com os elementos em 30% da corda (Configuração 3).

A Tabela 2 apresenta as configurações finais dos elementos projetados.

Tabela 2: Configurações projetadas

Configurações projetadas				
Parâmetro	Configuração 0	Configuração 1	Configuração 2	Configuração 3
Transição [%x]	10%	10%	10%	10%
Posição do GV [%X]	-	15%	15%	15%
Config. (Pujals)	-	C	C	B
$\alpha$ [°]	-	10°	10°	10°
k [mm]	-	2.2	3.2	3.8
d [mm]	-	4.6	6.6	6.6
$\lambda_z$ [mm]	-	18.4	26.6	25.8
Lx [mm]	-	73.4	105.97	103

Fonte: Pesquisa direta (2022)

A determinação da configuração foi definida com base em dois principais parâmetros: a amplitude máxima ( $\hat{A}$ ) do *streak* e a posição da corda ( $L_x$ ) onde ocorre esta amplitude máxima. Os cálculos foram realizados com auxílio do *Excel* e tabelados para facilitar a visualização e comparação qualitativa.

Visando reduzir o volume de material utilizado, desenhou-se um aerofólio base com um sulco para encaixe dos enxertos para cada configuração descrita acima. A exemplo, o desenho 3D do enxerto em configuração com geradores de vórtice em 30% da corda pode ser visto na Figura 28.

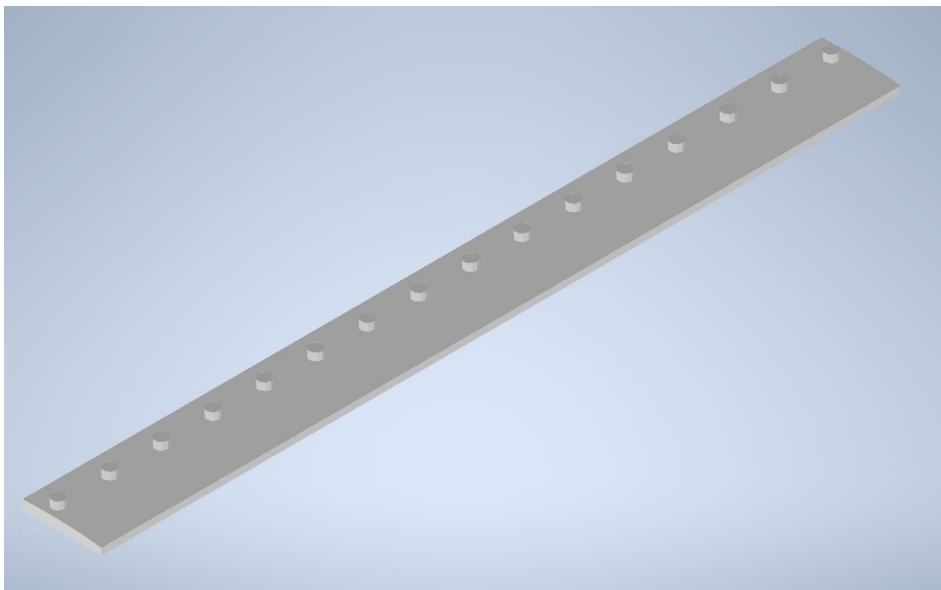


Figura 28: Enxerto modelado a partir do aerofólio NACA 0012 com os geradores de vórtices posicionados

Fonte: Pesquisa direta (2022)

A Figura 29 ilustra um enxerto em configuração lisa já posicionado em um protótipo do aerofólio base, fixado com auxílio de um ímã para garantir que não seja removido durante o ensaio, mas ainda permitindo fácil intercâmbio das configurações entre as baterias de ensaios.

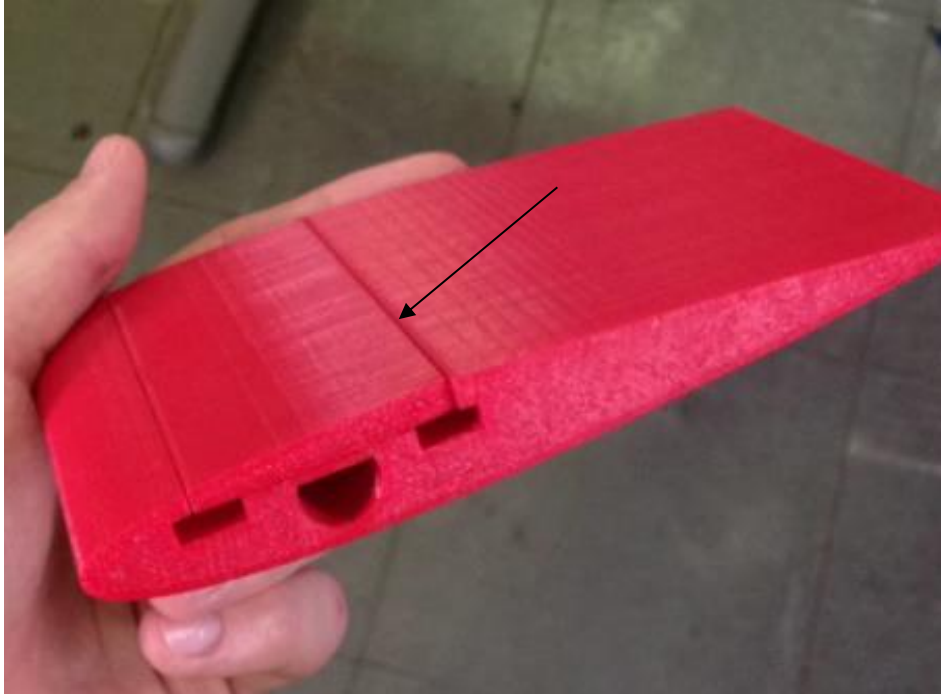


Figura 29: Visualização do enxerto com configuração lisa inserido na base  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

O aerofólio base e os enxertos foram confeccionados em impressão 3D, utilizando filamento PLA de 1,85 mm e impressora Sethi AiP, cujas configurações são dispostas na Tabela 3. O acabamento da superfície, nas regiões fora dos enxertos, não foi alvo de preocupação devido ao ensaio ser realizado com escoamento turbulento e as linhas de impressão (ranhuras das camadas de impressão) se alinharem com o escoamento.

Tabela 3: Especificações da Impressora Sethi AiP

<b>Especificações da Impressora Sethi AiP</b>	
Conexão	USB
Alimentação	110/220v
Mesa	Aquecida
Dimensões aproximadas	40 cm x 35 cm x 40 cm
Peso aproximado	12 Kg
Materiais de impressão	ABS ou PLA

Fonte: Adaptado de Sethi (2022)



A Figura 30 apresenta os enxertos das Configurações 0, 1, 2 e 3 e o aerofólio base da matriz de ensaio, com o eixo de fixação no túnel/balança aerodinâmica.

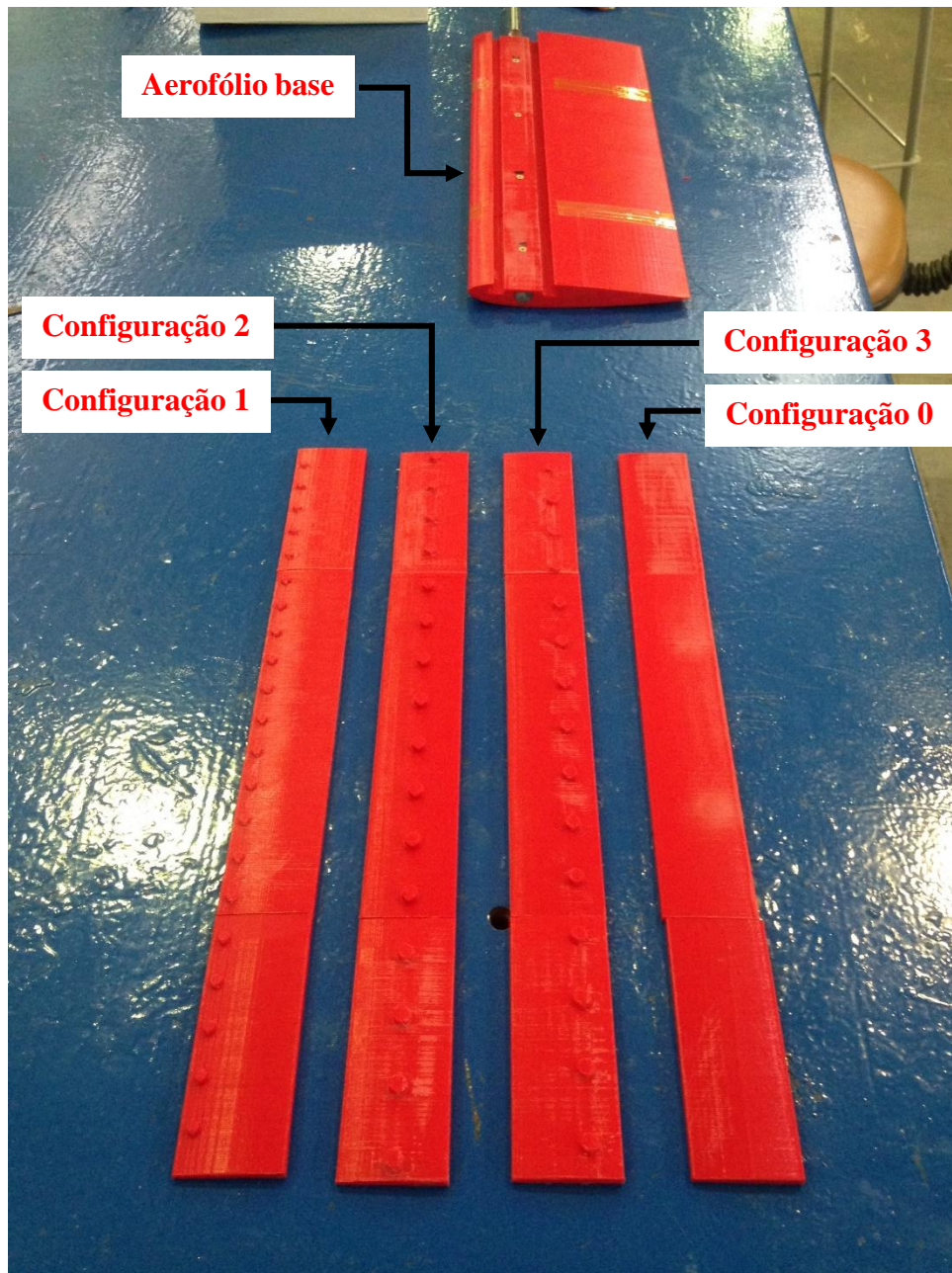


Figura 30: Aerofólio base e enxertos das Configurações 0, 1, 2 e 3.  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

### 3.2.2 Ensaio em túnel de vento

Os ensaios em túnel de vento utilizam o equipamento Plint & Partners Ltd. disponível no Laboratório de Engenharia Aeronáutica, instalado no edifício Prof. Kwei Lien Feng, do

Instituto Tecnológico de Aerodinâmica (ITA), em São José dos Campos, São Paulo, Brasil, mostrado na Figura 31.



Figura 31: Túnel de vento Plint & Partners Ltd. com seção de testes aberta  
Fonte: Pesquisa Direta (2022)

As características do túnel de vento utilizado são apresentadas na Tabela 4:

Tabela 4: Especificações do Túnel de Vento

<b>Especificações do Túnel de vento Plint &amp; Partners Ltd.</b>	
Comprimento total	4500 mm
Largura total	2000 mm
Altura total	1800 mm
Comprimento da seção de testes	1150 mm
Largura da seção de testes	460 mm
Altura da seção de testes	460 mm
Faixa de variação da velocidade na seção de testes	10 m.s <sup>-1</sup> – 32 m.s <sup>-1</sup>
Faixa de pressão dinâmica na seção de testes	8 mmH <sub>2</sub> O – 57 mmH <sub>2</sub> O
Nível de turbulência para a velocidade máxima	0,5%
Potência do motor	22kW
Controle de velocidade	Inversor de frequência

Fonte: Apostila de Laboratório de AED-11, ITA (2021)

### 3.2.2.1 Calibração da balança

A calibração foi realizada para gerar as curvas de calibração, que posteriormente foram utilizadas para gerar os coeficientes de calibração inseridos no software *LabView* para aquisição dos dados. Dessa forma, foram feitas três curvas de calibração: Pressão dinâmica, sustentação e arrasto. A curva de calibração da pressão dinâmica, mostrada na Figura 33, foi calculada utilizando o manômetro *Betz* (Figura 32), limitado a pressões de trabalho entre 0 e 400 mmH<sub>2</sub>O, o mesmo equipamento utilizado para medir a pressão dinâmica do túnel, a partir da qual é determinada a velocidade.



Figura 32: Manômetro Betz  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

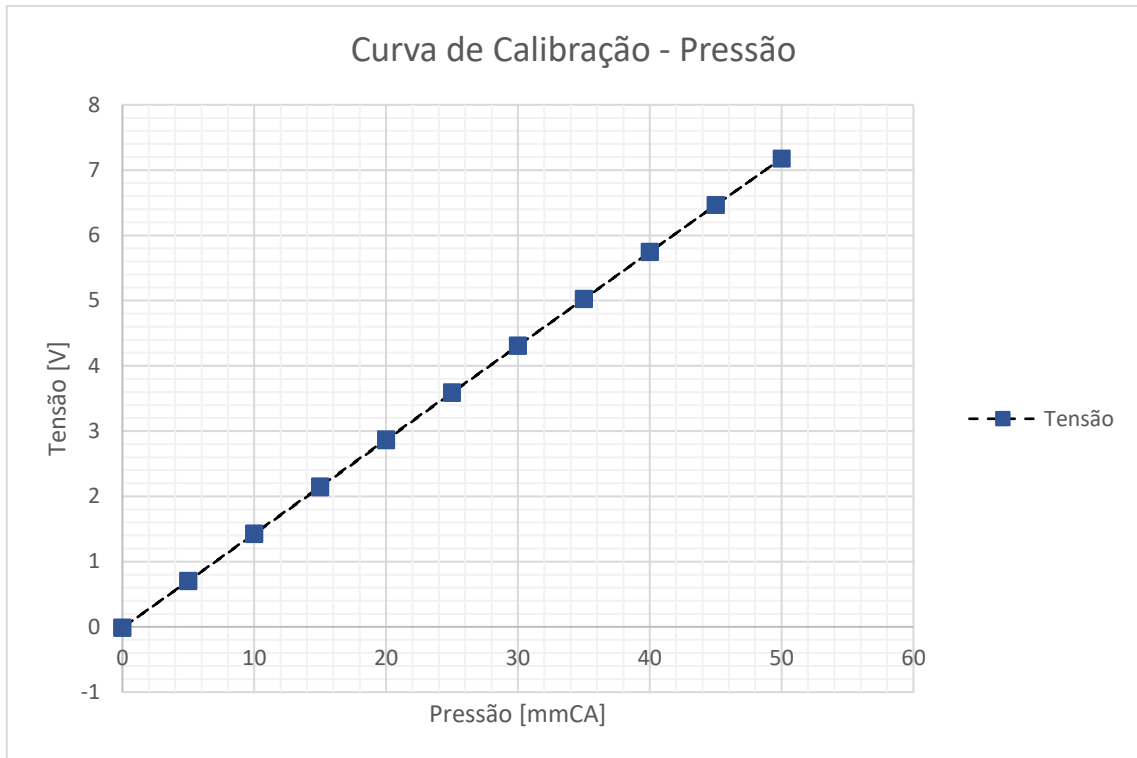


Figura 33: Curva de Calibração da Pressão  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

Para obter a curva de calibração da sustentação e arrasto, usou-se a haste de calibração e suportes com polias para a colocação das cargas no prato. Entre cada aferição, utiliza-se um motor vibrador para garantir o assentamento mecânico dos componentes da balança e a redução da histerese. O arranjo de calibração é mostrado na Figura 34.



(a)

(b)

Figura 34: Arranjo de calibração de balança para medição de sustentação (a) e arrasto (b)  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

O procedimento consiste em adicionar cargas e depois removê-las, na mesma ordem, realizando a aquisição de dados em cada ponto. As curvas de calibração da sustentação e do arrasto são mostradas, respectivamente, nos gráficos da Figura 35 e 36.

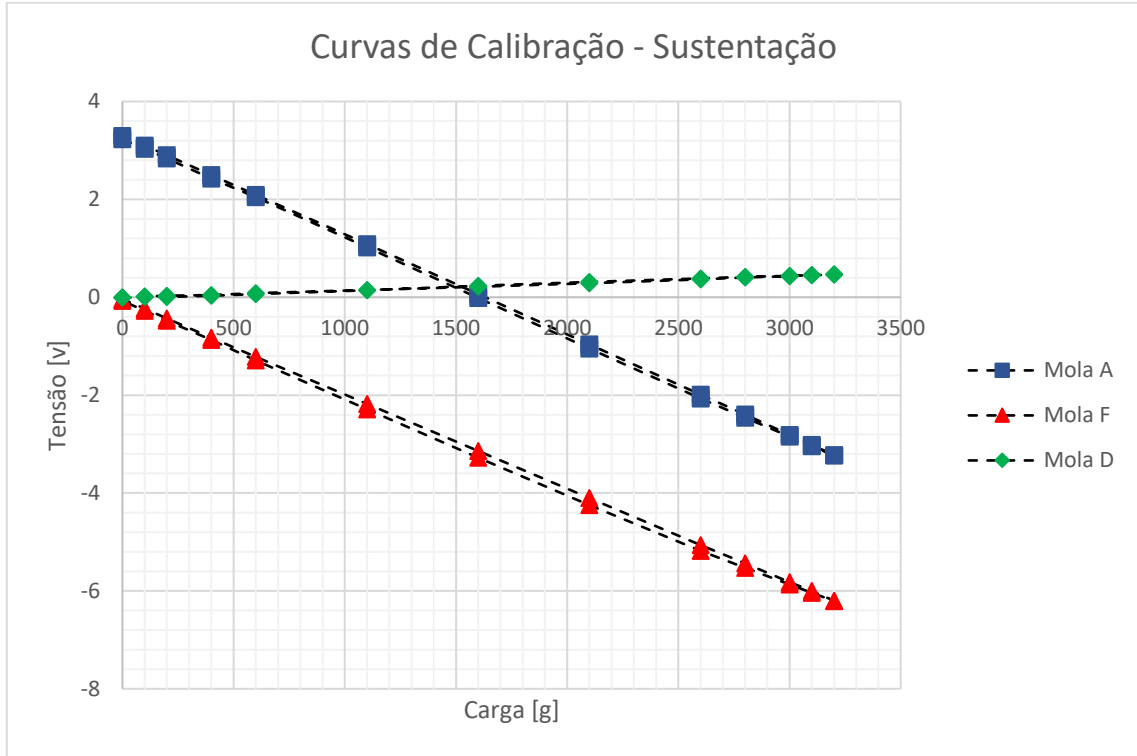


Figura 35: Curva de calibração da sustentação  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

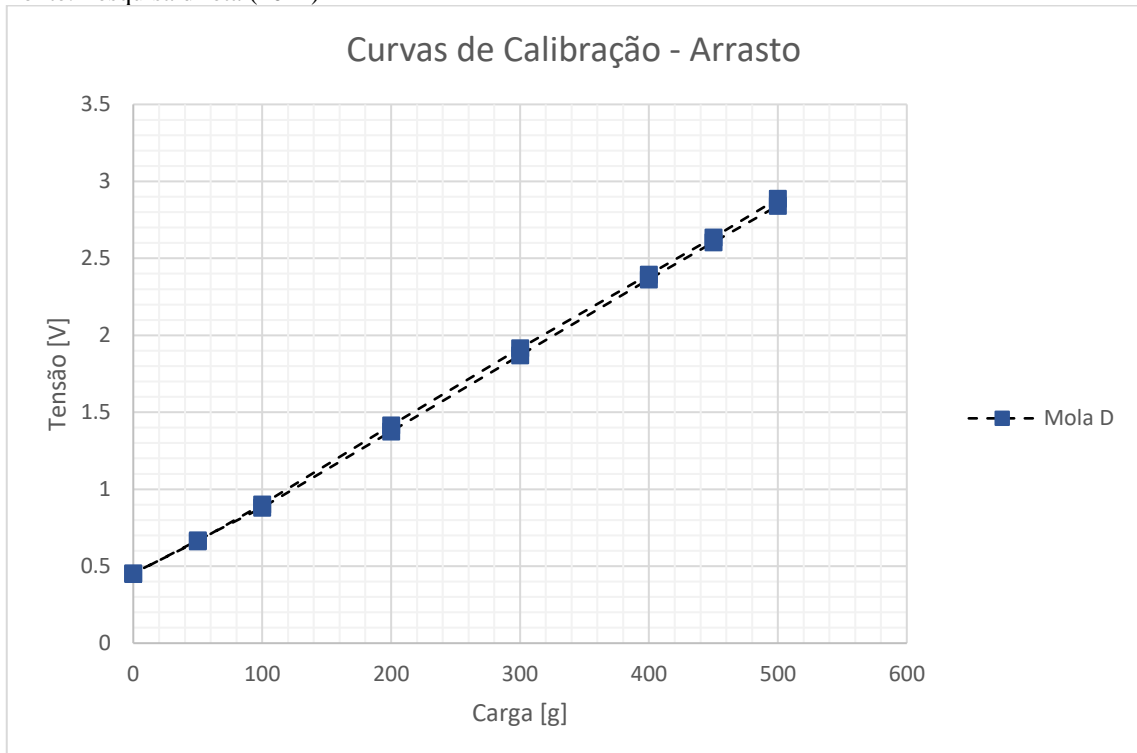


Figura 36: Curva de calibração do arrasto  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

Em um cenário hipotético ideal, as curvas de acréscimo e remoção de carga deveriam ser sobrepostas, porém, por questões físicas internas da balança e das pequenas variações ao longo do processo, estas geralmente não se sobrepõem. Para o experimento realizado, as curvas de calibração foram consideradas ideais para o ensaio proposto, pois o desvio padrão obtido entre as curvas de acréscimo e remoção de carga estava dentro da margem aceitável.

### 3.2.2.2 Aquisição de dados aerodinâmicos

Feita a calibração da balança, esta foi travada, o modelo foi colocado e travado. O modelo foi alinhado, com auxílio das marcações internas, para o ângulo de incidência  $0^\circ$  com a escala na balança. O ângulo de ataque do modelo inserido no túnel é medido por meio de um medidor de ângulo, cuja menor divisão é  $1^\circ$ , posicionado na balança e preso solidário ao eixo do modelo. O modelo é inserido para ângulo de ataque zero graus e é realizado o procedimento de alinhamento antes do início dos testes. Além disso, foram fixadas placas lisas “endplate” nas laterais do túnel para melhorar o escoamento interno. A Figura 37 mostra o posicionamento da matriz no túnel de vento.



Figura 37: Matriz de ensaio posicionada no túnel de vento  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

Os vãos formados pela folga dos enxertos na matriz de ensaio e as junções foram cobertos com fita fina, próprias para esta aplicação, conforme visto na Figura 38. A fita foi removida para cada troca de configuração do gerador de vórtice e reposicionada posteriormente.

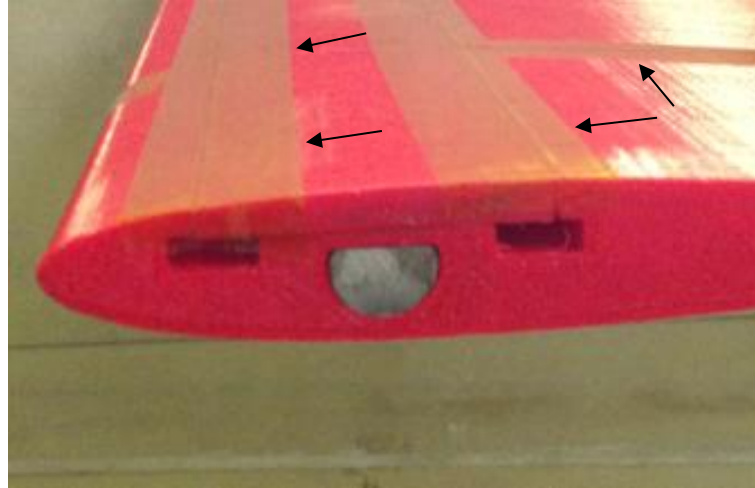


Figura 38: Fitas finas posicionadas para cobrir vãos e imperfeições  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

Com o modelo posicionado, aferiu-se a temperatura e pressão ambientes e outros parâmetros ambientes foram calculados, os quais estão dispostos na Tabela 5. Estes são medidos com termômetro, em °F (graus Fahrenheit), e barômetro, em mbar (milibares) ou mmHg (milímetros de coluna de mercúrio) respectivamente, localizados no laboratório. A pressão deve ser corrigida em função da temperatura e da aceleração da gravidade local, os quais foram inseridos no *software* LabView.

Tabela 5: Parâmetros ambientes do ensaio

Parâmetro	Valor	Unidade
P	948.6	mbar
T	66	°F
$\rho$	1,13	kg.m <sup>-3</sup>
q	256,41	Pa
R	287	J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup>
H <sub>CA</sub>	26,14	mm
V <sub>∞</sub>	21,28	m.s <sup>-1</sup>

Fonte: Pesquisa direta (2022)

A balança foi destravada e iniciou-se a aquisição de dados, para o N° de Reynolds determinado, com as configurações seguindo a sequência: Configurações 0, 1, 2 e 3, sem faixa rugosa, seguida por validação das configurações 0 e 1 em outra rodada de ensaios, com os mesmos parâmetros, diante da análise da prévia dos dados obtidos. Para a aquisição de dados, foram feitas medições em ângulos de ataque de -5° à 20°, com incremento de 1°.

Terminados os ensaios com a configuração lisa, colocou-se a faixa rugosa no extradorso e intradorso da matriz de ensaio, em 7,38% e 10% da corda, respectivamente, e foi feita a

aquisição de dados seguindo a sequência e parâmetros do primeiro ensaio. A matriz de ensaio com a faixa rugosa pode ser vista na Figura 39.



Figura 39: Matriz de ensaio com faixa rugosa instalada  
Fonte: Pesquisa direta (2022)

A partir da análise prévia das curvas obtidas nos ensaios com a faixa rugosa, selecionou-se as Configurações 0 e 3 para realizar mais dois ensaios cada uma, variando o  $N^{\circ}$  de Reynolds em  $1.2 \times 10^5$  e  $2.7 \times 10^5$ , buscando averiguar os efeitos dos geradores de vórtice em velocidades distintas.

Os dados de cada ensaio foram salvos no padrão do software, gerando um arquivo bruto e um arquivo reduzido, já com os erros de cada medição.

### 3.2.3 Análise dos dados

Os dados obtidos foram armazenados em uma planilha, normalizados e, posteriormente processados em *Excel*. Durante os ensaios foi utilizado o programa desenvolvido em *LabView* que reduz e apresenta em tempo real os coeficientes aerodinâmicos em forma de gráfico.

## 3.3 Variáveis e Indicadores

Variáveis são conceitos operacionais, elementos dotados de valores ou, suscintamente, quantidades que estão sujeitas a variações, ou seja, podem assumir diferentes valores numéricos (MARKONI; LAKATOS, 2017; GIL, 2017).



Em relação aos indicadores, Takashina e Flores (1997, p. 19) definem que: “indicadores são formas de representação quantificáveis das características de produtos e processos”. Com isso, são utilizados como forma de controle de qualidade a partir do estudo das variáveis.

Dessa forma, levantou-se as variáveis e indicadores relevantes ao desenvolvimento deste trabalho, dispostos na Tabela 6.

Tabela 6: Variáveis e Indicadores

Variáveis	Indicadores
<b>Geradores de vórtice</b>	Geometria
	Dimensões
	Posicionamento ao longo da corda
<b>Projeto do aerofólio base</b>	Meia-envergadura
	Dimensão da corda
	Perfil aerodinâmico
<b>Construção da matriz de ensaio</b>	Projeto
	Seleção de materiais
	Processo de fabricação
<b>Coefficientes aerodinâmicos e propriedades de escoamento</b>	Número de Reynolds
	Propriedade do escoamento
	Coefficiente de sustentação
	Coefficiente de arrasto
	Coefficiente de momento

Fonte: Pesquisa direta (2021)

### 3.4 Instrumento de Coleta de Dados

A aquisição de dados tem por base a revisão bibliográfica da literatura existente, resultados obtidos em *software* e mediante os dados obtidos experimentalmente no túnel de vento.

### 3.5 Tabulação de dados

A tabulação, normalização e processamento dos dados é realizada no *software* Microsoft Excel. Também se utiliza o *LabView* para redução e acompanhamento em tempo real dos dados gerados nos experimentos.

### **3.6 Considerações Finais**

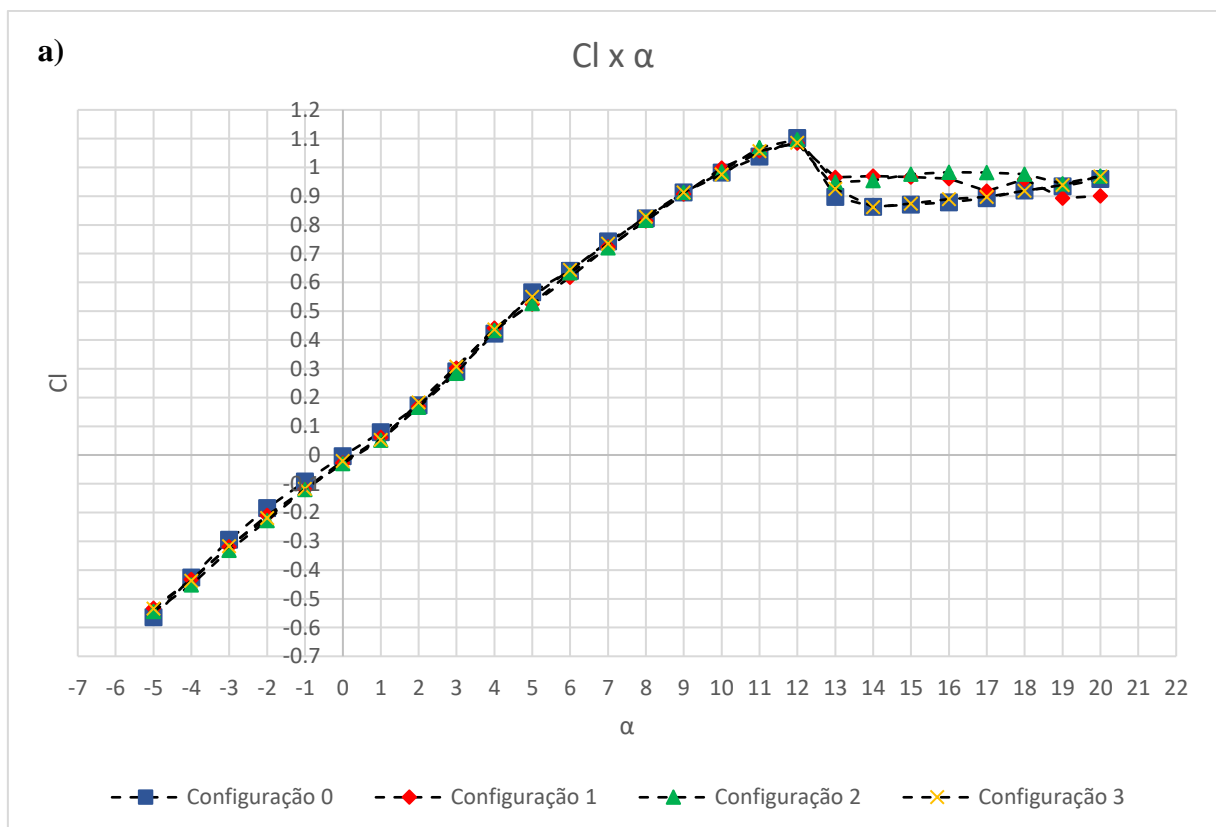
Neste capítulo foram apresentados os instrumentos utilizados para o desenvolvimento do estudo, projeto e experimentos abordados nesta pesquisa. Com base nos materiais e métodos definidos, foi viabilizada a construção do protótipo, a realização do experimento e a aquisição de dados a serem apresentados no próximo capítulo, onde também será realizada a análise dos resultados obtidos, experimental e bibliograficamente.

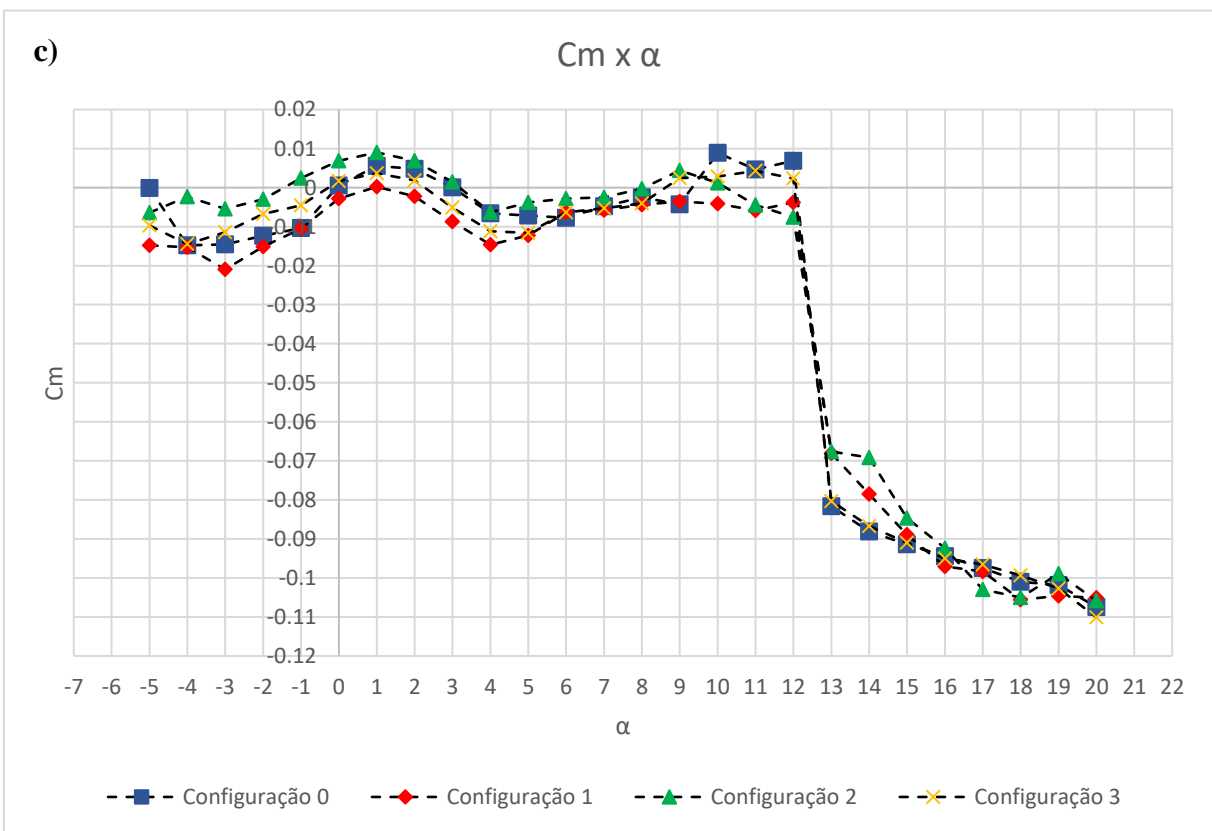
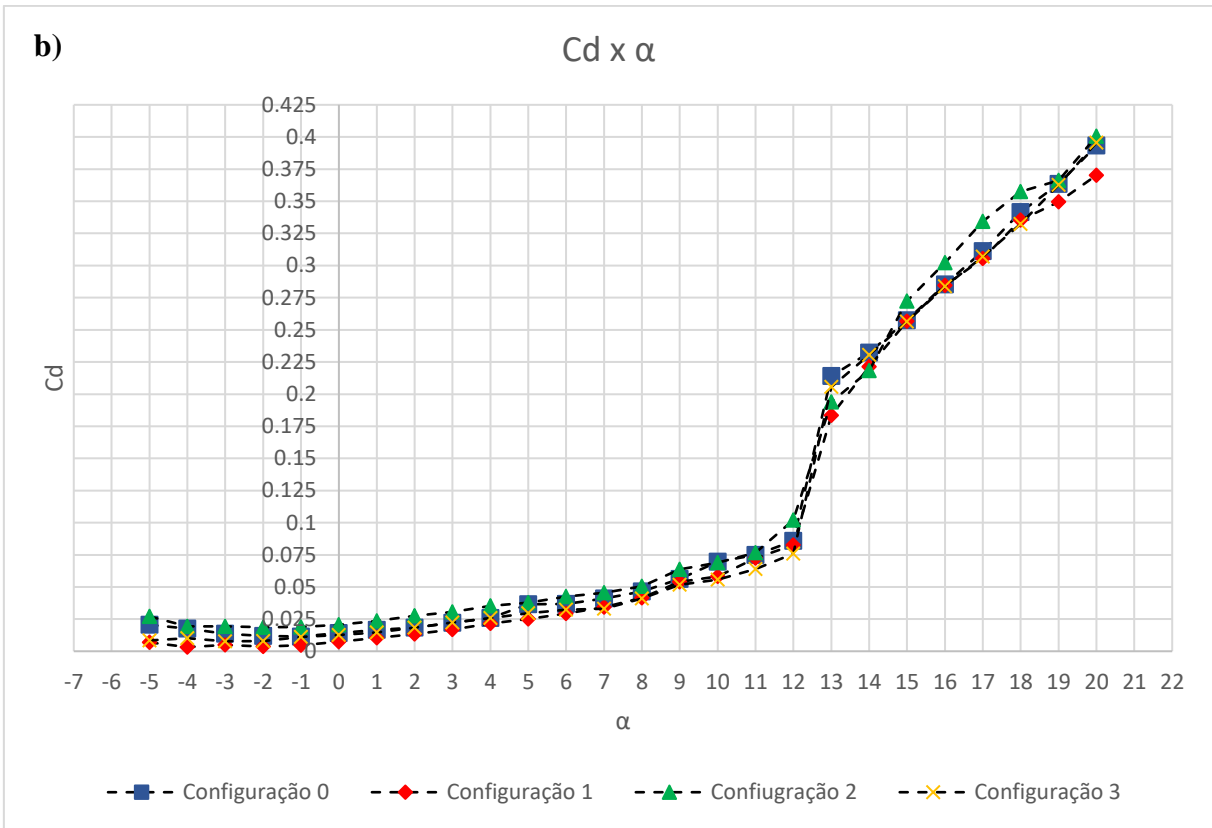
## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Este capítulo apresenta os resultados obtidos após os ensaios em túnel de vento das configurações propostas com base na bibliografia e análises preliminares em *software*. Os resultados são organizados pelo tipo da superfície (com ou sem faixa rugosa) e pelo número de Reynolds no qual o ensaio foi realizado.

### 4.1 Superfície lisa e Reynolds 200000

Os dados do primeiro ensaio com as quatro configurações em superfície lisa serviram de referência para observar os efeitos dos geradores de vórtice nos coeficientes aerodinâmicos e os efeitos no comportamento dinâmico da asa finita. Os gráficos da Figura 40 apresentam os coeficientes obtidos em função de  $\alpha$  (ângulo de ataque), respectivamente o coeficiente de sustentação ( $C_l$ ), o coeficiente de arrasto ( $C_d$ ), o coeficiente de momento ( $C_m$ ) e o  $N^\circ$  de Reynolds, seguido da polar de arrasto, sobrepostos de forma a facilitar a comparação.





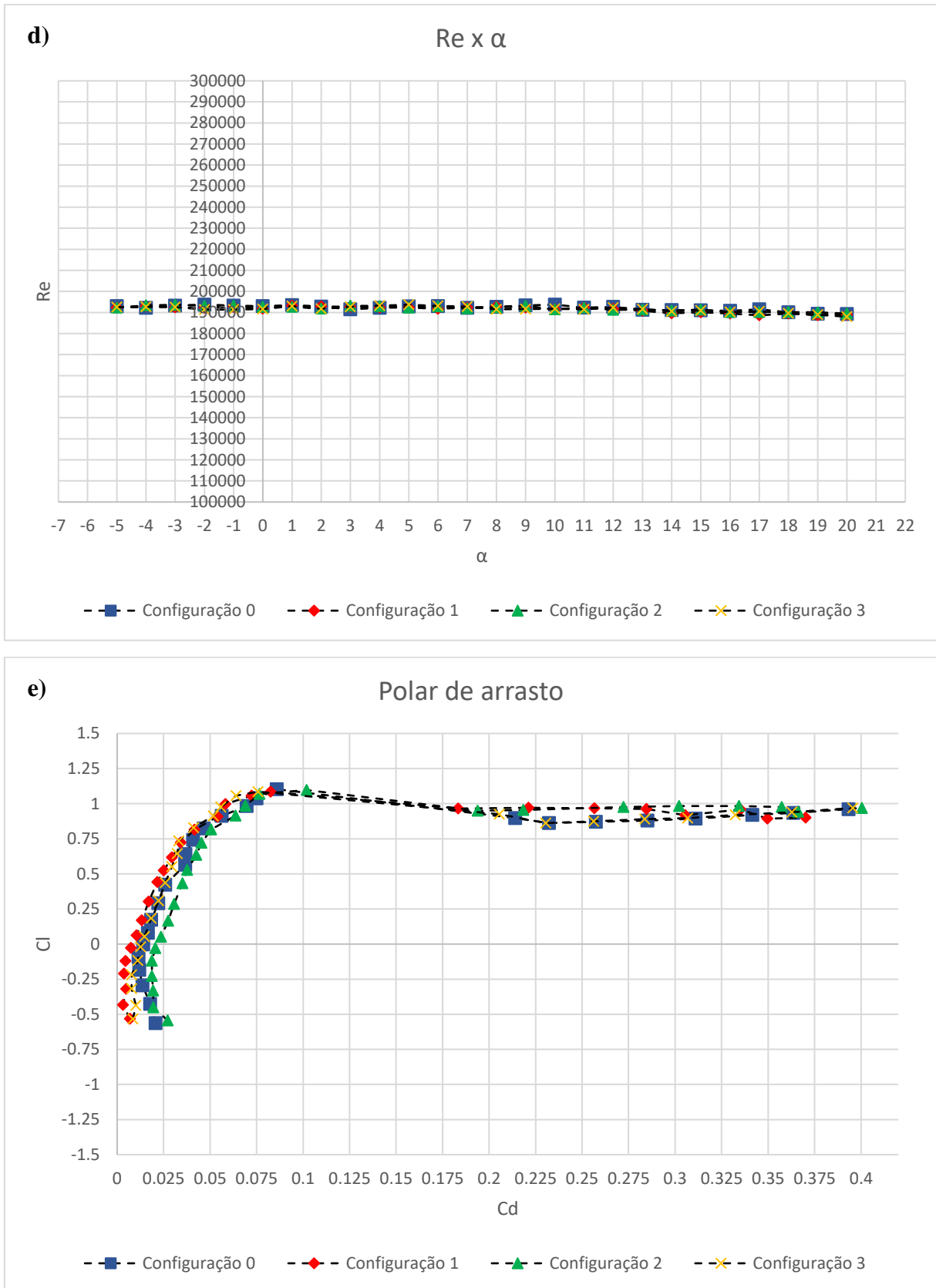


Figura 40: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em  $Re=200000$  e superfície lisa, sendo (a)  $C_l$  x  $\alpha$ , (b)  $C_d$  x  $\alpha$ , (c)  $C_m$  x  $\alpha$  e (e) Polar de arrasto

Fonte: Pesquisa direta (2022)

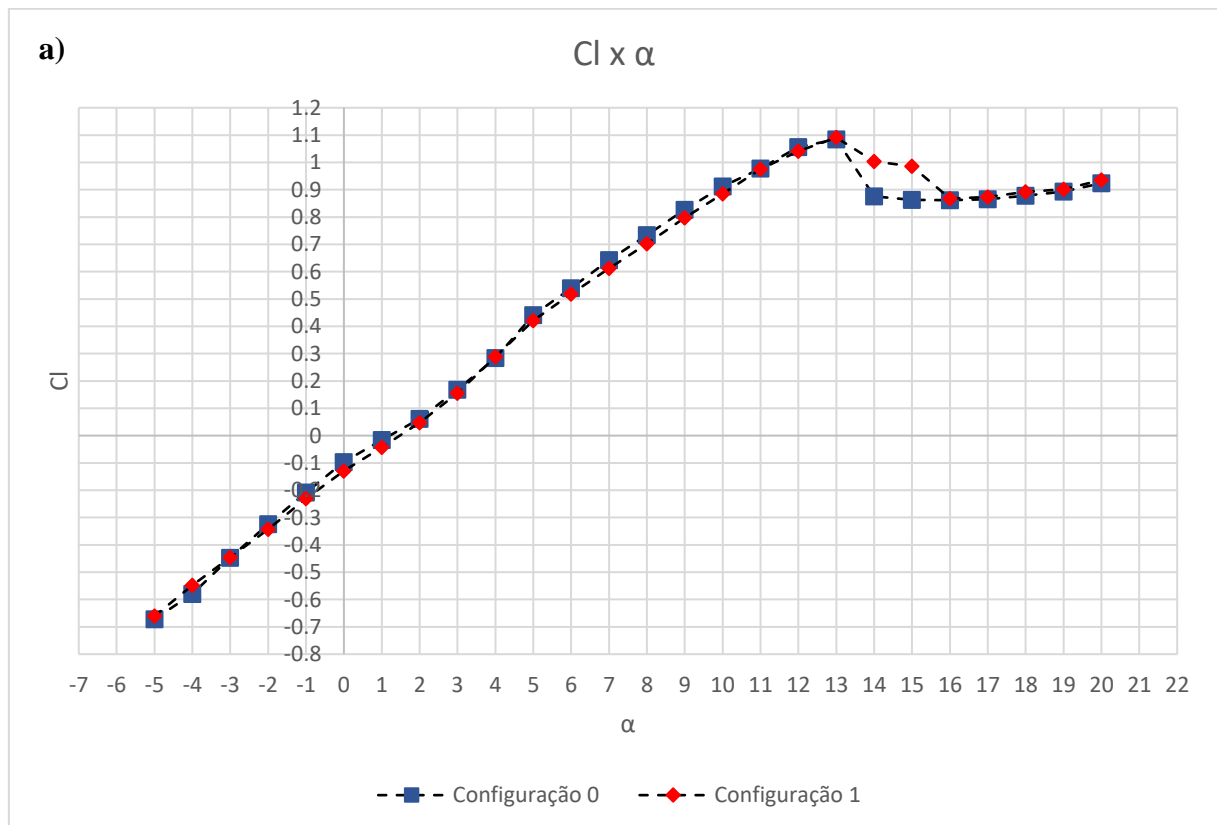
Em um primeiro momento, infere-se pelos gráficos (a) e (c) que as Configurações 1 e 2 melhoraram o comportamento no pós-estol, ou seja, ângulos de ataque maiores que  $12^\circ$ . O principal ganho foi referente à redução do arrasto em 24,30% em média e aumento da sustentação média de 7,26%. A variação média do número de Reynolds no experimento foi de 0,13%.

Pela análise da Polar de arrasto, nota-se uma melhoria no desempenho por menor arrasto para  $C_l$  equivalente. Para comprovar o efeito, é necessária comparação com os dados da validação de hipótese.

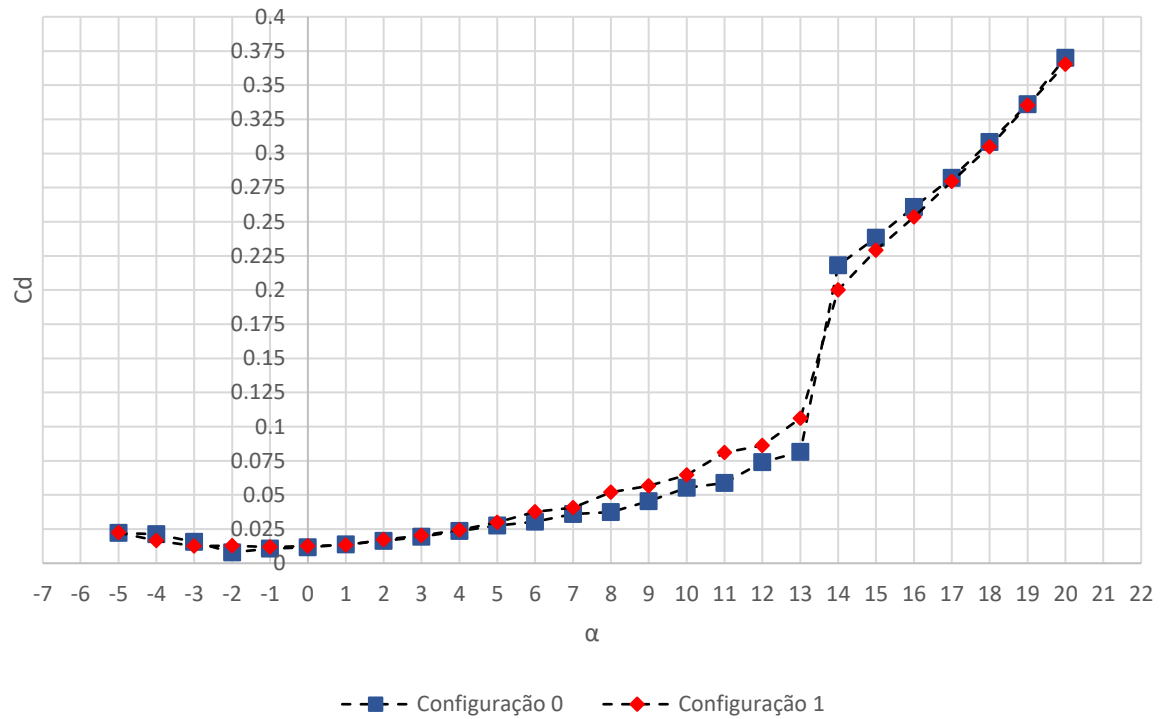
A partir das Equações 3 e 4, da área projetada do aerofólio base, dos Coeficientes de sustentação e arrasto obtidos pelo gráfico (a) e (b), respectivamente, e das condições ambientes no momento do experimento, dispostos na Tabela 5, a sustentação total ( $L$ ) alcançada foi de 16,7031 N. Para o ângulo pré estol de  $10^\circ$ , o arrasto ( $D$ ) caiu de 1,0586 N para 0,8936 N.

#### 4.2 Superfície lisa e Reynolds 200000 (Validação de hipótese)

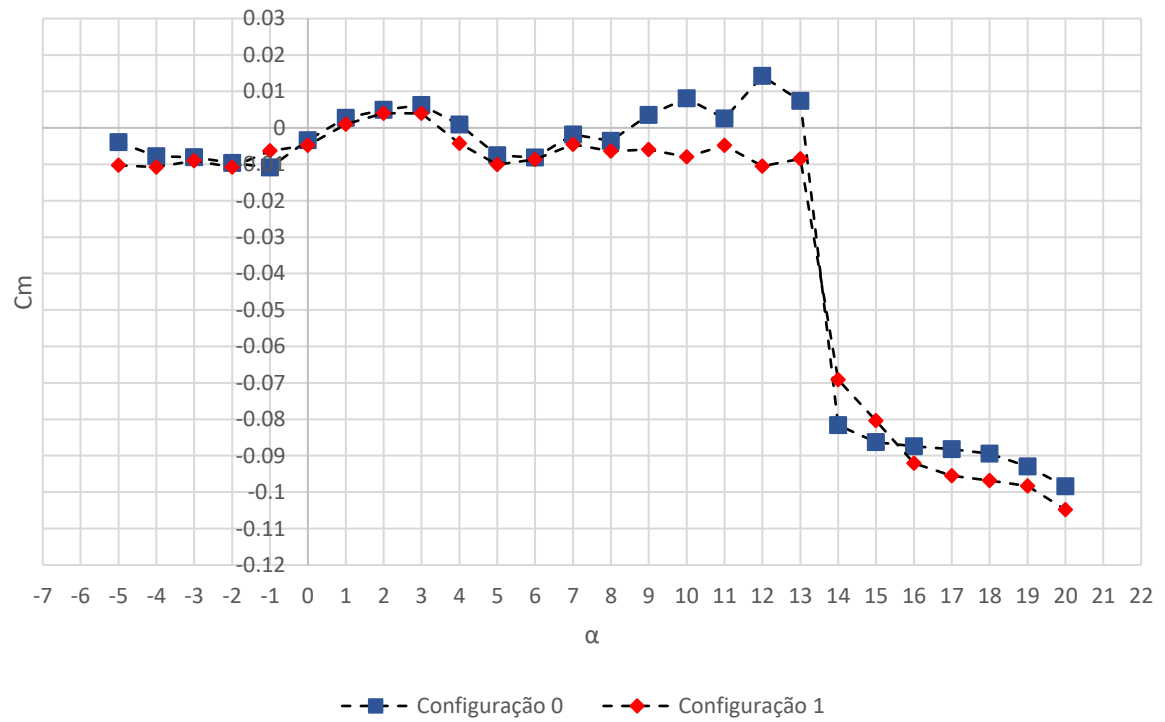
A Figura 41 apresenta os gráficos oriundos da repetição dos testes para a superfície lisa e Reynolds 200000, respectivamente, para  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$ ,  $N^\circ$  de Reynolds em função de  $\alpha$  e a polar de arrasto.



b)

Cd x  $\alpha$ 

c)

Cm x  $\alpha$ 

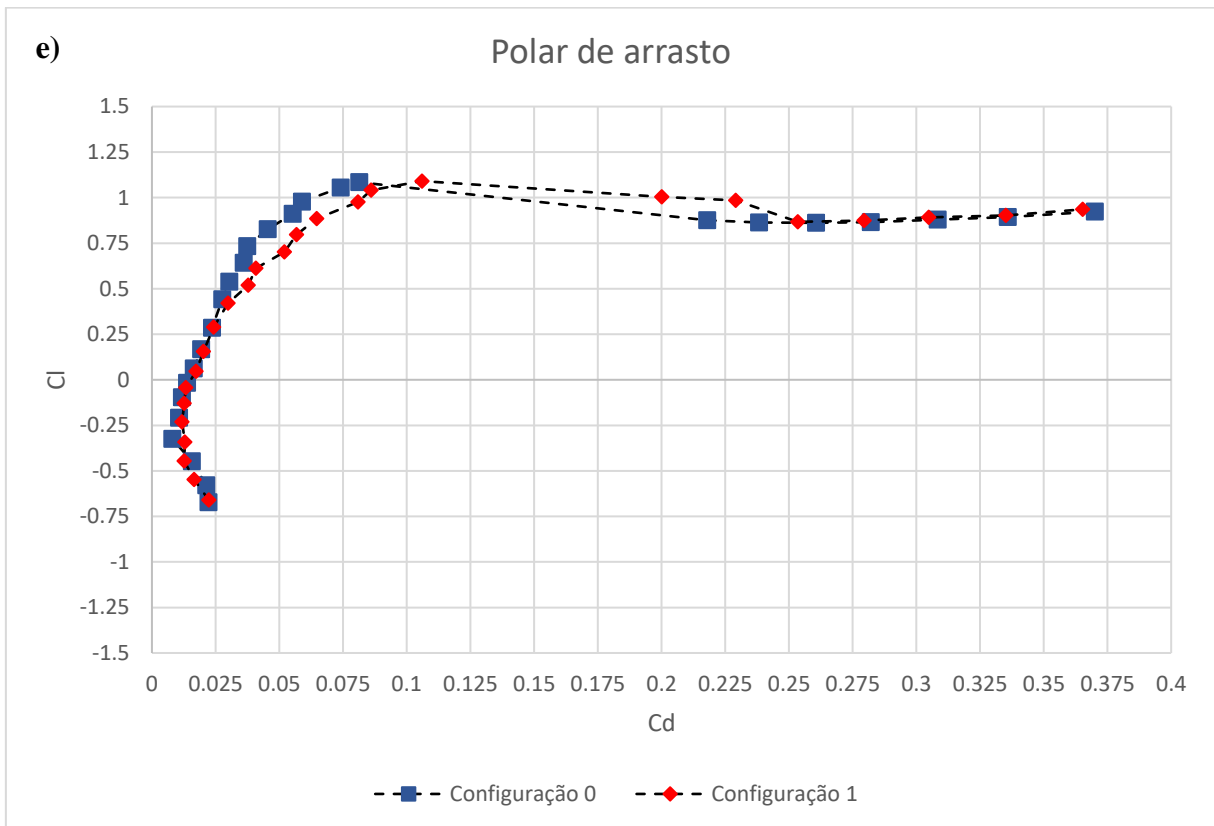
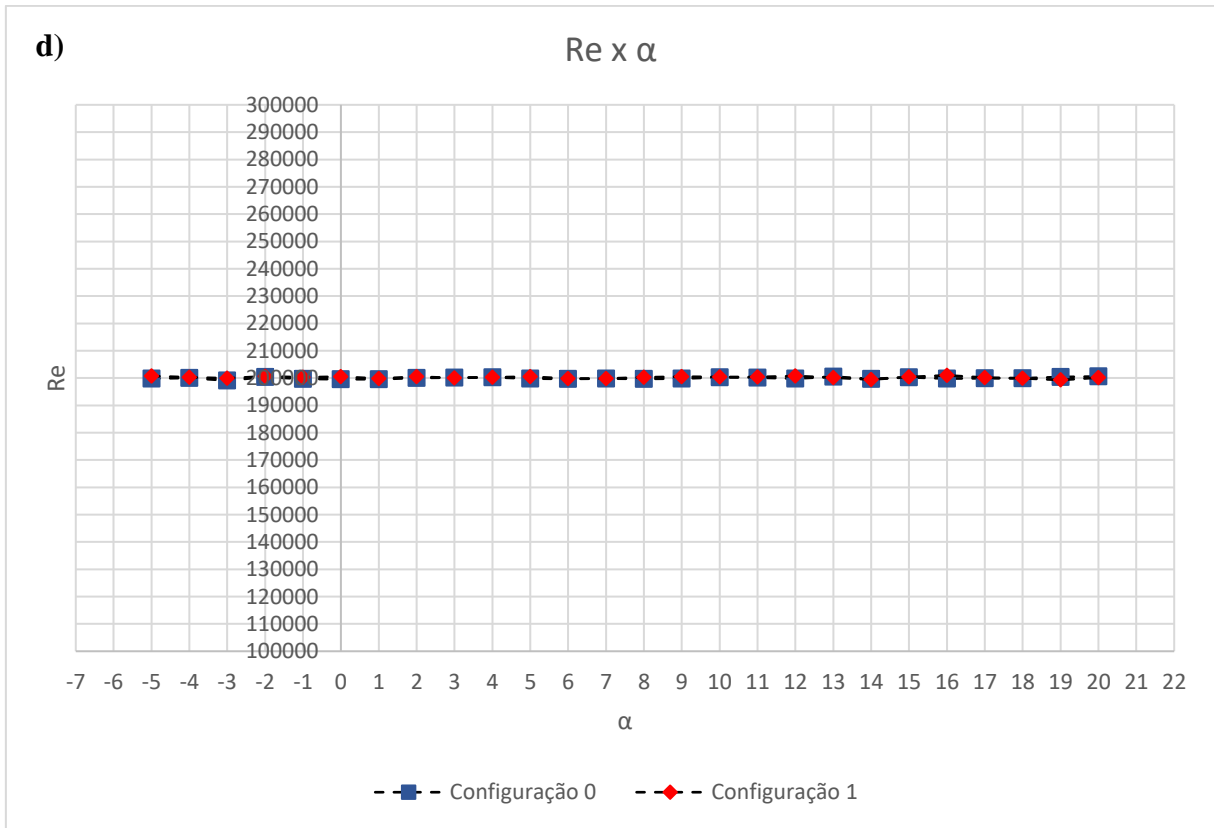


Figura 41: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em  $Re=200000$  e superfície lisa visando validação das configurações 0 e 1, sendo (a)  $C_l \times \alpha$ , (b)  $C_d \times \alpha$ , (c)  $C_m \times \alpha$ , (d)  $Re \times \alpha$  e (e) Polar de arrasto  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)



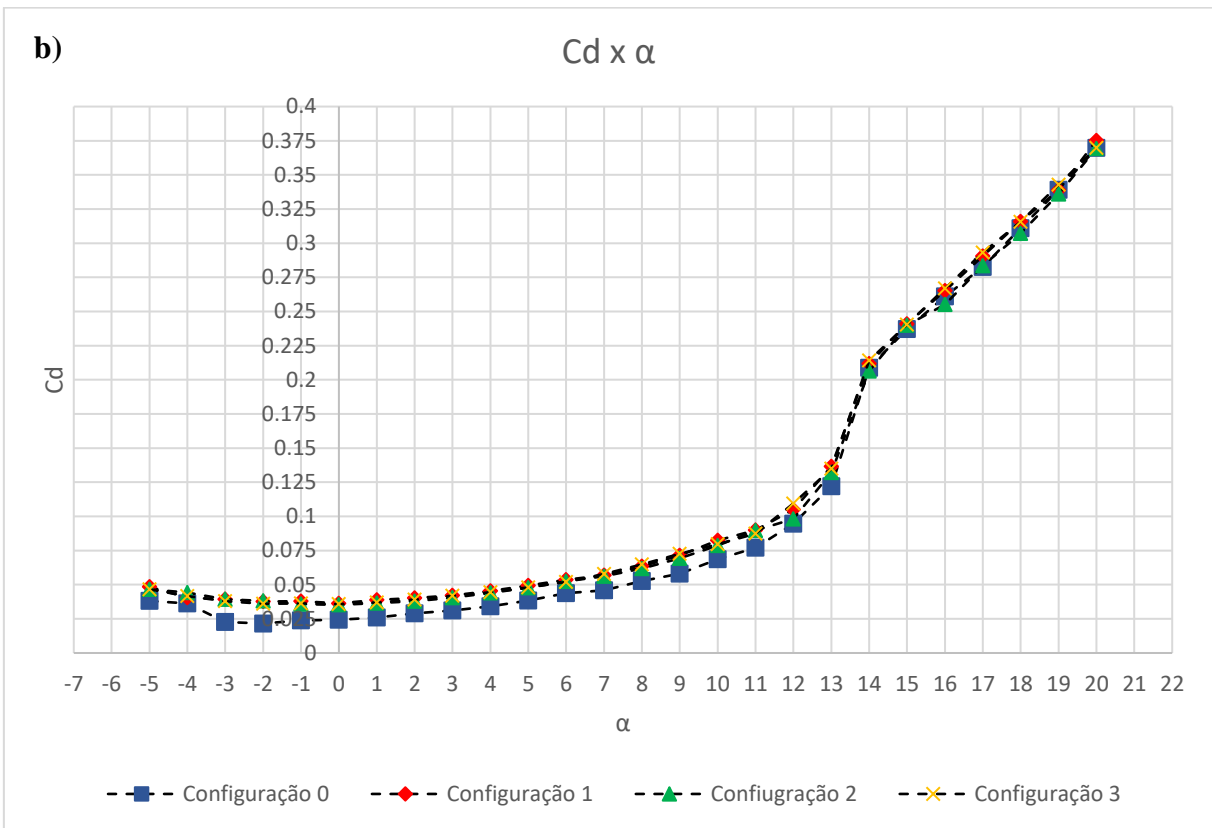
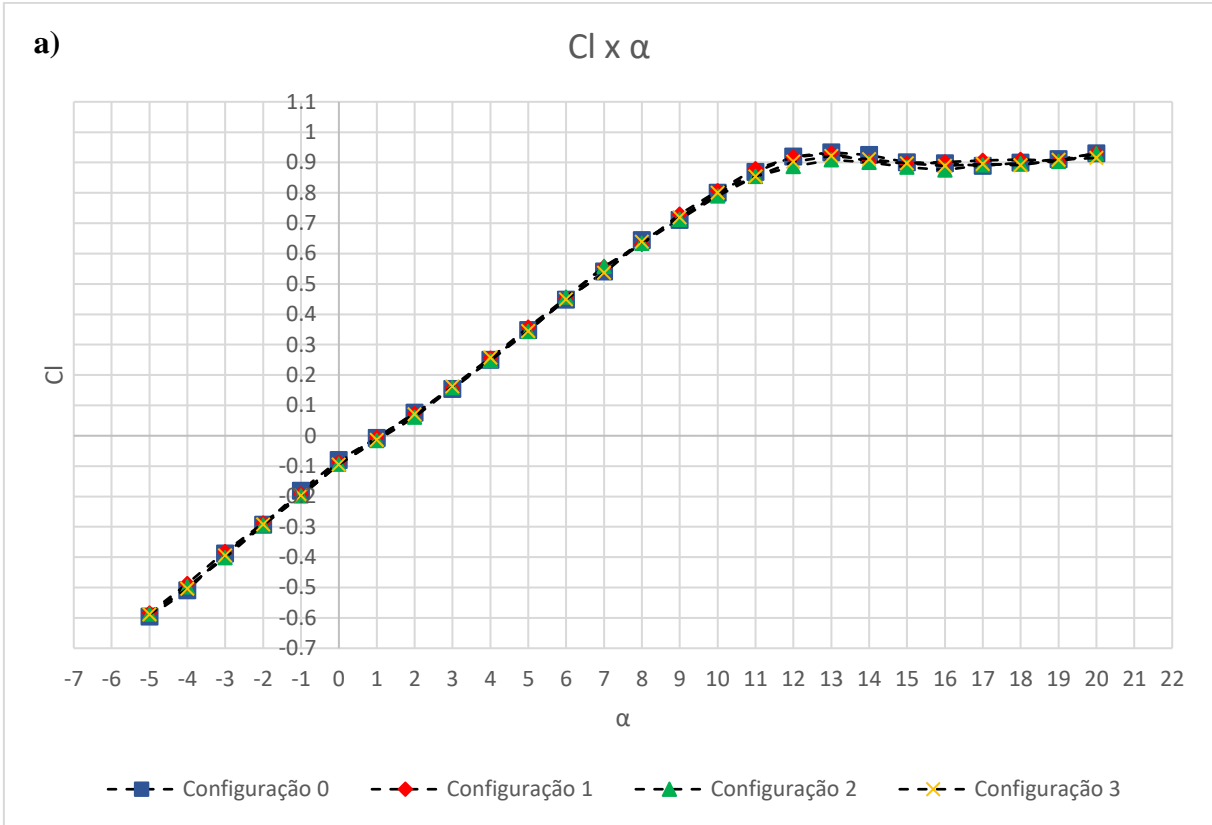
A repetição dos ensaios com as Configurações 0 e 1 evidenciou consistência dos dados aferidos até  $15^\circ$ . Novamente foi notada suavização do estol e alteração do comportamento da superfície em elevados ângulos de ataque, observado pela variação do momento.

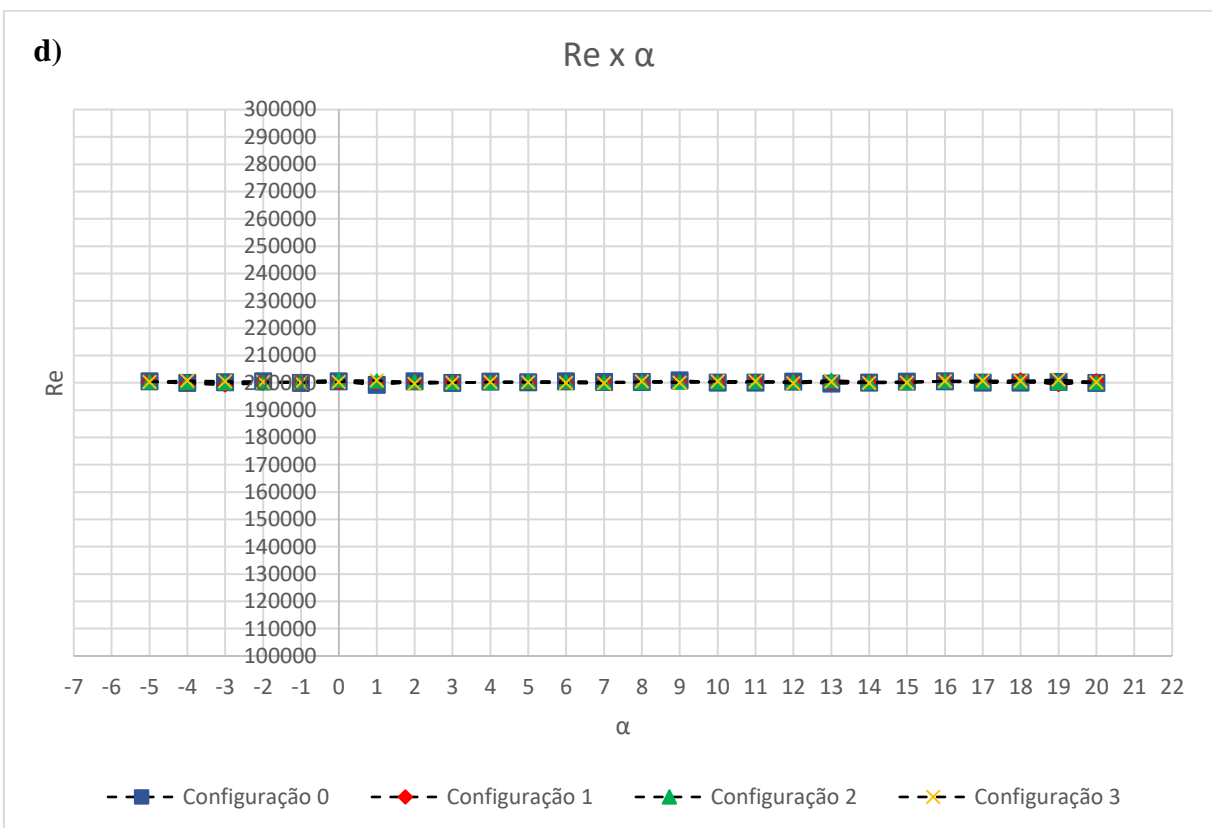
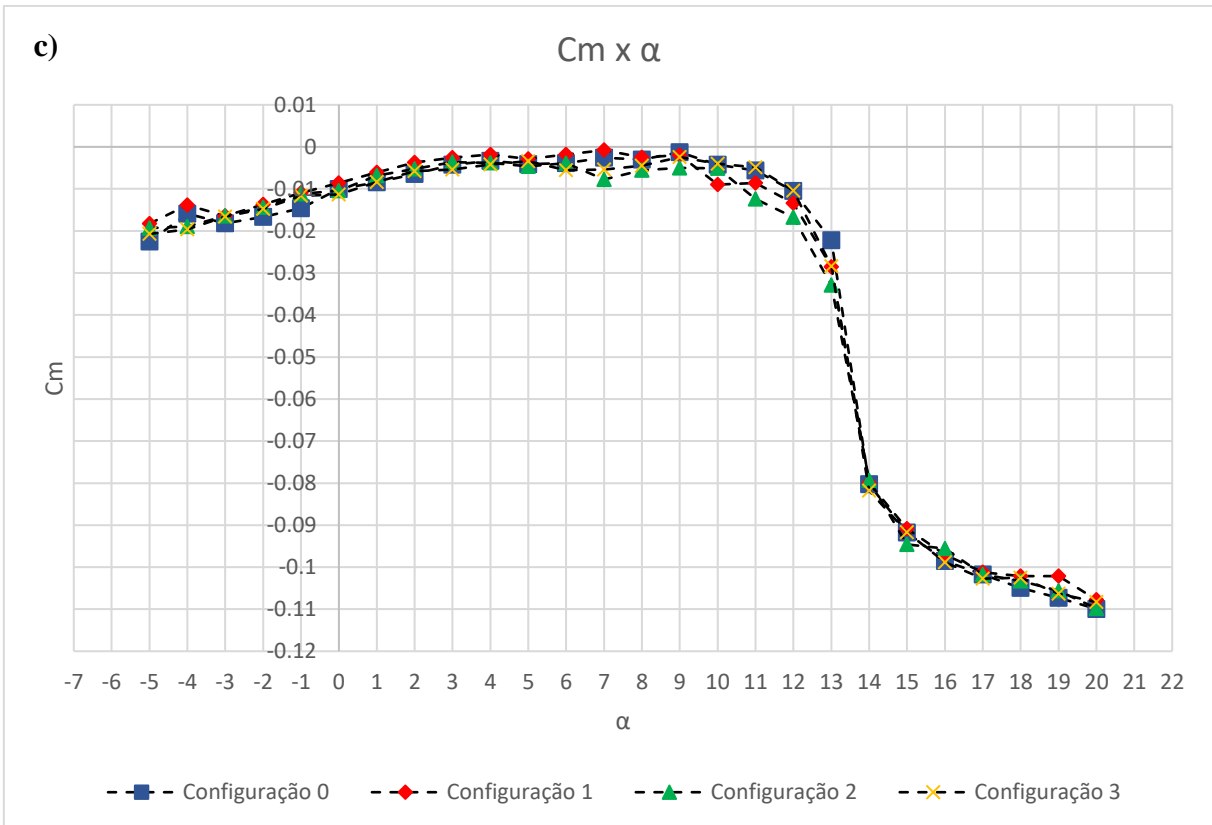
Pela análise da polar de arrasto, nota-se que a hipótese não foi validada e, apesar de estarem fora margem de erro, os resultados podem ter sido influenciados pela interação com a matriz de ensaio entre cada troca de configuração e mudanças superficiais, podendo citar, por exemplo, a colocação da fita fina e ajuste dos enxertos. Não se descarta que os resultados podem ser alterados pelo ressalto, alinhamento ou angulação das peças.

Observou-se, também, aumento do arrasto em baixos ângulos de ataque pela presença dos elementos de rugosidade, conforme esperado. Este aumento de arrasto foi na média de 9,29%. O arrasto obtido, para  $\alpha = 10^\circ$ , foi 1,0212 N para a Configuração 0 e 1,1966 N para a Configuração 1, enquanto a sustentação máxima se manteve igual para ambas, em cerca de 16,8N.

### **4.3 Superfície com faixa rugosa e Reynolds 200000**

Com o escoamento turbulento promovido pela faixa rugosa, esperava-se verificar melhor os efeitos dos geradores de vórtice. A Figura 42 apresenta os gráficos gerados para superfície com faixa rugosa e Reynolds 200000, respectivamente, para  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$ ,  $N^\circ$  de Reynolds em função de  $\alpha$  e a polar de arrasto. Observando o gráfico (a), os efeitos dos geradores de vórtice levaram à menor  $C_l$  máximo para a Configuração 2 e efeitos desprezíveis para as Configurações 1 e 3, se considerado o erro. O comportamento da Configuração 2 pode estar associado a interação com a matriz de ensaio para a troca das configurações, assim como no ensaio de validação.





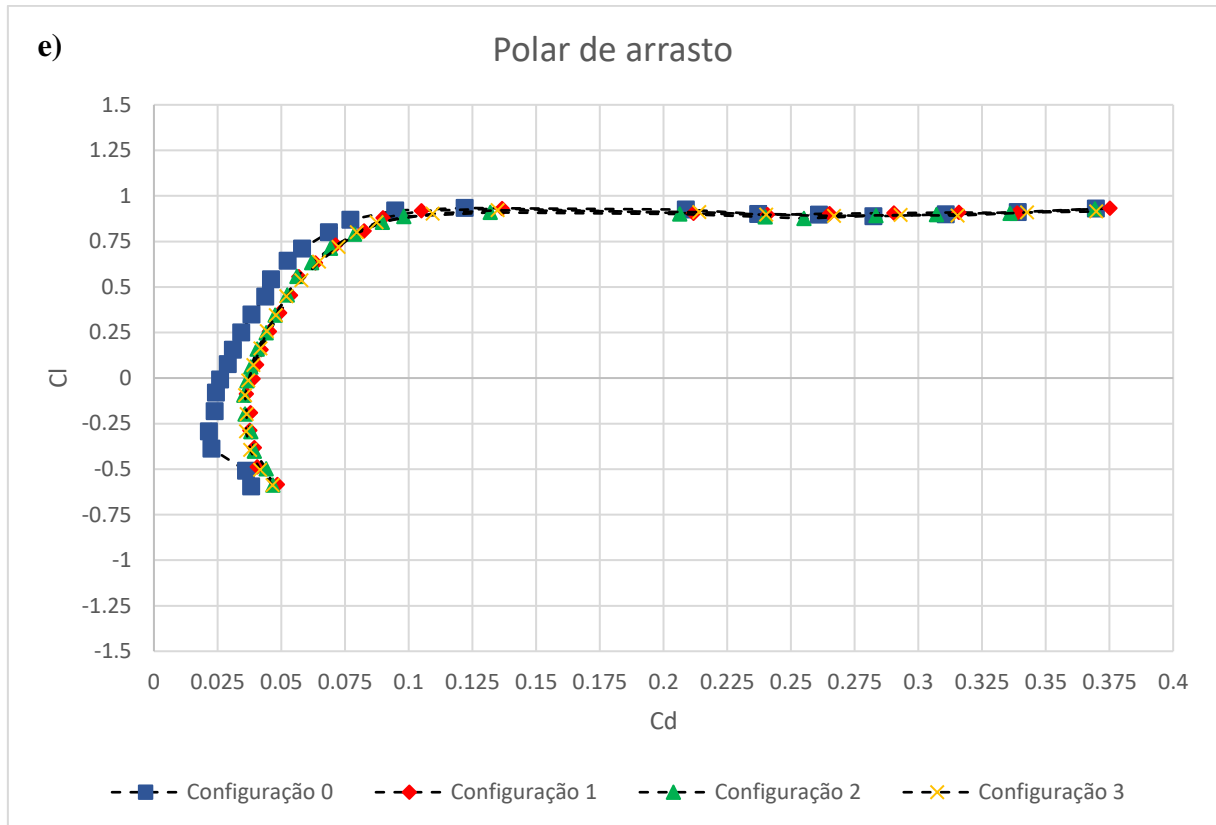


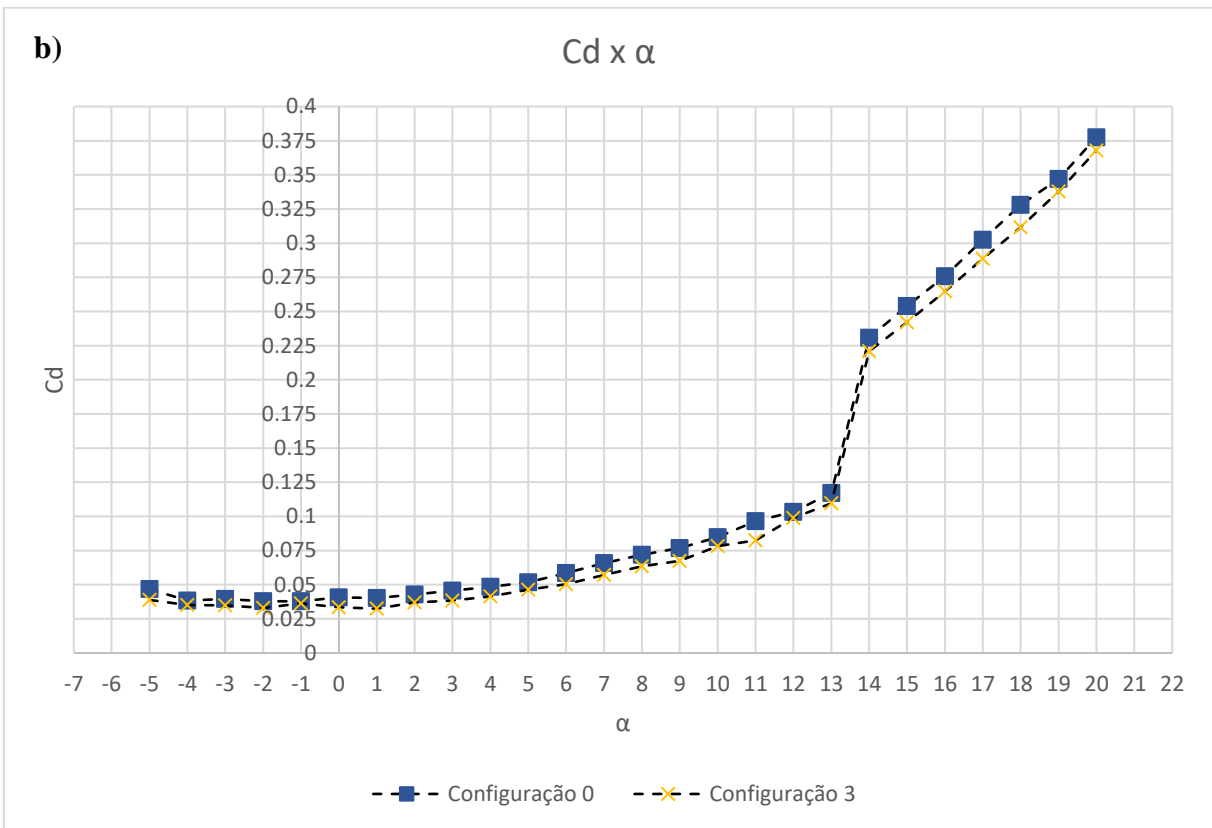
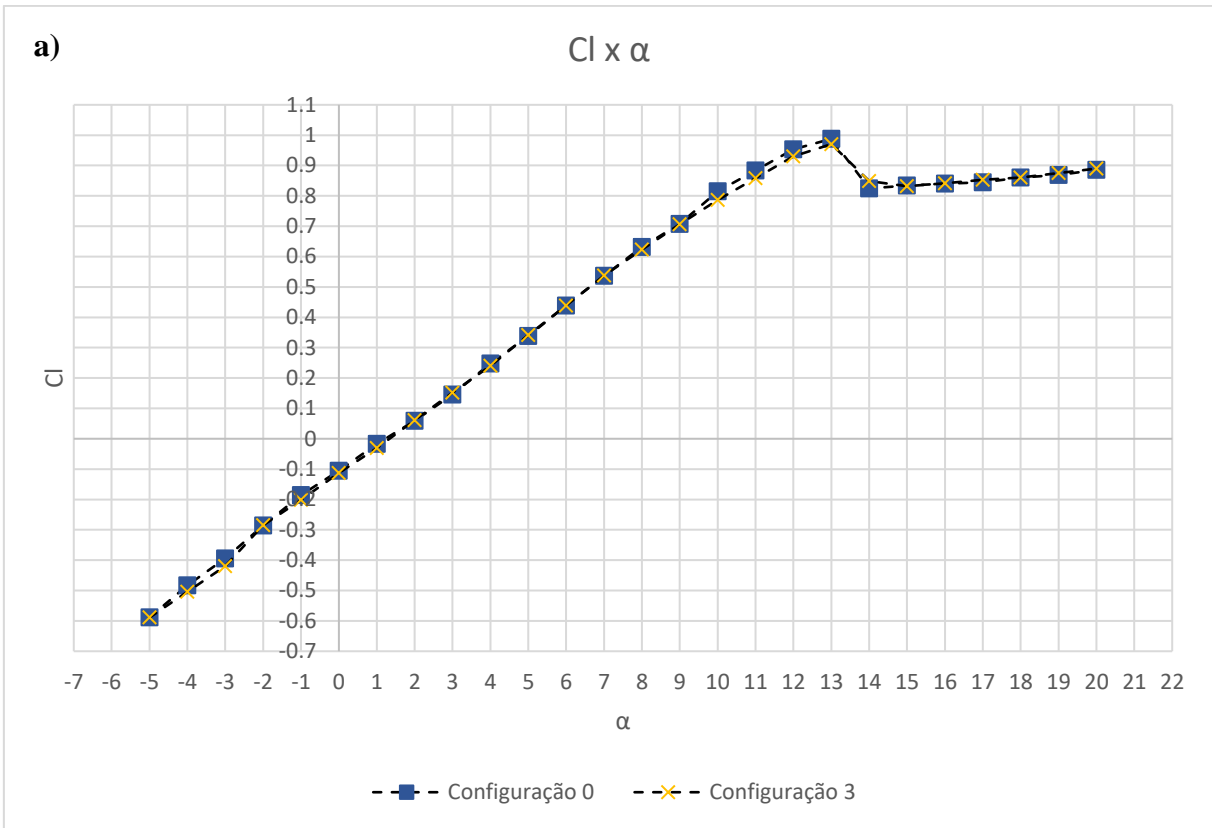
Figura 42: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em  $Re=200000$  com faixa rugosa, sendo (a)  $C_l$  x  $\alpha$ , (b)  $C_d$  x  $\alpha$ , (c)  $C_m$  x  $\alpha$ , (d)  $Re$  x  $\alpha$  e (e) Polar de arrasto  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

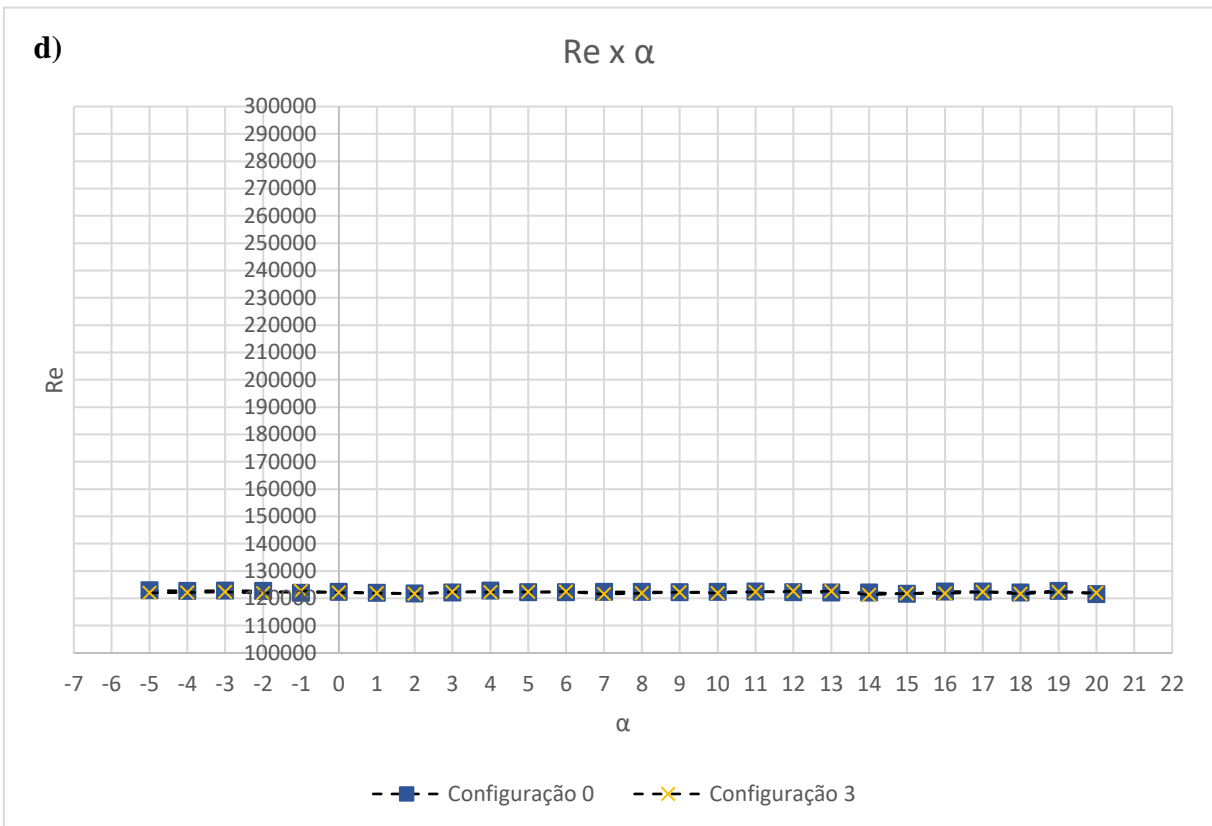
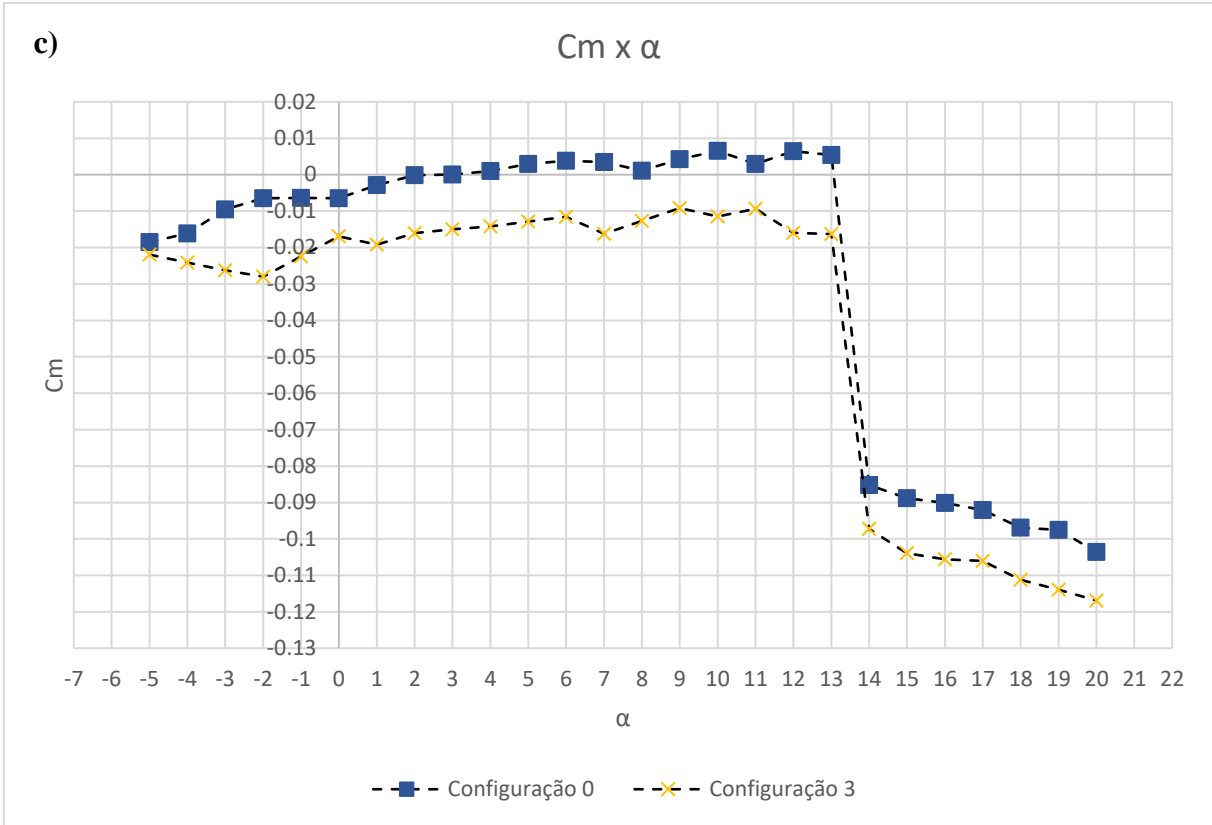
Analisando o gráfico (b), nota-se o aumento do arrasto promovido pelos geradores de vórtice, conforme esperado, havendo uma variação de aproximadamente 1,27 N para 1,47 N para todas as configurações com os elementos de rugosidade. Pela curva (c), é observada uma suavização da variação de momento para as Configurações 2 e 3 se comparadas à configuração 0. A força de sustentação máxima se manteve em torno de 14,2 N para as 4 configurações.

Analisando o gráfico (e), pode-se dizer que houve uma redução no desempenho da asa finita para todas as configurações com GV, notada pelo aumento de arrasto e redução de sustentação.

#### 4.4 Superfície com faixa rugosa e Reynolds 120000

A Figura 43 apresenta os gráficos gerados para a superfície com faixa rugosa e Reynolds 120000, respectivamente, para  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$ ,  $N^\circ$  de Reynolds em função de  $\alpha$  e a polar de arrasto.





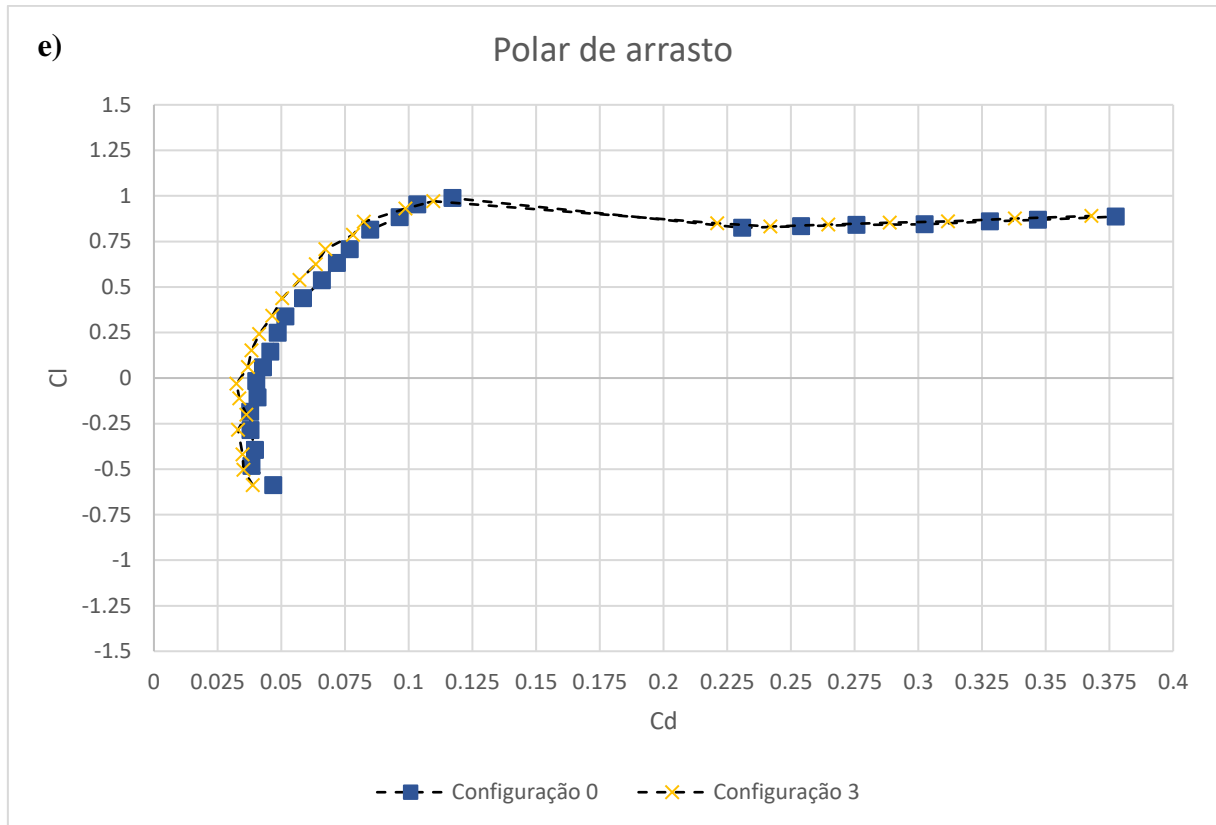


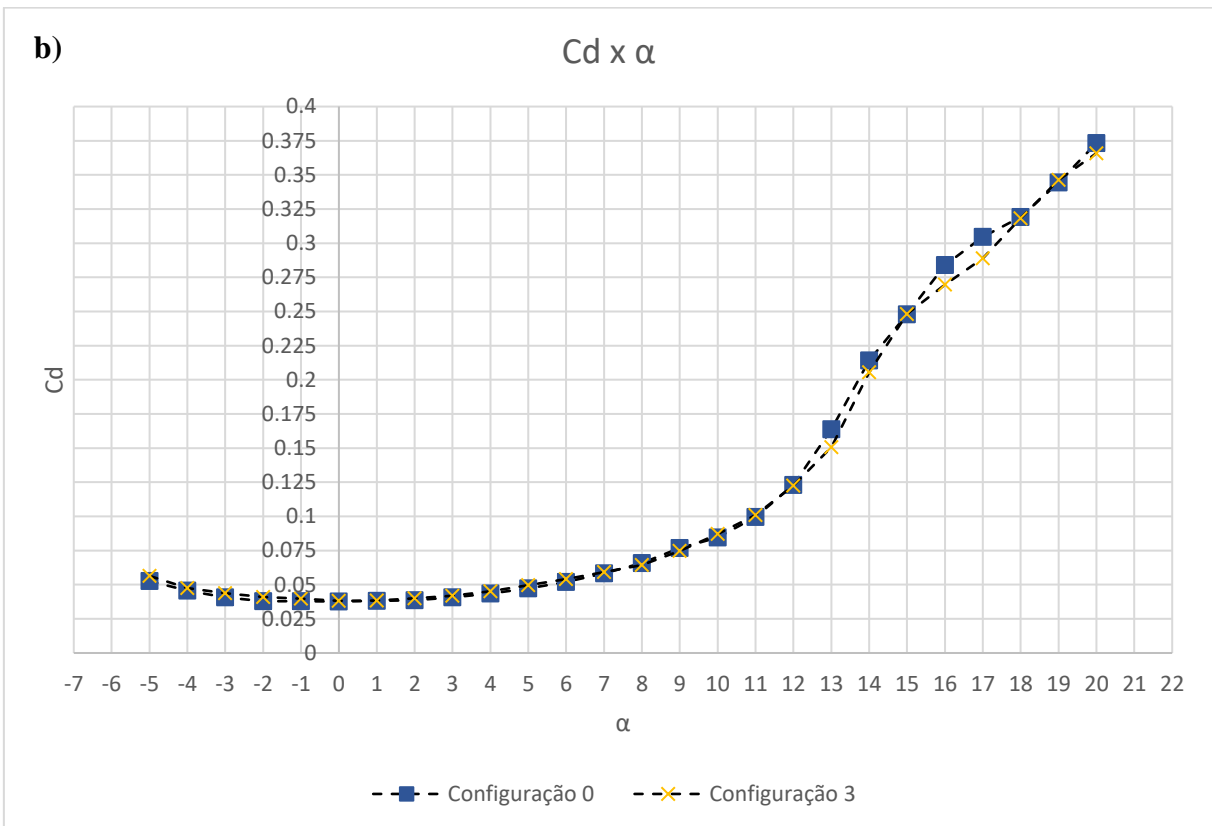
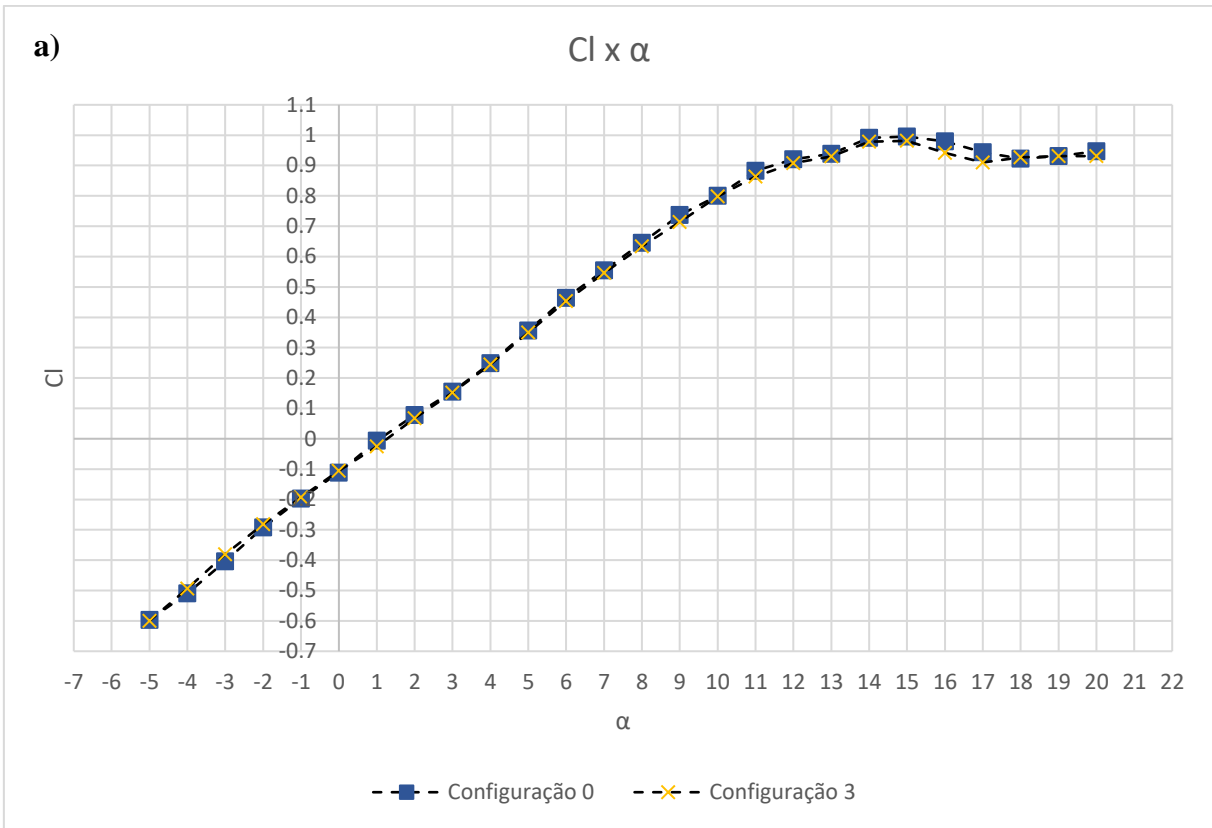
Figura 43: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em  $Re=120000$  com faixa rugosa, sendo (a)  $Cl$  x  $\alpha$ , (b)  $Cd$  x  $\alpha$ , (c)  $Cm$  x  $\alpha$ , (d)  $Re$  x  $\alpha$  e (e) Polar de arrasto  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

O ensaio com baixo Reynolds, associado à baixas velocidades de escoamento ( $V_\infty$ ), apresentou ganhos satisfatórios de redução média de arrasto em 11% e melhoria de desempenho da asa finita baseados nos gráficos (a), (b) e (e) da Figura 43. Porém, os efeitos positivos não são conclusivos apenas observando os dados obtidos na metodologia utilizada, pois as baixas velocidades associadas podem ter impedido a transição completa para regime turbulento. Diante deste regime transiente, os elementos geradores de vórtice podem ter atrasado a transição para regime turbulento, gerando pequenas reduções no arrasto de fricção promovido pelo regime turbulento.

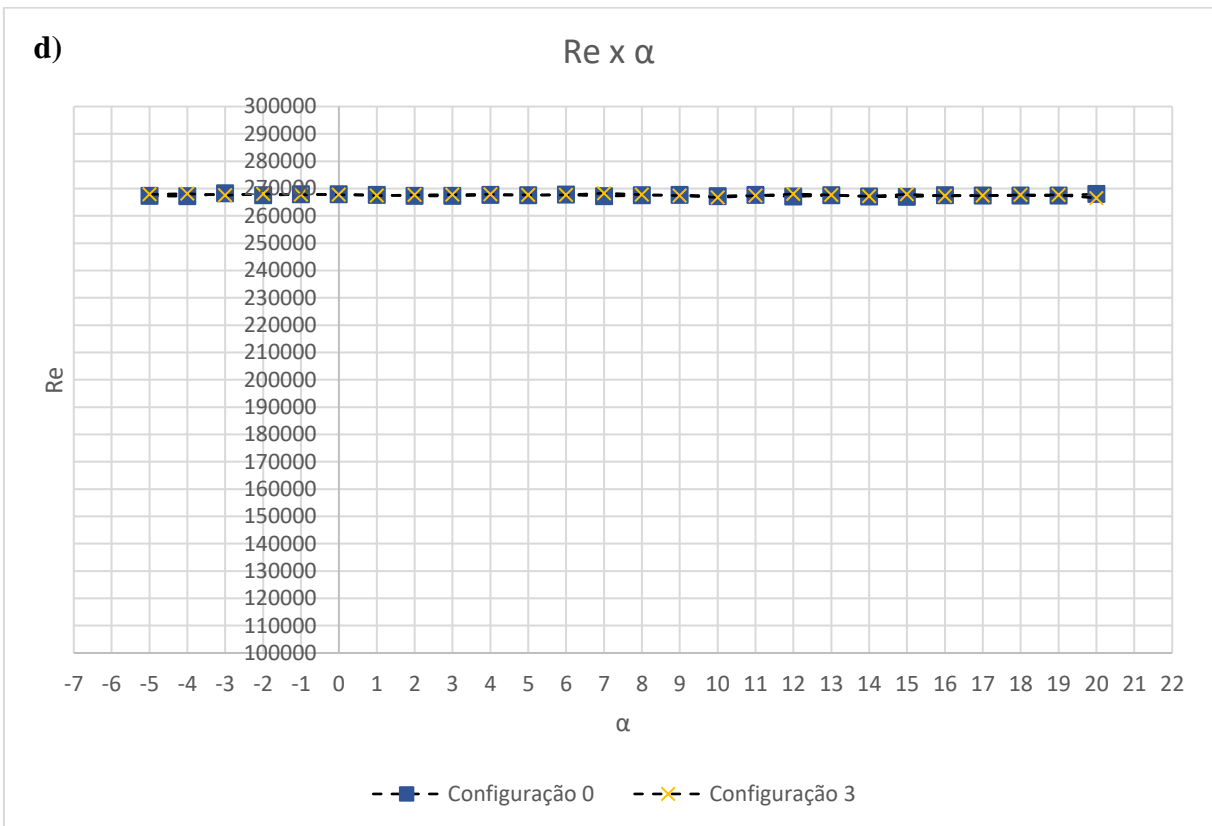
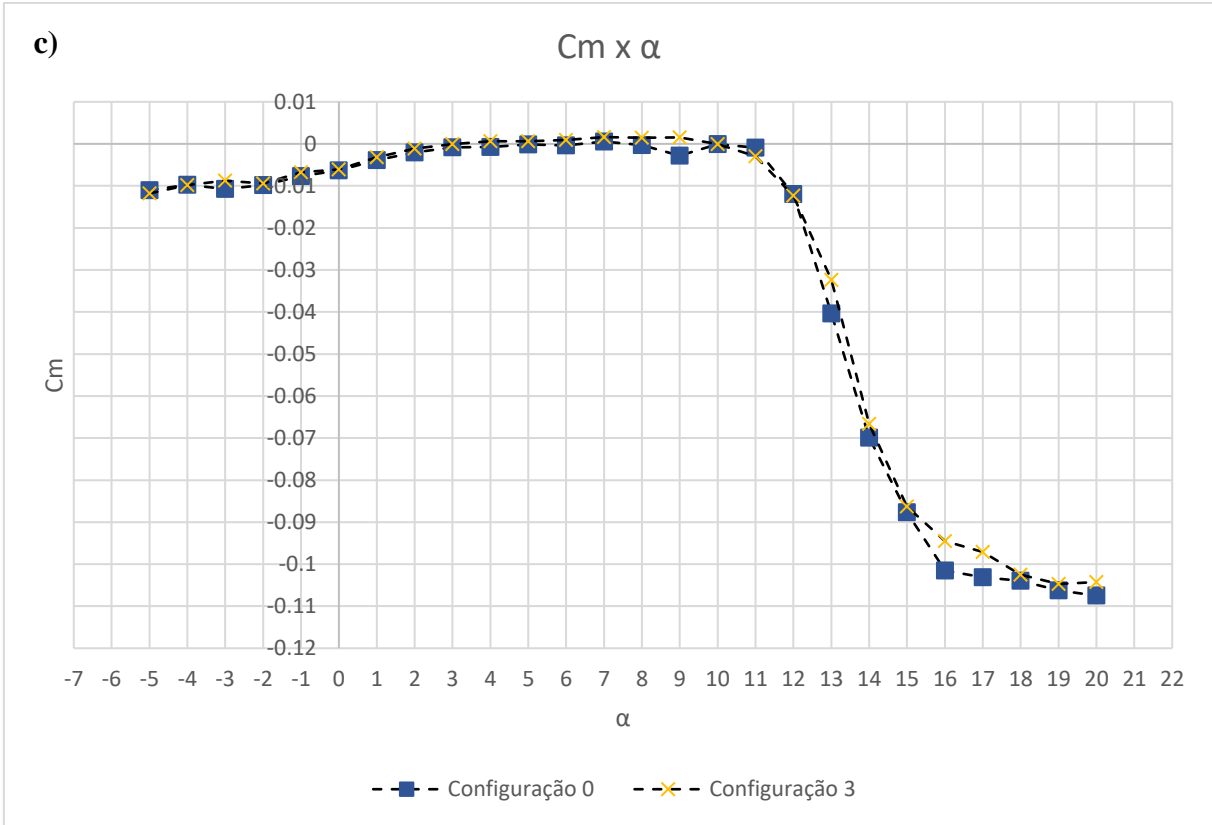
Para verificar com mais rigor a redução de arrasto, é necessário realizar estudo do escoamento e desenvolvimento da camada limite para estas condições.

#### 4.5 Superfície com faixa rugosa e Reynolds 270000

A Figura 44 apresenta os gráficos gerados para a superfície com faixa rugosa e Reynolds 270000, respectivamente, para  $Cl$ ,  $Cd$ ,  $Cm$ ,  $N^\circ$  de Reynolds em função de  $\alpha$  e a polar de arrasto.







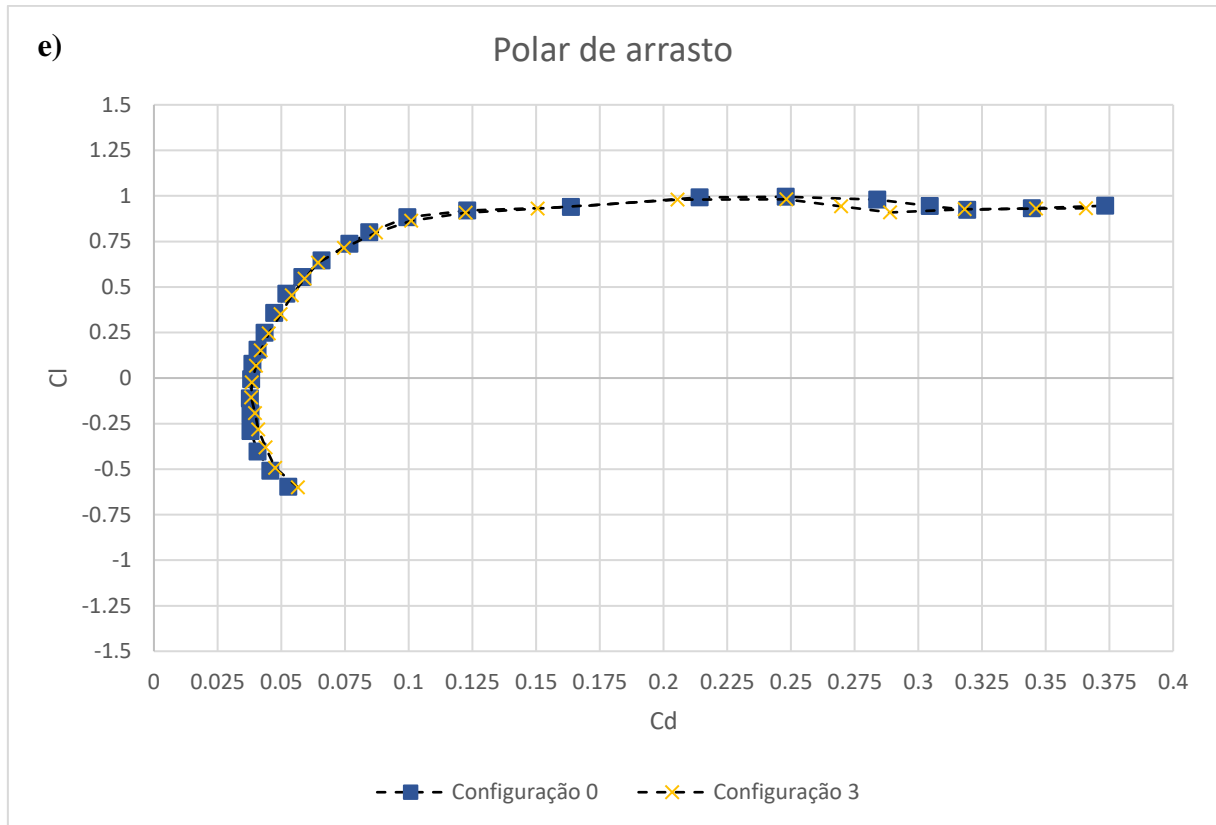


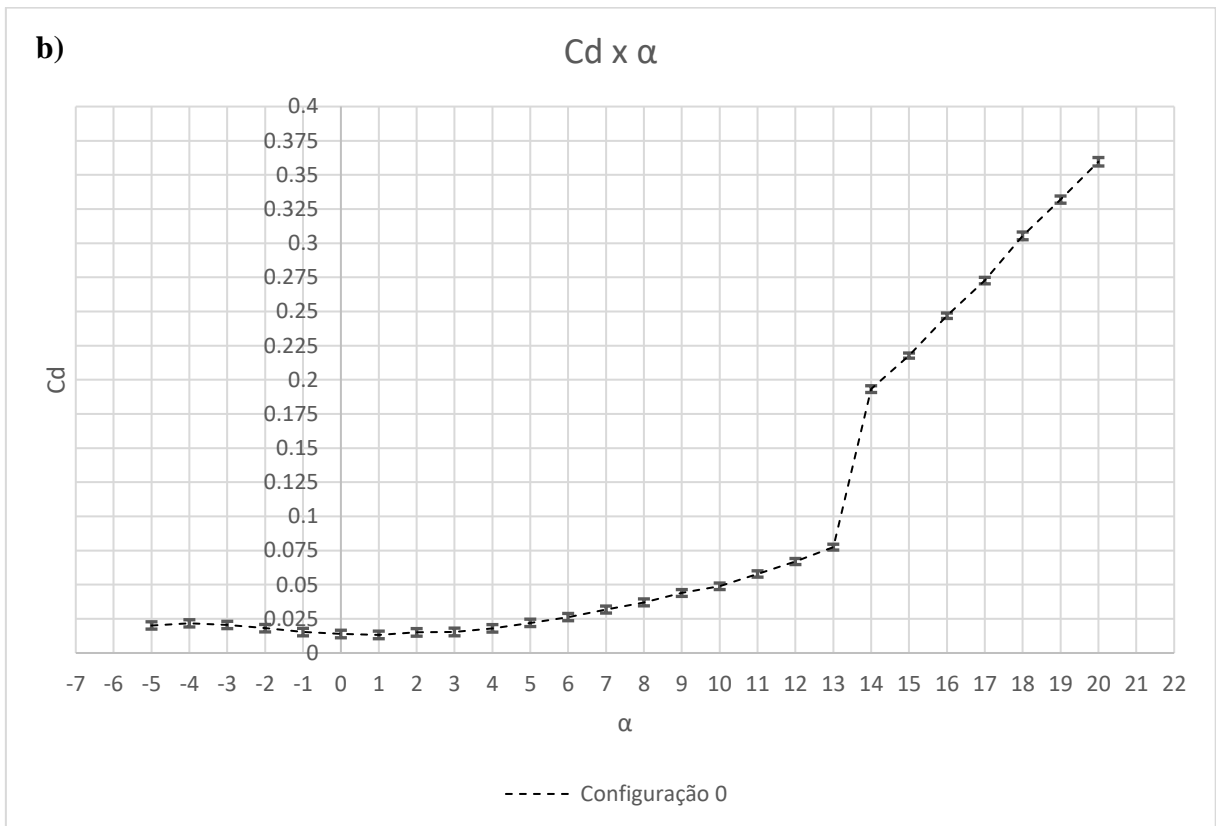
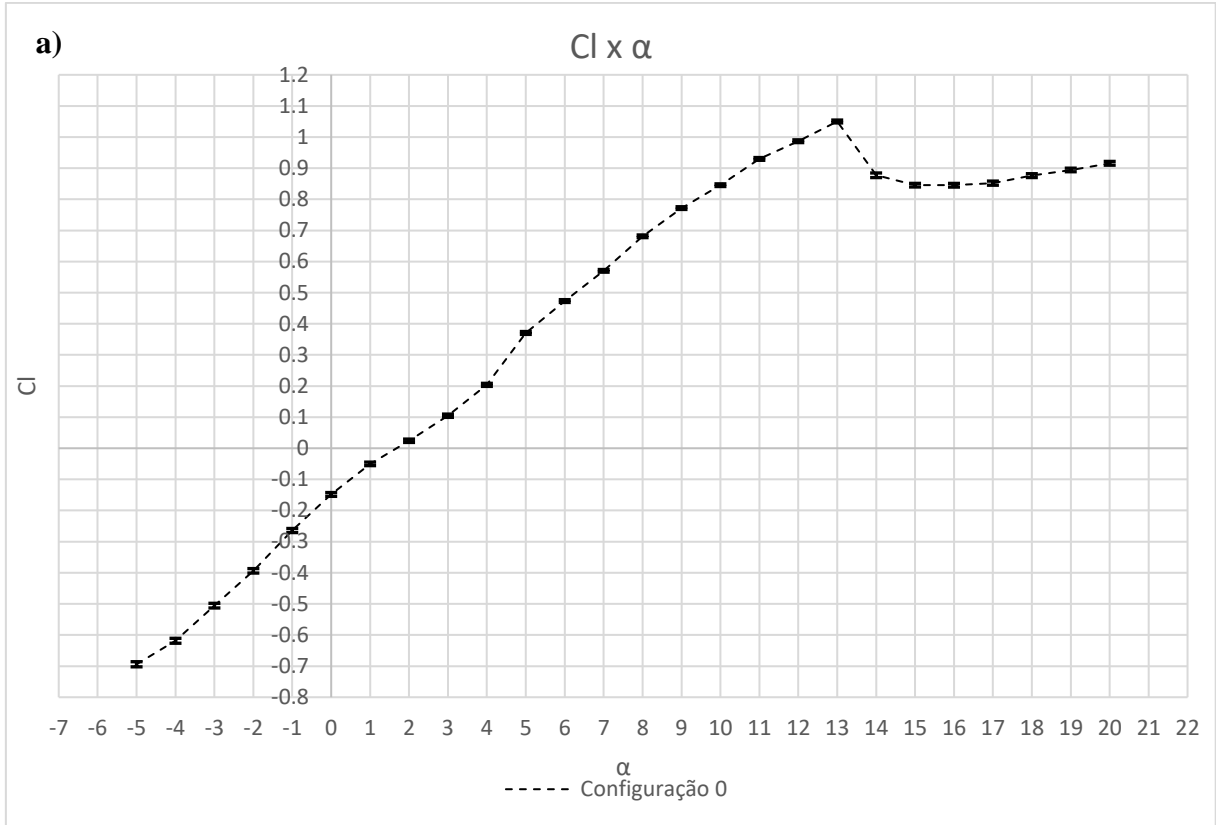
Figura 44: Coeficientes aerodinâmicos das configurações testadas em  $Re=270000$  com faixa rugosa, sendo (a)  $C_l$  x  $\alpha$ , (b)  $C_d$  x  $\alpha$ , (c)  $C_m$  x  $\alpha$ , (d)  $Re$  x  $\alpha$  e (e) Polar de arrasto

Fonte: Pesquisa direta (2022)

Em altos Reynolds não foi possível observar aumento de sustentação conclusivos, pois os pontos obtidos nos gráficos foram coincidentes se consideradas as margens de erro. Apesar disso, para ângulos de ataque maiores que  $12^\circ$  (após o estol) foi observada redução de arrasto, conforme gráfico (b) da Figura 44. Este fenômeno pode estar atrelado à formação dos *streaks*.

#### 4.6 Margem de erro

A Figura 45 apresenta os coeficientes obtidos com as barras de erros individuais, respectivamente, para  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$  e  $N^\circ$  de Reynolds em função de  $\alpha$  para a Configuração 0. Os valores foram omitidos nos gráficos previamente apresentados por ficarem embaixo dos marcadores do gráfico.



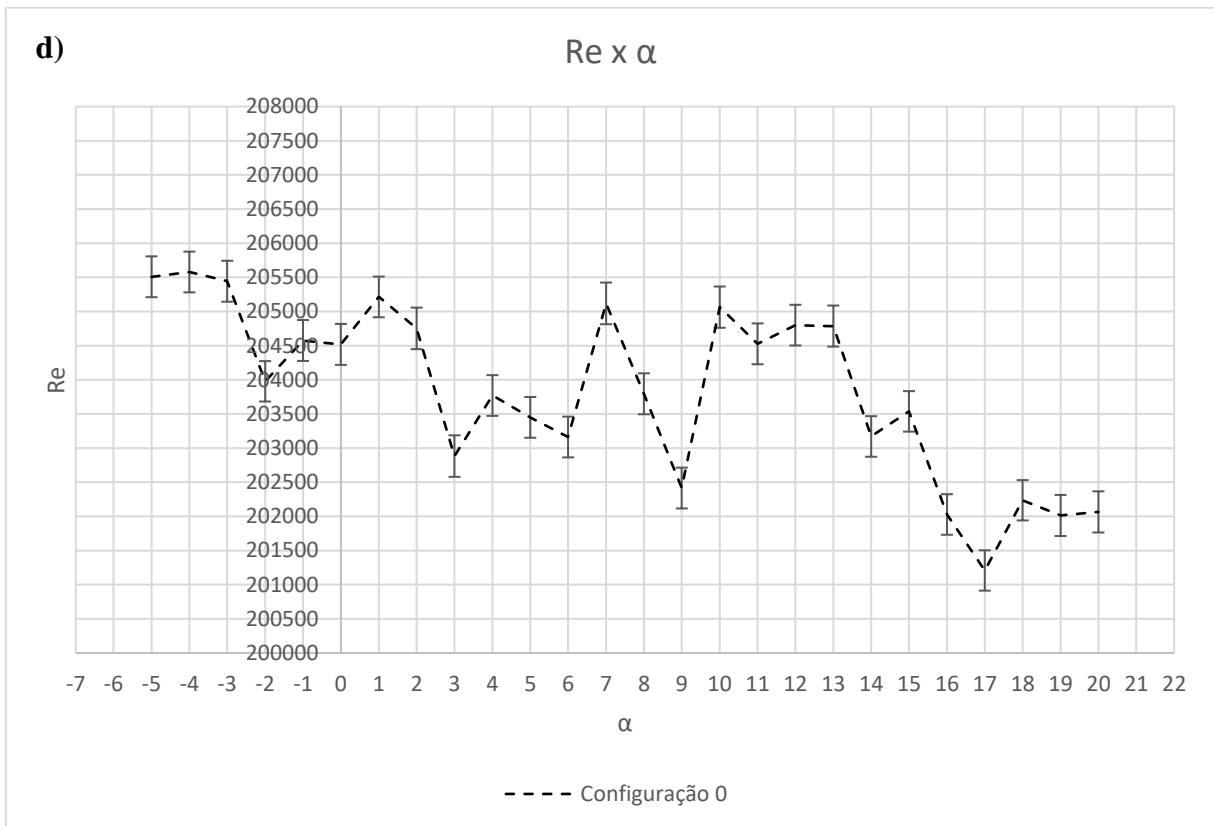
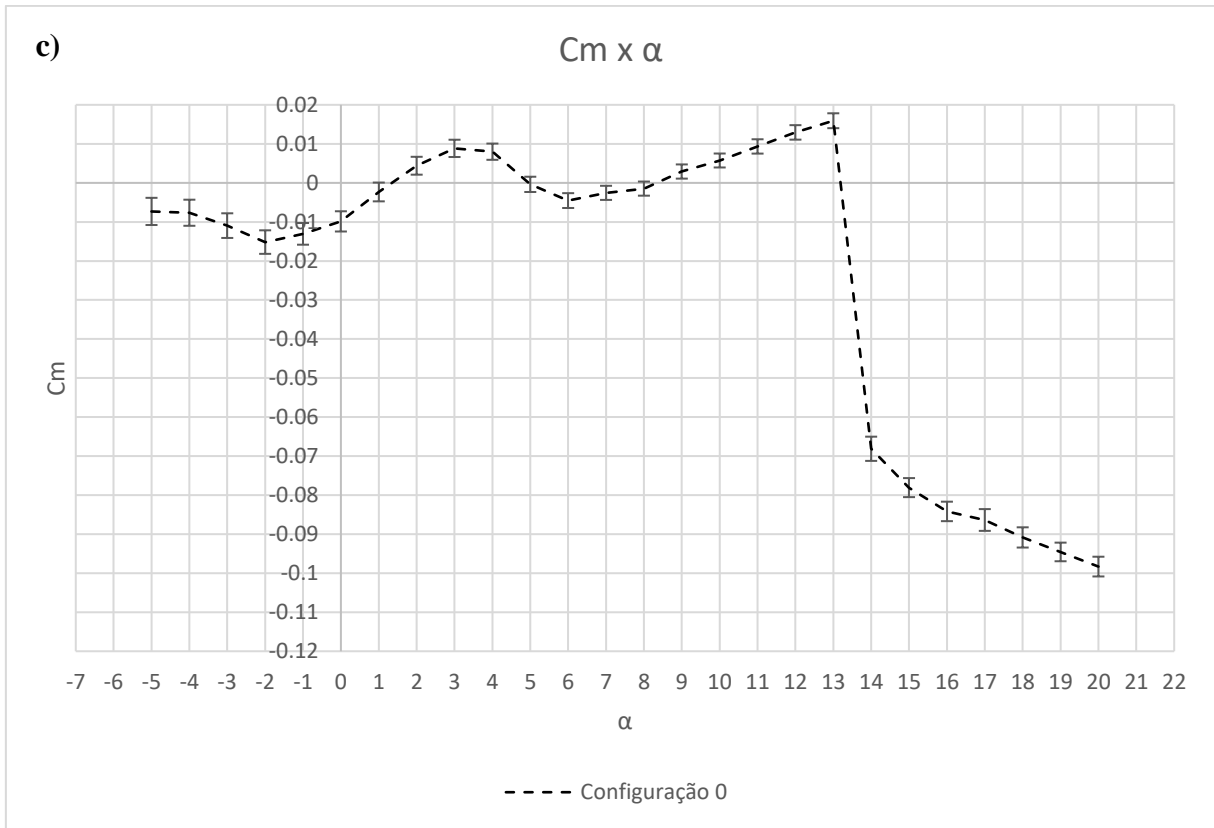


Figura 45: Coeficientes aerodinâmicos obtidos em ensaio da Configuração 0 com as margens de erros  
 Fonte: Pesquisa direta (2022)

As margens de erro são geradas para cada valor de  $\alpha$ , em cada um dos coeficientes, calculadas pelo software a partir de incertezas atreladas e coeficientes de correção. As margens de erro mostraram-se essenciais para validar ganhos e perdas em cada uma das configurações em cada ensaio.

As médias do erro, para o Coeficiente de sustentação (Cl), o Coeficiente de arrasto (Cd), o Coeficiente de momento (Cm) e o número de Reynolds (Re) foram, respectivamente, 2,46%, 8,78%, 50% e 0,15%. As maiores margens para o Cm são esperadas em virtude do seu cálculo, obtido a partir do Cl e distâncias físicas, levar à propagação de erros e incertezas.

## 5 CONCLUSÃO

Neste capítulo são apresentadas as conclusões atingidas, a partir dos resultados obtidos experimentalmente, mediante análise bibliográfica, teórica e análise dos dados.

### 5.1 Conclusões

O objetivo deste trabalho consiste em realizar estudo teórico e experimental a fim de aumentar o desempenho de uma asa finita em regime pré estol, baseado em metodologia de projeto de geradores de vórtice, responsáveis pela formação de *streaks*, fundamentada em parâmetros da literatura, adaptados para a aplicação em aerofólios. Para o estudo experimental foi necessário o dimensionamento, modelagem e construção da matriz de ensaio com as configurações de geradores de vórtice escolhidas e posterior ensaio destas configurações em túnel de vento. Foi utilizada como matriz de ensaio o Aerofólio: NACA 0012 (corda: 150 mm; envergadura: 400 mm) e quatro diferentes configurações de geradores de vórtice, um aerofólio sem elementos de rugosidade e os demais com os elementos de rugosidade em 15%, 25% e 30% da corda respectivamente.

Os ensaios foram realizados conforme metodologia e equipamentos adotados pelo laboratório onde foram realizados os ensaios (Laboratório de Engenharia Aeronáutica – ITA, São José dos Campos, São Paulo), o qual possui acuracidade suficiente para o tipo de estudo pretendido. Estes ensaios permitiram obter os dados de coeficientes aerodinâmicos necessários para análise, comparação e comprovação da eficácia dos geradores de vórtice propostos para este trabalho.

Diante do estudo dos resultados, foi observada a alteração do comportamento da asa em ângulos de ataque pré e pós estol, havendo mudanças nos coeficientes de momento, sustentação e arrasto, possivelmente associadas à formação dos *streaks* e presença dos geradores de vórtice. Tais alterações indicam que os elementos de rugosidade estavam causando modificação no escoamento próximo ao bordo de fuga, gerando mudanças na distribuição de pressão, além do incremento de arrasto por excrescência já esperado.

Para valores de  $Re$  de 200000, para matriz de ensaio sem faixa rugosa foram obtidos redução do arrasto de cerca de 24,30% e aumento de sustentação de cerca de 7,26% em um dos cenários, enquanto nos ensaios com a faixa rugosa foi observada menor variação de momento. Em valores de baixo Reynolds (120000) houve redução média de arrasto de 11%, em valores de altos Reynolds (270000), por sua vez, foi observada redução do arrasto em cerca de 3% para

ângulos após o estol. Os ganhos de desempenho obtidos nestes cenários podem estar associados aos efeitos dos geradores de vórtice na camada limite e possível formação de *streaks*.

Além disso, apesar dos ensaios terem sido realizados em consonância com a metodologia experimental, considera-se, ainda, que fatores como a interação com o modelo, a possibilidade de diferente acabamento superficial, a formação de ressaltos distintos e a conformação geométrica dos geradores de vórtice podem ter surtido efeitos nos resultados.

Portanto, pelo presente estudo realizado, considerando incertezas e aspectos do protótipo, conclui-se que os geradores de vórtice projetados trouxeram ganhos de desempenho e alterações positivas no comportamento para o aerofólio NACA 0012 em alguns cenários e, para outros cenários, faz-se necessário maior aprofundamento teórico e experimental para confirmar a formação dos *streaks* na aplicação em aerofólios e alterações na camada limite para validar os ganhos, visto que, o presente estudo utiliza por base experimentos que geraram redução de arrasto comprovada em superfícies diante da formação de *streaks* pelos geradores de vórtice.

## **5.2 Recomendações**

Recomenda-se a realização de outros estudos, baseados em metodologias e parâmetros distintos, suportados por análise numérica e simulação computacional, para a redução do arrasto em regime de cruzeiro e em altos ângulos de ataque. A partir dos cálculos e avaliação em simulação computacional, incentiva-se estudo experimental em túnel de vento da configuração proposta, com melhor detalhamento e acabamento da matriz de ensaio, e utilização de outros equipamentos e metodologias para verificar a formação dos *streaks*.

## REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

- ANDERSON Jr., John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3<sup>rd</sup> ed. McGraw-Hill, New York, USA. 2001
- ANDERSON Jr., John D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**. 7<sup>a</sup> ed., McGraw-Hill. 2015
- BARLOW, Jewel B.; RAE, Willian H.; POPE, Alan. **Low-Speed Wind Tunnel Testing**. 3<sup>rd</sup> ed., John Wiley & Sons, Ltd., New Hampshire, USA. 1999
- BOEING. **Commercial Market Outlook 2021-2040**. 2021
- CRESWELL, John. W.; CRESWELL, J. D. **Projeto de Pesquisa: Métodos Qualitativo, Quantitativo e Misto**. Grupo A. 2021.
- DRELA, Mark. **XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils**. Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame. 1989
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **Aircraft Operating Costs**. 2018
- FERNANDES, Elton. **Transporte Aéreo no Brasil**. Grupo GEN, 2015. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/#/books/9788595154674/>. Acesso em: 23 out. 2021.
- FRANSSON, Jens J.,M.; BRANDT, Luca; TALAMELLI, Alessandro; COSSU, Carlo. **Experimental and theoretical investigation of the nonmodal growth of steady streaks in a flat plate boundary layer**. Physics of Fluids, n16. 2004
- GIL, A. C. **Como elaborar projetos de pesquisa**. 6. ed. São Paulo: Atlas, 2017.
- GODARD, G., STANISLAS M. **Control of a decelerating boundary layer. part 1: optimization of passive vortex generators**. Aero Sci Tech 10:181–191. 2006
- GUDMUNDSSON, Snorri. **General Aviation Aircraft Design, Applied Methods and Procedures**. 2014
- INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO). **Aviation Benefits Report**. 2019
- KERMODE, A.C. **Mechanics of Flight**, 11<sup>th</sup> ed, Pearson Education, England. 2006
- KUMAR, C. *et al.* **Study of Aerodynamic Drag Reduction using Vortex Generators**. IJAEST, v. 10, p. 181 – 183. 2011



- MARCONI, Marina de Andrade; LAKATOS, Eva Maria. **Fundamentos de Metodologia Científica**, 8ª edição. São Paulo: Grupo GEN, 2017.
- NATIONAL TRANSPORTATION SAFATEY BOARD (NTSB). Review of US Civil Aviation Accidents – Calendar Year 201. 2014
- PUJALS, Gregory; COSSU, Carlo; DEPARDON, Sebastien. **Forcing large scale coherent streaks in a zero-pressure-gradient turbulent boundary layer**. Journal of Turbulence, v.11, N25, p. 1 – 13. 2010
- PUJALS, Gregory; DEPARDON, Sebastien.; COSSU, Carlo. **Drag Reduction of A 3D Bluff Body Using Coherent Streamwise Streaks**. 2010
- RENEAUX, Joel. **Overview On Drag Reduction Technologies for Civil Transport Aircraft**. ECCOMAS. 2004
- ROSKAM, Jan; LAN, Chuan-Tau Edward. **Airplane Aerodynamics and Performance**. 1<sup>st</sup> ed., DARcorporation, USA. 1997
- RUTHERFORD, Daniel. **Efficiency Trends for New Commercial Jet Aircraft, 1960 to 2008**. 2009
- SADRAEY, Mohammad H., **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. 1<sup>st</sup> ed., John Wiley & Sons, Ltd., New Hampshire. 2013
- SCHLIGHTING, H.; GERSTEN, K. **Boundary-Layer Theory**. 9th. ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2017
- TAKASHINA, N. T.; FLORES, M. C. X. **Indicadores de Qualidade e do Desempenho**. 1. ed. Rio de Janeiro: Qualitymark, 1997.
- WHITE, Frank. M. **Mecânica dos Fluidos**. 8ª ed. São Paulo. Grupo A, 2018. Porto Alegre, Brasil. 2015
- XFOIL. **User Guide**. 2001