

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE**  
**PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM**  
**ENGENHARIA MECÂNICA**

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE PERFIS DE ASA**  
**PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS TIPO JN-1**

**Dissertação submetida à**

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE**  
**como parte dos requisitos para a obtenção do grau de**

**MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**FERNANDA ALVES RIBEIRO**

**PROF. JOSÉ UBIRAGI DE LIMA MENDES, D.SC.**

**Natal, Fevereiro de 2011.**

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE**  
**PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM**  
**ENGENHARIA MECÂNICA**

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE PERFIS DE ASA**  
**PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS TIPO JN-1**

**FERNANDA ALVES RIBEIRO**

**Esta dissertação foi julgada adequada para a obtenção do título de**

**MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA**  
**sendo aprovada em sua forma final.**

---

**PROF. JOSÉ UBIRAGI DE LIMA MENDES, D.Sc. – Orientador**

**BANCA EXAMINADORA**

---

**PROF. ROBERTO SILVA DE SOUZA, D.Sc**

---

**PROF. LUIZ GUILHERME MEIRA DE SOUZA, D.Sc.**

---

**PROF. JOSÉ UBIRAGI DE LIMA MENDES, D.Sc.**

*“Uma vez que você tenha experimentado voar,  
você andará pela terra com os seus olhos  
voltados para o céu, pois lá você esteve e para  
lá desejará voltar.”*

*- Da Vinci*

*Dedico este trabalho ao meu amado e saudoso  
pai, Sr. Francisco Alves da Silva, que,  
mesmo ausente fisicamente, me agraciou com a  
base necessária à concretização deste sonho.*

## AGRADECIMENTOS

Ao nosso grande Pai, pela sua constante presença, abençoando-me com a luz, a força e a paz necessária.

Ao meu admirado e querido esposo, Rudson de Souza Lima, companheiro de trabalho e batalhas, por tanto empenho, paciência e parceria na construção de uma base sólida para execução desta pesquisa.

Ao meu pequeno príncipe Ruan, filho amado, que na sua dependência fez-me mais perseverante nesta conquista.

Às nossas famílias, Alves e Lima. Em especial a minha mãe, D. Eliane, e a minha sogra, D. Lindalva, pela compreensão e suporte, sem os quais nada teria sido possível.

Ao professor Dr. José Ubiragi de Lima Mendes, pela atenção e orientação na elaboração deste trabalho.

Aos anjos em forma de amigos, que ajudaram a diminuir o peso da labuta. A vocês: Elmo Thiago; Érika Felipes; Aldo (Proprietário do projeto do JN-1); Raphael Dantas (Equipe de Aerodesign – UFRN); Kletson (Laboratório de Metrologia – UFRN); Willian (Laboratório de Química-UFRN) e outros não tão lembrados agora, agradeço pelo carinho e dedicação.

## SUMÁRIO

<b>LISTA DE FIGURAS.....</b>	<b>vi</b>
<b>LISTA DE GRÁFICOS .....</b>	<b>viii</b>
<b>LISTA DE TABELAS .....</b>	<b>x</b>
<b>LISTA DE SÍMBOLOS .....</b>	<b>x</b>
<b>RESUMO.....</b>	<b>xii</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>xiv</b>
<b>1-INTRODUÇÃO .....</b>	<b>2</b>
1.1. Apresentação do trabalho.....	2
1.2. Objetivos.....	4
1.2.1. Objetivo geral.....	4
1.2.2. Objetivo específico .....	4
<b>2- REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....</b>	<b>5</b>
2.1. Resistência aerodinâmica .....	6
2.2. Distribuição de pressão.....	7
2.3. Camada limite e turbulência .....	8
2.4. Perfil alar .....	12
2.4.1. Parâmetros geométricos do perfil .....	12
2.4.2. Ângulo de ataque e centro de pressão.....	16
2.4.3. Parâmetros aerodinâmicos do perfil .....	20
2.4.3.1. Coeficiente de sustentação .....	22
2.4.3.2. Coeficiente de arrasto .....	25
2.4.4. Curva polar.....	31
2.4.5. Seleção do perfil .....	33
<b>3 - O JN-1 .....</b>	<b>35</b>

<b>4- MATERIAIS E MÉTODOS.....</b>	<b>37</b>
4.1. Projeto e construção dos perfis .....	37
4.2. Monitoramento e distribuição das pressões.....	41
4.3. Túnel aerodinâmico .....	44
4.4. Fixação dos perfis .....	47
<b>5- RESULTADOS E DISCUSSÕES .....</b>	<b>49</b>
5.1. Resultados com o Clark Y .....	49
5.2. Resultados com o GA30U-613.5.....	57
5.3. Resultados com o NACA0018 .....	64
5.4. Resultados com o NACA6409 .....	71
<b>6- CONCLUSÕES E SUGESTÕES.....</b>	<b>79</b>
6.1. Conclusões .....	79
6.2. Sugestões para trabalhos futuros .....	79
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>80</b>

## LISTA DE FIGURAS

- Figura 1.** Valor relativo da resistência para diversos sólidos do mesmo diâmetro, (Rodrigues 2004).
- Figura 2.** escoamento sobre uma placa plana, (Nicollazzi, 2001).
- Figura 3.** Características do escoamento da camada limite (Saintive, 2006).
- Figura 4.** escoamento de ar em torno de um corpo, (Nicollazzi, 2001).
- Figura 5.** Métodos para controle da camada limite, (Saintive, 2006).
- Figura 6.** Representação de estol, (Rodrigues, 2009).
- Figura 7.** Formação da esteira em um corpo com variação brusca de seção, (Nicollazzi, 2001).
- Figura 8.** Características geométricas de um perfil de asa, (Lau, 2005).
- Figura 9.** Representação do perfil biconvexo simétrico, (Rodrigues, 2004).
- Figura 10.** Representação do perfil biconvexo assimétrico, (Rodrigues, 2004).
- Figura 11.** Representação do perfil plano-convexo, (Rodrigues, 2004).
- Figura 12.** Representação do perfil côncavo-convexo, (Rodrigues, 2004).
- Figura 13.** Representação do perfil de dupla-curvatura, (Rodrigues, 2004).
- Figura 14.** Aplicação da resultante aerodinâmica no centro de pressão do perfil, (Rodrigues, 2004).
- Figura 15.** Efeito do ângulo de ataque no CP, (Saintive, 2006).
- Figura 16.** Valores de sustentação em função do ângulo de ataque para perfis simétrico e assimétrico, (Homa, 1998).
- Figura 17.** Ilustração da componente L em função do ângulo crítico, (Homa, 1998).
- Figura 18.** Representação do ângulo de incidência, (Saintive, 2006).
- Figura 19.** Ângulo de ataque e ângulo de incidência para diversas condições de vôo, (Rodrigues, 2009).
- Figura 20.** Visualização do ângulo de atitude da aeronave, (Homa, 1998).

**Figura 21.** Forças aerodinâmicas atuantes em uma aeronave, (Montoro, 2003).

**Figura 22.** Influência do arrasto de atrito e de forma no arrasto total para um corpo delgado (carenado) em função da razão de aspecto ( $t/c$ ), (França, 2002).

**Figura 23.** Definição das fronteiras da SC: seções (0), (2) e (0-2); dos perfis de velocidade nas seções (0), (1) e (2) e; dos tubos de corrente (fundo cinza claro), (França, 2002).

**Figura 24.** Curva genérica da polar de arrasto de uma aeronave, (Rodrigues, 2009),

**Figura 25.** Representação da resultante aerodinâmica na polar de arrasto, (Rodrigues, 2009).

**Figura 26.** Avião experimental JN-1, (Abon, 2009).

**Figura 27.** Detalhe dos orifícios para tomadas de pressão.

**Figura 28.** Aerofólio com perfil Clark Y.

**Figura 29.** Aerofólio com perfil GA 30U-6135.

**Figura 30.** Aerofólio com perfil NACA 0018.

**Figura 31.** Aerofólio com perfil NACA 6409.

**Figura 32.** Manômetro alternativo para experimentação em túnel aerodinâmico.

**Figura 33.** Manômetro ligado ao túnel aerodinâmico.

**Figura 34.** Modelo esquemático do túnel aerodinâmico, (Ford, 2008).

**Figura 35.** Túnel Aerodinâmico utilizado para os ensaios, (Ford, 2008).

**Figura 36.** Caixa de uniformização tipo colméia, (Ford, 2008).

**Figura 37.** Tubo de Pitot sem aparo guia de deslocamento.

**Figura 38.** Aparato guia de deslocamento do tubo de pitot.

**Figura 39.** Aerofólio montado no túnel aerodinâmico.

**Figura 40.** Detalhes da fixação do aerofólio no túnel.

**Figura 41.** Aerofólio com perfil NACA0018 fixado no túnel aerodinâmico.

**Figura 42.** Distribuição de pressão no perfil Clark Y,  $\alpha = -5^\circ$ .

**Figura 43.** Distribuição de pressão no perfil Clark Y,  $\alpha = 0^\circ$ .

**Figura 44.** Distribuição de pressão no perfil Clark Y,  $\alpha = 5^\circ$ .

**Figura 45.** Distribuição de pressão no perfil Clark Y,  $\alpha = 10^\circ$ .

**Figura 46.** Distribuição de pressão no perfil Clark Y,  $\alpha = 12^\circ$ .

**Figura 47.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = -5^\circ$ .

**Figura 48.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = 0^\circ$ .

**Figura 49.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = 5^\circ$ .

**Figura 50.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = 10^\circ$ .

**Figura 51.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = 12^\circ$ .

**Figura 52.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil Clark Y.

**Figura 53.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil Clark Y.

**Figura 54.**  $C_L / C_D \times \alpha$  – Perfil Clark Y.

**Figura 55.** Distribuição de pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha = -5^\circ$ .

**Figura 56.** Distribuição de pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 0^\circ$ .

**Figura 57.** Distribuição de pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 5^\circ$ .

**Figura 58.** Distribuição de pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 10^\circ$ .

**Figura 59.** Distribuição de pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 12^\circ$ .

**Figura 60.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = -5^\circ$ .

**Figura 61.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 0^\circ$ .

**Figura 62.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 5^\circ$ .

**Figura 63.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 10^\circ$ .

**Figura 64.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 12^\circ$ .

**Figura 65.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil GA 30U-6135.

**Figura 66.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil GA 30U-6135.

**Figura 67.**  $C_L / C_D \times \alpha$  – Perfil GA 30U-6135.

**Figura 68.** Distribuição de pressão no perfil NACA 0018 ,  $\alpha=-5^\circ$ .

**Figura 69.** Distribuição de pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=0^\circ$ .

**Figura 70.** Distribuição de pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=5^\circ$ .

**Figura 71.** Distribuição de pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=10^\circ$ .

**Figura 72.** Distribuição de pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=12^\circ$ .

**Figura 73.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 0018,  $\alpha=-5^\circ$ .

**Figura 74.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 0018,  $\alpha=0^\circ$ .

**Figura 75.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 0018,  $\alpha=5^\circ$ .

**Figura 76.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 0018,  $\alpha=10^\circ$ .

**Figura 77.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 0018,  $\alpha=12^\circ$ .

**Figura 78.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil NACA 0018.

**Figura 79.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil GA NACA 0018.

**Figura 80.**  $C_L / C_D \times \alpha$  – Perfil NACA 0018.

**Figura 81.** Distribuição de pressão no perfil NACA 6409 ,  $\alpha=-5^\circ$ .

**Figura 82.** Distribuição de pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=0^\circ$ .

**Figura 83.** Distribuição de pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=5^\circ$

**Figura 84.** Distribuição de pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=10^\circ$ .

**Figura 85.** Distribuição de pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=12^\circ$ .

**Figura 86** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 6409,  $\alpha=-5^\circ$ .

**Figura 87.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 6409,  $\alpha=0^\circ$ .

**Figura 88.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 6409,  $\alpha=5^\circ$ .

**Figura 89.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 6409,  $\alpha=10^\circ$ .

**Figura 90.** Distribuição de pressão no fim de esteira, perfil NACA 6409,  $\alpha=12^\circ$

**Figura 91.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil NACA 6409.

**Figura 92.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil GA NACA 6409.

**Figura 93.**  $C_L / C_D \times \alpha$  – Perfil NACA 6409.

## LISTA DE TABELAS

**Tabela 1.** Sumário dos efeitos aerodinâmicos devido aos parâmetros geométricos no perfil da asa, (Lau, 2005).

**Tabela 2.** Principais especificações da aeronave experimental JN-1.

**Tabela 3.** Dados sobre os perfis trabalhados.

**Tabela 4.** Dados referentes ao ensaio com perfil Clark y, para sustentação.

**Tabela 5.** Dados referentes ao ensaio com perfil Clark y, para arrasto.

**Tabela 6.** Dados referentes ao ensaio com perfil GA 30U-6135, para sustentação.

**Tabela 7.** Dados referentes ao ensaio com perfil GA 30U-6135, para arrasto.

**Tabela 8.** Dados referentes ao ensaio com perfil NACA0018, para sustentação.

**Tabela 9.** Dados referentes ao ensaio com perfil NACA0018, para arrasto.

**Tabela 10.** Dados referentes ao ensaio com perfil NACA 6409, para sustentação.

**Tabela 11.** Dados referentes ao ensaio com perfil NACA 6409, para arrasto.

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$t_{\max}$	Espessura máxima do perfil
$c$	Linha da corda
$b$	Envergadura
$(t/c)$	Razão de espessura máxima
$\angle_{TE}$	Ângulo do bordo de fuga
CP	Centro de Pressão
RA	Resultante aerodinâmica
$R_x$	Componente arrasto
$R_z$	Componente sustentação
$\theta$	Ângulo de incidência ou de calado
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
$M_A$	Momento aerodinâmico
$q$	Pressão dinâmica
S	Área da asa
$A_i$	Área inferior (referente ao intradorso e envergadura)
$A_s$	Área superior (referente ao extradorso e envergadura)
$\Delta P_i$	Diferença entre as pressões estática e de corrente livre no intradorso
$\Delta P_s$	Diferença entre as pressões estática e de corrente livre no extradorso
$\rho$	Massa específica do ar
$U_\infty$	Velocidade de corrente livre

$\tau_w$	Tensor das tensões viscosas
P	Pressão estática
$\vec{n}$	Projeção, na direção do escoamento, do vetor unitário normal à superfície
Re	Número de Reynolds
V	Volume
g	Aceleração da gravidade
m	Massa
$\Delta h$	Variação da altura
A	Área frontal
VC	Volume de controle
SC	Superfície de controle
H	Pressão total
r	raio

## RESUMO

RIBEIRO, FERNANDA ALVES (2010). *Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves experimentais tipo JN-1*. Natal, 2011. Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte – UFRN.

A importância na escolha do perfil de asa de uma aeronave é função de sua relevância no seu desempenho; influenciando desde os custos de deslocamento (consumo de combustível, nível de voo, por exemplo), a condições de segurança do voo (resposta em condições críticas) do avião. O objetivo deste trabalho foi analisar quatro perfis de asa a fim de determinar alguns dos principais parâmetros envolvidos no comportamento aerodinâmico e determinar a eficiência de cada um deles baseado em experimentação em túnel de vento. Compararam-se quatro perfis de asa, escolhidos a partir de considerações acerca das características do modelo da aeronave. Um deles apresenta uma configuração simétrica usual, sendo muito comum em aulas de laboratório por ser uma espécie de padrão aerodinâmico. O segundo perfil apresenta uma configuração do tipo côncavo-convexo; o terceiro, também é um perfil côncavo-convexo, porém, com aplicação distinta do segundo; e, finalmente, o quarto aerofólio possui um perfil plano-convexo. Para a realização do experimento utilizou-se um túnel aerodinâmico do tipo circuito aberto, onde analisaram-se as distribuições de pressão em toda a superfície de cada perfil. De posse da curva polar de arrasto de cada perfil de asa pode-se, a partir da base teórica deste trabalho, relacionar as características aerodinâmicas à expectativa de desempenho da aeronave experimental tipo JN-1, gerando assim um modelo de seleção com garantia de performance aerodinâmica. Acredita-se que a filosofia de pesquisa utilizada nesta dissertação legitima os resultados obtidos, consistindo-se em uma alternativa experimental confiável para execução de testes aerodinâmicos em modelos de perfis de asa.

**Palavras Chaves:** aerodinâmica, perfil de asa, coeficiente de arrasto, coeficiente de sustentação.

## ABSTRACT

The great importance in selecting the profile of an aircraft wing concerns the fact that its relevance in the performance thereof; influencing this displacement costs (fuel consumption, flight level, for example), the conditions of flight safety (response in critical condition) of the plane. The aim of this study was to examine the aerodynamic parameters that affect some types of wing profile, based on wind tunnel testing, to determine the aerodynamic efficiency of each one of them. We compared three types of planforms, chosen from considerations about the characteristics of the aircraft model. One of them has a common setup, and very common in laboratory classes to be a sort of standard aerodynamic, it is a symmetrical profile. The second profile shows a configuration of the concave-convex type, the third is also a concave-convex profile, but with different implementation of the second, and finally, the fourth airfoil profile has a plano-convex. Thus, three different categories are covered in profile, showing the main points of relevance to their employment. To perform the experiment used a wind tunnel-type open circuit, where we analyzed the pressure distribution across the surface of each profile. Possession of the drag polar of each wing profile can be, from the theoretical basis of this work, the aerodynamic characteristics relate to the expected performance of the experimental aircraft, thus creating a selection model with guaranteed performance aerodynamics. It is believed that the philosophy used in this dissertation research validates the results, resulting in an experimental alternative for reliable implementation of aerodynamic testing in models of planforms.

**Keywords:** aerodynamics, wing profile, drag coefficient, lift coefficient.

# 1. INTRODUÇÃO

## 1.1 . Apresentação do trabalho

O setor aeronáutico tem se destacado com o desenvolvimento de projetos, mostrando sua capacidade de inovação e seu alto nível de tecnologia implementado, tornando-se um dos segmentos mais importantes da economia mundial.

No decorrer dos anos, com desenvolvimento da aviação foram atingidas velocidades cada vez maiores e produzindo-se efeitos aerodinâmicos não mais possíveis de serem ignorados, e, assim, progressivamente cresceu a importância do estudo da aerodinâmica.

As forças aerodinâmicas produzidas sobre os perfis provocam arrasto, sustentação, forças laterais e momentos. Estas forças resultam de duas fontes: distribuição de pressão e fricção viscosa. O arrasto aerodinâmico é um dos maiores interesses na elaboração de um projeto. A geometria da asa de um avião é um parâmetro de grande importância para sua performance aerodinâmica. Para um fabricante de aviões definir o desenho da asa de um novo projeto é necessário a confecção de dezenas de protótipos com diferentes configurações em escala reduzida para testes em túnel aerodinâmico. A escolha do perfil da asa influi diretamente no desempenho em vôo, resultando em perdas ou ganhos em fatores como velocidade, alcance, consumo de combustível e etc. Parâmetros como coeficientes de arrasto e de sustentação (de acordo com o ângulo de ataque da asa) são relevantes para o dimensionamento e, conseqüentemente, para o custo da estrutura.

Desta forma, a melhoria de um projeto aerodinâmico torna-se imprescindível; sendo mais significativa considerando-se que no Brasil, devido a sua grande extensão territorial, o setor aeroaviário tem sido uma das alternativas de deslocamento mais utilizada pela população.

Baseando-se nos aspectos citados procurar-se-á analisar quatro perfis de asa, demonstrando-se os principais fatores que incidem sobre o comportamento aerodinâmico, e selecionar um perfil para aplicação em uma aeronave experimental tipo JN-1.

Para tal análise selecionaram-se quatro perfis que suprem a necessidade de simples construção, haja visto que sua aplicação é em um avião experimental que requer facilidade e baixo custo em sua construção. Outro critério utilizado foi selecionar dentro das categorias de perfis (biconvexo assimétrico, biconvexo simétrico, plano-convexo, côncavo-convexo) um representante de cada categoria que previamente atende as características de performance da aeronave.

Escolheram-se os seguintes perfis para análise: NACA 0018; Clark Y; GA 30U-613.5; NACA 6409. O perfil NACA 0018 é um NACA de quatro dígitos, o que significa um perfil simples; possui arqueamento igual a zero, ou seja, é um perfil simétrico, usualmente utilizado em vôos acrobáticos por gerar a mesma sustentação quando a aeronave voa em dorso; com espessura máxima elevada sugerem-se este perfil para aeronaves de baixa velocidade e pesadas, que possuem elevada área alar (área da asa). O perfil Clark Y é plano-convexo, um tipo de perfil bastante sustentador, porém não utilizado para altas velocidades; sua espessura máxima moderada não compromete a sustentação; seu intradorso plano é um grande facilitador para sua construção, além de apresentar uma suave transição para a situação de estol. O perfil GA 30U-613.5 é côncavo-convexo, tipo de perfil que gera a maior sustentação, porém, maior arrasto; quando comparado ao perfil plano-convexo gera menor arrasto e menor momento para maiores valores de sustentação, além de atingir o estol em ângulos mais elevados; sua espessura mediana propicia vantagem estrutural sem interferir negativamente na aerodinâmica. O perfil NACA 6409, também de quatro dígitos, é um perfil simples; do tipo côncavo-convexo, permite maior sustentação, principalmente pela curvatura do seu intradorso que sugere altas velocidades; sua reduzida espessura máxima confere mínima resistência e elevada sustentação.

Para a determinação dos principais parâmetros aerodinâmicos ensaiaram-se os quatro perfis em um túnel de vento de circuito aberto, tipo soprador, com as seguintes características: comprimento total de 4,5m; seção de ensaio com dimensões de 0,50m x 0,50m, com área de  $0,25\text{m}^2$ ; velocidade máxima de aproximadamente 6,3m/s.

Plotaram-se gráficos de curva polar para cada perfil a partir dos valores de pressão medidos pelo tubo de pitot acoplado ao túnel. A faixa de medição do ângulo de ataque varre de  $-5^\circ$  a  $12^\circ$ , com incrementos de  $5^\circ$ . Programas de simulação trabalham com o ângulo de ataque variando em faixas maiores, no entanto, os valores de ângulo de ataque atribuídos nos ensaios contemplam os principais pontos do escoamento mesmo não alcançando o ângulo crítico de todos os perfis.

Comparando-se os parâmetros aerodinâmicos de cada perfil foi selecionado o que mais se adequa as condições aerodinâmicas da aeronave experimental tipo JN-1. O caráter inovador desta pesquisa está na metodologia experimental que permite a obtenção da curva polar de arrasto para perfis submetidos a escoamentos com baixo número de Reynolds,  $R_e$ , (115.000, para o caso em estudo). Os programas comerciais utilizados para simulação de escoamento e

obtenção de curva polar são ineficientes para esta condição de vôo, retornando resultados confiáveis para escoamentos com elevado número de Reynolds (a partir de 300.000).

Esta dissertação divide-se em seis capítulos distribuídos da seguinte forma: o capítulo 1 contextualiza o assunto proposto e delimita o tema, com indicação dos objetivos geral e específicos do estudo e definição dos principais termos utilizados, além de justificar a sua relevância, expondo por fim a composição dos capítulos deste trabalho; o capítulo 2 expõe a fundamentação teórica pertinente ao ambiente de estudo, com explanação sobre elementos base para o desenvolvimento do experimento; o capítulo 3 apresenta o projeto da aeronave experimental tomada como base para o estudo; o capítulo 4 descreve o aparato experimental utilizado e a descrição dos experimentos; o capítulo 5 apresenta os resultados obtidos e a discussão sobre os mesmos e o capítulo 6 expõe as conclusões da pesquisa e algumas indicações para futuros trabalhos.

## **1.2. Objetivos**

### **1.2.1. Objetivo geral**

Analisar quatro perfis de asa, a fim de determinar alguns dos principais parâmetros envolvidos no comportamento aerodinâmico baseado em experimentação em túnel de vento, sugerindo-se, em função da polar de arrasto obtida, um dos perfis analisados para utilização em uma aeronave experimental tipo JN-1.

### **1.2.2. Objetivos específicos**

1. Instrumentar o túnel aerodinâmico para executar os experimentos;
2. Demonstrar algumas das principais características aerodinâmicas e suas relações;
3. Selecionar e construir quatro aerofólios com perfis distintos para realização dos ensaios;
4. Desenvolver um manômetro para esta instrumentação;
5. Selecionar um dos perfis em estudo, em função da relação de suas características com as da aeronave.

## 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo apresenta uma revisão bibliográfica sobre o tema estudado, por meio da qual se buscou demonstrar algumas das inúmeras definições, abordagens sobre aerodinâmica de perfis de asa e elementos aeronáuticos, os métodos e fatores utilizados para realização de análises do escoamento.

Um projeto aeronáutico que visa cumprir com sua missão de atender aos requisitos de mercado e de certificação aeronáutica, oferece aos engenheiros responsáveis o desafio de administrar os conflitos inerentes da interdisciplinaridade envolvida. De acordo com (Lyrio, 2006), o projeto aeronáutico pode ser dividido em três grandes etapas: conceitual, preliminar e detalhado.

Na primeira etapa são discutidas questões básicas como desempenho, peso, arranjo de configuração e dimensionamento, por exemplo. Visando atender aos requisitos aeronáuticos apenas, as simulações desta etapa tendem a trabalhar de forma desigual com as disciplinas envolvidas (aerodinâmica, estrutura, performance, propulsão) gerando uma análise superficial do projeto.

Quando se inicia a etapa preliminar, o projeto é visto em subsistemas reais da aeronave, aumentando o nível de detalhes do projeto, porém já não há maiores mudanças na sua configuração. No projeto detalhado, com a construção da estrutura real, são realizados testes na aeronave (sistemas de controle e simuladores de vôo).

Isto tudo nos demonstra a influência da interdisciplinaridade em um projeto, ao mesmo tempo em que também expõe a necessidade de se abster de outras áreas quando se atinge um patamar específico do projeto.

Desta forma, para este estudo é analisada apenas a aerodinâmica relacionada aos perfis de asa selecionados; não considerando assim outros elementos como estrutura, carga, motor e etc., que seriam analisados no caso de um projeto de aeronave.

Nesta fundamentação teórica procurou-se definir o ambiente no qual está inserida a pesquisa e os diversos elementos influenciadores para que a mesma alcance êxito.

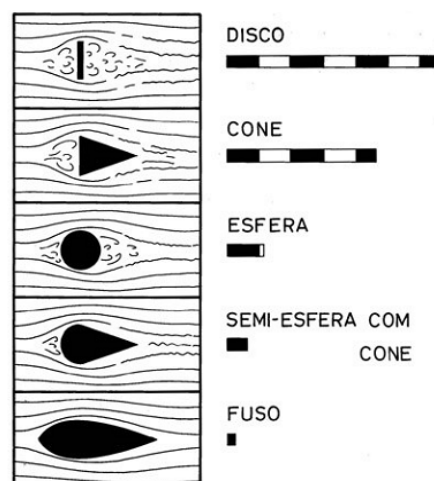
Demonstram-se na primeira seção as maneiras como ocorre a resistência aerodinâmica, considerada a resistência de forma e a resistência por atrito. Na segunda seção realizam-se uma análise da distribuição de pressões sobre um perfil de asa. Na terceira seção, estudam-se a camada-limite e sua relação com a formação da turbulência. Na quarta seção discutem-se mais profundamente o perfil alar, definindo seus parâmetros geométricos e aerodinâmicos, focando embasamento para a construção da curva polar de arrasto para seleção final do perfil.

## 2.1. Resistência aerodinâmica

Qualquer corpo que se move em meio ao ar sofre resistência ao deslocamento em função do escoamento da massa fluida. Considerando que o corpo está sujeito a forças e momentos em virtude da ação das correntes de ar, (White, 2002), há a formação de uma distribuição de pressão específica para a geometria do corpo; de modo que a resistência do ar é proporcional a sua área, variando com a área frontal (superfície da maior secção perpendicular à direção das linhas de corrente). Ou seja, a resistência do ar varia com a distribuição de pressões. Analisando-se também o fator velocidade, sabe-se que quanto mais rapidamente o ar se desloca, maior sua dificuldade em percorrer o contorno do corpo, pois maiores são as forças de inércia de suas moléculas e, conseqüentemente, as de reação do corpo; de modo que a resistência do ar torna-se proporcional ao quadrado da velocidade.

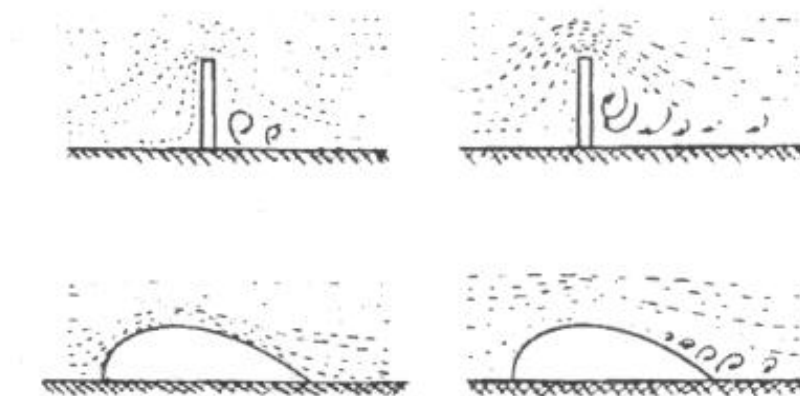
A resistência provém de fontes distintas; a *resistência de forma* está relacionada à geometria do corpo. A formação de um turbilhonamento na parte posterior do corpo em movimento depende especialmente de sua forma, sendo tanto maior quanto maior a velocidade de deslocamento. O turbilhonamento se forma devido a depressão originada na parte posterior do corpo, quando as linhas de ar não conseguem contorná-lo; quanto mais aberta for a curvatura das linhas de corrente, menor será a depressão e a tendência a formar turbilhões.

Assim, as formas que determinarem a menor curvatura da veia fluida serão as mais aerodinâmicas, porque, para a mesma área frontal e para a mesma velocidade, estabelecem a menor diferença de pressões, (Rodrigues, 2004). Na figura (1) observa-se um quadro com o valor relativo da resistência para diversos sólidos do mesmo diâmetro, com os respectivos espectros aerodinâmicos.



**Figura 1.** Valor relativo da resistência para diversos sólidos do mesmo diâmetro, (Rodrigues, 2004).

Na figura (2) está representada a influência do fator velocidade no escoamento e, por conseguinte, na resistência. Representados os fluxos em torno de uma placa plana e de um fuso, sendo que na primeira coluna o fluxo é de baixíssima velocidade e na segunda o fluxo é de grande velocidade, observa-se que em baixíssima velocidade a turbulência não ocorre de forma tão significativa, e, dependendo da forma do corpo é possível evitar o deslocamento da camada-limite, impedindo a formação de turbulência até valores de velocidade bastante elevados. Porém, a partir de uma determinada velocidade, que depende da pressão e temperatura do meio, é inevitável que ocorra a turbulência.



**Figura 2.** Escoamento sobre uma placa plana, (Nicolazzi, 2001).

A *resistência de atrito* está relacionada à viscosidade, onde a rugosidade superficial influencia nas perdas por atrito do ar com o corpo. Em geral, a resistência de atrito é relativamente pequena, sendo sensível apenas para formas bastante aerodinâmicas. Nesses casos, como em aviões, o acabamento superficial é de suma importância, exigindo-se assim uma superfície polida, pois a existência de rugosidades na superfície de atrito com o ar reduz a velocidade máxima da máquina.

## 2.2. Distribuição de pressão

O estudo de como se distribui a pressão num perfil de asa possibilita ao projetista a análise prévia de seu comportamento, pois os ensaios realizados em túnel de vento permitem determinar a distribuição de pressão no intradorso e no extradorso dos aerofólios em diferentes ângulos de ataque; e é justamente esta diferença de pressão gerada por variações na velocidade do ar, a responsável pela geração da força de sustentação.

Ou seja, a observação das curvas de distribuição de pressão permite ao projetista ter idéias de como melhorar a geometria do perfil e, por conseguinte, o desempenho da aeronave.

A determinação da distribuição de pressão sobre a superfície de um perfil é geralmente obtida a partir de ensaios em túnel de vento ou com a solução analítica de modelos matemáticos fundamentados na geometria do perfil em estudo.

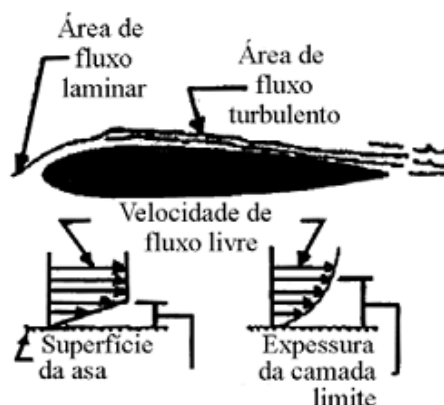
A variação da pressão de forma menos acentuada ao longo do perfil é conveniente, pois impede a formação de turbulência reduzindo a resistência ao avanço. No caso de um perfil pouco aerodinâmico, como já dito anteriormente, há a formação de uma elevada depressão devido ao desalinhamento das linhas de corrente, o que gera condições propícias a formação de turbulência. A redução deste gradiente de pressão, com a utilização de uma forma mais adequada, por exemplo, pode reduzir a formação de turbulência e conseqüentemente melhorar a penetração aerodinâmica da asa.

### 2.3. Camada-limite e turbulência

A camada de ar sobre a superfície da asa com menor velocidade em relação ao fluxo de ar é conhecida por camada limite, e o seu deslocamento está intimamente ligado com a geometria do corpo que atravessa o fluido. A camada-limite laminar evidencia-se por um fluxo que ocorre em camadas muito finas deslizando suavemente sobre a superfície, figura (3).

À medida que o fluxo continua do bordo de ataque para trás, forças de fricção na camada limite continuam a dissipar a energia do fluxo dos filetes de ar, diminuindo esse fluxo, além do que, a espessura da camada-limite aumenta.

Em distância do bordo de ataque o fluxo laminar começa um distúrbio oscilante instável. Uma ondulação ocorre na camada limite laminar, a qual cresce de modo a tornar-se mais severa e destruir o suave fluxo laminar. Ocorre então uma transição, é quando a camada limite laminar desagrega-se numa camada limite turbulenta, (Saintive, 2006).

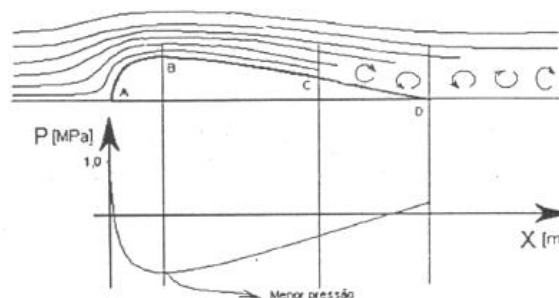


**Figura 3.** Características do escoamento da camada limite, (Saintive, 2006).

Em sua pesquisa, (Ford, 2008) analisa a figura (4) da seguinte forma: ao passar de A para B o ar adquire maior velocidade, pois há diminuição da seção de fluxo; a pressão estática do ar diminui e assim, neste trecho, o ar flui sem qualquer problema, pois segue de uma zona de alta pressão para uma zona de baixa pressão. Ao atingir o trecho BD, em função da aceleração sofrida no primeiro trecho, as moléculas da camada limite também ganham energia devido à viscosidade do fluído.

No entanto, na parte posterior do corpo há um aumento na seção de fluxo de ar e, assim, uma redução da velocidade. Esta redução de velocidade produz uma desaceleração da camada-limite, ou seja, um aumento na pressão estática e um gradiente de pressão adverso ao movimento das partículas.

Por possuírem menor energia, as moléculas da camada limite são as que primeiro sentem o efeito deste gradiente de pressão adverso, e em um dado ponto do contorno do corpo a pressão alcança um valor que força o fluxo a voltar em direção a zona em que o fluxo é reverso, formando-se turbilhões que agitam todo escoamento. A zona de turbulência formada na parte traseira do corpo pelo deslocamento da camada limite é denominada de *esteira*.

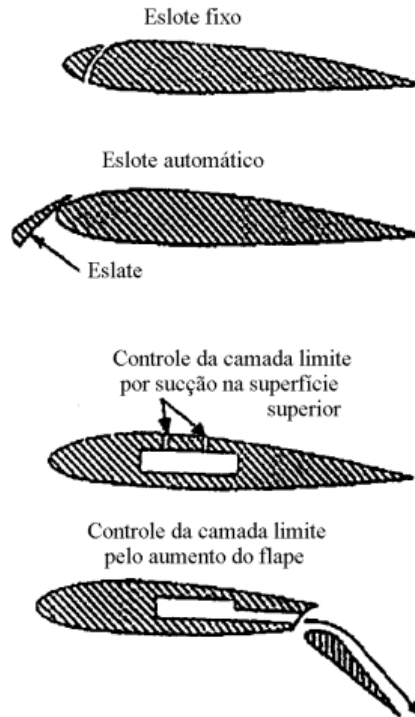


**Figura 4.** Escoamento do ar em torno de um corpo, (NICOLAZZI, 2001).

Os projetistas de aeronaves procuram retardar o máximo possível a transição do fluxo laminar para o turbulento, a fim de reduzir ao mínimo o arrasto de atrito. Para isto, há um grande enfoque nas características do material da fuselagem, principalmente no tocante a rugosidade superficial. Além disso, existem os dispositivos de controle da camada limite, que constituem meios adicionais de aumentar o coeficiente de sustentação de uma seção.

A fina camada de ar adjacente à superfície de um aerofólio mostra as velocidades reduzidas pelo efeito do atrito de superfície, e estes dispositivos de controle para aplicação de alta sustentação se destacam por manter a alta velocidade na camada limite e retardar a separação do fluxo de ar. O controle da energia cinética da camada limite pode ser conseguido usando-se slots (aerofólio

auxiliar móvel no bordo de ataque da asa) e a aplicação de sucção para retirar o ar estagnado e recolocá-lo com alta velocidade fora da camada limite, figura (5).



**Figura 5.** Métodos para controle da camada-limite, (Saintive, 2006).

Ainda na figura (5) pode-se observar que na posição fechada os slots formam o bordo de ataque da asa, enquanto na posição aberta (estendido para frente) uma fenda é criada entre ele e o bordo de ataque, onde o ar na forma de alta energia é introduzido na camada limite no topo da asa. Com o uso destas superfícies de controle móveis consegue-se em baixas velocidades melhorias nas características de movimentação, pois permite-se que a aeronave seja controlada lateralmente à velocidades abaixo das velocidades normais de pouso. Controlando-se o ar da camada limite pela sucção na superfície permite-se que a asa opere em ângulos de ataque maiores.

Outra forma de controle da camada limite é direcionando-se o ar sangrado do motor a alta pressão através de um estreito orifício, localizado exatamente à frente no bordo de ataque do flape de asa. Isso dirige um fluxo laminar sobre a asa e os flapes, quando estes estiverem abaixados o suficiente para expor o orifício em alta temperatura. O ar laminar a alta velocidade passando sobre a asa e flapes retarda a separação do fluxo, resultando em menor velocidade de estol e velocidades de pouso mais baixas.

O descolamento da camada limite do extradorso da asa pode gerar uma situação de risco, pois há uma queda brusca na sustentação; é o chamado estol. A medida que o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) aumenta (será discutido nos próximas seções), o gradiente de pressão adverso também aumenta, e para um determinado valor de  $\alpha$ , ocorre repentinamente a separação do escoamento. A partir de então, o coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) decresce drasticamente enquanto o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) aumenta rapidamente.

A figura (6) mostra a curva característica do coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) versus o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) para uma asa qualquer, onde são apresentados dois pontos principais. No ponto A verifica-se o escoamento completamente colado ao perfil e, no ponto B nota-se o escoamento separado, indicando assim, uma condição de estol, (Rodrigues, 2009).

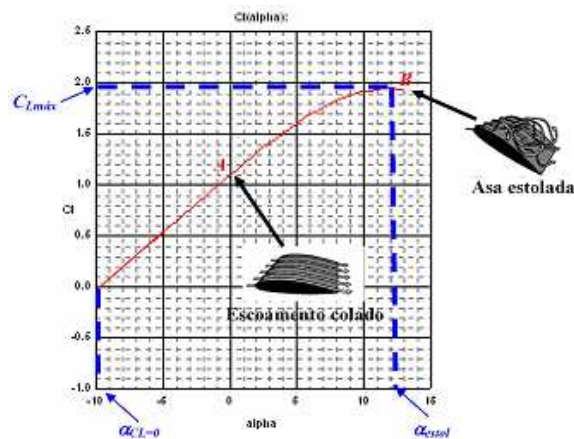
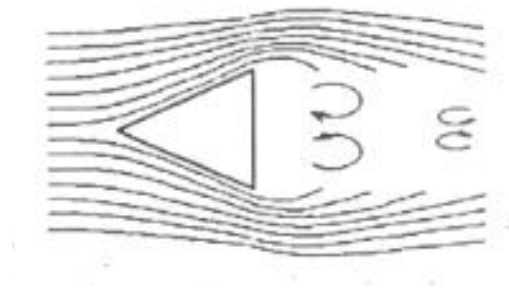


Figura 6. Representação de estol, (Rodrigues, 2009).

Com tudo isto, percebe-se que o gradiente de pressão adverso é tanto maior quanto mais brusca for a variação de seção do corpo, figura (7). Cantos vivos, por exemplo, produzem uma variação brusca de seção e, desta forma, originam sempre uma separação da camada limite com forte turbulência na esteira.

Por outro lado, o escoamento em torno de um corpo cuja seção diminui progressivamente tem um gradiente de pressão bastante suave, de modo que o fluxo permanece em contato com a superfície até quase o seu final. E, com a camada limite se descolando no final do corpo, a energia recebida das camadas mais externas de ar é suficiente para evitar grandes turbulências.

Contudo, também ocorrerá grande turbulência se a velocidade aumentar significativamente e a forma do corpo não se alterar, pois a forma aerodinâmica ótima de um corpo depende também de sua velocidade no meio.



**Figura 7.** Formação da esteira em um corpo com variação brusca de seção, (Nicolazzi, 2001).

## 2.4. PERFIL ALAR

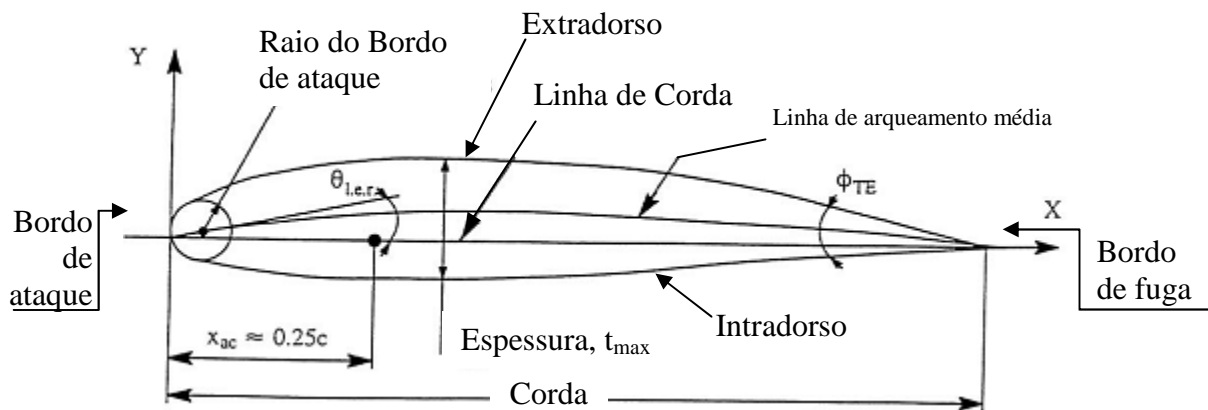
Aerofólio é uma superfície projetada para obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento fluido ao seu redor. Assim, em uma aeronave, qualquer superfície que converta a resistência do ar em força útil ao vôo pode ser chamada de aerofólio. Logo, a asa é um exemplo de aerofólio, pois é a principal responsável pela sustentação da aeronave (Saintive, 2006).

À secção paralela ao eixo longitudinal obtida por um corte transversal da asa dá-se o nome de perfil alar. Esta apresenta uma forma especial, de boa penetração, normalmente constituída por linhas curvas, tanto na parte superior como na inferior. À frente, o perfil é geralmente arredondado e, na retaguarda, bastante afilado. O perfil alar, no entanto, e sob o ponto de vista aerodinâmico, não é mais do que uma superfície curva envolvida por superfícies superiores e inferiores que dão espessura suficiente para assegurar uma estrutura resistente da asa.

### 2.4.1 Parâmetros geométricos do perfil

A forma do aerofólio é um dos parâmetros de maior influência em sua eficiência, pois altera tanto a sustentação quanto o arrasto nele provocados. Contudo, as propriedades do perfil alar, que é a seção de aerofólio, diferem das propriedades da asa ou da aeronave devido à forma da planta da asa. Observando que a asa pode ter diversas seções de aerofólio desde a raiz até a ponta, com diminuição gradual da espessura, torção e enflechamento, é fácil compreender que as propriedades aerodinâmicas resultantes são determinadas pela ação de cada seção ao longo da envergadura, (Saintive, 2006).

A figura (8) representa as principais características geométricas de um perfil de asa.



**Figura 8.** Características geométricas de um perfil de asa (Lau, 2005).

- Bordo de ataque é a extremidade dianteira do perfil.
- Bordo de fuga é a extremidade traseira do perfil.
- Corda é a linha reta que une o bordo de ataque ao bordo de fuga.
- Extradorso é a superfície superior do perfil.
- Intradorso é a superfície inferior do perfil.
- A linha de arqueamento média define o ponto médio entre o extradorso e o intradorso.
- O arqueamento representa a máxima distância que existe entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil.
- A espessura representa a máxima altura do perfil medida perpendicularmente à linha da corda.

Alguns destes parâmetros geométricos são considerados de suma importância, pois afetam as características aerodinâmicas do perfil. São eles:

- Razão de espessura máxima,  $(t/c)_{\max}$  ;
- Forma da linha média (se a linha média for reta, o perfil é simétrico);
- A forma do bordo de ataque e/ou o raio de bordo de ataque ;
- Ângulo de bordo de fuga ,  $\phi_{TE}$  .

A tabela (1) relaciona alguns efeitos aerodinâmicos aos parâmetros geométricos do perfil.

**Tabela 1.** Sumário dos efeitos aerodinâmicos devido aos parâmetros geométricos do perfil da asa, (Lau,2005).

Parâmetro Geométrico	Efeito Aerodinâmico
Razão de Espessura Máxima $(t/c)_{max}$	Coefficiente de Sustentação Máximo, $c_{lmax}$ Centro Aerodinâmico, $x_{ac} = x_{ac} / c$
Forma da Linha Média (Camber)	Ângulo de Ataque sem Sustentação, $\alpha_0$ Coefficiente de Sustentação Max., $c_{lmax}$ Coefficiente de Momento de Picada (pitch) com zero coeficiente de sustentação, $c_{m0}$
Raio do Bordo de Ataque e Forma do Bordo de Ataque, $\Delta y$	Coefficiente de Sustentação Max., $c_{lmax}$ Fim da Gama Linear do Ângulo de Ataque, $\alpha^*$
Ângulo de Bordo de Fuga, $\phi_{TE}$	Centro Aerodinâmico, $x_{ac} = x_{ac} / c$

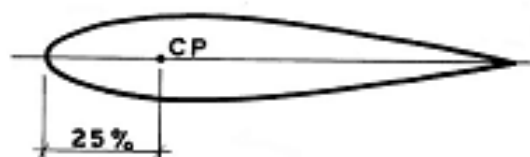
A turbulência e o atrito de forma são controlados principalmente pela *relação de alongamento*, a qual é definida como a razão entre a corda do perfil e a espessura máxima.

Asas muito longas tendem a ser muito finas, apresentando alta razão de fineza, podendo prejudicar seu comportamento estrutural; ao contrário será espessa, apresentando maior arrasto de atrito.

A eficiência de um perfil é verificada em termos da razão entre a sustentação e o arrasto. Como estas componentes são alteradas em função do ângulo de ataque, a eficiência máxima do perfil, também relaciona-se a  $\alpha$ ; obtendo-se um ângulo de máxima eficiência para cada forma de perfil.

São vários os formatos dos aerofólios, no entanto, de modo geral os perfis classificam-se em biconvexos (simétricos e assimétricos), plano-convexos, côncavo-convexos e de dupla curvatura, (Rodrigues, 2004):

**Perfis biconvexos simétricos:** São os perfis cujo intra e extradorso são convexos e iguais, figura (9). Oferecem mínima resistência, a  $0^\circ$  não criam sustentação e, abaixo dos  $0^\circ$ , criam sustentação negativa de valor idêntico— contudo de sentido contrário – à sustentação criada no ângulo positivo correspondente. Por essa razão, estes perfis são os geralmente empregados em modelos de acrobacia. A posição do centro de pressão destes perfis é muito pouco variável e por isso se denominam estáveis.


**Figura 9.** Representação do Perfil biconvexo simétrico, (Rodrigues, 2004).

**Perfis biconvexos assimétricos:** Com extra e intradorso convexos, apresentando, todavia, o segundo com uma curvatura menos pronunciada, este perfil, à incidências reduzidas, oferece boa sustentação e mínimo arrasto; razão por que são empregados com bons resultados em modelos de velocidade pura, figura (10).

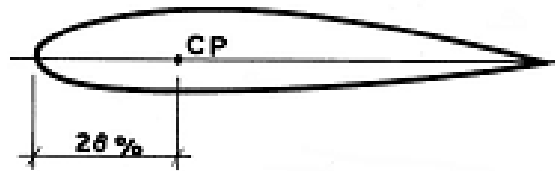


Figura 10. Representação do perfil biconvexo assimétrico, (Rodrigues, 2004).

**Perfis plano-convexos:** Apresentando o intradorso plano e o extradorso convexo, estes perfis são muito sustentadores e usualmente empregados em modelos de treino, de rádio-controle e empenagens horizontais sustentadoras, figura (11).

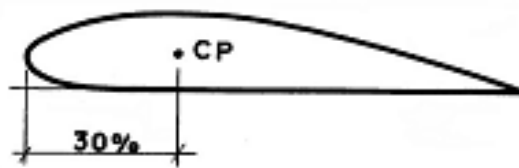


Figura 11. Representação do Perfil Plano-Convexo, (Rodrigues, 2004).

**Perfis côncavo-convexos :** Perfil cujo intradorso e extradorso são de forma côncava e convexa, respectivamente. São conhecidos por gerarem maior sustentação oferecendo, em contrapartida, mais resistência ao avanço do que quaisquer outros. Segundo (Saintive, 2006), diz-se que a instabilidade do centro de pressões é tanto maior quanto mais pronunciadas forem as curvaturas e quanto mais espesso for o perfil, figura (12).

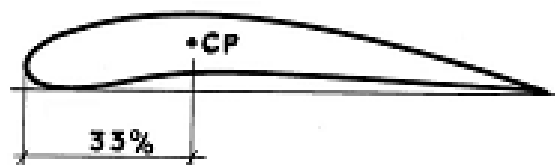


Figura 12. Representação do perfil côncavo-convexo, (Rodrigues, 2004)

**Perfis de dupla curvatura:** Também conhecidos por perfis auto-estáveis, apresentam forma côncava e convexa tanto no extradorso como no intradorso. São empregados exclusivamente em

asas voadoras (modelos destituídos de empenagem horizontal) pela particularidade de o seu centro de pressões se deslocar de modo contrário dos restantes perfis alares: recuando com o aumento do ângulo de ataque, o CP restabelece o equilíbrio sem o auxílio do plano de cauda, figura (13).

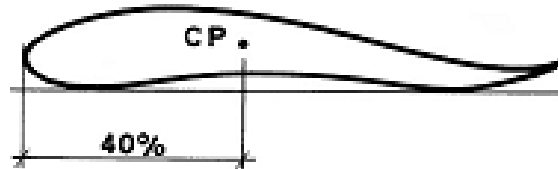


Figura 13. Representação do perfil de dupla curvatura, (Rodrigues, 2004).

#### 2.4.2. Ângulo de ataque e Centro de pressão

Para que entendam-se claramente os efeitos do escoamento fluido em um perfil é necessário que se observe algumas relações envolvendo ângulos, centro de pressões e resultante aerodinâmica.

Ao escoar sobre o perfil, a massa fluida gera neste uma força chamada de Resultante Aerodinâmica (RA), situada no Centro Aerodinâmico ou Centro de Pressão (CP), como indicados na figura (14). Esta força é decomposta em duas componentes, uma paralela às linhas de corrente, ( $R_x$ ) ou arrasto, e outra perpendicular a direção do fluxo, ( $R_z$ ) ou sustentação.

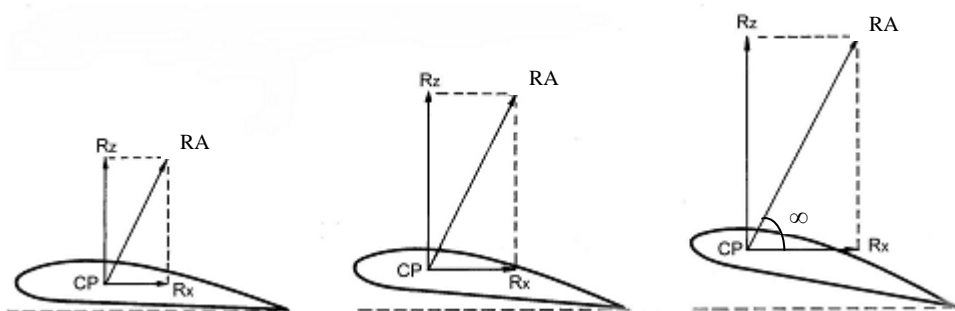
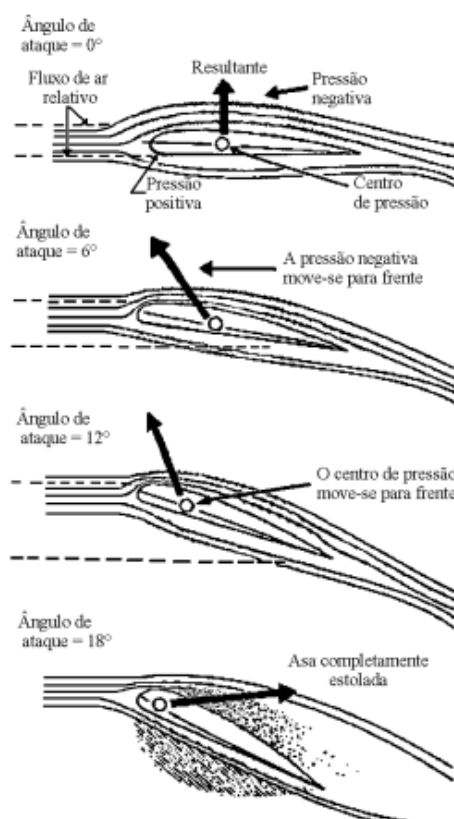


Figura 14. Aplicação da resultante aerodinâmica no Centro de pressão do perfil, (Rodrigues, 2004).

Observando-se a figura (14) percebe-se que o ponto de aplicação da RA varia em função da inclinação do perfil. Isto se dá pela alteração da distribuição da pressão ao longo do perfil e, conseqüentemente, do valor da resultante. Ainda pelo exame da figura (14) verifica-se que, em virtude desta inclinação, a que chamamos de ângulo de ataque, a reação aerodinâmica RA, e obviamente suas componentes, inclina-se para trás e atinge um valor mais elevado deslocando o CP para frente.

Na figura (15) podem-se observar este efeito do ângulo de ataque sobre o centro de pressão, que se move praticamente durante todo o vôo em função da atitude da aeronave. Este passeio do CP é de extrema importância para o projeto, uma vez que sua variação proporciona drásticas variações no carregamento total que atua sobre a asa, acarretando em um cuidado especial quanto ao cálculo estrutural da mesma.

É conveniente observar, porém, que esta alteração da localização do CP é verificada apenas para perfis assimétricos, sendo imutável nos perfis simétricos para qualquer que seja sua posição em relação ao vento relativo.

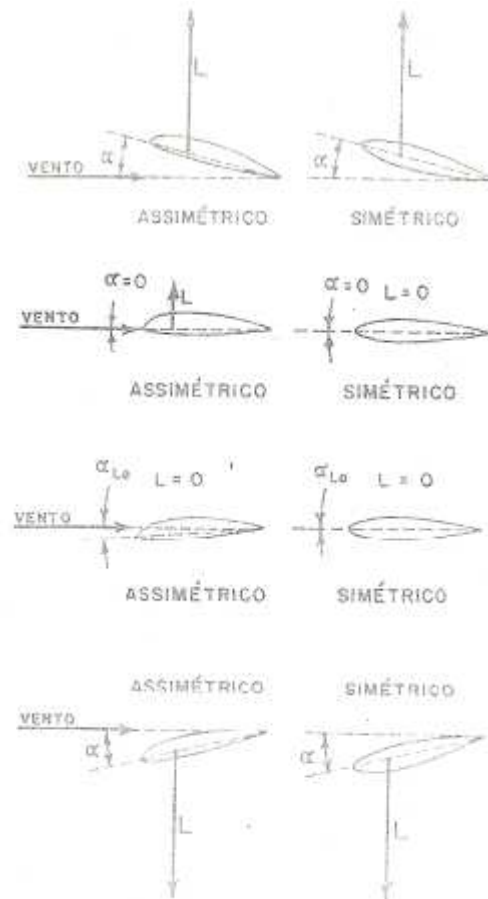


**Figura 15.** Efeito do ângulo de ataque no CP, (Saintive, 2006).

A inclinação acima citada refere-se ao ângulo de ataque do perfil. Este ângulo, ( $\alpha$ ), definido entre a direção do vento relativo (fluxo de ar) e a linha da corda do perfil, exerce importantíssima influência na determinação do comportamento aerodinâmico do aerofólio, pois representa um parâmetro decisivo na capacidade de geração de sustentação (componente  $R_z$  da RA) do perfil.

Uma vez que o ângulo de ataque varia na medida em que há mudança na atitude da aeronave, a ele são dadas as primeiras considerações quando se projeta um aerofólio; de modo que

em um aerofólio projetado adequadamente a sustentação aumenta a medida que  $(\alpha)$  também aumenta. Isto significa que a aeronave pode subir mais rapidamente ou voar com menor velocidade (uso de dispositivos de alta sustentação: flapes e slots). A figura (16) mostra a influência do ângulo de ataque na sustentação de perfis simétricos e assimétricos.



**Figura 16.** Valores de sustentação em função do ângulo de ataque para perfis simétrico e assimétrico, (Homa, 1998).

Quando, porém, o ângulo de ataque aumenta para o ângulo de máxima sustentação, o ponto crítico é atingido. Neste ângulo crítico o ar cessa de fluir suavemente no extradorso, dando início a turbulência e ao desprendimento do ar da superfície superior da asa, figura (17). Neste instante, a sustentação diminui drasticamente, enquanto o arrasto torna-se excessivo; é alcançada então a já discutida condição de estol, onde a força de gravidade empenha-se em jogar o nariz da aeronave para baixo, gerando risco ao voo. Uma aeronave em situação de estol não está voando e sim caindo.

A dependência da sustentação e do arrasto com o ângulo de ataque podem ser medidas através de coeficientes adimensionais denominados coeficiente de sustentação,  $(C_L)$  e coeficiente de arrasto,  $(C_D)$ . Segundo (Rodrigues, 2009), normalmente o ângulo de ataque crítico é em torno de

15° para a maioria dos perfis aerodinâmicos, porém com a utilização de uma série de dispositivos hipersustentadores adicionais, consegue-se aumentar esse valor para ângulos que podem variar de 20° até 45°.

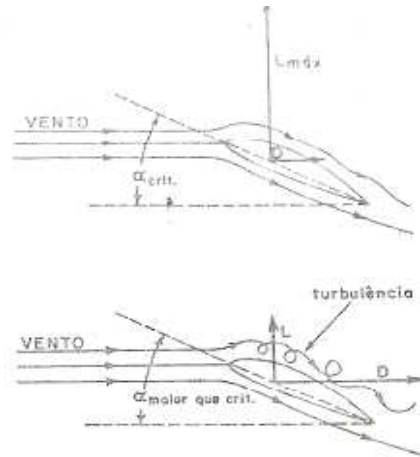


Figura 17. Ilustração da componente L em função do ângulo crítico, (Homa,1998).

É importante que não confundam-se ( $\alpha$ ), ângulo de ataque, com ( $\theta$ ), ângulo de incidência. O ângulo de incidência, ou ângulo de calado, é formado pela linha da corda do perfil à linha do eixo longitudinal da aeronave, figura (18). De forma grosseira, podem-se dizer que é ângulo que a asa forma ao ser montada na fuselagem do avião, geralmente positivo. Ao examinar a figura (19) extingui-se qualquer confusão de nomenclatura, sendo apresentado o posicionamento de  $\alpha$  e  $\theta$  para diversas condições de vôo.

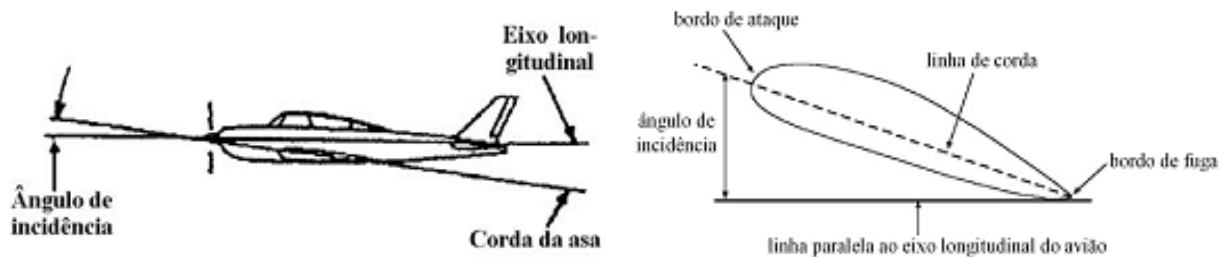


Figura 18. Representação do ângulo de incidência,  $\theta$ , (Saintive, 2006).

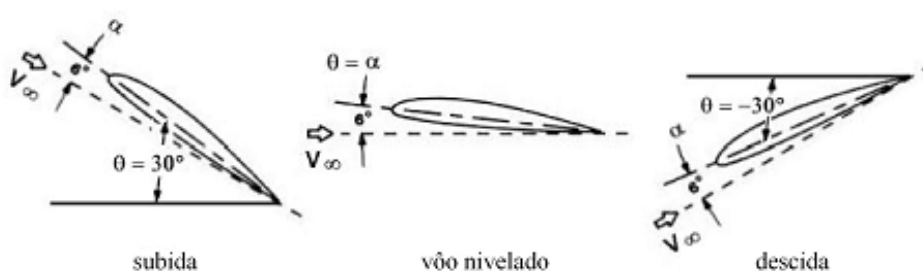
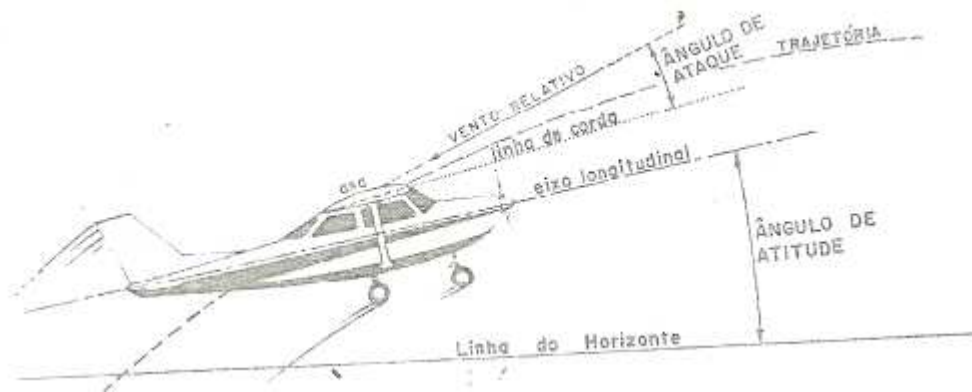


Figura 19. Ângulo de ataque e ângulo de incidência para diversas condições de vôo, (Rodrigues, 2009).

Há a formação ainda de um terceiro ângulo, definido entre a linha do horizonte a linha imaginária do eixo longitudinal do avião. É o ângulo de atitude, figura (20).



**Figura 20.** Visualização do ângulo de atitude da aeronave, (Homa, 1998).

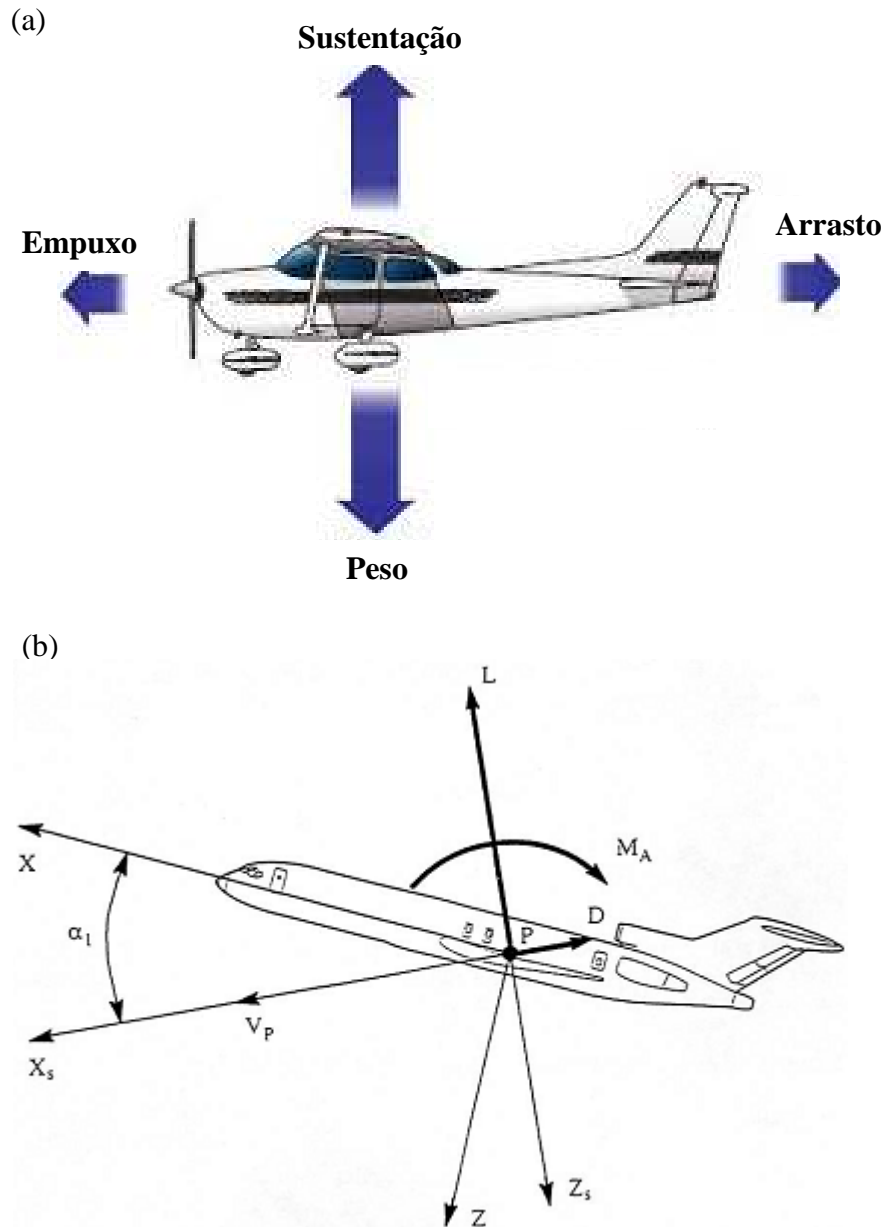
### 2.4.3 Parâmetros aerodinâmicos do perfil

Todo perfil possui características aerodinâmicas próprias que dependem exclusivamente da forma geométrica do perfil, de suas dimensões, do arqueamento, bem como da sua espessura e do raio do bordo de ataque. As principais características aerodinâmicas de um perfil são o coeficiente de sustentação, o coeficiente de arrasto, o coeficiente de momento, a posição do centro aerodinâmico e a sua eficiência aerodinâmica.

Uma aeronave em vôo está sob a ação de quatro forças, figura (21), que só estão em equilíbrio perfeito quando num vôo reto, nivelado e desacelerada. São elas:

- 1) Peso é a força da gravidade agindo sobre a aeronave, direcionando-a para baixo;
- 2) Sustentação é a força que age verticalmente contrariando o efeito do peso, direcionando a aeronave para cima. Se a sustentação se torna menor que o peso, a aeronave perde altitude;
- 3) Empuxo é a força geralmente gerada pela propulsão ou combinação motor e hélice, tende a mover a aeronave para frente. O motor à turbina provoca o movimento da massa de ar para trás à alta velocidade, causando uma reação para frente que movimenta a aeronave. Numa combinação motor/hélice, a hélice tem de fato, dois ou mais aerofólios girando, montados num eixo horizontal. O movimento das pás através do ar produz uma sustentação similar à sustentação sobre a asa, porém age em uma direção horizontal, empurrando a aeronave para frente;
- 4) Arrasto é a força que tende a retardar o movimento da aeronave, é causada pelo rompimento do

fluxo de ar na asa, fuselagem e superfícies salientes. O arrasto deve ser vencido para que a aeronave se mova, e o movimento é essencial para que se obtenha sustentação.



**Figura 21.** Forças Aerodinâmicas atuantes em uma aeronave, (Montoro, 2003).

Em relação aos eixos de estabilidade, estas forças e momentos são escritos na forma da equação (1):

$$F_{Axs} = -D; \quad F_{Azs} = -L; \quad M_A = M_A \quad (1)$$

Percebem-se que, também devido a diferença de pressão existente entre o intradorso e o extradorso do perfil, além das tensões de cisalhamento atuantes por toda a superfície do mesmo, existe a presença de um momento que tende a rotacionar o perfil.

A nomenclatura aeronáutica utiliza uma simbologia grafada em letras minúsculas para diferenciar as características de um perfil em relação a asa; portanto, os coeficientes aerodinâmicos responsáveis pela capacidade de gerar as forças de sustentação e arrasto, além do momento ao redor do centro aerodinâmico, no perfil são definidos por  $c_l$ ,  $c_d$  e  $c_m$ .

#### **2.4.3.1. Coeficiente de sustentação**

A força de sustentação, principal responsável por suportar todo o peso do avião, pode ser explicada a partir de dois princípios: a Terceira Lei de Newton e o Teorema de Bernoulli. Como exposto nos itens 2.2 e 2.3, com a formação de um ângulo positivo entre a asa e a direção do escoamento, o ar é forçado a mudar de direção, de modo que uma parcela do escoamento é forçada para baixo (parte inferior da asa) e, em reação a essa mudança de direção do escoamento, a mesma é forçada para cima. O ar aplica na asa a força de reação àquela nele aplicada pela asa ao forçá-lo para baixo.

Isaac Newton diz que para cada ação existe uma reação, de igual magnitude e direção, com sentido oposto; neste caso, é a força de sustentação. Outra forma de se analisar a sustentação é sob a óptica do Princípio de Bernoulli. Segundo sua definição, se a velocidade de uma partícula de um fluido aumenta enquanto ela escoar ao longo de uma linha de corrente, a pressão dinâmica do fluido deve aumentar e vice-versa.

Observando-se que a pressão estática tende a se reduzir com o aumento da velocidade do escoamento, em um perfil aerodinâmico, segundo a aplicação do princípio de Bernoulli, o aumento da velocidade das partículas de ar do escoamento que passam sobre o perfil, provocam a redução da pressão estática e um aumento na pressão dinâmica.

O perfil cria ainda sustentação apreciável colocado a  $0^\circ$ , não o fazendo apenas quando atinge um ângulo de ataque negativo de poucos graus, que se chama ângulo de sustentação nula. Em contrapartida, a formação do ângulo de sustentação máxima ocorre quando o ângulo de ataque permite que a sustentação do perfil atinja o seu máximo valor.

É o já citado ângulo crítico, a partir do qual a sustentação decresce rapidamente e a aeronave entra na situação de stol. (Saintive, 2006), afirma que três quartos da sustentação total de um

aerofólio é o resultado de uma redução de pressão sobre a superfície superior, e o impacto do ar sobre a superfície inferior de um aerofólio produz o um quarto restante da sustentação total.

Não é apenas a asa que assegura a sustentação da aeronave; ela, juntamente com outros elementos, como estabilizador, forma o que se chama de *planos sustentadores*.

É importante observar que a sustentação é sempre a componente *perpendicular à direção do deslocamento (direção do vento relativo)*, isto significa que não é sempre perpendicular a linha do horizonte, figura (21(b)).

A força de sustentação é adimensional, segundo a equação (2), onde  $C_L$  é o coeficiente de sustentação total do avião,  $q$  é a pressão dinâmica e  $S$  a área da asa. Para o cálculo do  $C_L$  total da aeronave são consideradas todas as superfícies de controle (flaps, ailerons, spoilers e etc); sendo observadas então, para cada tipo de avião, as de seu uso. De modo geral, a expressão do  $C_L$  pode ser escrita, por exemplo, como a equação (3). Neste caso, o  $C_L$  e suas derivadas são avaliadas mantendo-se constantes os números de Mach e de Reynolds.

$$L = C_L \bar{q} S \quad (2)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h \quad (3)$$

Os termos na equação têm os seguintes significados:

$C_{L_0}$ : valor de  $C_L$  para deflexões nulas das superfícies de controle e ângulo de ataque 0.

$C_{L_\alpha}$ : variação da sustentação em função do ângulo de ataque.

$C_{L_{i_h}}$ : variação da sustentação em função do ângulo de incidência do estabilizador horizontal.

Em suma, o modelo da força aerodinâmica ao longo do eixo Z (Figura 21) da estabilidade é, equação (4):

$$F_{A_z} = -L = -C_L \bar{q} S \quad (4)$$

Contudo, para o caso em estudo em que está sendo avaliada a sustentação de perfis de asa sem superfícies de controle e considerando as condições de vôo, que serão especificadas em item próprio, a obtenção de  $L$  e  $C_L$ , através de experimentação em túnel aerodinâmico, se dá segundo as seguintes equações:

$$L = \sum(\Delta P_i A_i) - \sum(\Delta P_j A_j) \quad (5)$$

$$\Delta P_i = (P_i - P_\infty)_i \quad (6)$$

$$\Delta P_i = (P_i - P_{\infty})_i \quad (7)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 b c} \quad (8)$$

Onde,

$A_i$ :: área inferior (referente ao intradorso e envergadura);

$\Delta P_i$ : diferença entre as pressões estática e de corrente livre no intradorso;

$A_s$ : área superior (referente ao extradorso e envergadura);

$\Delta P_s$ : diferença entre as pressões estática e de corrente livre no extradorso;

L: força de sustentação;

$\rho$ : massa específica do ar;

$U_{\infty}$  : velocidade de corrente livre;

b: envergadura;

c : corda.

O coeficiente  $c_l$  é função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Ele representa a eficiência do perfil em gerar a força de sustentação. Logo, perfis com altos valores de coeficiente de sustentação são considerados como eficientes para a geração de sustentação.

Para elucidar qualquer equívoco é importante observar que, embora estejam sendo avaliados perfis de asa, para que se efetuem as experimentações em túnel é imprescindível a construção de um modelo de asa ou aerofólio, de modo que se possa avaliar a distribuição de pressão em seu redor. Desta forma, embora seguindo a nomenclatura oficial o coeficiente seja designado por  $c_l$ , por se experimentar uma réplica de asa, as equações são expressas com grafia maiúscula, reportando a asa.

A indústria aeronáutica como um todo tem especial interesse no desenvolvimento de asa e seus dispositivos de alta sustentação. Nisto, alguns elementos da geometria já tem seus efeitos individuais bem conhecidos, sendo analisados mediante suas junções a outros conceitos. Por exemplo, é sabido que o aumento da cambra da asa aumenta a sustentação do aerofólio. Cambra é a curvatura que o aerofólio apresenta acima e abaixo da superfície da corda.

A cambra superior se refere à superfície superior, de modo análogo, a cambra inferior remete a superfície inferior. Nota-se que asas de alta sustentação têm uma grande cambra positiva na superfície superior e pequena cambra negativa na superfície inferior.

Os flapes funcionam de modo a conduzir que a asa comum se aproxime dessa condição, aumentando a cambra superior e criando uma cambra inferior negativa. Sabe-se também que

quanto maior o alongamento, proporção entre envergadura e corda, maior a sustentação oferecida pela asa; sendo necessário, contudo, atentar para os limites estruturais.

Deste modo, a junção de dispositivos e/ou conceitos é considerada concomitante as definições individuais dos elementos geométricos dos perfis para que haja máximo aproveitamento de suas performances.

#### 2.4.3.2. Coeficiente de arrasto

O empuxo deve ser exercido para que a aeronave possa entrar em movimento. Assim como a sustentação e o peso devem estar equilibrados, para um vôo horizontal estabilizado, o empuxo e o arrasto devem permanecer iguais.

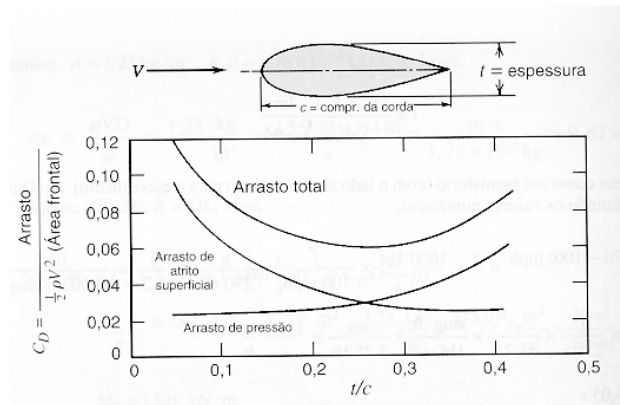
Conceitualmente o arrasto foi exposto ao se abordar resistência aerodinâmica. A equação (9) o define matematicamente. O primeiro termo à direita do sinal de igualdade é o chamado “arrasto de atrito”, resultante da integração do produto entre o tensor das tensões viscosas,  $\tau_w$ , que age na superfície, e a área superficial. A outra parcela, chamada de “arrasto de forma”, resulta da integração da pressão,  $p$ , que age sobre a superfície do corpo, onde  $dS$  é o elemento de área na superfície do corpo e  $\vec{n}$  a projeção, na direção do escoamento, do vetor unitário normal à superfície. De forma similar, tem-se para o coeficiente de arrasto a equação (10).

$$D = \iint_S \overline{\tau_w} \cdot \vec{n} \cdot dS + \iint_S p \cdot \vec{n} \cdot dS \quad (9)$$

$$C_D = C_{D, \text{atrito}} + C_{D, \text{forma}} \quad (10)$$

Segundo (França, 2002), a determinação analítica ou numérica do arrasto ainda é um desafio à teoria da mecânica dos fluidos, exceto para uma placa plana ou corpos muito delgados. Isto se deve ao fenômeno da “separação do escoamento”. A teoria da camada limite pode determinar o ponto de separação, mas ainda não avalia satisfatoriamente a pressão (usualmente baixa) na região de separação. E mesmo a própria determinação do ponto de separação do escoamento pode ser comprometida.

A influência dos arrasto de atrito e de forma, em um corpo delgado, varia em função de sua razão de aspecto ( $t/c$ ), como mostrado na figura (22). Com a razão de aspecto tendendo a zero, o corpo se aproxima de uma placa plana, e modo que o arrasto de atrito representa em média 83% do arrasto total. Contudo, a medida que ( $t/c$ ) também aumenta o arrasto de forma também aumenta.

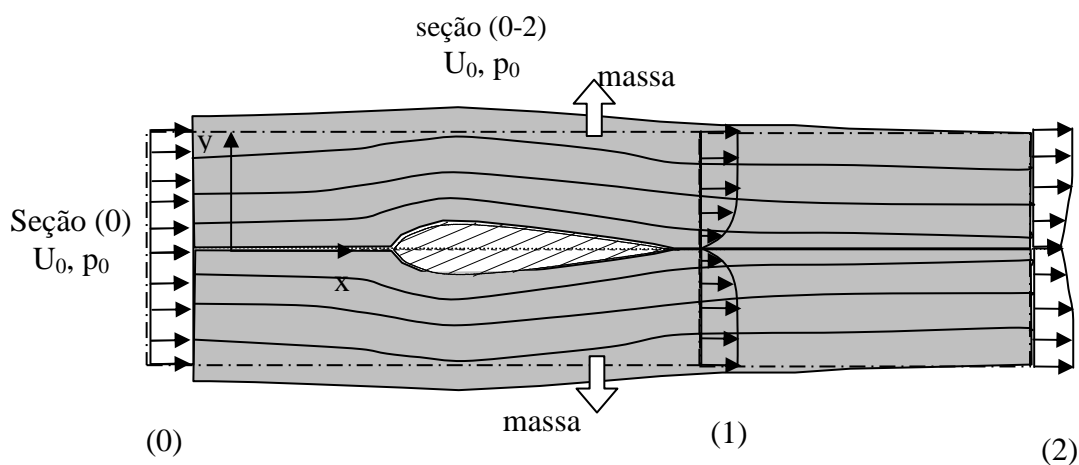


**Figura 22.** Influência do arrasto de atrito e de forma no arrasto total para um corpo delgado (carenado) em função da razão de aspecto ( $t/c$ ), (França 2002).

Ainda segundo (França, 2002), de maneira aproximada pode-se estimar a força total de arrasto considerando que a diferença de pressão entre as superfícies do corpo, à montante e à jusante em relação ao escoamento, corresponde à pressão dinâmica,  $(1/2)\rho U^2$ , no ponto de estagnação frontal. Esta diferença de pressão vezes a área frontal do corpo  $[(1/2)\rho U^2 A]$  é, então, uma estimativa do arrasto total.

Assim, em um processo experimental a determinação do arrasto total ou do coeficiente de arrasto é realizada através da medição do perfil de velocidades na esteira do perfil e da aplicação adequada das equações de conservação da massa e quantidade de movimento linear, em conjunto com premissa simplificadoras apropriadas.

Tomando como base a figura (23) faz-se uma análise qualitativa do escoamento sobre o perfil.



**Figura 23.** Definição das fronteiras da SC: seções (0), (2) e (0-2); dos perfís de velocidades nas seções (0), (1) e (2) e; dos tubos de corrente (fundo cinza claro), (França, 2002).

Devido às diferenças entre o escoamento à montante e à jusante do perfil, o campo de velocidades é dividido em duas regiões. Uma delimitada entre a região à montante do perfil (corrente livre, escoamento não-perturbado) até seu bordo de fuga, denominada região do perfil; a outra, do bordo de fuga até certa distância à jusante, região conhecida como esteira.

Percebem-se que na região do perfil a presença da superfície sólida causa um retardo na velocidade devido ao não deslizamento do fluido. O escoamento próximo ao corpo sólido, devido o seu elevado Reynolds, caracteriza-se por um regime de camada limite. Definindo uma superfície de controle, SC (linha traço-ponto), cujos limites são demarcados por (0) e (1), e aplicando-se a conservação da massa no VC, observa-se que na região do perfil há uma *expulsão* de massa do VC devido à desaceleração do fluido. Por sua vez, na região da esteira, o perfil de velocidades é formado logo após bordo de fuga do aerofólio, pela coalescência dos perfis de velocidade da parte superior e inferior. A depressão que se visualiza na parte central do perfil de velocidades é resultante da desaceleração do fluido região, causada por efeitos viscosos que ocorrem na camada limite. Este déficit de velocidade é recuperado à medida que o escoamento avança à jusante do corpo.

Aplicando-se um balanço de massa no VC demarcado por (1-2) verifica-se um *influxo* de massa do escoamento externo para o VC. O perfil de velocidades na esteira também é caracterizado por um escoamento de camada limite. Espera-se que, se a seção (2) for posicionada muito afastada da seção (1) - o bordo de fuga, o perfil em (2) será coincidente com o perfil em (0). Assim, a expulsão de massa na região do perfil será igualada ao seu influxo na região da esteira.

O arrasto total e, por conseguinte, seu coeficiente, é obtido então através do cálculo da variação da quantidade de movimento linear do escoamento no volume de controle que envolve o escoamento. A equação de balanço de massa em regime permanente é expressa pela equação (11), onde 'U' é a velocidade do fluido que cruza a SC, 'n' a sua normal e 'ρ' a densidade do fluido.

A equação integral da quantidade de momento para regime permanente é mostrada na equação (12). Como a equação (2) é de natureza vetorial, compreende três equações escalares distintas correspondentes a cada direção do sistema de eixos cartesiano. Considerando o eixo x coincidente com a direção do fluxo de ar não perturbado – a corrente livre –, o arrasto total também coincide com esta direção, por definição.

De modo que, para se determinar o arrasto total, determinam-se as componentes x das integrais que constituem o balanço de quantidade de movimento, sendo determinados experimentalmente os valores de velocidade e pressão que atuam na superfície de controle.

$$\int_{SC} \rho \vec{U} \cdot \vec{n} dA = 0 \quad (11)$$

$$\underbrace{\int_{SC} \vec{U} \cdot (\rho \vec{U} \cdot \vec{n} dA)}_{\text{variação momento}} = \underbrace{\int_{SC} p \vec{n} dA}_{\text{força pressão}} + \underbrace{\int_{VC} \rho \vec{g} dV}_{\text{força campo}} + \vec{F}_{\text{mecânica}} \quad (12)$$

Na definição da superfície de controle, observando ainda a figura (23), as seções (0) e (2) são a entrada e a saída da SC; na seção (0) o fluxo é não perturbado e apresenta um perfil uniforme de velocidades; na seção (2), longe o suficiente do bordo de fuga, o perfil apresenta ainda um déficit de velocidade, porém é quase uniforme.

Desta forma, podemos escolher a seção (2) como aquela de saída do túnel, onde a pressão também é  $p_0$ . Assim, pode-se afirmar que tanto na seção (0) como na (2) a pressão estática é ‘praticamente’  $p_0$ , isto é, a pressão atmosférica. Nas laterais da SC, seção (0-2), está afastada na direção  $y$  do perfil de tal modo que as linhas de corrente apresentam uma curvatura quase nula, isto é, são ‘quase’ paralelas e assim também pode-se afirmar que em (0-2) a pressão estática atuante é coincidente com  $p_0$ .

Nesta seção ainda há um fluxo de massa que cruza a SC (0-2) devido à desaceleração do fluido pelo perfil. Com estas considerações sobre a superfície de controle, pode-se trabalhar com a forma simplificada da equação (12) para a direção  $x$ , equação (13). Observando ainda que a pressão é uniforme e constante ao longo de todo o contorno, tornando a contribuição do termo de pressão nula e que a força de campo é ortogonal à direção  $x$ .

$$\int_{SC} U \cdot (\rho \vec{U} \cdot \vec{n} dA) = F_{\text{mecânica}, x} \quad (13)$$

A força mecânica é uma força que cruza a SC, é a ação do perfil sobre o fluido. Fisicamente, é a força mecânica exercida por um suporte onde o perfil está preso, suporte este que cruza a SC. Ela existe para manter o perfil estacionário, para que não seja carregado pela corrente de ar. O arrasto total,  $D$ , é a reação a esta força, isto é, a força que o fluido exerce no perfil. Assim, a forma final para a equação (13) é a equação (14), que avaliada nas quatro faces da SC é expressa na equação (15).

$$\int_{SC} U \cdot (\rho \vec{U} \cdot \vec{n} dA) = -D \quad (14)$$

$$\begin{aligned}
 & \int_{SC(0)} \mathbf{U}_0 \cdot (\rho \bar{\mathbf{U}}_0 \cdot \bar{\mathbf{n}}_0 dA) + \int_{SC(2)} \mathbf{U}_2 \cdot (\rho \bar{\mathbf{U}}_2 \cdot \bar{\mathbf{n}}_2 dA) \\
 & + \int_{SC(0-2)} \mathbf{U}_{02} \cdot (\rho \bar{\mathbf{U}}_{02} \cdot \bar{\mathbf{n}}_{02} dA) = -D
 \end{aligned} \tag{15}$$

O terceiro termo à direita do sinal de igualdade é o fluxo de quantidade de movimento através de 0-2, isto é, o produto do fluxo de massa através de 0-2 com a velocidade naquela face. O fluxo de massa em 0-2 também é a diferença entre os fluxos de massa que entram e saem do VC, equação (16).

$$\dot{M}_{(02)} = - \int \rho (\mathbf{U}_2 - \mathbf{U}_0) dA \tag{16}$$

Admitindo-se que a componente na direção x da velocidade  $\bar{\mathbf{U}}$  na seção (0-2) coincide com a velocidade da corrente livre, isto é  $U_{02x} = U_0$ , pode-se substituir a equação (16) em (15) para chegar a equação (17), onde após agrupamentos e simplificações temos a equação 18. Para o perfil bi-dimensional em questão, o elemento de área,  $dA$ , é o produto do diferencial de altura,  $dy$ , e a largura do perfil.

O arrasto total fica então sendo como expresso na equação 19, onde  $+y_0$  e  $-y_0$  são as posições verticais superior e inferior do escoamento na esteira, no limite da ocorrência do escoamento não perturbado. A equação (19) mostra que o produto entre a diferença de velocidade ( $U_0 - U_2$ ) com o fluxo de massa na seção (2) resulta no arrasto total exercido pelo perfil no corpo.

$$\begin{aligned}
 & - \int_{SC(0)} \mathbf{U}_0 (\rho \mathbf{U}_0 dA) + \int_{SC(2)} \mathbf{U}_2 (\rho \mathbf{U}_2 dA) \\
 & + \mathbf{U}_0 \cdot \int_{SC(0-2)} \rho (\mathbf{U}_0 - \mathbf{U}_2) dA = -D
 \end{aligned} \tag{17}$$

$$D = \int \mathbf{U}_2 \cdot \rho (\mathbf{U}_0 - \mathbf{U}_2) dA \tag{18}$$

$$D = b \cdot \int_{-y_0}^{+y_0} \mathbf{U}_2 \cdot \rho (\mathbf{U}_0 - \mathbf{U}_2) dy \tag{19}$$

Contudo, com as condições experimentais das quais se dispõem com túnel aerodinâmico utilizado no Laboratório de Mecânica dos Fluidos da UFRN, na seção (2) o perfil de velocidades já se recompôs e a velocidade  $U_2$  já é muito próxima de  $U_0$ , induzindo uma elevada incerteza na

medição da diferença ( $U_0 - U_2$ ). Assim, utilizando-se o Método de Jones, propõem-se modificações que permitem a determinação do arrasto total, conforme equação (19), porém com os valores experimentais medidos na seção (1), evitando assim as incertezas resultantes da diferença ( $U_0 - U_2$ ). As modificações são:

1) O fluxo de massa ao longo de um tubo de corrente entre as seções (1) e (2), relaciona as velocidades  $U_1$  e  $U_2$  :

$$\rho U_1 dy_1 = \rho U_2 dy_2 \quad (20)$$

2) Segundo Jones, o escoamento ocorre sem perdas entre as seções (1) e (2), isto é, a pressão total  $H$  permanece constante ao longo de cada tubo de corrente entre as seções (1) e (2):

$$H_1 = H_2, \quad (21)$$

A pressão total é definida como a soma das pressões estática e dinâmica do escoamento e, para cada plano, são definidas por:

$$\begin{aligned} H_0 &= P_0 + \frac{1}{2} \rho U_0^2 \\ H_1 &= P_1 + \frac{1}{2} \rho U_1^2 \\ H_2 &= P_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 \end{aligned} \quad (22)$$

Substituindo-se equação (20) na equação (19) tem-se que:

$$D = b \cdot \int_{-y_0}^{+y_0} U_1 \cdot \rho (U_0 - U_2) dy_1 \quad (23)$$

Sabendo-se que  $p_0 = p_2$  (a pressão atmosférica) e utilizando-se as equações (21) e (22) podem-se escrever as velocidades  $U_0$ ,  $U_1$  e  $U_2$  como exposto na equação 24, de modo que podem-se trabalhar com a equação (23) em função das pressões lidas diretamente pelo tubo de pitot, equação (25).

$$\begin{aligned} U_0 &= \sqrt{2 \frac{(H_0 - P_0)}{\rho}} \\ U_1 &= \sqrt{2 \frac{(H_1 - P_1)}{\rho}} \\ U_2 &= \sqrt{2 \frac{(H_1 - P_0)}{\rho}} \end{aligned} \quad (24)$$

$$D = 2b \cdot \int_{-y_0}^{+y_0} \sqrt{H_1 - P_1} \cdot (\sqrt{H_0 - P_0} - \sqrt{H_1 - P_0}) dy_1 \quad (25)$$

Finalmente, o coeficiente de arrasto,  $C_D$ , é então escrito na forma da equação (26), que baseia-se na área molhada do aerofólio,  $A = b \cdot c$ , onde  $b$  e  $c$  são, respectivamente, a largura e a corda do aerofólio.

$$C_D = 2 \int_{-y_0}^{+y_0} \left\{ \frac{H_1 - P_1}{\sqrt{H_0 - P_0}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{H_1 - P_0}{H_0 - P_0}} \right) \right\} d\left(\frac{y_1}{c}\right) \quad (26)$$

Como as medições ao longo do eixo  $y$  são discretas, utilizam-se o procedimento de integração numérica da fórmula de Simpson, equação (27), onde  $\Delta y$  equivale ao passo, no caso  $\Delta y = 5$  mm,  $i_k$  é o valor do integrando da equação (16) para o ponto de posição  $y_k$  na seção (1) do túnel.

$$\text{Integral} = \frac{1}{3} \frac{\Delta y}{c} \left[ i_0 + 4i_1 + 2i_2 + 4i_3 + 2i_4 + \dots + 2i_{n-4} + 4i_{n-3} + 2i_{n-2} + 4i_{n-1} + i_n \right] \quad (27)$$

#### 2.4.4. Curva Polar

Através da curva polar de arrasto podem-se estudar a aerodinâmica completa de uma aeronave, sendo essencial para a execução de um projeto ótimo. Nela, pode-se obter a relação dos coeficientes de sustentação e arrasto para vários ângulos de ataque; avaliar o desempenho da aeronave para várias situações, bem como os pontos de maior eficiência. Os valores para construção do gráfico são obtidos através de ensaios aerodinâmicos, geralmente realizados em túneis de vento, ou através de softwares específicos.

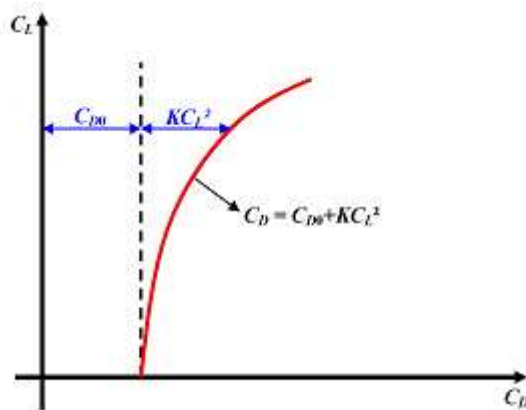
A relação entre  $C_D$  e  $C_L$  pode ser representada através da construção do gráfico ou expressa por uma equação; tanto a equação quanto o gráfico são chamados de *polar de arrasto*, (Rodrigues, 2009). A equação que define a polar de arrasto de uma aeronave pode ser obtida a partir da força de arrasto total gerada na mesma. Este é definido como o somatório dos arrastos parasita, de onda (presente em velocidades transônicas ou supersônicas), de forma e induzido, nas formas de coeficiente, sendo expresso como na equação (28).

A equação (29) representa a polar de arrasto de uma aeronave, onde:  $C_D$  representa o coeficiente total de arrasto da aeronave;  $C_{D0}$  representa o coeficiente de arrasto parasita e o termo  $K C_L^2$  representa o arrasto oriundo da produção de sustentação na aeronave. Neste caso, em função das condições de vôo da aeronave, não há geração do arrasto de onda, sendo sua parcela omitida da equação.

$$C_D = C_{D0} + C_{Dw} + C_{Di} \quad (28)$$

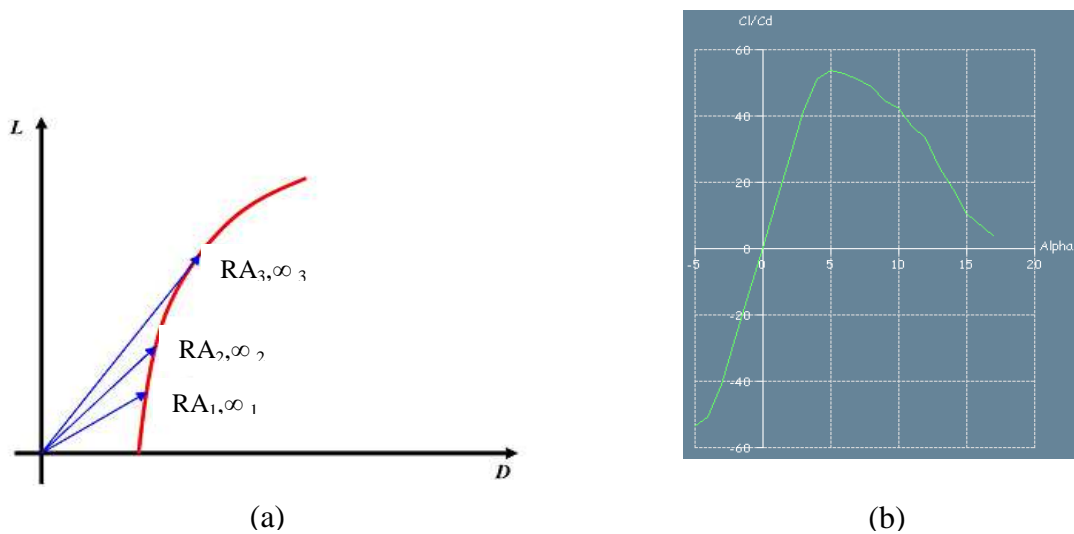
$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (29)$$

Um gráfico genérico da polar de arrasto de uma aeronave em regime subsônico é apresentado na figura (24). A origem desta forma pode ser facilmente visualizada a partir das forças aerodinâmicas que atuam em uma aeronave em vôo como já mostrado na figura (21).



**Figura 24.** Curva genérica da polar de arrasto de uma aeronave, (Rodrigues, 2009).

Para um determinado ângulo de ataque  $\alpha$ , a força resultante aerodinâmica RA forma um ângulo  $\infty$  em relação ao vento relativo. Deste modo, se RA e  $\infty$  forem desenhados em uma escala conveniente num gráfico, é possível se traçar a polar de arrasto completa de uma aeronave, certo de que para cada ângulo de ataque avaliado, um novo valor de RA e um novo valor de  $\infty$  serão obtidos. A figura (25) mostra a polar de arrasto para diversos valores de RA e  $\infty$ .



**Figura 25.** (a) Representação da resultante aerodinâmica na polar de arrasto, (Rodrigues, 2009);  
 (b) Representação da polar de arrasto para o perfil NACA0012, obtida através do XFLR5 para  $Re=300.00$ .

#### 2.4.5. Seleção do perfil

A seleção final do perfil, incluindo o da raiz e o do topo da asa, é influenciada por diversos fatores relacionados ao desempenho da aeronave, como por exemplo, e de modo geral:

- (a) O valor do coeficiente de arrasto,  $C_D$ , deve ser o menor possível para uma grande gama de coeficientes de sustentação,  $C_L$ ;
- (b) Para aviões de alta velocidade, a área máxima deve ser o menor possível, evitando assim  $C_D$  elevados devido às ondas de choque;
- (c) O valor do coeficiente do momento de picada em relação ao centro aerodinâmico deve ser o mais perto de zero possível;
- (d) O perfil deve ter a espessura adequada para armazenar membros estruturais, tanques de gasolina e etc;
- (e) O perfil da asa deve resultar em transições suaves para a situação de “stol”.

Porém, todos os fatores de desempenho, quer sejam parâmetros geométricos e/ou aerodinâmicos, devem ser relacionados sob a luz de realização da missão da aeronave.

Devendo,então, toda a análise de seleção realizar-se em vista das condições de vôo as quais está submetida a aeronave.

De outra forma não seria possível garantir a seleção do perfil de forma satisfatória, tanto quanto ao desempenho, quanto a segurança do vôo. Entendendo-se que geometria e aerodinâmica se influenciam mutuamente, abaixo seguem os principais critérios e características a serem considerados para escolha do perfil:

- a) Condições de vôo: alcance, velocidade de operação, número de Reynolds, e etc;
- b) Características aerodinâmicas do perfil: eficiência,  $C_D$ ,  $C_L$ , coeficiente de momento, CP, curva polar, ângulo crítico, e etc;
- c) Características geométricas: dimensões, arqueamento, limitações operacionais, e etc.

### 3. O JN-1

O JN-1 é um avião experimental desenvolvido pelo francês Jim Peris. Embora muito se compare seu projeto com o M-19 de Barnard, os materiais e métodos deste são mais convencionais, apresentando o JN uma construção com características de ultraleve, (Abon, 2009).

O manual de construção do JN-1 pode ser comprado, sendo sua construção acessível para qualquer amador. Contudo, segundo Fernando Abon, construtor e proprietário do JN-1 da figura (26), os planos são muito mais um esboço do que um passo-a-passo de construção; embora o custo dos planos seja baixo e muito aprendido com eles.



**Figura 26.** Avião Experimental JN-1, (Abon, 2009).

A idéia de construção do JN surgiu em uma conversa de roda, onde o interesse era uma confecção simples e barata, sem excesso de máquinas e materiais. Sob esta óptica o material base do avião é madeira, espuma e fibra de vidro (recobre os anteparos, reforços das asas, estabilizador e leme). O formato plano e quadrado é visivelmente explorado em função de sua maior simplicidade.

Em seu manual, Peris diz ser uma mola de caminhão o trem de pouso; e todos os tubos e alumínio utilizados fornecidos pela ferragem local. As asas se dobram para baixo na frente e todos os seus acessórios são de aço 4130. O Kawasaki 440 pode ser substituído por qualquer motor de

50HP; e esta é a parte mais cara da aeronave. O tempo de construção varia de acordo com a experiência e material disponíveis, porém, 500 horas parece ser um valor de média razoável.

A Tabela (2) apresenta as principais especificações técnicas da aeronave experimental JN-1.

**Tabela 2.** Principais especificações do JN-1

Envergadura	30ft
Comprimento	17ft 4in
Altura	5ft 2in
Peso vazio	320lb
Peso bruto	600lb
Capacidade de combustível	5gl
Corda da asa	55in
Área da asa	140ft <sup>2</sup>
Diedro	2dg
Incidência	2dg
Motor	Kawasaki 440
Cavalo-vapor	38
Deslocamento	440cc
Diâmetro da hélice	52in
Passo	27in
<b>Materiais</b>	
Trem de pouso	Aço
Rodas principais	Carro de mão
Bequilha	Industrial
Fuselagem	Madeira, espuma e fibra de vidro
Frame da fuselagem	Madeira
Moldes	Espuma
Asas	Madeira, espuma e fibra de vidro
Longarina	Madeira
Nervura	Espuma
Cauda	Madeira, espuma e fibra de vidro
<b>Performance</b>	
Cruzeiro	60mph
Stall	28mph
Subida e aproximação	42mph
Distancia de subida	250ft
Distancia de descida	250ft
Forca de carregamento	17.1 lbs/HP
Carga Alar	4.07lbs/sq ft
Planeio	18:1

## 4. MATERIAIS E MÉTODOS

Apresentam-se a seguir a descrição dos procedimentos experimentais adotados, abrangendo: o projeto e a construção dos perfis; o projeto do equipamento de aquisição das pressões; preparação do túnel de vento e fixação dos perfis.

### 4.1. Projeto e Construção dos perfis

Na seleção dos perfis de asa para o experimento visam-se atender as necessidades de performance da aeronave. Assim, para análise foram selecionados perfis alares de três categorias, que são dos tipos simétrico, côncavo-convexo e plano-convexo. Desta forma, podem-se enriquecer as discussões frente o embate de características para seleção do melhor perfil para a aeronave em questão.

Foram escolhidos os seguintes perfis para análise: NACA 0018; Clark Y; GA 30U-6135; NACA 6409. O perfil NACA 0018 é um NACA de quatro dígitos, o que significa um perfil simples; possui arqueamento igual a zero, ou seja, é um perfil simétrico, usualmente utilizado em vôos acrobáticos por gerar a mesma sustentação quando a aeronave voa em dorso; com espessura máxima elevada este perfil é sugerido para aeronaves de baixa velocidade e pesadas, que possuem elevada área alar (área da asa).

O perfil Clark Y é plano-convexo, um tipo de perfil bastante sustentador, porém não utilizado para altas velocidades; sua espessura máxima moderada não compromete a sustentação; seu intradorso plano é um grande facilitador para sua construção, além de apresentar uma suave transição para a situação de estol.

O perfil GA 30U-6135 é côncavo-convexo, tipo de perfil que gera a maior sustentação, porém, maior arrasto; quando comparado aos perfis plano-convexo gera menor arrasto e menor momento para maiores valores de sustentação, além de atingir o estol em ângulos mais elevados; sua espessura mediana propicia vantagem estrutural sem interferir na negativamente na aerodinâmica.

O perfil NACA 6409, também de quatro dígitos, é um perfil simples; do tipo côncavo-convexo, permite maior sustentação, principalmente pela curvatura do seu intradorso que sugere altas velocidades; sua reduzida espessura máxima confere mínima resistência e elevada sustentação.

A partir da seleção dos perfis confeccionaram-se seções de asa que representam os modelos escolhidos. Desta forma, quatro aerofólios foram construídos em mdf de 3mm com as dimensões segundo a tabela (3).

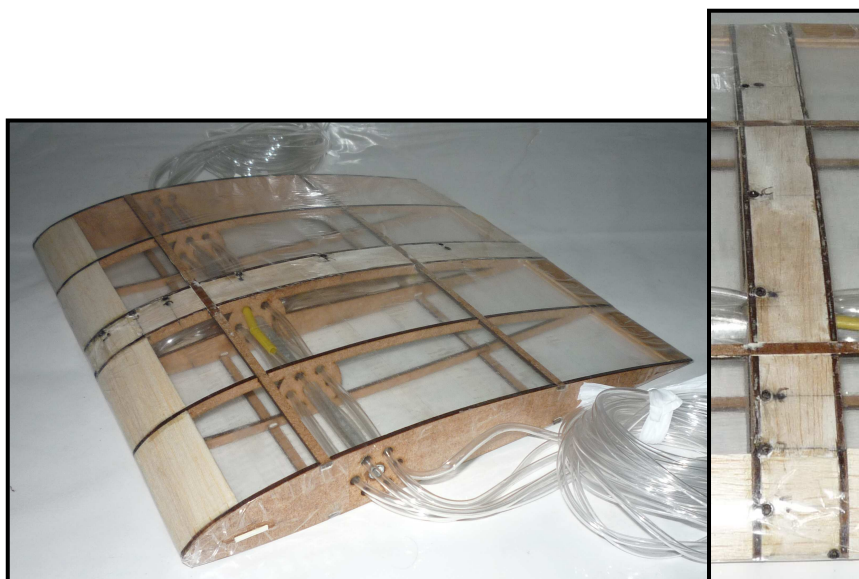
**Tabela 3.** Dados sobre os perfis trabalhados

<b>Modelo</b>	<b>Clark Y</b>	<b>NACA 6409</b>	<b>NACA 0018</b>	<b>GA 30-U 6135</b>
Classificação	Plano- convexo	Côncavo-convexo	Biconvexo Simétrico	Côncavo-convexo
Corda	300mm	300mm	300mm	300mm
Envergadura	300mm	300mm	300mm	300mm
Espessura Máxima	35,10mm	27,03mm	54mm	40,51mm

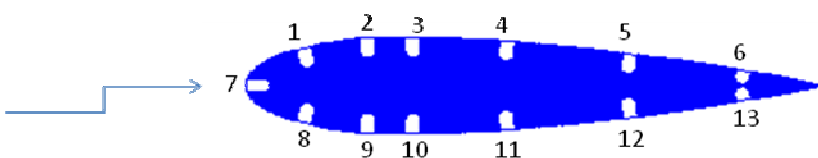
Os perfis foram cortados a laser para manter o formato preciso. Seu revestimento, inicialmente feito com papel contato foi substituído por uma fita de melhor fixação, haja visto a ocorrência de perda de aderência do papel contato com o tempo, provocando ondulações na superfície do perfil. Lâminas de madeira balsa deram apoio a cobertura de fita, além de garantir o contorno do perfil.

O reforço de madeira foi utilizado, porém, apenas no aerofólio com o perfil Clark Y; nos modelos seguintes cortes de garrafas PET proporcionaram a base para fixação da fita, bem como o contorno do perfil. Tal mudança se deu pela melhor trabalhabilidade com o plástico, além da melhor resistência oferecida, principalmente em função do manuseio, uma vez que a madeira balsa é bastante tênue.

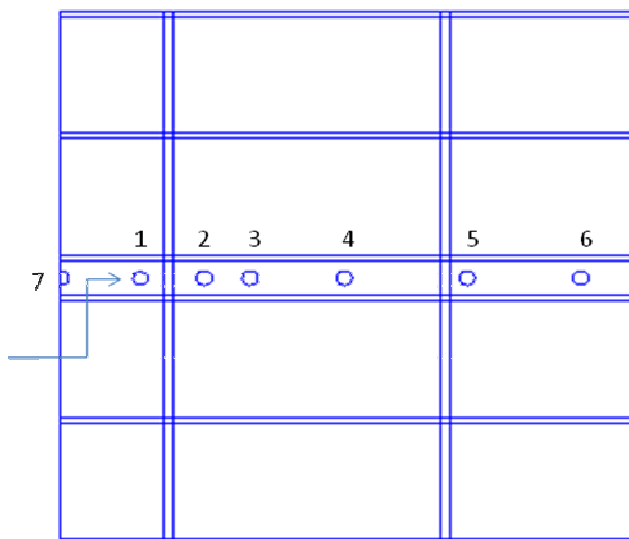
Treze mangueiras de  $\varnothing_e 4\text{mm}$  e  $\varnothing_i 3\text{mm}$  atravessam a secção transversal da asa, possibilitando as tomadas de pressão, uma vez que estão fixas perpendicularmente a superfície da “asa”. A figura (27) mostra o detalhe das tomadas de pressão e as figuras (28), (29), (30) e (31) exibem os aerofólios construídos.



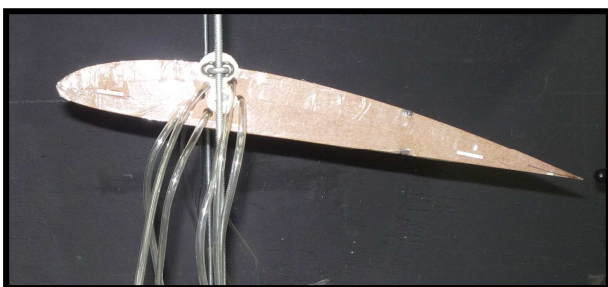
Tomadas de pressão  
Vista lateral do perfil



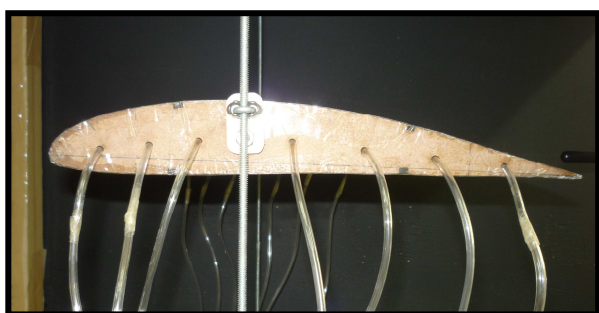
Orifícios para tomada de pressão  
Vista de topo do perfil



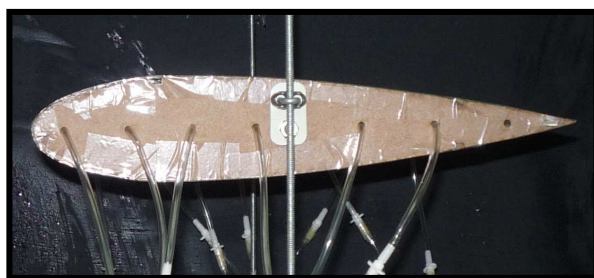
**Figura 27.** Detalhe dos orifícios para tomadas de pressão.



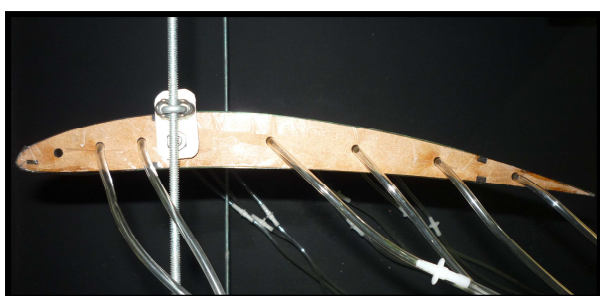
**Figura 28.** Aerofólio com perfil Clark Y.



**Figura 29.** Aerofólio com perfil GA 30-U 613.5.



**Figura 30.** Aerofólio com perfil NACA 0018.

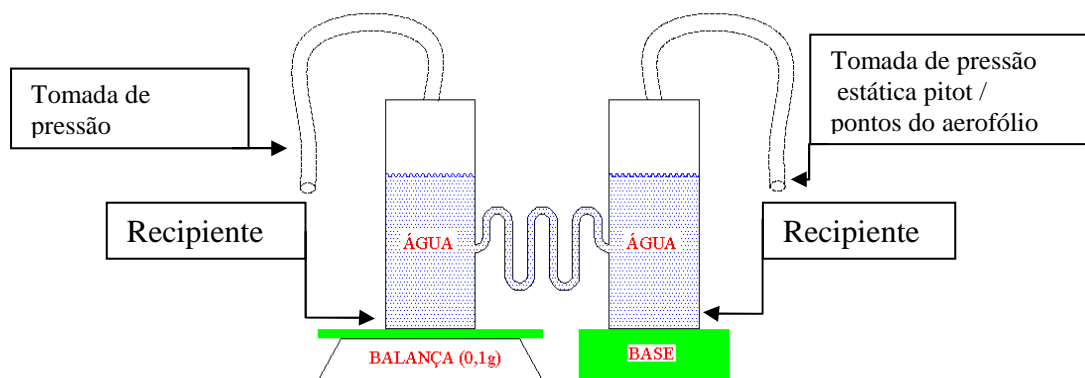


**Figura 31.** Aerofólio com perfil NACA 6409.

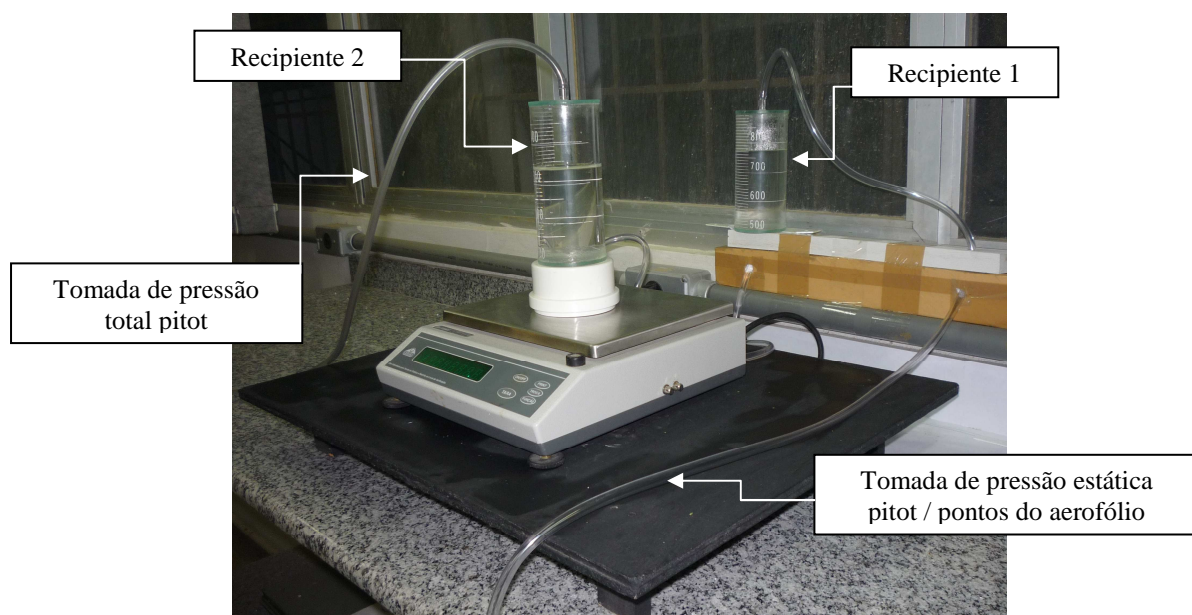
#### 4.2. Monitoramento e distribuição das pressões

Na impossibilidade de realizar o monitoramento da pressão e velocidade do escoamento através de um micromanômetro digital, como inicialmente previsto, foi desenvolvido um manômetro para instrumentação em túnel. Após longo tempo de análise e estudo para a construção de um manômetro, optaram-se por uma medida alternativa, a da massa deslocada a partir da força do vento (ar soprado).

Dois recipientes iguais, com água e com suas saídas e entradas bem orientadas, sendo um deles posta numa balança, formam um equipamento de medição inicialmente de massa, mas que revela a pressão incidente no ambiente ao qual estão conectadas as suas saídas, figura (32).



(a)



(b)

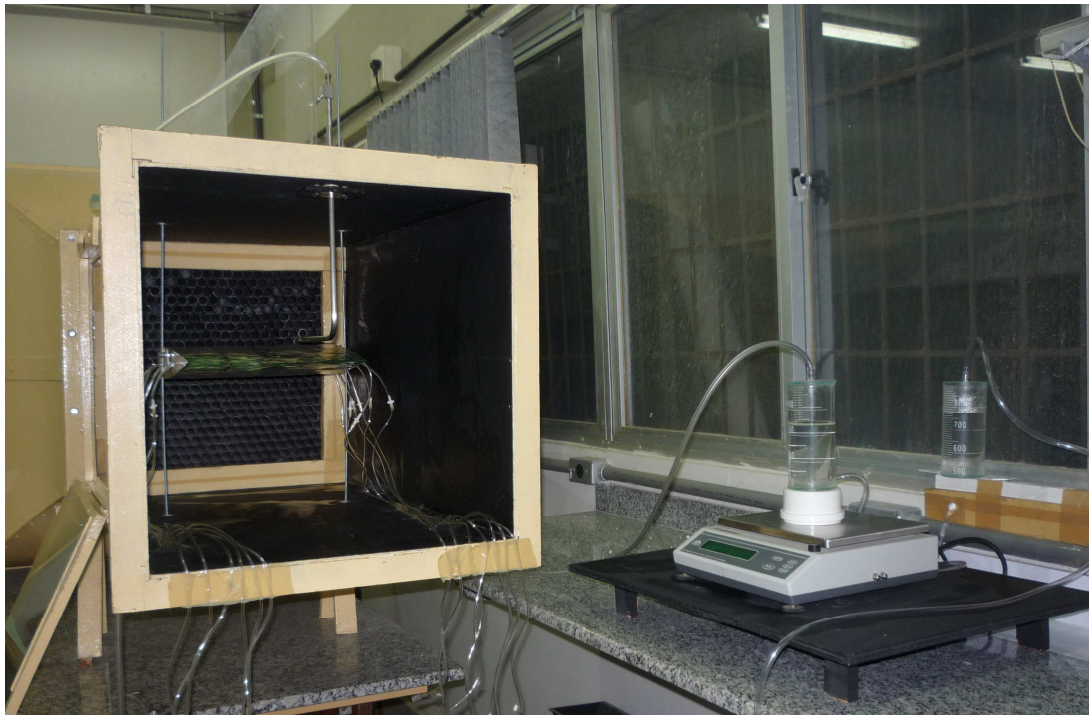
**Figura 32.** (a) Modelo esquemático do manômetro; (b) Manômetro alternativo para experimentação em túnel aerodinâmico.

Conforme ilustrado no esquema da figura (32), o recipiente nº1 está fixo à bancada por uma base, enquanto o recipiente nº2 está sobre a balança de precisão. Os recipientes nº1 e nº2 são de vidro, possuem o mesmo diâmetro ( $\varnothing=60\text{mm}$ ), contém água como fluido de trabalho e estão conectados por meio de uma mangueira ( $\varnothing=8\text{mm}$ ).

À saída do recipiente nº1 está conectada uma mangueira ( $\varnothing=8\text{mm}$ ), que ora recebe a tomada de pressão estática do tubo de pitot, para os ensaios de arrasto, e ora recebe as tomadas de pressão da superfície do aerofólio, para os ensaios de sustentação.

À saída do recipiente nº2 está conectada uma mangueira ( $\varnothing=8\text{mm}$ ), que está conectada a tomada de pressão total do tubo de pitot.

Ao ligar o túnel aerodinâmico o ar desloca-se na seção de saída sendo interceptado pelo tubo de pitot. Como a saída de pressão estática e a saída de pressão total do tubo de pitot estão conectadas as mangueiras dos recipientes nº1 e nº2, o ar soprado no túnel alcança os recipientes. A diferença de pressão provoca alteração na quantidade de massa de água dos recipientes, e esta alteração de massa é verificada pela balança. A balança digital utilizada é o modelo BG 4001 da fabricante GEHAKA, possui faixa de indicação de 2,5 a 4.040 g com menor divisão de 0,1g. A figura (33) mostra o manômetro ligado ao túnel aerodinâmico.



**Figura 33.** Manômetro ligado ao túnel aerodinâmico

Deduzindo-se a equação (30), com a consideração que  $\Delta h$  equivale a variação da altura nos dois recipientes e, portanto,  $h = \Delta h/2$ , obtêm-se a equação (32) que fornece a diferença de pressão através da variação mássica nos recipientes.

$$\Delta P = \rho \cdot g \cdot h \quad (30)$$

$$V = m/\rho \quad (31)$$

$$V = \pi \cdot r^2 \cdot (\Delta h/2) \quad (32)$$

$$\Delta h = 2 \cdot V / (\pi \cdot r^2) \quad (33)$$

$$\Delta h = 2 \cdot m / (\rho \cdot \pi \cdot r^2) \quad (34)$$

Substituindo-se a equação (34) na equação (30), obtêm-se a equação de trabalho (36):

$$P = (2 \cdot m \cdot \rho \cdot g) / (\rho \cdot \pi \cdot r^2) \quad (35)$$

$$P = (2 \cdot m \cdot g) / \pi r^2 \quad (36)$$

Onde,  $P$  = pressão;  $m$  = massa;  $g$  = aceleração da gravidade;  $r$  = raio do recipiente;  $V$  = volume;  $\rho$  = densidade.

O manômetro permite a leitura da distribuição de pressão sobre o modelo em teste, uma vez que a ele são conectadas as mangueiras para tomada de pressão fixadas à superfície do aerofólio. Com o valor da pressão em cada ponto de quebra de sessão foi possível, através da aplicação da equação (5), obter os valores de sustentação referentes a cada tipo de perfil.

Para análise dos aerofólios em função de seus valores de coeficiente de sustentação,  $C_L$ , foi necessário obter esse dado para vários ângulos de ataque,  $\alpha$ . Haja visto que a polar de arrasto exibe o comportamento aerodinâmico do perfil para vários ângulos de ataque, possibilitando uma leitura para as diversas condições de vôo da aeronave. No entanto, um gráfico de curva polar com uma ampla faixa de valores de  $\alpha$  só é viável de se plotar através de simulação com softwares específicos.

Com isto, trabalharam-se os aerofólios sob a inclinação de  $\alpha$  em  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ . Os ângulos foram escolhidos de modo a varrer uma gama ampla de dados, sem necessariamente chegar ao valor referente ao  $C_L$  máximo, uma vez que, este pode ocorrer em ângulos diferentes para cada perfil mesmo mediante condições idênticas de teste.

Ou seja, para obtenção de dados acerca da sustentação, cada aerofólio teve seus 13 pontos de tomadas de pressão varridos para cada um dos cinco ângulos de ataque estudados. E, para cada

ângulo trabalhado repetiu-se o ensaio cinco vezes, dos quais foram aproveitados os resultados de três medições, sendo eliminadas as medidas extremas.

Com o deslocamento do tubo de pitot ao longo do eixo vertical na saída do túnel, com incrementos  $\Delta y=5\text{mm}$ , foi possível varrer uma cota de no mínimo o dobro da espessura máxima de cada modelo de perfil no fim da esteira turbulenta do escoamento. Ou seja, foi analisada toda a região invólucra do escoamento, garantindo informações verossímeis sobre o perfil num volume de controle de duas vezes a altura do perfil na direção transversal ao escoamento. Desta forma, através da aplicação dos dados de pressão na equação (26), obteveram-se os valores de arrasto relativos a cada seção de asa.

Assim como para o cálculo da sustentação, para definição do coeficiente de arrasto realizaram-se medições nos cinco ângulos de ataque pré-definidos ( $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ ). Com o aerofólio posicionado em cada ângulo realizaram-se cinco medições na região invólucra ao escoamento de cada perfil; ou seja, o equivalente a 60mm ao longo do eixo y da seção do túnel, contados 30mm acima e 30mm abaixo do bordo de fuga de cada aerofólio.

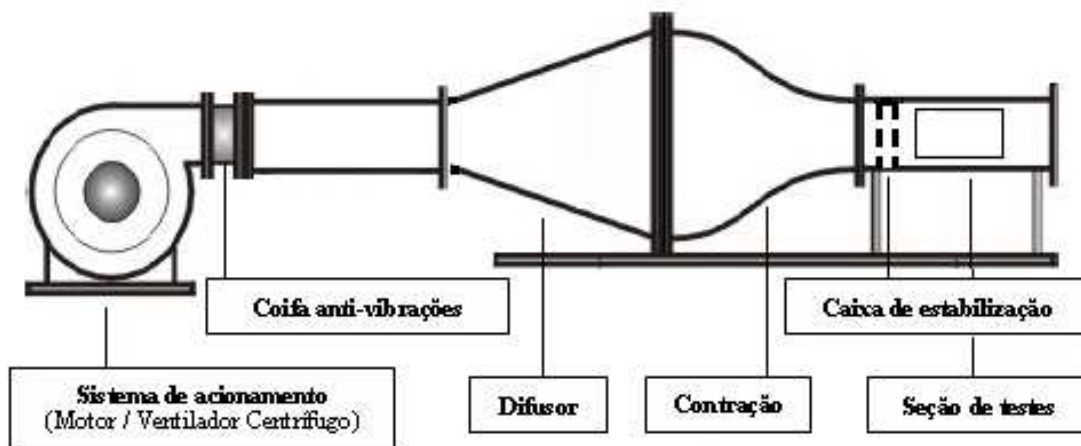
### 4.3. Túnel aerodinâmico

Para simulação do escoamento de ar sobre os perfis de asa utilizaram-se de um túnel aerodinâmico, figuras (34) e (35). Construído por (Ford, 2008) o túnel utilizado é um modelo de circuito aberto, tipo soprador, com as seguintes características: comprimento total de 4,5m; seção de ensaio com dimensões de 0,50m x 0,50m, com área de  $0,25\text{m}^2$ ; velocidade máxima de aproximadamente 6,3m/s, obtida usando um motor elétrico monofásico com potência máxima de 5HP (3.7kW); difusor com razão de contração de 2:1 (segundo Catalano (1998), aumenta a velocidade do fluido devido a diminuição da pressão).

Em seu trabalho, (Ford, 2008) detalha o túnel por ele construído: “o ar é soprado por um ventilador centrífugo, movido por um motor elétrico de corrente alternada. O ar passa por um difusor no qual há em sua extremidade de saída há uma tela do tipo colméia. Nesse momento, o ar sofre uma perda de pressão em decorrência da tela e do atrito com as paredes.

A função da tela é diminuir as grandes perturbações (vórtices), proporcionando um escoamento mais uniforme (laminar) na saída do difusor. Após o difusor, o escoamento sofre uma aceleração, devido à presença de uma contração na qual o escoamento sofre uma perda de pressão, isto é, converte-se em energia cinética (velocidade) que se dirige à seção de ensaio. A construção das

estruturas do túnel (difusor, contração, seção de ensaio), foi realizada por (Ford, 2008) mediante técnicas de (Catalano,1998). A tela de uniformização do escoamento; coifa para reter as vibrações provenientes do motor; e hélice do motor para geração do vento foram construídas mediante técnicas utilizadas no Laboratório de Aerodinâmica de Carrocerias de Veículos da Universidade Luterana do Brasil – ULBRA.”

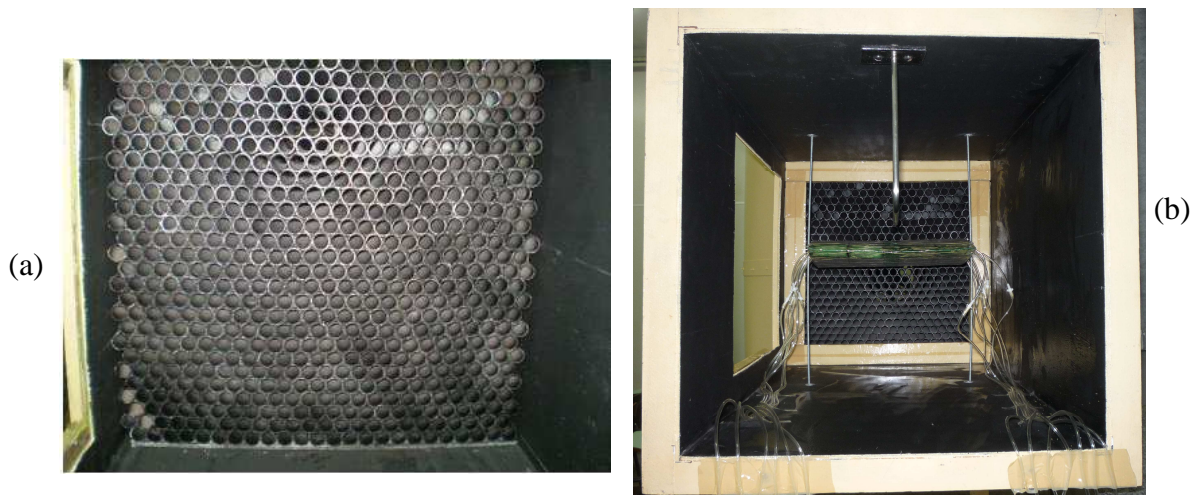


**Figura 34.** Modelo esquemático do túnel aerodinâmico, (Ford 2008).



**Figura 35 .** Túnel aerodinâmico utilizado para os ensaios, (Ford, 2008).

Com o objetivo de aumentar a velocidade do escoamento, a caixa de uniformização do tipo colméia, construída com 625 tubos de PVC de 20mm de diâmetro cada um, com 200mm de comprimento, precisou ter sua seção transversal reduzida. Desta forma, a saída do fluxo de ar se deu em uma seção de  $0,16\text{m}^2$  ao invés de  $0,25\text{m}^2$ , como originalmente. A Figura (36) mostra a caixa de uniformização antes e depois da redução de seção.

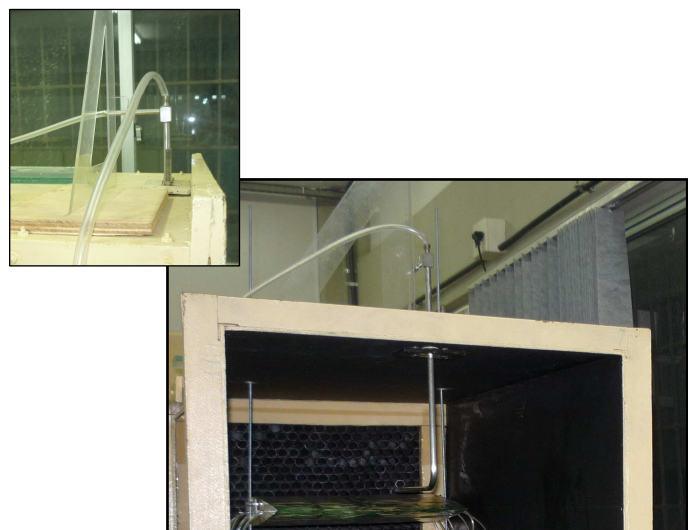


**Figura 36.** Caixa de uniformização tipo colméia:  
(a) Sem redução de área (b) com redução de área

O tubo de “Pitot” modelo 160, também necessitou de ajustes quanto ao seu posicionamento e deslocamento. Posicionado no meio da seção de ensaio a uma distância de 25 cm das paredes laterais do túnel, região na qual está menos sujeito a interferências do atrito com o interior da seção, o tubo precisa garantir seu perpendicularismo com a base ao varrer a cota especificada, figura (37). Conforme mostrado na figura (38) um aparato guia foi acoplado ao túnel para alinhar o movimento do tubo de pitot; sendo utilizado também para marcação dos pontos de leitura no eixo vertical.



**Figura 37.** Tubo de Pitot sem aparato guia de deslocamento.

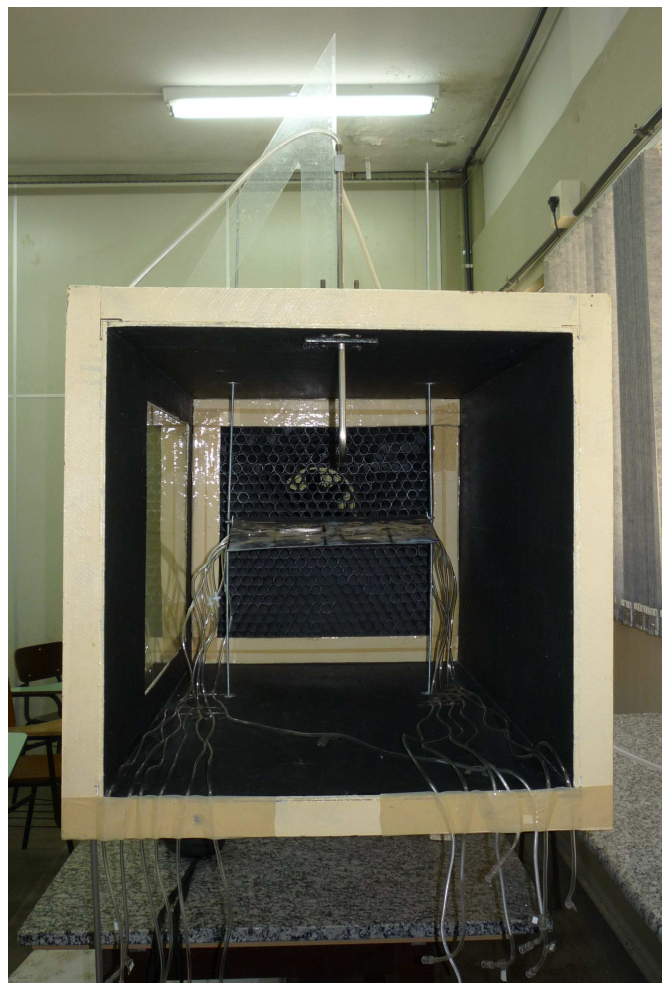


**Figura 38.** Aparato guia de deslocamento do tubo de pitot.

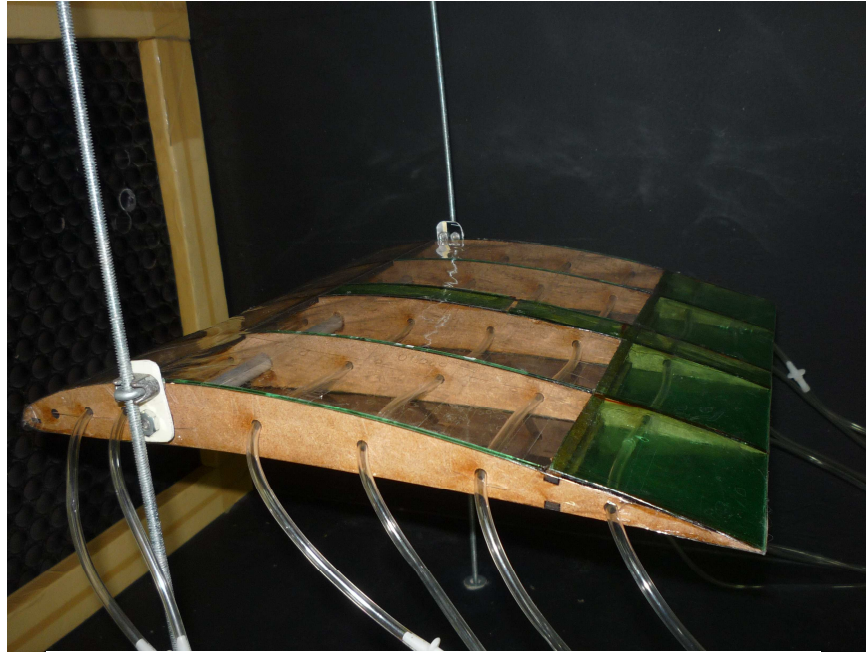
#### 4.4. Fixação dos perfis

A fixação dos perfis no túnel de vento foi feita de modo a não interferir no escoamento fluido sobre os mesmos. A longarina dos modelos, um tubo de alumínio de  $\varnothing_e=8\text{mm}$  colado no perfil a fim de evitar a rotação do mesmo, é preso por meio de braçadeiras D as duas hastes móveis transpassantes ao túnel. O posicionamento de cada perfil difere em função da localização do fim da esteira de turbulência provocada por cada modelo.

Porém, esta distância é ajustada na localização da longarina de cada aerofólio, uma vez que o tubo de pitot já é posicionado a uma distância fixa no teto do túnel. As hastes também são localizadas a uma distância fixa da saída do túnel, sendo móveis apenas no eixo vertical para possibilitar o alinhamento do aerofólio e alterar a altura do mesmo dentro da seção de teste, conforme mostrado na figura (39). A figura (40) mostra a fixação das mangueiras das tomadas de pressão, realizada de modo a não interferir no escoamento e facilitar as medições.

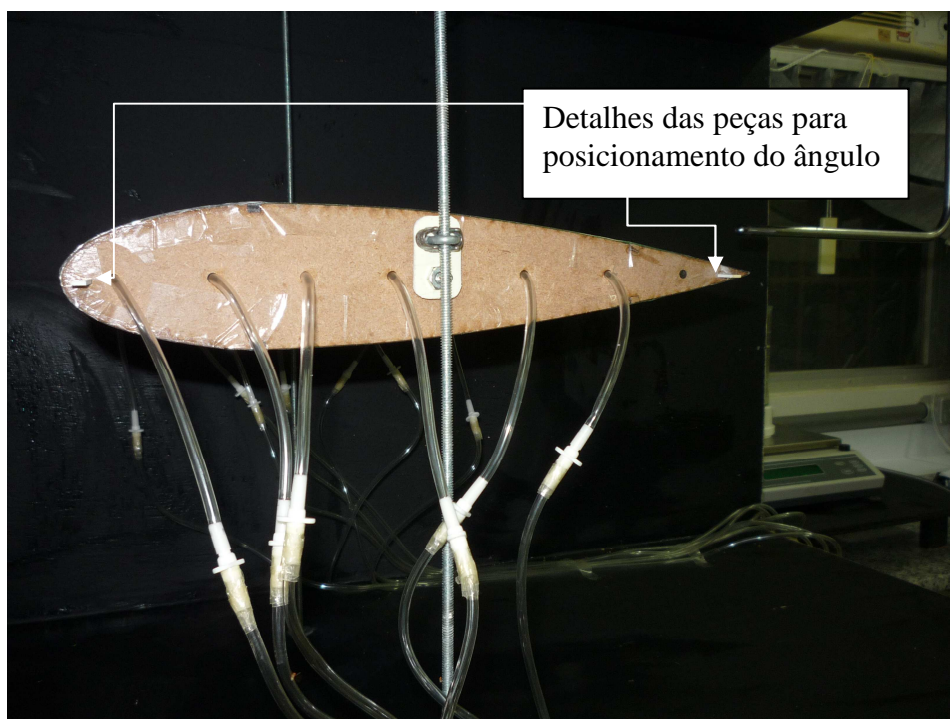


**Figura 39.** Aerofólio montado no túnel aerodinâmico.



**Figura 40.** Detalhes da fixação do aerofólio no túnel.

A rotação do perfil para o posicionamento em cada ângulo é conferida com o auxílio de esquadro ajustado especificamente para este fim. Como a corda de cada modelo está a uma altura diferente, em cada teste o esquadro recebe a marcação dos ângulos de trabalho, de modo que o degrau que demarca a corda do perfil se encaixa na marcação do esquadro, aferindo com segurança o posicionamento de cada ângulo. A figura (41) esboça os instrumentos deste ajuste.



**Figura 41.** Aerofólio com perfil NACA 0018 fixado no túnel aerodinâmico.

## 5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

São apresentados os resultados obtidos nos ensaios experimentais integrados às fórmulas do coeficiente de arrasto e de sustentação discutidas no embasamento teórico. Em cada um dos ensaios realizaram-se cinco medições, das quais foram aproveitadas três, sendo eliminadas as medidas extremas. Os resultados dos ensaios para cada ângulo de ataque estão registrados nas tabelas e gráficos a seguir. Os ensaios foram realizados sob as seguintes condições:

Temperatura ambiente: 25,5°C

Pressão atmosférica: 691 mmHg

Massa específica do ar: 1.075 Kg/m<sup>3</sup>

Número de Reynolds,  $R_e = 115.393$

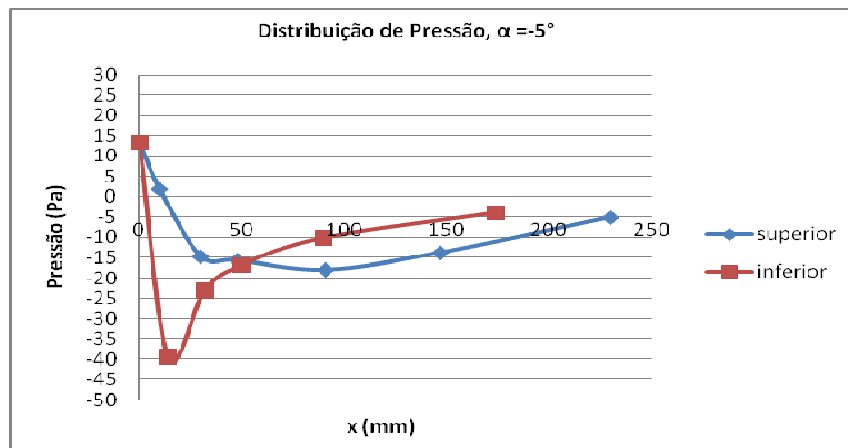
### 5.1. Resultados com o perfil Clark Y

A tabela (4) apresenta os valores médios das medições de pressão realizadas em cada um dos 12 pontos de tomada de pressão da superfície do aerofólio. As medições foram realizadas com o aerofólio posicionado nos ângulos de ataque -5°, 0°, 5°, 10° e 12°. Os dados da tabela foram utilizados para construção dos gráficos referentes a sustentação gerada pelo perfil.

**Tabela 4.** Dados referentes aos ensaios com perfil Clark Y para sustentação.

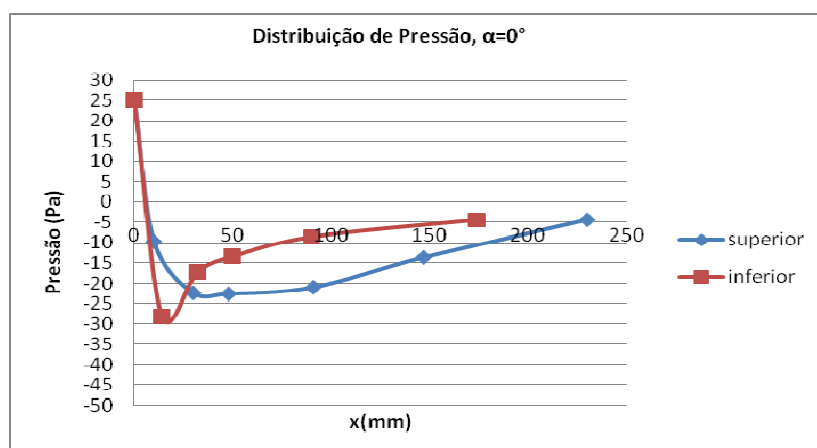
Ponto	x(mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
1	10	1,845±0,05	-9,686±0,04	-25,138±0,12	-42,665±0,11	-48,661±0,27
2	30	-14,759±0,05	-22,3708±0,08	-31,134±0,13	-39,436±0,10	-42,896±0,13
3	48	-15,682±0,05	-22,601±0,11	-26,752±0,13	-31,365±0,05	-32,287±0,14
4	91	-17,989±0,1	-20,986±0,11	-23,062±0,27	-23,754±0,11	-23,754±0,11
5	147	-13,837±0	-13,6068±0,08	-13,838±0,10	-14,529±0,10	-14,068±0,05
6	230	-5,074±0,05	-4,382±0,08	-4,382±0,08	-3,920±0,08	-3,454±0
7	0	13,376±0,05	25,138±0,013	27,674±0,04	13,837±0,29	5,765±0,20
8	14	-39,437±0	-28,136±3,81	-17,989±0,07	-5,074±0,13	-0,692±0,19
9	32	-23,062±0,05	-17,297±0,10	-11,762±0,07	-4,382±0,05	-2,075±0,27
10	50	-16,835±0,05	-13,376±0,16	-9,686±0,07	-4,151±0,05	-2,075±0,31
11	90	-10,147±0,05	-8,533±0,11	-7,380±0,08	-5,0734±0,05	-3,456±0,04
12	174	-3,920±0,05	-4,382±0,08	-3,229±0,05	-2,306±0,05	-0,922±0,14

As figuras (42-46) referem-se a distribuição de pressão no extradorso e intradorso do perfil para cada ângulo de ataque. Estes gráficos revelam como se comporta o escoamento na superfície do aerofólio.



**Figura 42.** Distribuição da pressão no perfil Clark Y,  $\alpha=-5^\circ$ .

Percebe-se que para um ângulo de ataque negativo a diferença de pressão entre a superfície inferior e superior do perfil é quase nula, gerando uma sustentação pouco significativa, muito baixa. O pico de pressão na superfície inferior é localizado no bordo de ataque do aerofólio; isto ocorre devido a inclinação negativa do aerofólio, que não permite esta região receber o deslocamento de massa fluida com intensidade.



**Figura 43.** Distribuição da pressão no perfil Clark Y,  $\alpha=0^\circ$ .

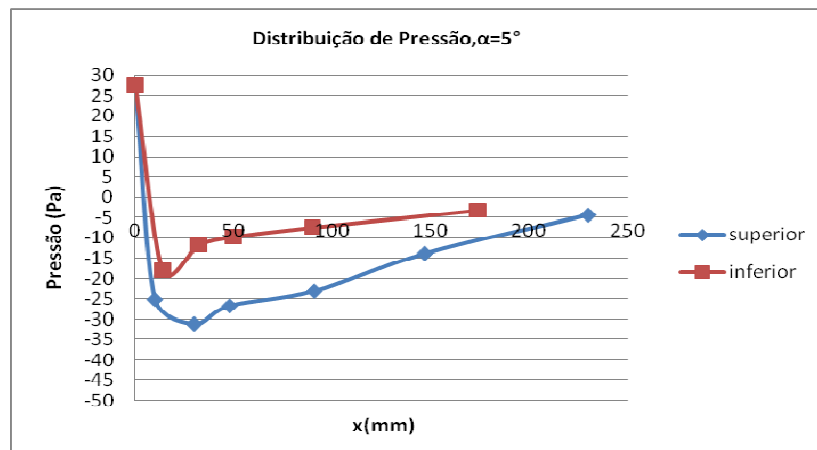


Figura 44. Distribuição da pressão no perfil Clark Y,  $\alpha=5^\circ$ .

Com o aumento do ângulo de ataque há aumento na diferença entre as pressões da superfície inferior e superior. Percebe-se mais claramente esta recuperação a partir de  $\alpha=5^\circ$ . Isto ocorre porque nestas configurações o aerofólio está posicionado em relação ao vento relativo de modo a facilitar o escoamento tanto no intradorso quanto no extradorso.

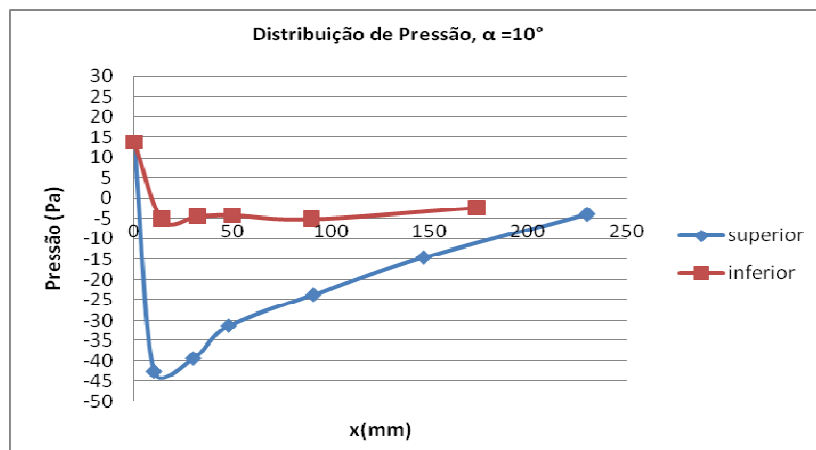
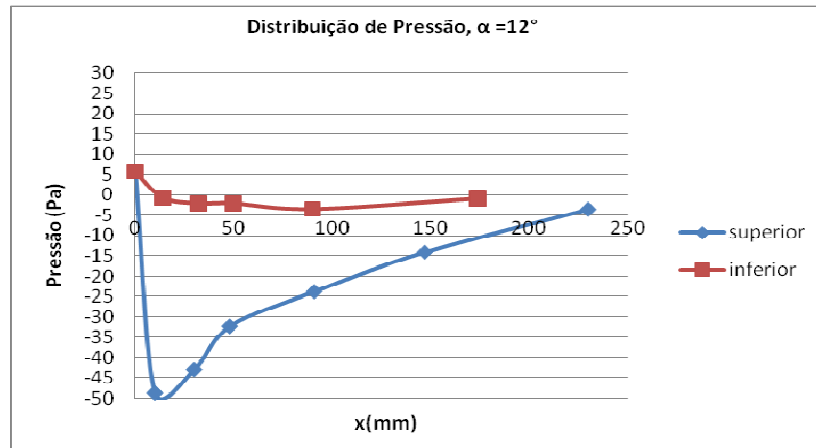


Figura 45. Distribuição da pressão no perfil Clark Y,  $\alpha=10^\circ$ .



**Figura 46.** Distribuição da pressão no perfil Clark Y,  $\alpha=12^\circ$ .

Com ângulos de ataque ainda mais elevados ( $\alpha= 10^\circ$  e  $12^\circ$ ), a posição do aerofólio é tal que a o intradorso é a região que recebe diretamente o fluxo de ar. Nesta configuração o pico negativo de pressão esta associado ao extradorso do aerofólio, resultando numa diferença de pressão positiva, o que favorece o aumento da sustentação.

A tabela (5) apresenta os valores médios de pressão lidos no fim de esteira do escoamento para cada ângulo de ataque no qual o aerofólio foi posicionado. Foi varrido um intervalo de 60mm ao longo do eixo y da seção do túnel, com incremento de 5mm, de modo a abranger o escoamento em volta do aerofólio. Estes valores foram utilizados para construção dos gráficos referentes ao arrasto gerado pelo perfil.

**Tabela 5.** Dados referentes aos ensaios com perfil Clark Y para medição do arrasto

y(mm)	Pressão (Pa), $\alpha= -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha= 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha= 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha= 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha= 12^\circ$
0	20,986±0,11	20,525±0,08	20,987±0,11	22,370±0,12	23,062±0,28
5	21,448±0	21,901±0,05	21,679±0,08	22,370±0,11	23,754±0,21
10	21,448±0,08	21,679±0,05	21,448±0,04	20,756±0,07	23,293±0,29
15	20,986±0,08	21,448±0,07	18,450±0,14	14,299±0,13	18,450±0,32
20	19,372±0,04	18,680±0,1	13,145±0,04	11,067±0,10	12,915±0,31
25	13,606±0,08	11,992±0,05	9,455±0,05	10,609±0,08	9,455±0,25
30	11,067±0,13	10,378±0,1	13,145±0,1	15,913±0,04	12,684±0,40
35	11,992±0,12	14,068±0,05	17,989±0,13	20,064±0,07	17,527±0,36
40	16,374±0,15	18,219±0,13	20,756±0,04	21,677±0,05	21,217±0,38
45	19,833±0,08	20,987±0,15	21,909±0,08	22,831±0,10	21,679±0,39
50	20,756±0,04	20,987±0,11	21,217±0,08	22,130±0,1	22,370±0,05
55	21,448±0,07	21,448±0,07	22,370±0,08	22,601±0,10	22,370±0,13
60	21,678±0,08	21,448±0,04	22,601±0,08	22,831±0,04	23,062±0,08

As figuras (47-51) referem-se a distribuição da pressão no fim de esteira do escoamento sobre o aerofólio para cada ângulo de ataque.

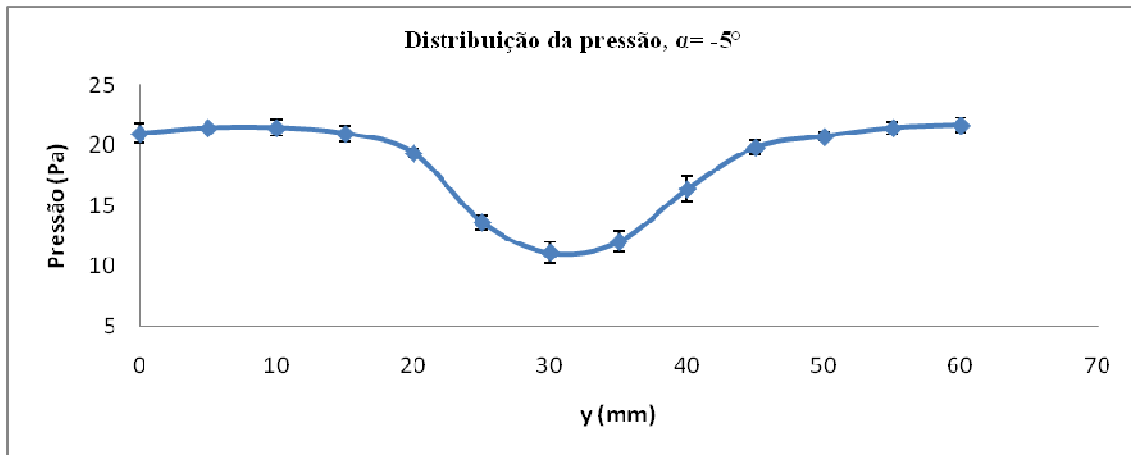


Figura 47. Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = -5^\circ$ .

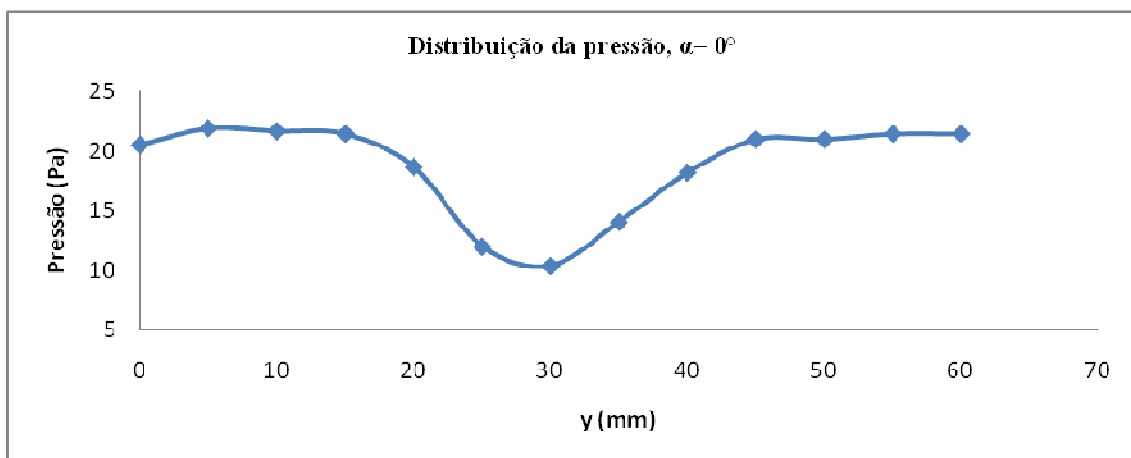
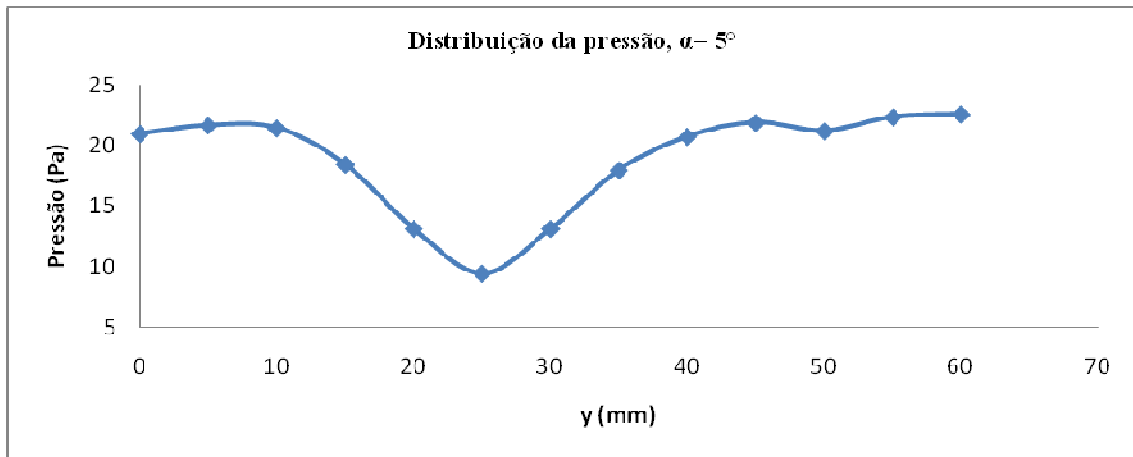
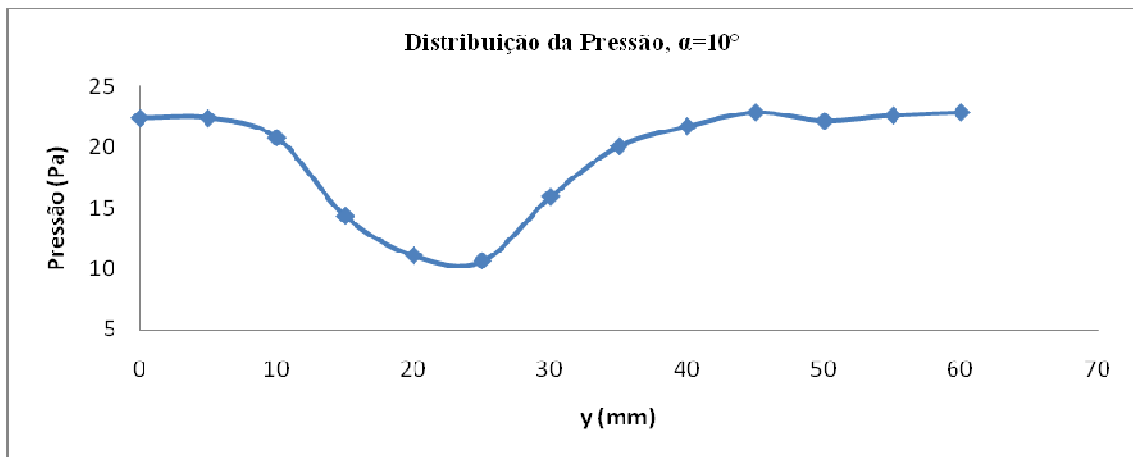


Figura 48. Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha = 0^\circ$ .

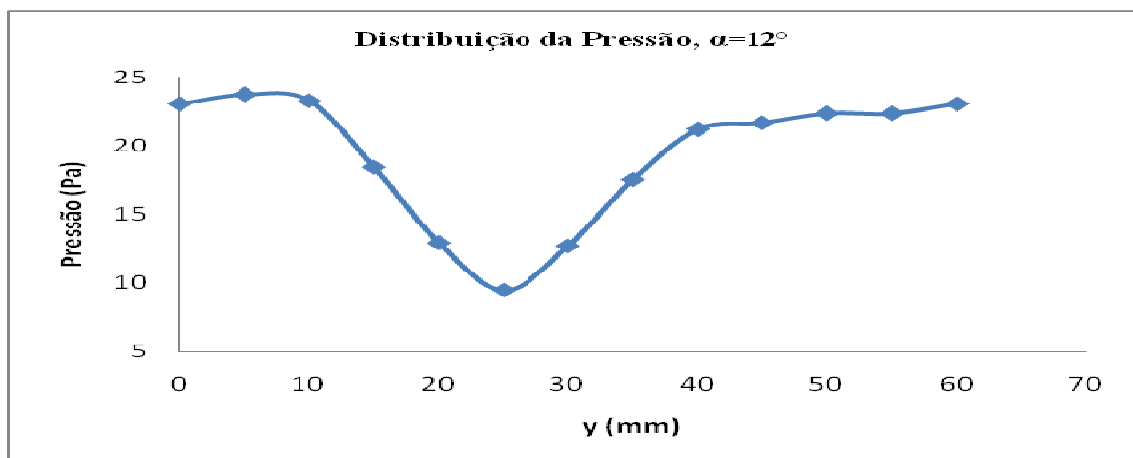
Na análise do escoamento no fim de esteira percebe-se que a maior variação de pressão é na região do bordo de fuga do aerofólio. Isto ocorre devido ao escoamento não contornar toda a superfície do perfil, formando turbilhonamento.



**Figura 49.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha=5^\circ$ .



**Figura 50.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha=10^\circ$ .

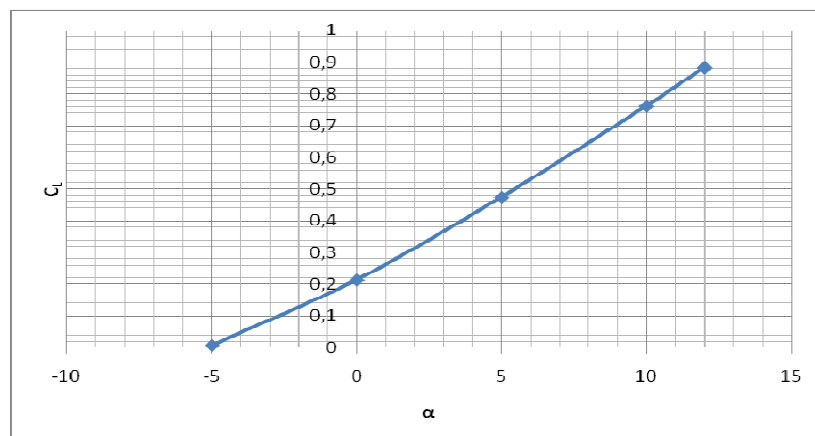


**Figura 51.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil Clark Y,  $\alpha=12^\circ$ .

A medida que o ângulo de ataque aumenta percebe-se mudança na localização, em relação ao eixo y, onde ocorre a maior variação de pressão. Isto ocorre em função da localização do bordo de fuga, que é alterada com o posicionamento em cada ângulo de ataque. No entanto, mesmo com diferença na localização, a faixa de variação da pressão permanece sem alterações significativas para este perfil; o que significa dizer que, positivamente, o Clark Y não apresenta uma variação brusca em seu arrasto.

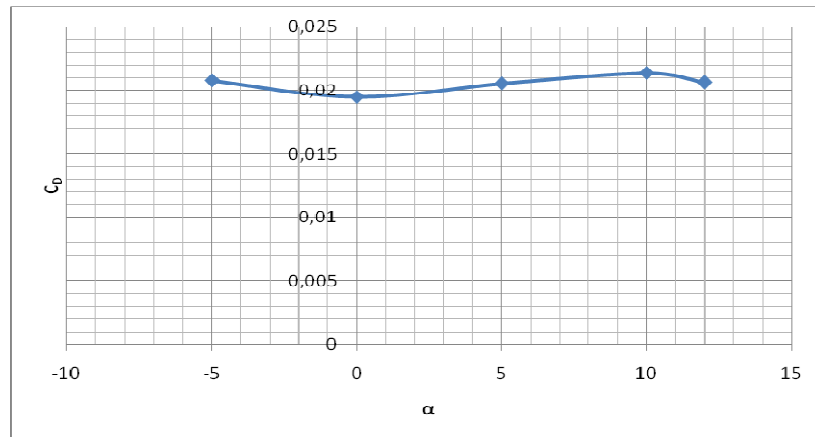
Observa-se também que a medida que a inclinação do aerofólio aumenta, a variação da pressão no extradorso é mais significativa do que nos pontos referentes a região abaixo do bordo de fuga. Isto justifica-se pelo maior gradiente de pressão formado nesta região que não recebe o fluxo de ar com intensidade

Os gráficos das figuras (52), (53) e (54) são referentes as relações  $C_L \times \alpha$ ,  $C_D \times \alpha$ ,  $C_L/C_D$ , respectivamente. Estas relações esboçam as principais informações sobre a eficiência aerodinâmica do perfil.



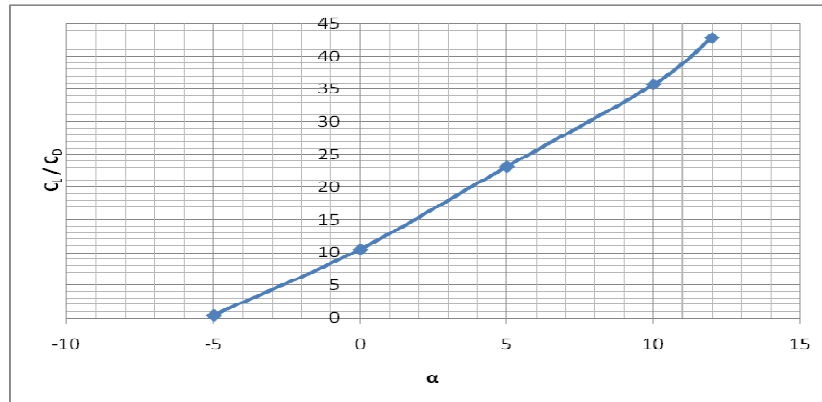
**Figura 52.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil Clark Y.

O gráfico da figura (52) relaciona o coeficiente de sustentação  $C_L$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para o perfil Clark Y percebe-se que em ângulo negativo a sustentação é insignificante, havendo recuperação a medida que aumenta a inclinação do aerofólio em relação ao vento relativo. Neste gráfico não é mostrado o ângulo crítico no qual a aeronave entra em situação de estol, o que significa dizer que até  $\alpha=12^\circ$  o aerofólio está desenvolvendo sustentação.



**Figura 53.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil Clark Y.

O gráfico da figura (53) relaciona o coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para este perfil percebe-se a variação do arrasto ocorrendo dentro de uma pequena faixa de valores e de modo não abrupto de um ângulo para outro. Isto quer dizer que não há variações bruscas na resistência aerodinâmica de aerofólios com este perfil.



**Figura 54.**  $C_L / C_D \times \alpha$  - Perfil Clark Y.

O gráfico da figura (54) expõe a eficiência aerodinâmica do perfil Clark Y, relacionando a razão entre coeficiente de sustentação  $C_L$  e coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Percebe-se que o ângulo de máxima eficiência é  $12^\circ$ , sendo possível que se alcance ainda valores maiores; este ângulo representa a situação na qual se obtém a maior eficiência aerodinâmica, ou seja, o aerofólio apresenta a maior sustentação com a menor penalização de arrasto possível. Neste ângulo a razão  $C_L / C_D$  é de aproximadamente 42.

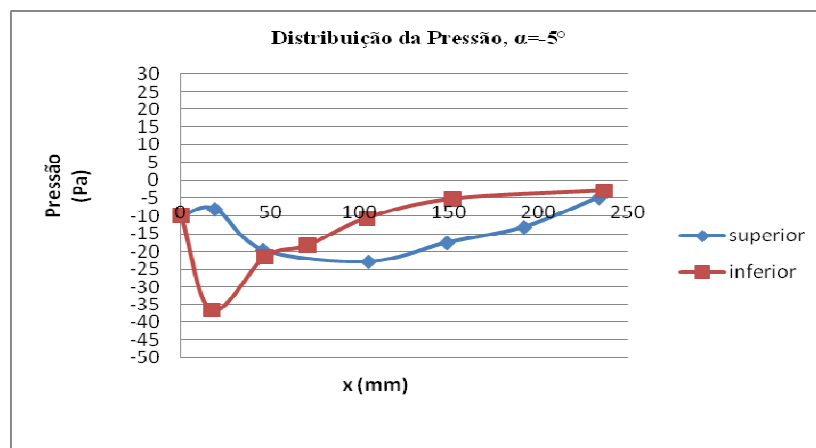
### 5.2. Resultados com o perfil GA 30 U-6135

A tabela (6) apresenta os valores médios das medições de pressão realizadas em cada um dos 13 pontos de tomada de pressão da superfície do aerofólio. As medições foram realizadas com o aerofólio posicionado nos ângulos de ataque  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ . Os dados da tabela foram utilizados para construção dos gráficos referentes a sustentação gerada pelo perfil.

**Tabela 6.** Dados referentes aos ensaios com perfil GA 30 U-3135, para sustentação.

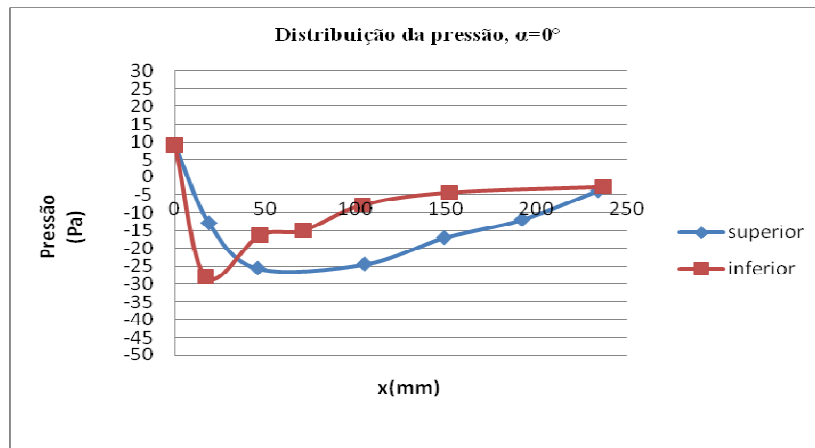
Ponto	x(mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
1	19	-8,072±0,36	-12,915±0,08	-19,833±0,05	-25,599±0,08	-28,366±0,07
2	46	-19,603±0,12	-25,599±0,1	-33,209±0,07	-37,361±0,04	-39,667±0,05
3	105	-22,832±0,33	-24,446±0,11	-26,982±0,07	-27,444±0,20	-27,674±0,04
4	149	-17,527±0,05	-17,066±0,05	-17,758±0,05	-17,758±0,05	-17,527±0,05
5	192	-13,145±0,07	-11,992±0,08	-11,761±0,13	-11,069±0,04	-10,608±0,11
6	234	-4,843±0,13	-3,921±0,08	-3,689±0,05	-3,459±0,04	-2,998±0,05
7	0	-9,917±0,08	9,225±0,05	16,835±0,08	17,758±0,11	16,604±0,07
8	17	-36,670±0,15	-27,905±0,08	-18,911±0,08	-11,531±0,08	-7,379±0,05
9	47	-21,448±0,07	-16,374±0,11	-12,684±0,05	-8,763±0,11	-6,226±0,04
10	71	-18,212±0,17	-14,990±0,14	-11,992±0,08	-8,071±0,05	-5,765±0,05
11	104	-10,609±0,10	-7,841±0,05	-6,226±0,04	-3,459±0,04	-1,844±0,05
12	152	-5,304±0,08	-4,381±0,11	-2,998±0,05	-1,383±0,04	-0,922±0,10
13	237	-2,999±0,05	-2,767±0,04	-2,075±0,04	-1,383±0,04	-0,691±0,08

As figuras (55-59) referem-se a distribuição de pressão no extradorso e intradorso do perfil para cada ângulo de ataque. Os gráficos destas figuras revelam como se comporta o escoamento na superfície do aerofólio.



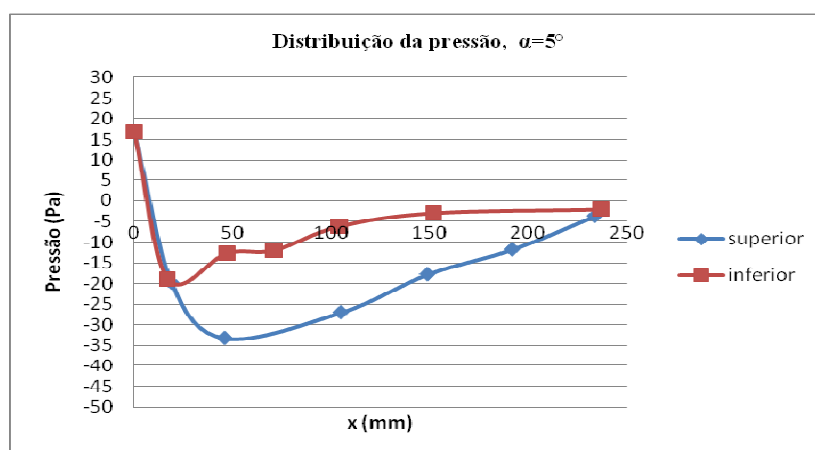
**Figura 55.** Distribuição da pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha = -5^\circ$ .

Observa-se que mesmo em ângulo negativo a diferença de pressão entre a superfície inferior e a superfície superior é significativa, o que sugere uma sustentação considerável e uma faixa mais ampla para os ângulos em que o perfil gera sustentação.



**Figura 56.** Distribuição da pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha=0^\circ$ .

Com ângulo de ataque em zero grau observa-se um escoamento equilibrado tanto no extradorso quanto no intradorso do aerofólio, sem que os picos de pressão sejam mais pronunciados em uma superfície do que em outra. Percebe-se, porém, que devido a curvatura no intradorso, nesta superfície os valores de pressão medidos são consideravelmente maiores, gerando sustentação.



**Figura 57.** Distribuição da pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha=5^\circ$ .

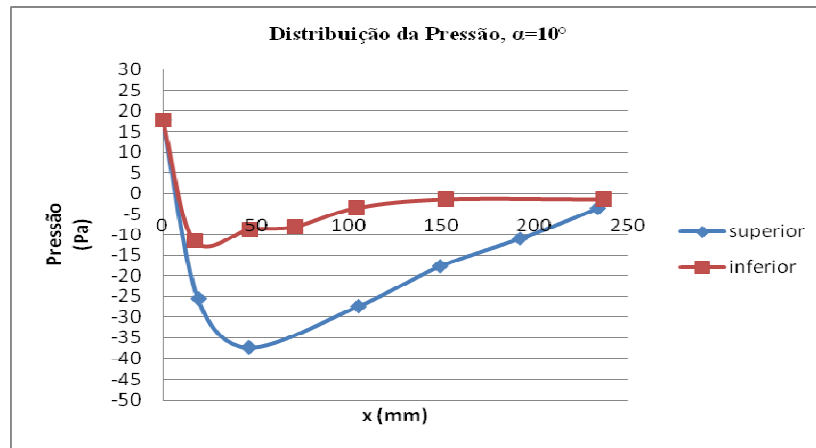


Figura 58. Distribuição da pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha=10^\circ$ .

Percebe-se que a medida que o ângulo de ataque aumenta, a diferença de pressão entre a superfície inferior e superior também aumenta; assim como os picos de pressão se localizam na região do bordo de ataque que está no extradorso do aerofólio. Isto ocorre devido a intensidade do vento relativo ser maior no intradorso, associado a curvatura desta superfície.

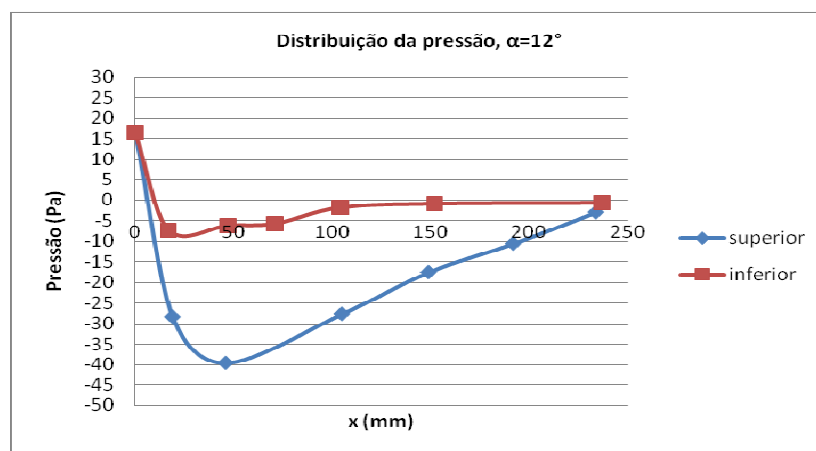


Figura 59. Distribuição da pressão no perfil GA 30U-6135,  $\alpha=12^\circ$ .

Os gráficos referentes ao GA30U-613.5 demonstram que a distribuição de pressão não varia bruscamente com o ângulo de ataque. Isto sugere que este perfil apresenta um comportamento estável, com geração de sustentação considerável, gradual, mas sem mudanças bruscas.

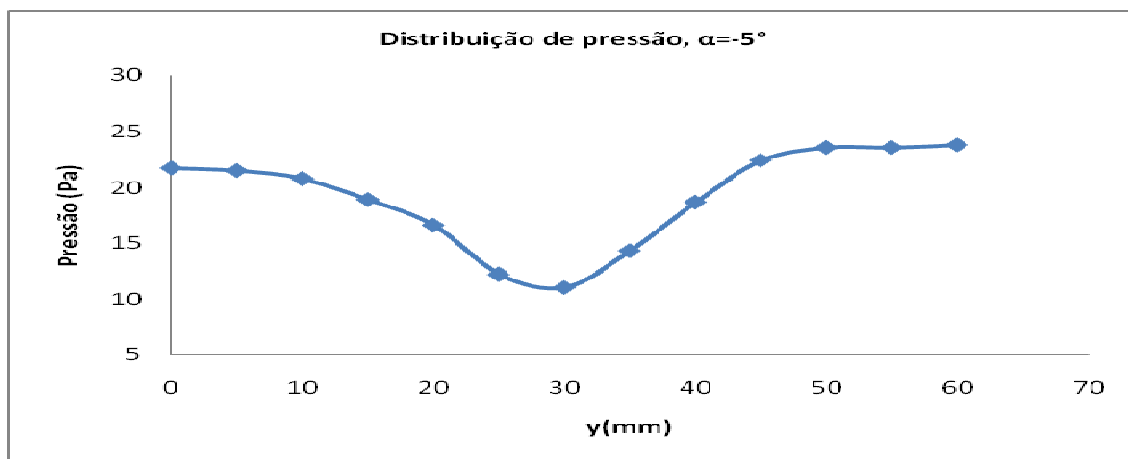
A tabela (7) apresenta os valores médios de pressão lidos no fim de esteira do escoamento para cada ângulo de ataque no qual o aerofólio foi posicionado. Foi varrido um intervalo de 60mm ao longo do eixo y e da seção do túnel, com incremento de 5mm, de modo a abranger o escoamento

em volta do aerofólio. Estes valores foram utilizados para construção dos gráficos referentes ao arrasto gerado pelo perfil.

**Tabela 7.** Dados referentes aos ensaios com perfil GA 30U-6135 para medição do arrasto.

y(mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
0	21,678±0,08	22,139±0,07	23,754±0,21	24,215±0,10	24,446±0,08
5	21,448±0,07	22,139±0,04	23,523±0,04	24,215±0,07	23,062±0,05
10	20,765±0,1	21,909±0,08	23,062±0,10	21,909±0,08	19,603±0,11
15	18,911±0,08	20,525±0,16	20,525±0,05	16,143±0,13	13,837±0,07
20	16,604±0,15	17,066±0,02	15,682±0,05	13,606±0,15	12,684±0,08
25	12,223±0,10	11,069±0,10	11,761±0,07	13,376±0,05	14,298±0,12
30	11,070±0,08	11,531±0,08	14,298±0,11	17,296±0,13	18,911±0,25
35	14,298±0,15	16,374±0,12	19,141±0,08	21,217±0,27	23,062±0,16
40	18,680±0,25	21,678±0,12	22,601±0,14	23,754±0,14	24,215±0,07
45	22,370±0,10	23,292±0,08	23,292±0,05	24,676±0,11	24,676±0,05
50	23,523±0,13	22,831±0,13	23,754±0,08	24,676±0,11	24,446±0,17
55	23,523±0,04	23,062±0,11	23,754±0,11	24,907±0,1	24,446±0,15
60	23,754±0,16	23,062±0,11	23,984±0,11	25,368±0,05	25,137±0,11

As figuras (60-64) referem-se a distribuição da pressão no fim de esteira do escoamento sobre o aerofólio para cada ângulo de ataque.



**Figura 60.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = -5^\circ$ .

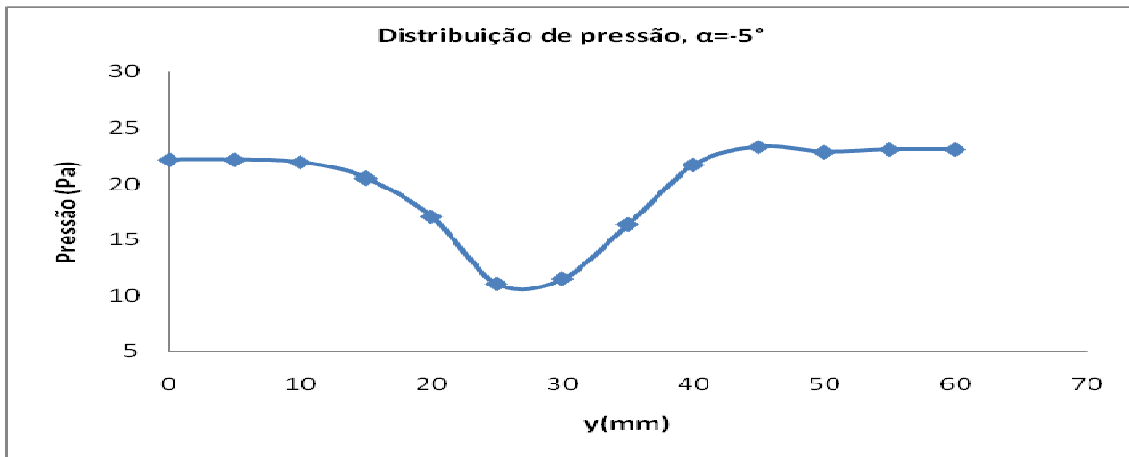


Figura 61. Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 0^\circ$ .

A medida que o ângulo de ataque aumenta a localização do bordo de fuga varia, isto resulta numa variação na localização dos pontos de pressão mínima. No entanto, mesmo com diferença na localização, a faixa de variação da pressão permanece sem alterações significativas.

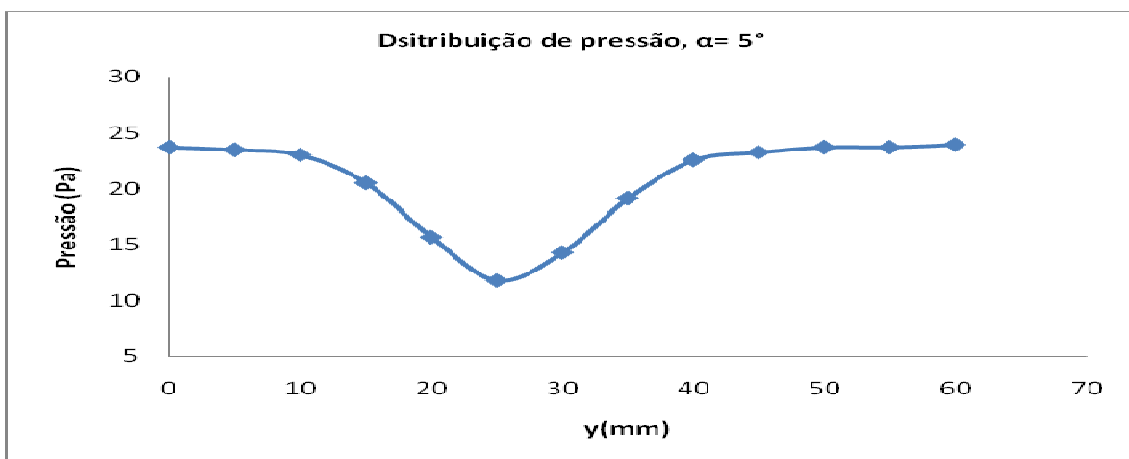


Figura 62. Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 5^\circ$ .

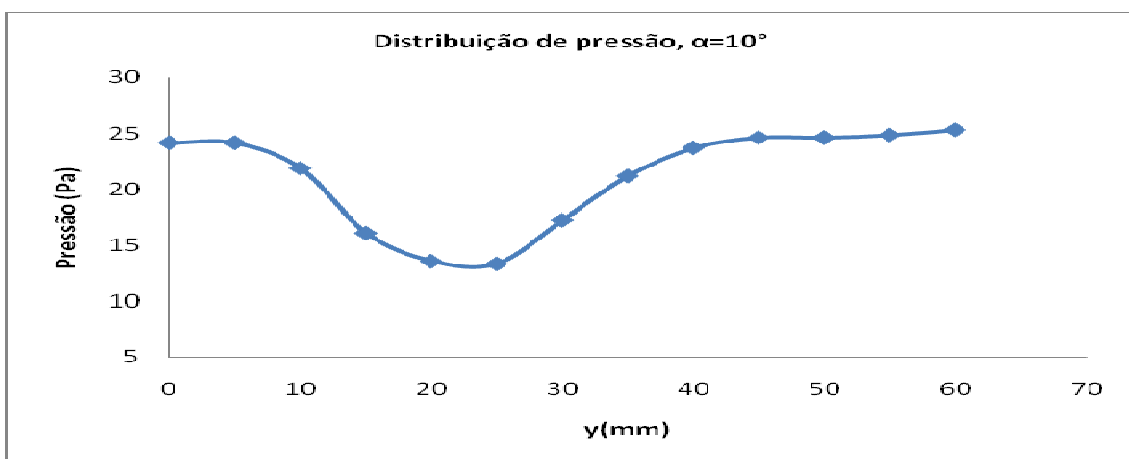
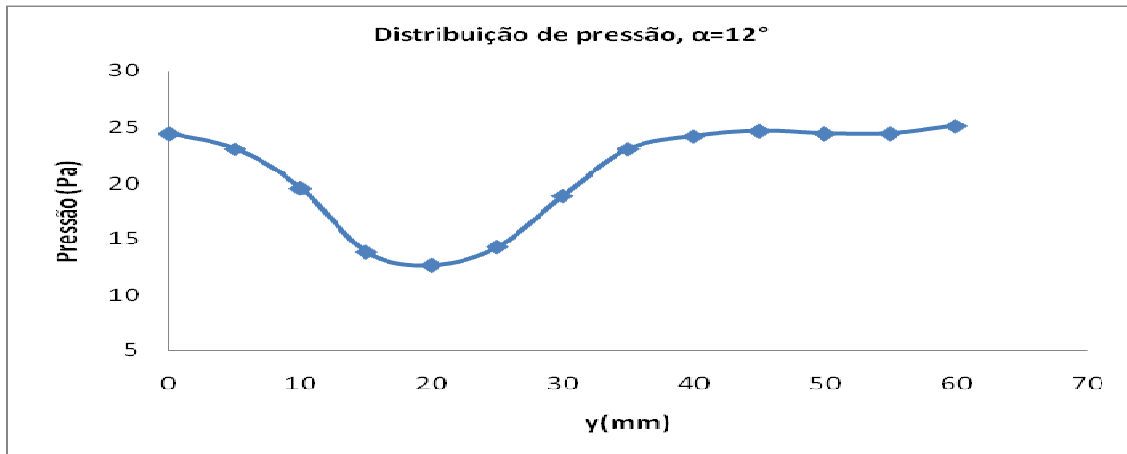


Figura 63. Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha = 10^\circ$ .

Observa-se que, em ângulos maiores, as tomadas de pressão realizadas no extradorso do aerofólio variam mais bruscamente para o ponto de menor pressão. Isto é explicado pelo gradiente adverso gerado em função do não escoamento uniforme nesta superfície.

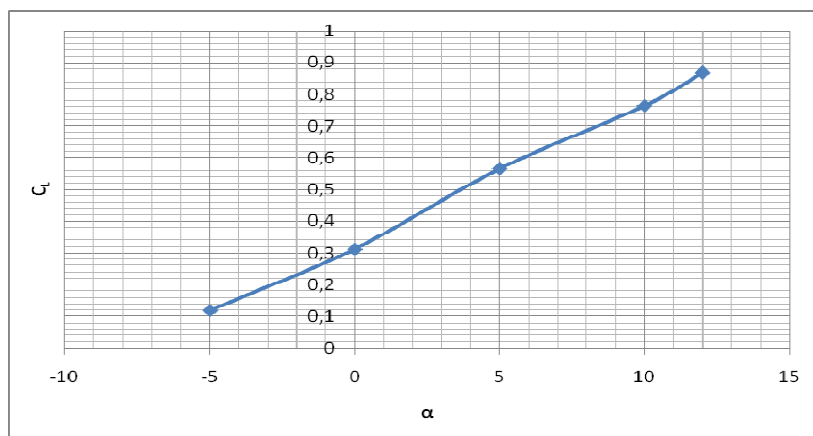


**Figura 64.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil GA 30U-6135,  $\alpha=12^\circ$ .

Percebe-se um aumento na variação da pressão com o ângulo de ataque, o que sugere maior formação de arrasto. Esta variação, porém, ocorre de modo gradual a medida que o ângulo de ataque aumenta.

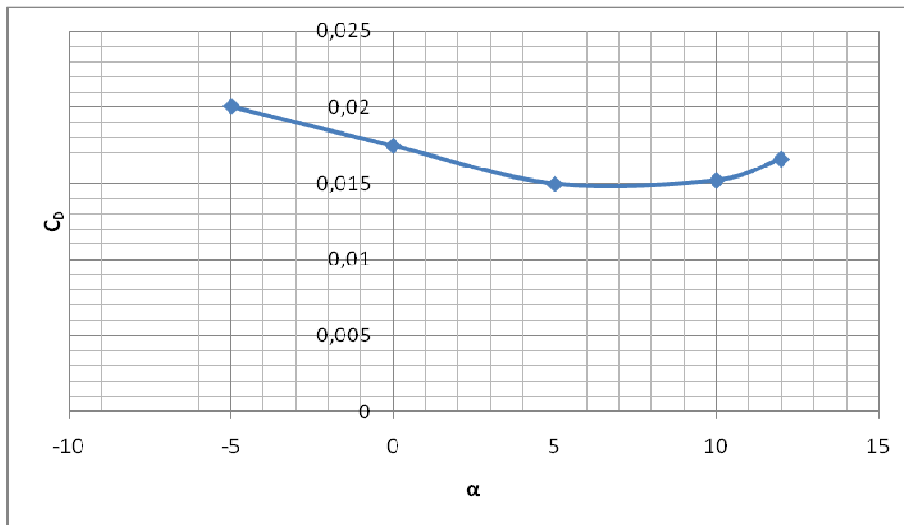
Na distribuição de pressão deste perfil observa-se uma tendência de simetria nos valores das pressões mínimas alcançadas. Isto sugere que o GA 30U-613.5 apresenta um ponto de arrasto mínimo mais aparente e delimitado, donde logo após começa a se recuperar. A região de menor valor de pressão continua sendo na esteira do bordo de fuga.

As figuras (65), (66) e (67) são referentes as relações  $C_L \times \alpha$ ,  $C_D \times \alpha$ ,  $C_L/C_D$ , respectivamente. Estas relações esboçam as principais informações sobre a eficiência aerodinâmica do perfil.



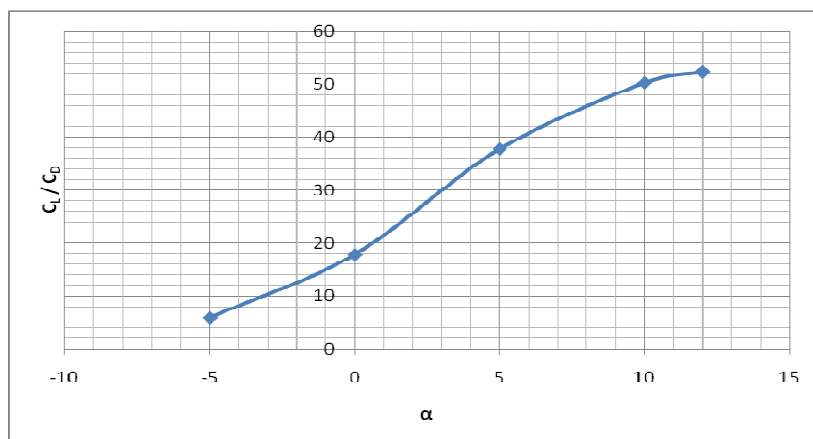
**Figura 65.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil GA 30U-613.5.

O gráfico da figura (65) relaciona o coeficiente de sustentação  $C_L$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para o perfil GA 30U-613.5 percebe-se que em ângulo negativo a sustentação já assume valor tal que permite para ângulo zero uma sustentação considerável. O aumento de sustentação ocorre com o aumento do ângulo de ataque. Neste gráfico, porém, em  $\alpha=12^\circ$  é definido o ângulo de máxima sustentação; o que indica que o aerofólio pode ser trabalhado a ângulos maiores do que  $12^\circ$  sem atingir a situação de estol.



**Figura 66.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil GA 30U-613.5.

O gráfico da figura (66) relaciona o coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para este perfil percebe-se a variação do arrasto ocorrendo dentro de uma faixa de valores mais ampla, porém com tendências simétricas, o que sugere um ângulo bem determinado para o valor de arrasto mínimo ( $\alpha=5^\circ$ ,  $C_D = 0,0145$ ). A recuperação deste arrasto não ocorre de forma abrupta, favorecendo um comportamento estável com a mudança de ângulo de ataque.



**Figura 67.**  $C_L / C_D \times \alpha$  - Perfil GA 30U-613.5.

O gráfico da figura 967) expõe a eficiência aerodinâmica do perfil GA 30U-613.5, relacionando a razão entre coeficiente de sustentação  $C_L$  e coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Percebe-se que o ângulo de máxima eficiência é  $12^\circ$ ; este ângulo representa a situação na qual se obtém a maior eficiência aerodinâmica, ou seja, o aerofólio apresenta a maior sustentação com a menor penalização de arrasto possível. Para este perfil, embora não se tenham plotado os valores para ângulos acima de  $12^\circ$ , não sugere-se a existência de outro ângulo com maior eficiência devido a interpretação da curva gerada. No ângulo de eficiência máxima,  $\alpha=12^\circ$ , a razão  $C_L/C_D$  é de aproximadamente 52.

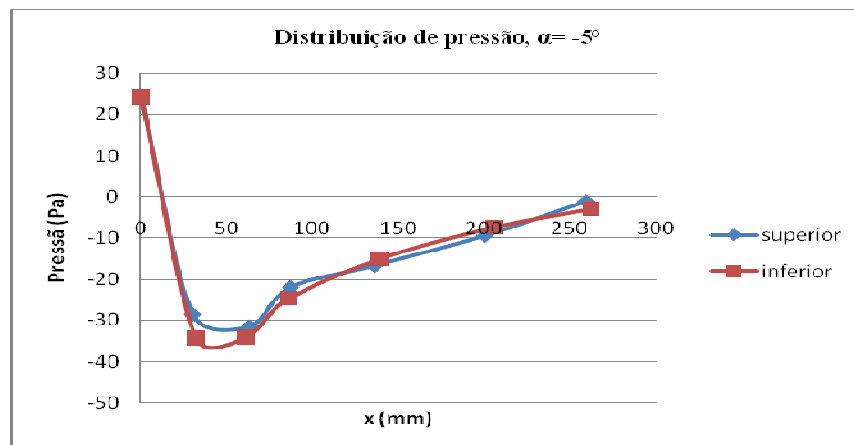
### 5.3. Resultados com o perfil NACA 0018

A tabela (8) apresenta os valores médios das medições de pressão realizadas em cada um dos 13 pontos de tomada de pressão da superfície do aerofólio. As medições foram realizadas com o aerofólio posicionado nos ângulos de ataque  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ . Os dados da tabela foram utilizados para construção dos gráficos referentes a sustentação gerada pelo perfil.

**Tabela 8.** Dados referentes aos ensaios com perfil NACA 0018, para sustentação.

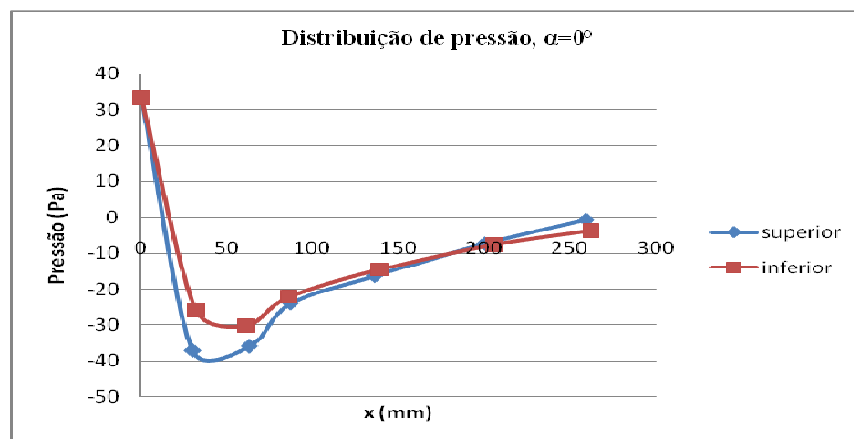
Ponto	x(mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
1	30	-28,597±0,08	-37,130±0,08	-48,430±0,07	-58,578±0,11	-62,037±0,08
2	63	-31,595±0,05	-35,977±0,07	-41,973±0,05	-44,971±0,04	-46,355±0
3	87	-21,909±0,10	-23,984±0,134	-27,213±0,13	-27,213±0,05	-27,213±0,08
4	136	-16,604±0,10	-16,374±0,05	-16,374±0,12	-15,451±0,13	-14,759±0,08
5	200	-9,455±0,05	-7,379±0,08	-7,379±0,05	-5,996±0,08	-5,765±0,08
6	259	-1,153±0,11	-0,691±0	-0,691±0,07	-0,691±0,04	-0,461±0,15
7	0	24,215±0,13	33,209±0,13	16,143±0,12	1,845±0,08	-5,765±0,11
8	32	-34,363±0,17	-25,829±0,14	-16,143±0,08	-4,381±0,08	0,691±0,04
9	61	-34,132±0,16	-30,211±0,05	-23,523±0,13	-16,604±0,13	-12,684±0,08
10	86	-24,676±0,08	-22,139±0,04	-18,911±0,08	-13,145±0,19	-11,069±0
11	139	-14,990±0,16	-14,529±0,04	-13,376±0,08	-10,834±0,11	-9,224±0,08
12	206	-7,379±0,08	-7,610±0,14	-6,918±0,13	-5,304±0,12	-5,304±0,08
13	262	-2,998±0,08	-3,689±0,05	-4,61±0,08	-4,843±0,08	-4,381±0,65

As figuras (68-72) referem-se a distribuição de pressão no extradorso e intradorso do perfil para cada ângulo de ataque. Estes gráficos revelam como se comporta o escoamento na superfície do aerofólio.



**Figura 68.** Distribuição da pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=-5^\circ$ .

Perfis simétricos tem a característica de gerar sustentação negativa de valor idêntico, contudo de sentido contrário, à sustentação criada no ângulo positivo correspondente. Por essa razão estes perfis empregam-se em modelos de acrobacia que, em virtude das figuras que têm de efetuar, necessitam de comportar-se de igual modo em posições invertidas e direitas.



**Figura 69.** Distribuição da pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=0^\circ$ .

Outra característica de perfis simétricos é o valor de sustentação nula para um ângulo de ataque igual a zero. Analisando-se o gráfico da figura (68) percebe-se, porém, a formação de uma pequena diferença de pressão gerada entre a superfície inferior e a superfície superior do aerofólio.

Contudo, devido ao valor desta diferença ser aproximado de zero, pode-se considerar esta diferença entre a literatura e o experimental como um erro experimental aceitável, que pode ter ocorrido durante o posicionamento do perfil no túnel de vento. Esta consideração de erro aceitável é

valida pela observação das outras características do perfil que foram conferidas com as curvas obtidas.

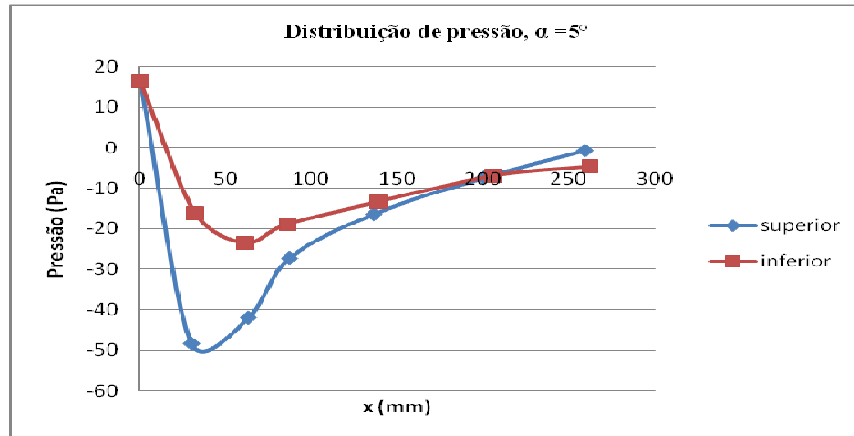


Figura 70. Distribuição da pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=5^\circ$ .

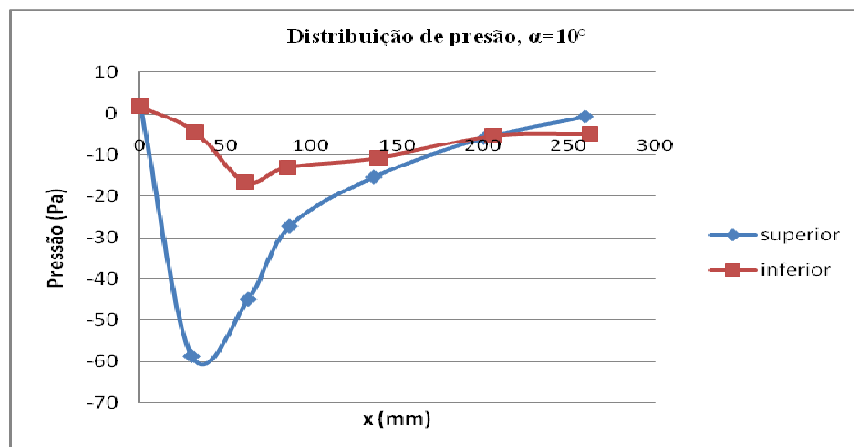


Figura 71. Distribuição da pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=10^\circ$ .

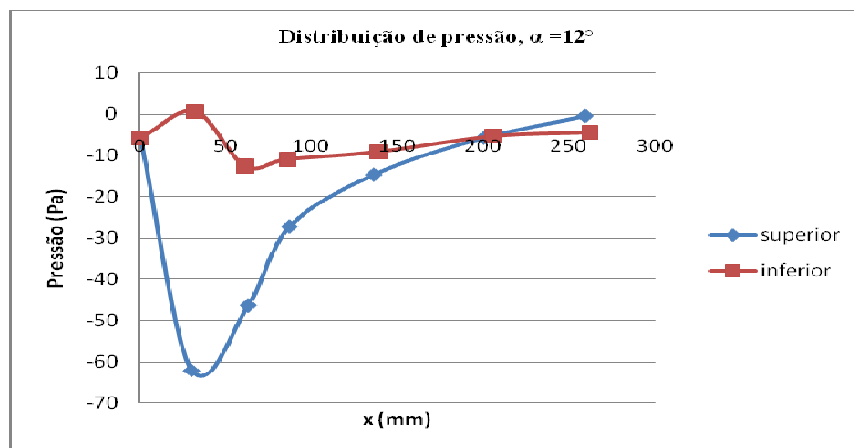


Figura 72. Distribuição da pressão no perfil NACA 0018,  $\alpha=12^\circ$ .

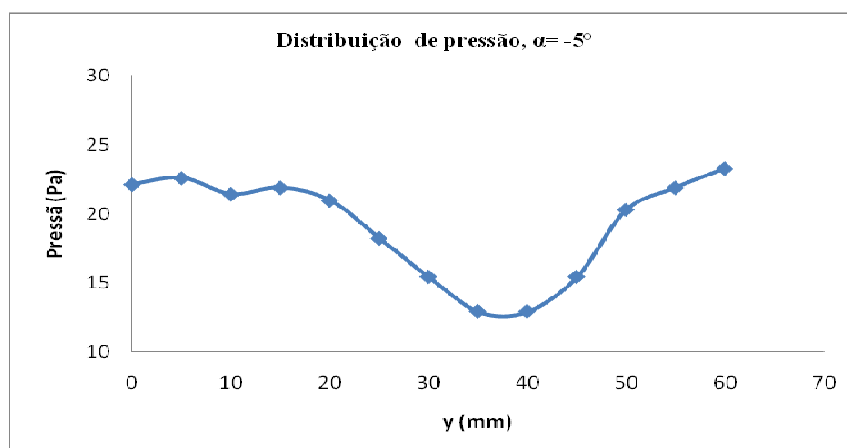
A diferença entre a pressão da superfície inferior e da superfície superior aumenta com o ângulo de ataque. Observa-se que os pontos máximo de pressão se encontram na região do bordo de ataque do extradorso, devido ao intradorso receber com mais intensidade o vento relativo.

A tabela (9) apresenta os valores médios de pressão lidos no fim de esteira do escoamento para cada ângulo de ataque no qual o aerofólio foi posicionado. Foi varrido um intervalo de 60mm ao longo do eixo y da seção do túnel, com incremento de 5mm, de modo a abranger o escoamento em volta do aerofólio. Estes valores foram utilizados para construção dos gráficos referentes ao arrasto gerado pelo perfil.

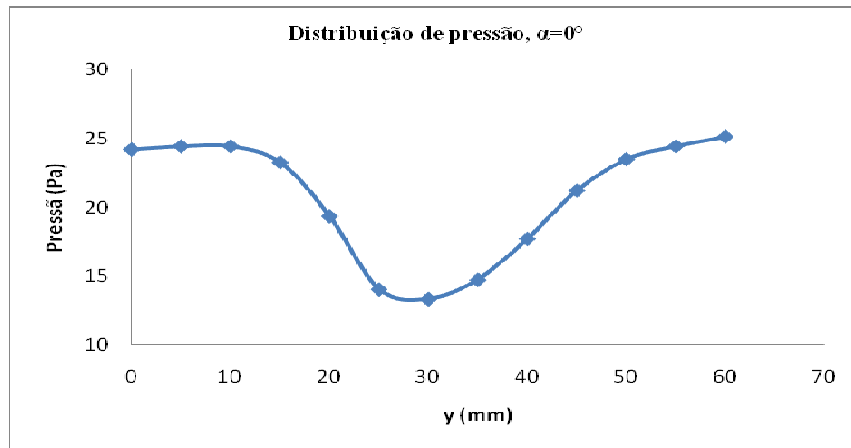
**Tabela 9.** Dados referentes aos ensaios com perfil NACA0018 para medição do arrasto.

y (mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
0	22,139±0,07	24,215±0,07	24,446±0,12	24,907±0,10	23,062±0,13
5	22,601±0,13	24,446±0,11	24,446±0,11	23,754±0,08	20,525±0,22
10	21,447±0,1	24,446±0,10	22,601±0,2	19,603±0,10	16,374±0,17
15	21,909±0,08	23,292±0,08	18,911±0,15	15,221±0,1	13,837±0,17
20	20,986±0,11	19,372±0,04	15,221±0,16	14,068±0,11	13,837±0,10
25	18,219±0,12	14,068±0,15	12,223±0,08	14,068±0,05	15,451±0,08
30	15,451±0,05	13,376±0,19	13,376±0,08	16,604±0,1	18,680±0,13
35	12,914±0,12	14,759±0,15	15,913±0,07	19,603±0,11	21,678±0,10
40	12,914±0,08	17,758±0,23	20,064±0,10	21,909±0,13	23,523±0,07
45	15,451±0,16	21,217±0,16	21,678±0,08	23,292±0,14	23,523±0,1
50	20,294±0,05	23,523±0,13	23,292±0,12	24,446±0,3	24,907±0,07
55	21,909±0,14	24,446±0,08	24,215±0,1	24,907±0,31	25,829±0,05
60	23,292±0,08	25,137±0,05	24,676±0,11	26,060±0,31	26,060±0,08

As figuras (73-77) referem-se a distribuição da pressão no fim de esteira do escoamento sobre o aerofólio para cada ângulo de ataque.

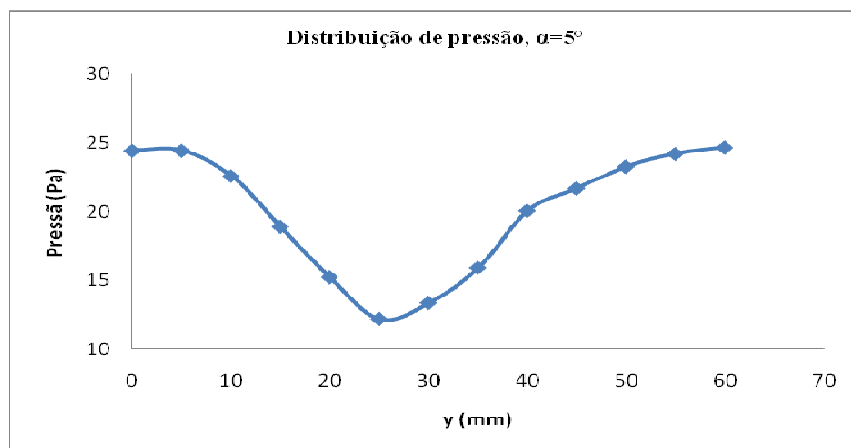


**Figura 73.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA0018,  $\alpha = -5^\circ$ .

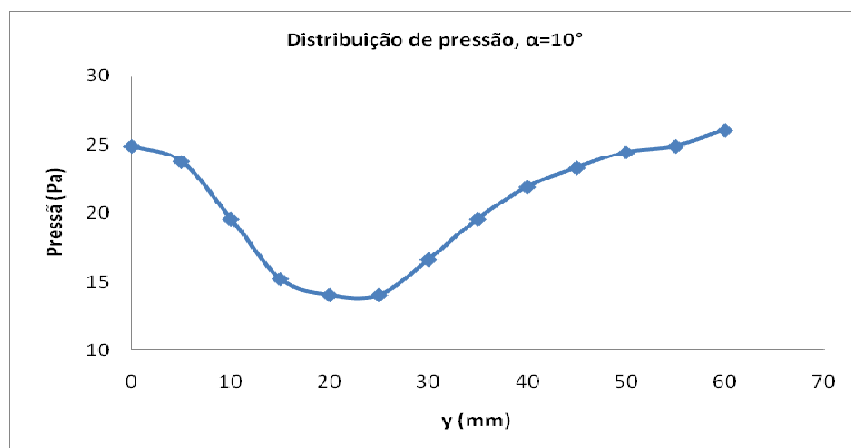


**Figura 74.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA0018,  $\alpha=0^\circ$ .

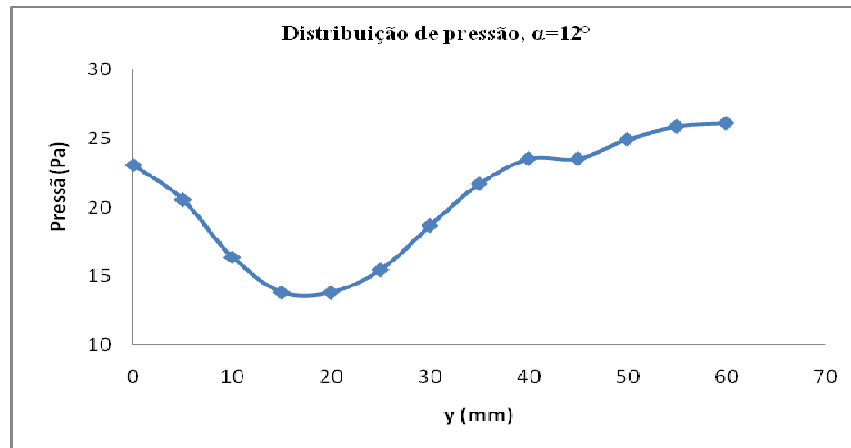
Por se tratar de um perfil com espessura máxima considerável, o NACA 0018 gera a variação de pressão na esteira dentro de uma faixa razoável no eixo y.



**Figura 75.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA0018,  $\alpha=5^\circ$ .



**Figura 76.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA0018,  $\alpha=10^\circ$ .



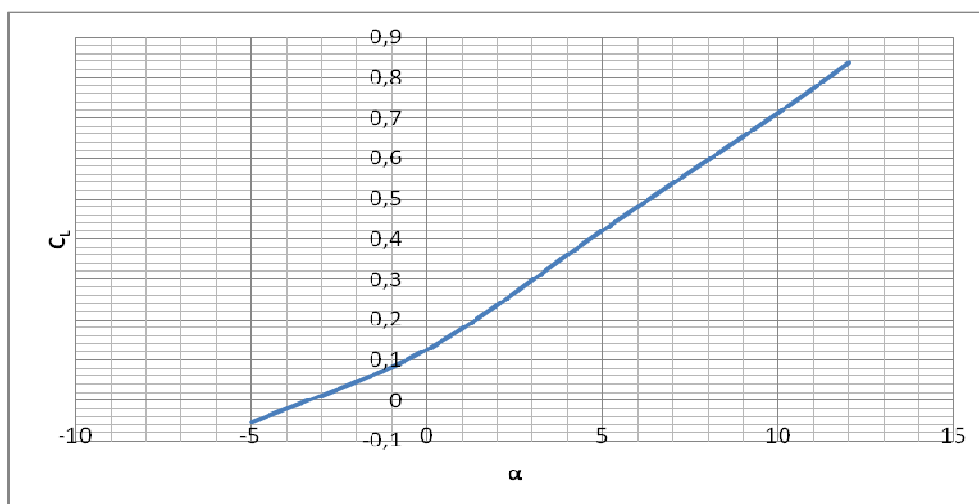
**Figura 77.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA0018,  $\alpha=12^\circ$ .

A medida que o ângulo de ataque aumenta percebe-se mudança na localização, em relação ao eixo y, onde ocorre a maior variação de pressão. Isto ocorre em função da localização do bordo de fuga, que é alterada com o posicionamento em cada ângulo de ataque.

Percebe-se que mesmo com o aumento do ângulo de ataque não há variação brusca do valor da pressão no extradorso para o bordo de fuga. Esta transição ocorre gradualmente em todos os ângulos trabalhados.

Devido a espessura do perfil, para a inclinação de  $12^\circ$ , a região de tomada de pressão referente ao intradorso ficou fora da faixa de leitura estabelecida para o eixo y (60mm). Contudo, analisando os gráficos anteriores, percebe-se a simetria do escoamento; não ocorrendo perdas na interpretação do comportamento aerodinâmico deste perfil.

As figuras (78), (79) e (80) são referentes as relações  $C_L \times \alpha$ ,  $C_D \times \alpha$ ,  $C_L/C_D$ , respectivamente. Estas relações esboçam as principais informações sobre a eficiência aerodinâmica do perfil.



**Figura 78.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil NACA0018.

O gráfico da figura (78) relaciona o coeficiente de sustentação  $C_L$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ .

Para o perfil NACA 0018, como já exposto, o gráfico deve revelar sustentação nula para o ângulo igual a zero. Há aumento da sustentação na medida em que o ângulo de ataque aumenta. Neste gráfico, porém, não é definido o ângulo de máxima sustentação, sendo atingido um valor máximo no ângulo de  $12^\circ$ . Para este valor do ângulo de ataque o coeficiente de sustentação é 0,83.

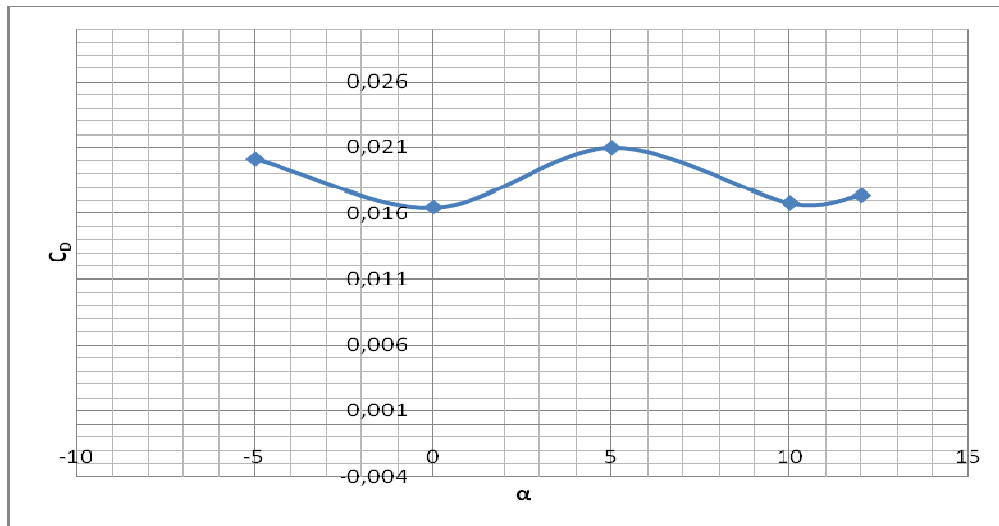


Figura 79.  $C_D \times \alpha$  – Perfil NACA0018.

O gráfico da figura (79) relaciona o coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para este perfil percebe-se a variação do arrasto ocorrendo dentro de uma faixa de valores ampla, devido a espessura elevada do aerofólio.

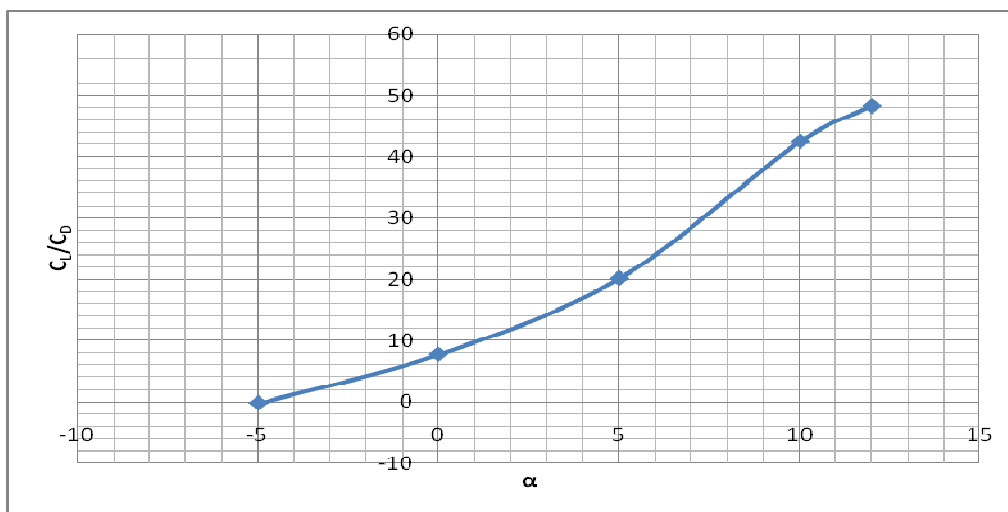


Figura 80.  $C_L / C_D \times \alpha$  – Perfil NACA0018.

O gráfico da figura (80) expõe a eficiência aerodinâmica do perfil NACA0018, relacionando a razão entre coeficiente de sustentação  $C_L$  e coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Percebe-se que o ângulo de máxima eficiência é  $12^\circ$ ; este ângulo representa a situação na qual se obtém a maior eficiência aerodinâmica, ou seja, o aerofólio apresenta a maior sustentação com a menor penalização de arrasto possível.

Assim como para o perfil GA 30U-613.5, para o NACA0018, embora não se tenha plotado os valores para ângulos acima de  $12^\circ$ , não sugere-se a existência de outro ângulo com maior eficiência, devido a interpretação da curva gerada. A diferença entre os gráficos destes perfis é que embora a eficiência máxima do GA 30U-613.5 seja no  $\alpha = 12^\circ$ , elevados valores de eficiência são alcançados em ângulos menores; ao contrario do que acontece com o NACA0018. No ângulo de eficiência máxima,  $\alpha = 12^\circ$ , a razão  $C_L/C_D$  é de aproximadamente 48.

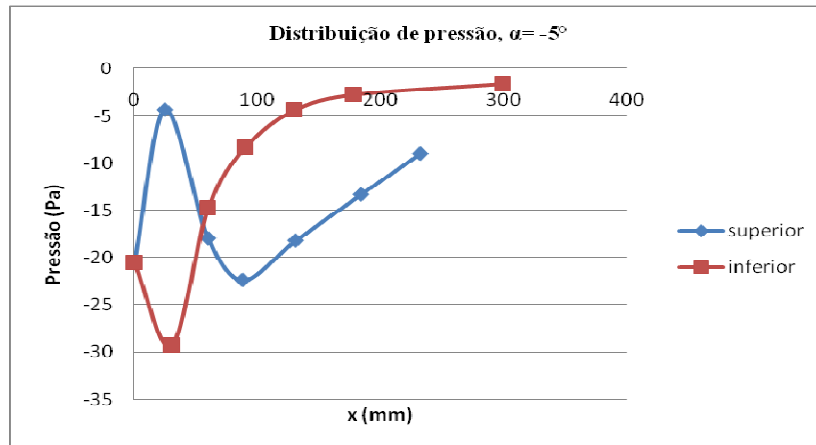
#### 5.4. Resultados com o perfil NACA 6409

A tabela (10) apresenta os valores médios das medições de pressão realizadas em cada um dos 13 pontos de tomada de pressão da superfície do aerofólio. As medições foram realizadas com o aerofólio posicionado nos ângulos de ataque  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ . Os dados da tabela foram utilizados para construção dos gráficos referentes a sustentação gerada por cada perfil.

**Tabela 10.** Dados referentes aos ensaios com perfil NACA6409 para sustentação.

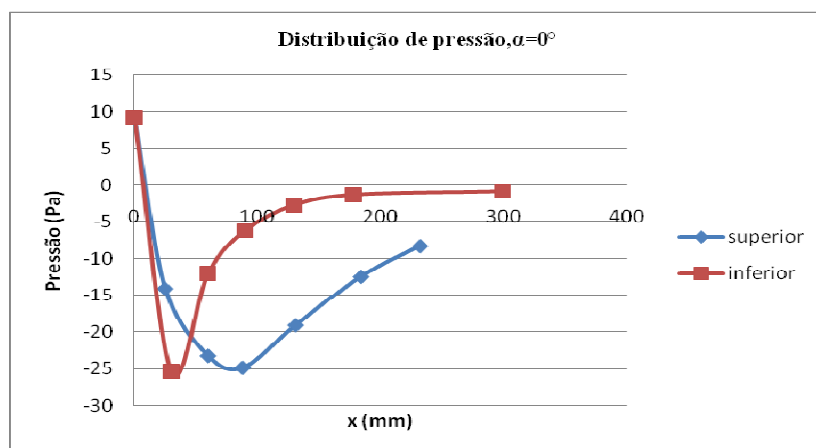
Ponto	x(mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
1	25	-4,381±0,08	-14,068±0,12	-23,062±0,08	-32,056±0,11	-35,054±0,05
2	60	-17,988±0,04	-23,292±0,08	-27,674±0,07	-31,134±0,08	-32,287±0,11
3	88	-22,370±0,08	-24,907±0,15	-27,674±0,08	-28,366±0,04	-29,519±0,08
4	131	-18,219±0,11	-19,141±0,05	-20,756±0,10	-19,833±0,05	-20,294±0,05
5	184	-13,376±0,08	-12,453±0,04	-12,914±0,05	-11,761±0,10	-11,069±0,14
6	232	-8,991±0	-8,302±0,04	-7,610±0,10	-7,149±0,08	-5,996±0,11
7	0	-20,525±,05	9,224±0,08	21,447±0,10	24,446±0,17	23,984±0,08
8	30	-29,289±0,05	-25,368±0,11	-19,372±0,04	-10,378±0,15	-8,071±0,05
9	60	-14,759±0,05	-11,992±0,08	-8,994±0,04	-4,151±0,13	-2,998±0,05
10	90	-8,302±0	-6,226±0,07	-5,073±0,62	-1,383±0,07	-0,461±0,08
11	130	-4,381±0,08	-2,767±0,04	-2,075±0,04	1,614±0,05	2,306±0,11
12	178	-2,767±0,04	-1,383±0,07	-0,691±0,04	2,075 ± 0,04	2,306±0,05
13	229	-1,614±0,08	-0,922±0,05	-0,691±0,04	1,844±0,05	1,844±0,05

As figuras (81-85) referem-se a distribuição de pressão no extradorso e intradorso do perfil para cada ângulo de ataque. Estes gráficos revelam como se comporta o escoamento na superfície do aerofólio.

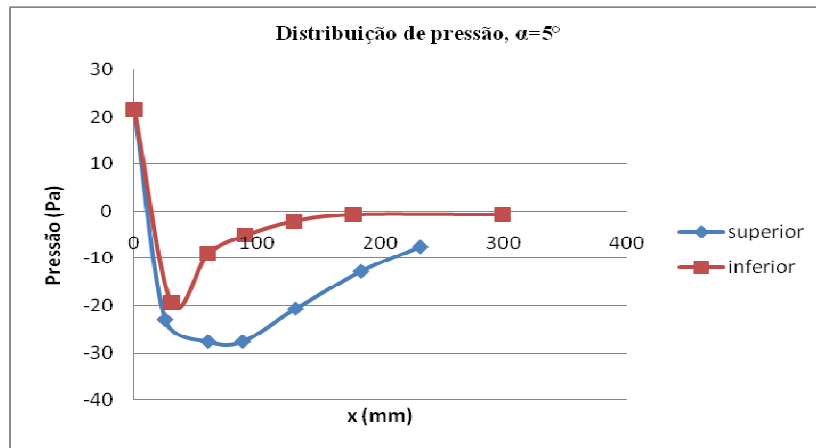


**Figura 81.** Distribuição da pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=-5^\circ$ .

Assim como acontece com o perfil GA 30U-613.5, no NACA 6408 observa-se que mesmo em ângulo negativo a diferença de pressão entre a superfície inferior e a superfície superior é significativa, o que sugere uma sustentação considerável mesmo sob esta condição de vôo.

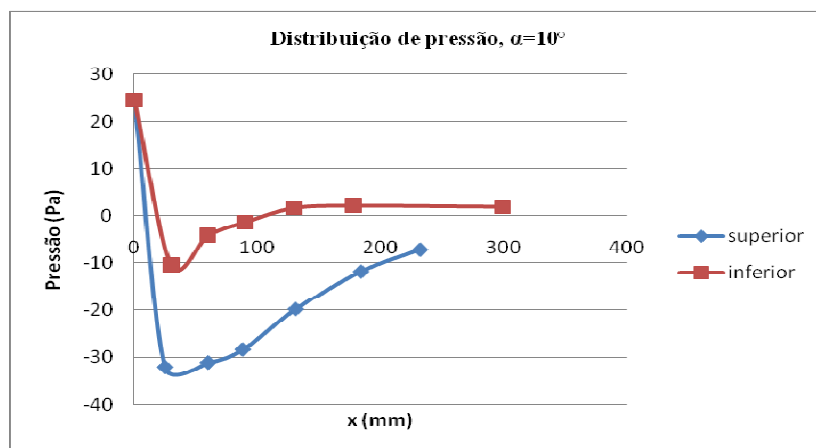


**Figura 82.** Distribuição da pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=0^\circ$ .

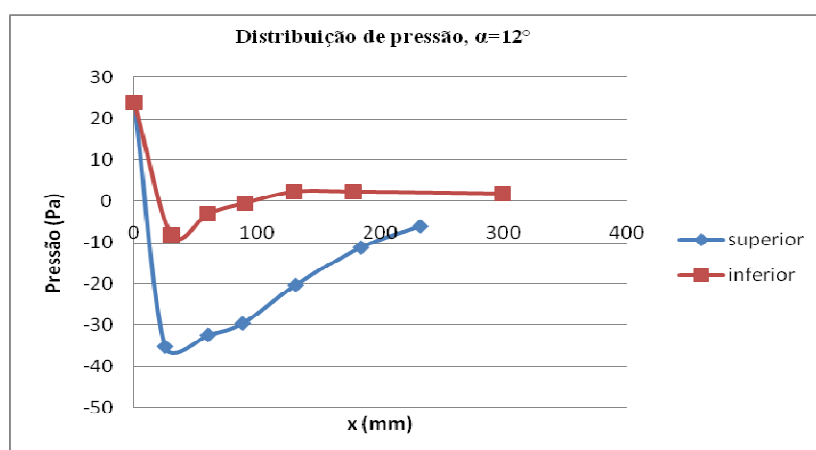


**Figura 83.** Distribuição da pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=5^\circ$ .

Percebe-se que a medida que o ângulo de ataque aumenta, a diferença de pressão entre a superfície inferior e superior também aumenta. No o ângulo de ataque igual a zero é perceptível a contruibuição da curvatura do intradorso para a diferença de pressão entre as superfícies inferior e superior.



**Figura 84.** Distribuição da pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=10^\circ$ .



**Figura 85.** Distribuição da pressão no perfil NACA 6409,  $\alpha=12^\circ$ .

Os gráficos das figuras (84) e (85) demonstram que a distribuição de pressão não varia bruscamente com o ângulo de ataque. A aumento da sustentação ocorre de modo gradual. Os picos de pressão na região do bordo de ataque no extradorso ocorrem devido ao posicionamento do perfil em ângulos elevados não favorecer o escoamento na superfície superior do aerofólio.

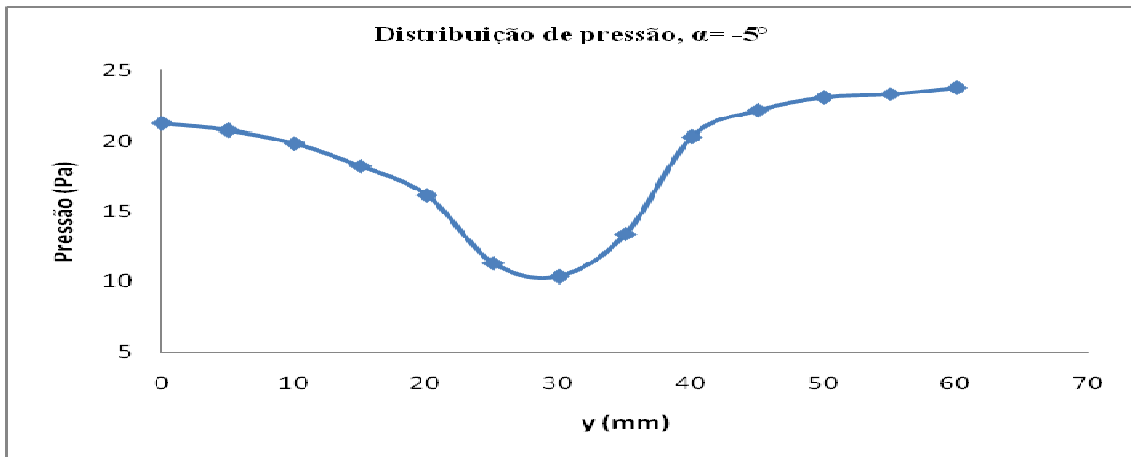
A diferença entre a distribuição de pressão da superfície inferior e superfície superior alcança valores mais elevados quando comparados aos outros perfis; o que o sugere como um perfil de mais elevada sustentação.

A tabela (11) apresenta os valores médios de pressão lidos no fim de esteira do escoamento para cada ângulo de ataque no qual o aerofólio foi posicionado. Foi varrido um intervalo de 60mm ao longo do eixo y da seção do túnel, com incremento de 5mm, de modo a abranger o escoamento em volta do aerofólio. Estes valores foram utilizados para construção dos gráficos referentes ao arrasto gerado pelo perfil para cada ângulo de ataque.

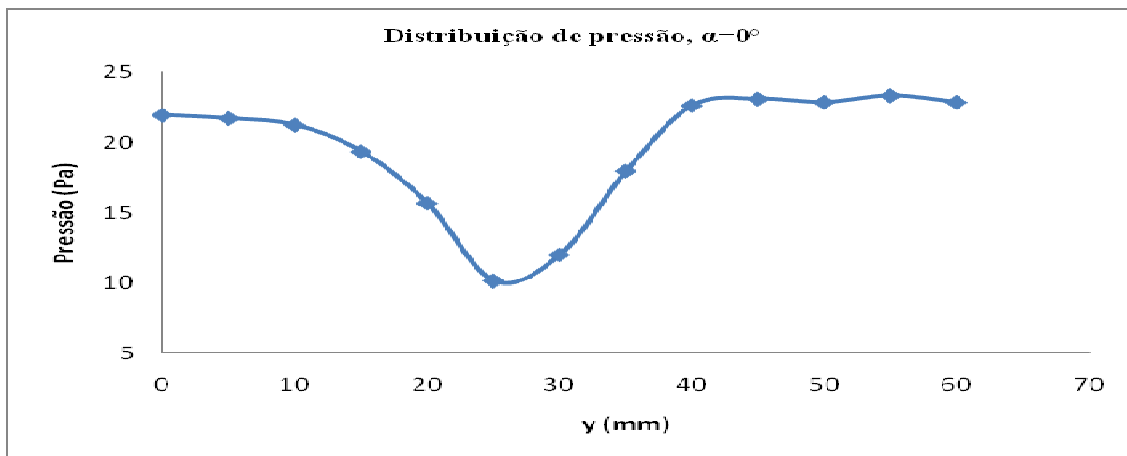
**Tabela 11.** Dados referentes aos ensaios com perfil NACA6409 para medição do arrasto.

y(mm)	Pressão (Pa), $\alpha = -5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 0^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 5^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 10^\circ$	Pressão (Pa), $\alpha = 12^\circ$
0	21,217±0,08	21,909±0,11	22,601±0,08	23,292±0,08	22,370±0,13
5	20,756±0,07	21,678±0,05	23,062±0,08	23,523±0,07	23,292±0,05
10	19,833±0,05	21,217±0,11	22,831±0,07	19,603±0,05	20,294±0,08
15	18,219±0,14	19,372±0,13	21,447±0,13	12,453±0,21	13,606±0,08
20	16,143±0,25	15,682±0,11	18,219±0,10	11,531±0,10	9,686±0,15
25	11,300±0,10	10,147±0,05	9,916±0,08	14,298±0,11	11,761±0,10
30	10,378±0,1	11,992±0,08	11,069±0,04	19,372±0,13	17,527±0,11
35	13,376±0,15	17,988±0,1	17,296±0,13	22,370±0,08	21,909±0,08
40	20,294±0,13	22,601±0,16	22,370±0,16	23,754±0,05	23,523±0,13
45	22,140±0,07	23,062±0,08	23,984±0,05	23,984±0,11	24,676±0,08
50	23,062±0,08	22,831±0,04	23,754±0,08	23,754±0,05	23,523±0,10
55	23,293±0,05	23,292±0,08	23,984±0,13	24,907±0,07	24,215±0,04
60	23,754±0,05	22,831±0,13	24,215±0,13	25,137±0,08	24,446±0,13

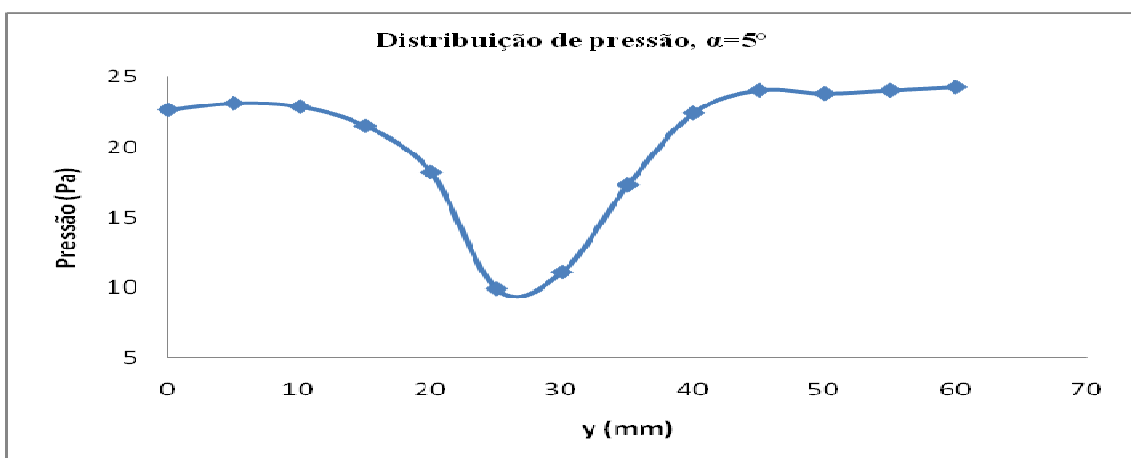
As figuras (86-90) referem-se a distribuição da pressão no fim de esteira do escoamento sobre o aerofólio para cada ângulo de ataque.



**Figura 86.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA 6049,  $\alpha = -5^\circ$ .

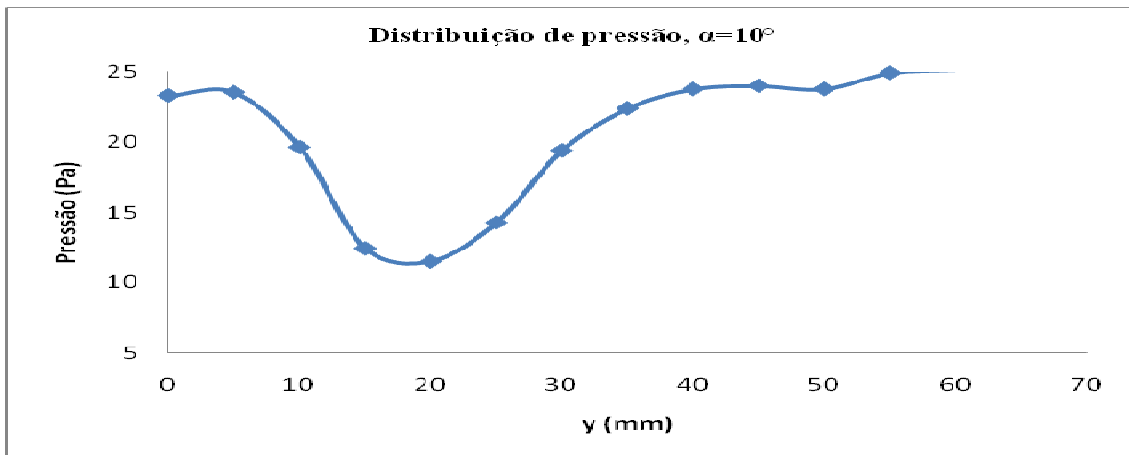


**Figura 87.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA 6049,  $\alpha = 0^\circ$ .

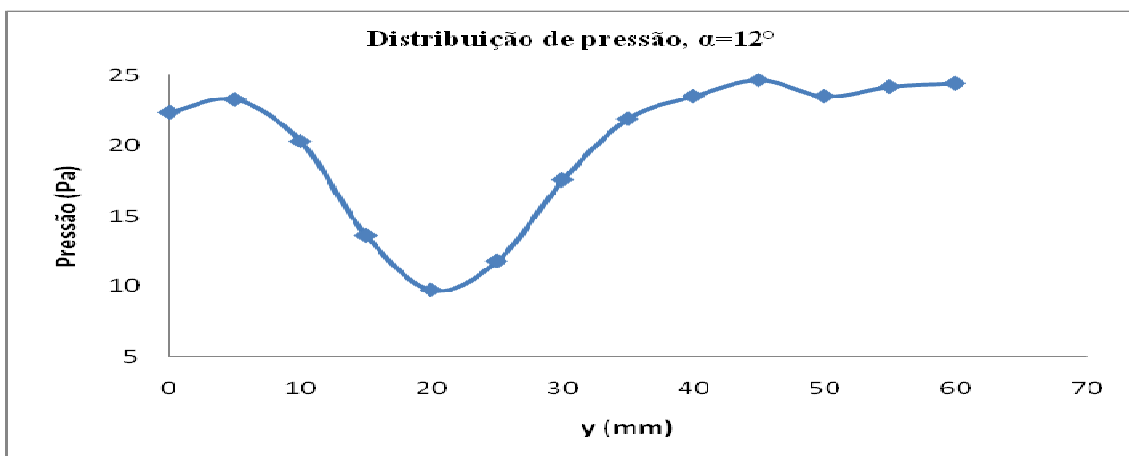


**Figura 88.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA 6049,  $\alpha = 5^\circ$ .

Assim como nos demais perfis analisados, a medida que o ângulo de ataque aumenta a localização do bordo de fuga varia, resultando-se numa variação na localização dos pontos de pressão mínima.



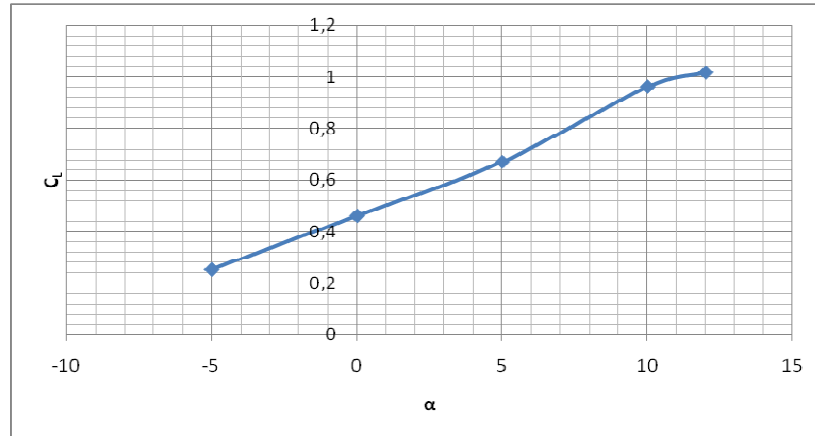
**Figura 89.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA 6049,  $\alpha=10^\circ$ .



**Figura 90.** Distribuição da pressão no fim de esteira, perfil NACA 6049,  $\alpha=12^\circ$ .

Percebe-se a formação de uma “simetria” nas variações de distribuição de pressão em função dos ângulos, o que sugere um ângulo bem especificado para o  $C_D$  mínimo, ( $\alpha=5^\circ$ ,  $C_D=0,016$ ).

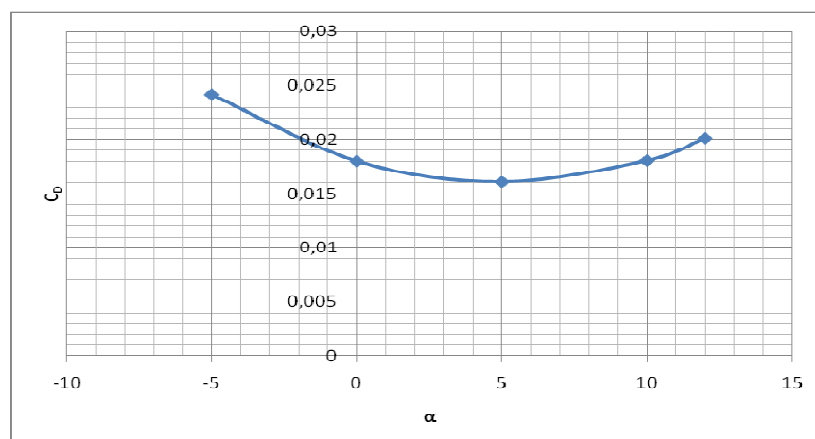
Os gráficos das figuras (91), (92) e (93) são referentes as relações  $C_L \times \alpha$ ,  $C_D \times \alpha$ ,  $C_L/C_D$ , respectivamente. Estas relações esboçam as principais informações sobre a eficiência aerodinâmica do perfil.



**Figura 91.**  $C_L \times \alpha$  – Perfil NACA 6409.

O gráfico da figura (91) relaciona o coeficiente de sustentação  $C_L$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para o perfil NACA6409 percebe-se que em ângulo negativo a sustentação já assume um valor considerável, que permite que o aerofólio à ângulo zero gere uma sustentação de pelo menos a metade da sustentação máxima produzida pelo perfil.

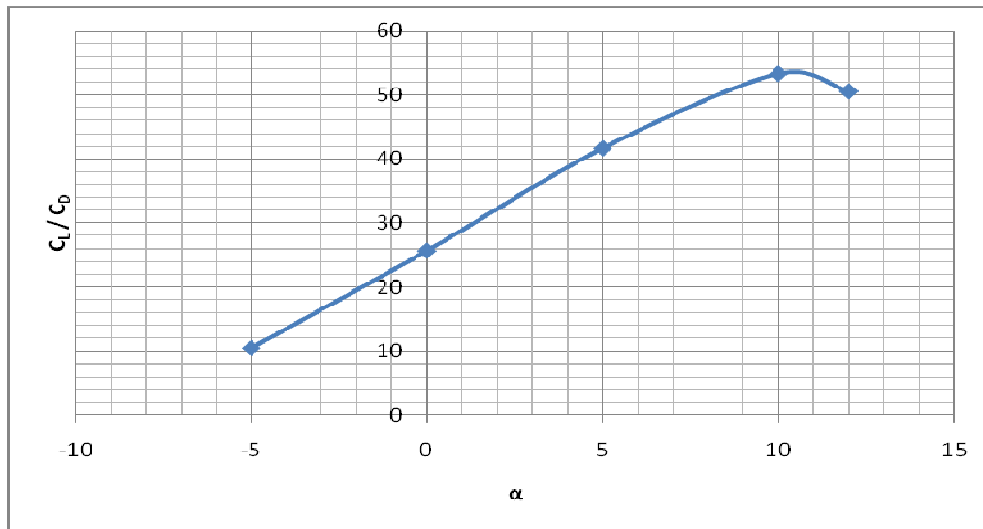
O aumento de sustentação ocorre com o aumento do ângulo de ataque. A interpretação da curva gerada permite a percepção de que o ângulo de máxima sustentação para este perfil é  $12^\circ$ , acima do qual é alcançada a situação de estol. Com isto, o  $C_L$  máximo alcançado com este perfil é 1,019.



**Figura 92.**  $C_D \times \alpha$  – Perfil NACA 6409.

O gráfico da figura (92) relaciona o coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Para este perfil percebe-se a variação do arrasto ocorrendo dentro de uma faixa de valores mais ampla, porém com tendências simétricas, o que sugere um ângulo bem determinado para o valor de

arrasto mínimo ( $\alpha=5^\circ$ ,  $C_D = 0,0161$ ). A recuperação deste arrasto não ocorre de forma abrupta, favorecendo um comportamento estável com a mudança de ângulo de ataque.



**Figura 93.**  $C_L / C_D \times \alpha$  – Perfil NACA 6409.

O expõe a eficiência aerodinâmica do perfil NACA6409, relacionando a razão entre coeficiente de sustentação  $C_L$  e coeficiente de arrasto  $C_D$  com o ângulo de ataque  $\alpha$ . Percebe-se que o ângulo de máxima eficiência é  $10^\circ$ ; este ângulo representa a situação na qual se obtém a maior eficiência aerodinâmica, ou seja, o aerofólio apresenta maior sustentação com a menor penalização de arrasto possível.

Desta forma, embora o gráfico não exiba a situação de estol do perfil, através desta análise entende-se que para um ângulo de ataque acima de  $10^\circ$  o perfil perde eficiência, aumentando o arrasto e diminuindo consideravelmente a sustentação. No ângulo de eficiência máxima,  $\alpha=10^\circ$ , a razão  $C_L/C_D$  é de aproximadamente 53.

## 6. CONCLUSÕES E SUGESTÕES

1. O perfil que apresentou maior CL foi o NACA6409, com ângulo de ataque a  $12^\circ$ .
2. O perfil que apresentou maior eficiência aerodinâmica foi o GA 30U-613.5,  $C_L/C_D= 52,33$  com ângulo de ataque a  $12^\circ$ ;
3. O perfil que apresentou ângulo crítico mais baixo foi NACA6409,  $\alpha=10^\circ$ .
4. Os perfis que produziram sustentação significativa com ângulos de ataque negativo foram o GA 30U-613.5 e o NACA6409.
5. Os perfis que apresentaram maior facilidade de construção foram o Clark Y e o GA30U-613.5 e NACA0018.
6. Os perfis indicados para aplicação em aeronaves de asa entelada e de elevada área alar foram o Clark Y e o GA 30U-613.5
7. O confronto de todos os parâmetros aerodinâmicos confere vantagens ao perfil GA30U-613.5, sugerindo-se este como o perfil ideal para a aeronave experimental tipo JN-1.

### 6.1. Sugestões para trabalhos futuros

1. Obtenção da curva polar de arrasto através de softwares específicos (com confiabilidade para simulação a baixo Re), bem como a simulação da distribuição da pressão sobre os perfis, para efeito de comparação com os resultados experimentais;
2. Projetar e construir aparato para visualização do deslocamento e descolamento da camada limite.

## 7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABON, F. [www.flaysquirrel.net/jn1.html](http://www.flaysquirrel.net/jn1.html). Acessado em jan 2009

ARILDOMÁ, L. PEIXOTO, J. Estudo do escoamento em Torno de um Perfil Naca 0012, Nova Friburgo, 2004.

BARBOSA. C.R.F. **Conceitos fundamentais de aerodinâmica**. UFRN, 2005.

CARREGARI, A. L. **Estudo do escoamento de ar sobre a carroceria de um ônibus usando programa de CFD e comparação com dados experimentais**. USP: São Carlos, 2006.

CATALANO, F. M. **Projeto, construção e calibração em túnel aerodinâmico de circuito aberto tipo N.P.L. de seção transversal hexagonal**. USP: São Carlos, 1988.

CÖURAS FORD, E. T. **Análise quali-quantitativa do deslocamento da camada-limite em carrocerias veiculares**. UFRN: Natal, 2008.

FOX, R.W. **Introdução à mecânica dos fluidos**. McDonald, LTC: Rio de Janeiro, 2001. 504p.

FRANÇA, F. A. **Arrasto**. Laboratório de Energia. UNICAMP: SP, 2002.

HOMA, J. M. **Aeronaves e motores**. ASA: SP, 1998

LAU, F.J.P. **Forças e momentos aerodinâmicos e de propulsão em vôo estacionário**. IST-Instituto Superior Técnico: Lisboa, 2005.

LYRIO, J.A.A. Plataforma multidisciplinar de projeto de perfilagem de asa para aeronave de transporte otimizada. ITA: São José dos Campos, 2006.

MUNSON, B. YOUNG, O. **Fundamentos da Mecânica dos Fluidos**. Editora Edgard Blucher, 4ª Ed. São Paulo, 2004.

NICOLAZZI, L. C; ROSA, E. **Introdução à modelagem de veículos automotores**. GRANTE-UFSC: Florianópolis, 2001.

OLIVEIRA, P.H.I.A. **Procedimentos para cálculo aerodinâmico de aeronaves leves subsônicas**. CEA/EEUFMG, 2004.

RODRIGUES, J. C. **Aeromodelismo teórico e prático**. Serviço de Publicações da Mocidade Portuguesa. Lisboa, 2004.

RODRIGUES, L.E.M.J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. IFSP: São Paulo, 2009.

SAINTIVE, S.N. Teoria de vôo: Introdução a Aerodinâmica. Ed. ASA, 4º Ed. São Paulo, 2006.

WHITE, F. M. **Mecânica dos fluidos**. 4 ed., McGraw-Hill, 2002.