



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO  
CAMPUS ANGICOS  
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS,  
TECNOLÓGICAS E HUMANAS  
CURSO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA

ALBERT FRANKLIN DE MOURA DANTAS

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE PERFIS DE ASA PARA  
VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS USANDO O  
SOFTWARE XFLR5**

Angicos – RN

2014

ALBERT FRANKLIN DE MOURA DANTAS

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE PERFIS DE ASA PARA  
VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS USANDO O  
SOFTWARE XFLR5**

Monografia, apresentada a Universidade Federal Rural do Semi-árido – UFRSA Campus Angicos, para a obtenção do título de bacharel em Ciência e Tecnologia.

Orientador: Prof. Dr. Marcos Vinícius Cândido Henriques – UFRSA

Angicos – RN

2014

**Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)**  
**Biblioteca Central Orlando Teixeira (BCOT)**  
**Setor de Informação e Referência**

D192a Dantas, Albert Franklin de Moura.

Análise Aerodinâmica de perfis de asa para veículos aéreos não tripulados usando o software XFLR5 / Albert Franklin de Moura Dantas. --Angicos, 2014.

76f.: il.

Orientador: Prof. Dr. Marcos Vinícius Cândido Henriques.

Monografia (Graduação em Ciência e Tecnologia) –  
Universidade Federal Rural do Semi-Árido. Pró-Reitoria de  
Graduação.

1. Engenharia aeroespacial. 2. Aerodinâmica. 2. VANT. 3.  
Simulação numérica. 4. XFLR5. I. Título.

RN/UFERSA/BCOT/680-14

CDD : 629.11

Bibliotecária: Vanessa Christiane Alves de Souza Borba  
CRB-15/452

ALBERT FRANKLIN DE MOURA DANTAS

**ANÁLISE AERODINÂMICA DE PERFIS DE ASA PARA  
VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS USANDO O  
SOFTWARE XFLR5**

Monografia, apresentada a Universidade Federal Rural do Semi-árido – UFRSA Campus Angicos, para a obtenção do título de bacharel em Ciência e Tecnologia.

Orientador: Prof. Dr. Marcos Vinícius Cândido Henriques – UFRSA

APROVADO EM: 04/08/2014

BANCA EXAMINADORA



Dr. Marcos Vinicius Candido Henriques

Presidente



MSc. Marcio Furukava

Primeiro membro – Interno



MSc. Marcus Vinicius Sousa Rodrigues

Segundo membro – Interno

## **Agradecimentos**

Primeiramente gostaria de agradecer aos meus pais, Francisco de Paiva Dantas e Franscineide F. Moura Dantas e minhas avós Jandira de Paiva Dantas e Teresinha Saraiva de Moura, a qual tem um profundo carinho, pois sempre nos momentos difíceis estão ao meu me dando seu carinho, por sempre terem me apoiado nos momentos mais difíceis que passei durante minha graduação, na qual estes sempre me deram força, dando conselhos e incentivando com belas palavras de motivação e de amor carinho e afeto, além de sempre estar colocando em suas orações diárias. É a estas pessoas que sou muito grato e dedico este trabalho, e obrigado por sempre acreditarem na minha capacidade. A vocês agradeço eternamente por tudo.

As minhas irmãs, Klicia de Moura Dantas e Ana Livia de Moura Paiva Dantas na qual tiveram um papel fundamental na minha formação. Muito obrigado por estarem sempre ao meu lado. Aos meus tios, Saturnino de Moura, Sandecio Moura, Francigleide de Moura, Francisca Telma, Rivanaldo Paiva, Felícia Paiva, Ruth Paiva, Miguel, Aldeni de Paiva, Elisabete Soares, aos meus padrinho Lazaro Dantas e Teresinha Cortez.

Aos meus amigos de sempre, Paulo Almeida, Cassio Moura, Luiz Wagner, Pedro Vinicius, Thallis Thawan, Fernando Henrique, Luiz Tavares, Allison Wendel, Marcos Vidal, Lennon Magno. Muito obrigado por sempre estarem apoiando este sonho na qual almejo á três anos.

Aos amigos de estudo, Junior Cardoso, Diogo Jales, Ivan, Chesman, Marcos Vinicius, Ricardo Sena, Gilvan, Italo Sabino, Daniel Galdino. Na qual pude compartilhar e receber conhecimento nas madrugadas de estudo em vésperas de provas e também pelos pagodes nas sextas a noite lá no Lindomar Lanches.

Aos meus grandes amigos Jefferson Campos, Bruna Ravana, Esdras Mansur, Guilherme Alves, Diego Medeiros, Isaac Oliveira, Eduardo Guerra, João Porfilio, Andrezza Coutinho, Diego Ramos, Jairo Luiz, na qual tive a oportunidade de compartilhar diversas experiências de projeto, onde passamos horas e ate dias na universidade para desenvolver o projeto, por isso agradeço muito a vocês futuros engenheiros. Quero agradecer também ao projeto de extensão Calango Voador – AeroDesign, na qual me deu as condições necessárias para o desenvolvimento deste trabalho, além da oportunidade de agregar conhecimento á minha formação acadêmica e pessoal.

A minha namorada Daniela dos Santos Melo, por estar comigo nos bons e maus momentos que passamos durante esta graduação. Agradecer por ter sido tão companheira, durante todo esse tempo, e que eu possa retribuir tudo isso que você fez. Assim á você também dedicado todo o empenho posto neste trabalho, pois foi a sua confiança que me deu força para concluir mais uma etapa do meu sonho. Muito obrigado por tudo.

Ao professor Dr. Alex Sandro de Araújo Silva o qual foi fundamental para a minha aprendizagem no software XFLR 5, além de me guiar no estudo da aerodinâmica. Na qual foi essencial na escolha do tema deste trabalho. E ao professor Marcus Vinicius de Sousa Rodrigues pela disponibilidade para a avaliação deste trabalho.

Ao meu grande amigo e orientador do projeto Calango Voador, Márcio Furukava, pela dedicação, disponibilidade, contribuições, incentivo. Além de ser uma das peças fundamentais para minha formação acadêmica, na qual me deu oportunidades no projeto, pelos conselhos que muitas vezes era mais um amigo do que um professor. A você grande Furukava também dedico este trabalho.

Ao orientador deste trabalho, Marcos Vinicius que disponibilizou tempo e dedicação para me orientar, pelas contribuições dadas para o engrandecimento deste trabalho, pelo incentivo.

A todos os servidores da UFERSA que contribuíram direta e indiretamente, em especial Francisca Marrocos mais conhecida como (cabelo), branco, Leonardo, Marcos Arame pelas historias de pescador que muitas vezes arrancavam gargalhadas mesmo nas piores horas e também á seu Dedé.

Aos professores que muito contribuíram para a minha formação acadêmica, professora Nubia, professor Alceu, Matheus Meneses, Ivan Mezzomo, Gustavo Rebouças, Joselito Medeiors, professora Marcilene Nobrega, professor Lucas Ambrósio, Gilson Lopes.

A todos os meus familiares e amigos na qual me esqueci de citar mais que de certa forma contribuíram e torceram por minha vitória.

A todos vocês serei eternamente grato!

“Isto é para os loucos. Os desajustados. Os rebeldes. Os criadores de caso. Os que são peças redondas nos buracos quadrados. Os que veem as coisas de forma diferente. Eles não gostam de regras. E eles não tem nenhum respeito pelo status. Você pode citá-los, discordar deles, glorifica-los ou difamá-los. Mas a única coisa que você não pode fazer é ignorá-los. Por que eles mudam as coisas. Eles empurram a raça humana para frente. Enquanto alguns os veem como loucos, nós vemos gênios. Por que as pessoas que são loucas o suficiente para achar que podem mudar o mundo são as que, de fato, mudam”

**“Think different.”**

(Apple).

## Resumo

O principal foco da aviação mundial atualmente é desenvolver novas tecnologias que possam viabilizar cada vez mais os voos continentais, além de aeronaves para defesa do espaço aéreo. Os Veículos Aéreos não Tripulados (VANTs) surgiram devido à necessidade de se reduzir custos com operações militares de alto risco, além de assegurar a vida de pilotos. Com o decorrer dos anos, os VANTs ganharam espaço nas áreas de geoprocessamento remoto e vigilância do território nacional, entre outras aplicações. A aerodinâmica é um dos elementos cruciais a serem considerados nos projetos de VANTs. O estudo da aerodinâmica envolve diversos parâmetros importantes para o entendimento do escoamento de fluidos, o qual faz parte crucial deste trabalho. O presente trabalho apresenta o processo de análises em perfis aerodinâmicos de alta sustentação visando à aplicação em um projeto de um VANT de pequeno porte. O desenvolvimento do trabalho usou como método a análise gráfica dos coeficientes aerodinâmicos dos perfis, de forma a representar os efeitos reais de um estudo com simulação em túnel de vento. Este estudo teve como base uma revisão bibliográfica dos principais autores que abordam a aerodinâmica aplicada a veículos. Foram usadas simulações em oito aerofólios disponíveis no site ([aerospace.illinois.edu](http://aerospace.illinois.edu)), utilizando o software XFLR 5 do Instituto de Tecnologia de Massachusetts, com o intuito de analisar e definir um ou mais perfis que possam atender a um projeto de um VANT de pequeno porte. faremos algumas discussões a respeito das análises obtidas.

**Palavras-chave:** Aerodinâmica. VANT. Simulação numérica. XFLR 5.



## Lista de figuras

<b>Figura 1:</b> Exemplo de um aerofólio aerodinâmico.....	10
<b>Figura 2:</b> Geometria de um Perfil. ....	12
<b>Figura 3:</b> Representação do perfil 4 dígitos. ....	13
<b>Figura 4:</b> Representação do perfil 5 dígitos. ....	13
<b>Figura 5:</b> Representação do perfil NACA serie 1 .....	14
<b>Figura 6:</b> Representação do perfil NACA série 6 dígitos .....	14
<b>Figura 7:</b> CLARK Y: Espessura de 0.1171, Raio do bordo de ataque do perfil 0.0128, Camber 0.0343 .....	15
<b>Figura 8:</b> NACA 23012: Espessura 0.1201, Raio do bordo de ataque 0.0171, Camber 0.0146 .....	15
<b>Figura 9:</b> NACA 0012: Espessura 0012, raio do bordo de ataque 0.0172, camber 0.00 .....	15
<b>Figura 10:</b> NACA 6409: Espessura 0.0903, raio do bordo de ataque 0.0096, camber 0.0586 .....	16
<b>Figura 11:</b> CLARK YS: Espessura 0.1170, Raio do bordo de ataque 0.0047, Camber 0.0280.....	17
<b>Figura 12:</b> HEPPELER MH-18: Espessura 0.1113, Raio do bordo de ataque 0.0047, Camber 0.00 .....	17
<b>Figura 13:</b> NACA MUNK/M-18: Espessura 0.1202, Raio do bordo de ataque 0.0435, Camber 0.0411 .....	17
<b>Figura 14:</b> WORTMANN: Espessura 0.1261, Raio do bordo de ataque 0.0199, Camber 0.0440.....	17
<b>Figura 15:</b> LIEBECK LA 203 A: Espessura 0.1214, Raio do bordo de ataque 0.0316, Camber 0.0869 .....	18
<b>Figura 16:</b> SELIG 1223: Espessura 0.1214, Raio do bordo de ataque 0.0316, Camber 0.0869 .....	18
<b>Figura 17:</b> EPPLER 423: Espessura 0.1252, Raio do bordo ataque 0.0333, Camber 0.0548.....	18
<b>Figura 18:</b> WORTMANN FX 74-CL5-140: Espessura 0.1644, Raio do bordo de ataque 0.0075, Camber 0.1086 .....	19
<b>Figura 19:</b> Variação de velocidade entre a parte superior e inferior do perfil. ....	21
<b>Figura 20:</b> Perca de sustentação devido a inclinação da asa. ....	22
<b>Figura 21:</b> Representação do efeito do escoamento do ar em alguns tipos de superfícies.....	24
<b>Figura 22:</b> Exemplo de como é relacionada a posição do centro aerodinâmico. ....	29
<b>Figura 23:</b> Esboço da asa para determinação da corda média .....	32
<b>Figura 24:</b> Aerofólio discretizado, mostrando os pontos de controle. ....	33
<b>Figura 25:</b> Linhas de trajetória de partículas em um fluxo de estado estacionário sobre um aerofólio a partir de um sistema de coordenadas fixo-corpo.....	34

<b>Figura 26:</b> Esquema de direções da velocidade em um escoamento, paralelo ao elemento dl sobre uma linha de corrente. ....	34
<b>Figura 27:</b> Esquema demonstrativo dos aerofólios que serão utilizado nas análises. ....	43
<b>Figura 29:</b> Representação da asa, em sua vista superior. ....	47
<b>Figura 30:</b> Passo á Passo para análise no XFLR 5 .....	51

## Lista de gráficos

<b>Gráfico 1:</b> Coeficiente de sustentação em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1 .....	54
<b>Gráfico 2:</b> Coeficiente de arrasto em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1 .....	56
<b>Gráfico 3:</b> Coeficiente de momento no perfil em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1 .....	57
<b>Gráfico 4:</b> Eficiência dos perfis em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1 .....	58
<b>Gráfico 5:</b> Polar de arrasto em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1 .....	59
<b>Gráfico 6:</b> Coeficiente de sustentação em função de $\alpha$ para o grupo 2 .....	60
<b>Gráfico 7:</b> Coeficiente de arrasto em função de ( $\alpha$ ) para os perfis do grupo 2 .....	61
<b>Gráfico 8:</b> Resultado do coeficiente de momento em função de ( $\alpha$ ) para o grupo 2 .....	62
<b>Gráfico 9:</b> Eficiência do perfil em função do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) para o grupo 2 .....	63
<b>Gráfico 10:</b> Polar de arrasto dos perfis do grupo 2 . .....	65
<b>Gráfico 11:</b> Resultado do coeficiente de sustentação em função ( $\alpha$ ) análise final .....	66
<b>Gráfico 12:</b> Coeficiente de arrasto em função ( $\alpha$ ) análise final .....	67
<b>Gráfico 13:</b> Coeficiente de momento em função ( $\alpha$ ) análise final .....	68
<b>Gráfico 14:</b> Polar de arrasto para três numero de Reynolds na análise final.....	69
<b>Gráfico 15:</b> Análise da eficiência dos perfis para três números de Reynolds. ....	71

## Lista de imagens

<b>Imagem 1:</b> Os primeiros inventos de Da Vinci .....	6
<b>Imagem 2:</b> Primeiro voo 14 bis, com Alberto Santos Dumont. ....	7
<b>Imagem 3:</b> Evolução do design nas aeronaves.....	9
<b>Imagem 4:</b> Exemplo de aeronaves que usam aerofólio "reflex". ....	16
<b>Imagem 5:</b> Efeitos visíveis causados pelo arrasto induzido na asa de uma aeronave. ....	26
<b>Imagem 6:</b> Formação em V dos pássaros para reduzir o arrasto.....	26
<b>Imagem 7:</b> Momento em um perfil em função do ângulo de inclinação (alfa). ....	27
<b>Imagem 8:</b> Representação escoamento laminar e turbulento em torno de um perfil. ....	30
<b>Imagem 9:</b> Representação dos Vórtices na ponta da asa.....	30
<b>Imagem 10:</b> Alguns VANTs fabricados pelas principais empresas do seguimento.....	40
<b>Imagem 11:</b> Projeto elaborado pela AVIBRAS LAAD e projeto DPA-VANT - Acauã .....	40
<b>Imagem 12:</b> Detalhamento no motor especificado para o VANT.....	44
<b>Imagem 13:</b> (ESC) Turnigy 60A especificado para o projeto.....	45
<b>Imagem 14:</b> Hélice especificada para o projeto do VANT. ....	46
<b>Imagem 15:</b> Ilustração da aeronave no software NX.8 SIEMENS. ....	47
<b>Imagem 16:</b> Especificação de como inserir os dados e escolher o tipo de análises. ....	51
<b>Imagem 17:</b> Esquema de como inserir o numero Reynolds mínimo e máximo no XFLR 5 .....	52

## Lista de símbolos

$P$  = Pressão

$V$  = Velocidade do escoamento ou velocidade da aeronave

$\rho$  = Densidade do fluido

$\bar{c}$  – Corda média aerodinâmica do perfil Coeficiente de arrasto induzido

$c_l$ – Coeficiente de sustentação do perfil

$g$  – Aceleração gravitacional

$M$  – Momento

$C_r$ – Corda na asa raiz da asa

$C_t$ - Corda na ponta da asa

$c_d$  – Coeficiente de arrasto do perfil

$L$  – Força de sustentação

$D$  – Força de arrasto

$V_{cru}$  – Velocidade de cruzeiro

$V_{estol}$  – Velocidade de estol,(m/s)

$\alpha$  - ângulo de ataque, (graus)

$CD$  – Coeficiente de arrasto da aeronave

$Re$  – Número de Reynolds

$C_{di}$  = Coeficiente de arrasto induzido do perfil

$AR$  = Alongamento da asa

$cm$  = Coeficiente de momento do perfil

$\mu$  = Viscosidade dinâmica do ar

## Sumário

<b>1. INTRODUÇÃO .....</b>	<b>1</b>
1.1 JUSTIFICATIVA.....	3
1.2 OBJETIVOS .....	4
<b>1.2.1 Objetivo Geral .....</b>	<b>4</b>
<b>1.2.2 Objetivos específicos .....</b>	<b>4</b>
1.3 DESCRIÇÃO DOS CAPÍTULOS .....	4
<b>2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....</b>	<b>6</b>
2.2 AERODINÂMICAS NA AVIAÇÃO .....	8
2.3 PERFIS AERODINÂMICOS .....	10
2.4 GEOMETRIA DE UM PERFIL .....	11
2.5 FAMÍLIAS DE UM PERFIL .....	12
2.6 EXEMPLO DE PERFIS MAIS UTILIZADOS .....	14
2.6.3 OS PERFIS DE ALTA SUSTENTAÇÃO.....	18
2.7 FORÇAS ATUANTES EM TORNO DE UM AEROFÓLIO .....	19
2.7.1 PRESSÃO EM TORNO DO PERFIL.....	19
2.7.3 FORÇA DE SUSTENTAÇÃO .....	20
2.7.4 FORÇA DE ARRASTO.....	23
2.7.5 MOMENTO EM UM PERFIL .....	27
2.7.6 CENTRO AERODINÂMICO.....	28
2.7.7 NUMERO DE REYNOLDS .....	29
2.7.9 CORDA MEDIA AERODINÂMICA .....	31
2.8 MÉTODO DOS PAINEIS .....	32
2.8.1 ESCOAMENTO POTENCIAL PARA O MÉTODO DOS PAINEIS.....	36
2.9 RECURSOS COMPUTACIONAIS PARA ANÁLISE DE AEROFÓLIOS .....	36
2.9.1 XFRL 5 .....	38
2.9 VANTs .....	39
<b>3. DESCRIÇÃO DA AERONAVE .....</b>	<b>42</b>
<b>4. METODOLOGIA .....</b>	<b>48</b>
<b>5. RESULTADO E DISCURSÕES.....</b>	<b>53</b>
5.1 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO GRUPO 1 .....	53
5.1.1 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE ARRASTO DO GRUPO 1 .....	55
5.1.2 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE MOMENTO DO GRUPO 1 .....	56
5.1.3 ANÁLISE DA EFICIÊNCIA DOS PERFIS DO GRUPO 1.....	57
5.1.4 ANÁLISE DA PORLAR DE ARRASTO DOS PERFIS DO GRUPO 1 .....	58

5.1.5 ANALISE DA DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DOS PERFIS DO GRUPO 2 .....	60
5.1.6 ANALISE DA DO COEFICIENTE DE ARRASTO DOS PERFIS DO GRUPO 2 .....	61
5.1.7 ANALISE DA DO COEFICIENTE DE MOMENTO DOS PERFIS DO GRUPO 2 .....	62
5.1.8ANALISE DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DOS PERFIS DO GRUPO 2.....	63
5.1.9 ANALISE DA POLAR DE ARRASTO DOS PERFIS DO GRUPO 2.....	64
5.2 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DOS PERFIS NA ANALISE FINAL .....	65
5.2.1 COEFICIENTE DE ARRASTO DOS PERFIS NA ANALISE FINAL.....	66
5.2.2 COEFICIENTE DE MOMENTO DOS PERFIS NA ANALISE FINAL.....	68
5.2.3 POLAR DE ARRASTO DOS PERFIS NA ANALISE FINAL .....	69
5.2.4 EFICIENCIA DOS PERFIS NA ANALISE FINAL .....	70
5.2.5 DISCUSÕES .....	71
<b>6. CONCLUSÕES .....</b>	<b>73</b>
<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>75</b>

## 1. INTRODUÇÃO

Após a primeira aeronave ter levantado voo no campo de Bagatelle em 23 de outubro de 1906, batizada de 14 bis, projetada e pilotada por Alberto Santos Dumont, muitos estudiosos e entusiastas por aviação vem se dedicando para desenvolver novas aeronaves, capazes de transportar enormes cargas (MIRANDA, 2013).

O principal fator para o grande avanço na indústria aeronáutica foi o estudo específico da aerodinâmica, que nada mais é que o estudo dos fluidos gasosos, relativo às suas propriedades e características, e as forças que exercem em corpos sólidos neles imersos (MIRANDA, 2013). Logo, um dos componentes que está totalmente ligado a essa área é a asa das aeronaves.

Para o projeto inicial de uma asa destinada a um avião ou até mesmo um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), deve-se determinar qual perfil é mais adequado. Um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de causar uma reação aerodinâmica a partir do fluido ao seu redor (MIRANDA, 2013). Uma quantidade considerável de esforço teórico e experimental tem sido dedicada ao desenvolvimento de perfis aerodinâmicos. Muito deste trabalho foi desenvolvido pelo Comitê Consultivo Nacional para a Aeronáutica (NACA) (MCCORMICK, 1995). A importância dessa pesquisa é essencial para o projeto de asas mais eficientes, capazes de gerar uma maior força de sustentação e diminuir o consumo de combustíveis, aumentando, assim, a distância que as aeronaves podem voar sem reabastecer.

A análise e seleção de perfis para um projeto dependem de algumas características próprias e requisitos mínimos. As características a serem analisadas em um estudo sobre perfis são sua capacidade de geração de força de sustentação com menor penalidade de arrasto, além de se preocupar com o momento causado pelas forças aerodinâmicas, determinação do ângulo na qual o perfil não irá mais gerar sustentação. Todos esses fatores serão analisados e explicados com base nas leis que regem os movimentos dos fluidos.

Após o século XIX, com o desenvolvimento de túneis de vento, que simulam condições reais de escoamento, o estudo dos perfis aerodinâmicos ganhou um avanço enorme em pouco tempo, porém, atualmente o custo ainda é bem elevado. Assim, surgiu a necessidade do uso do método *Computational Fluid Dynamics* (CFD), uma forma de análise computacional do escoamento ao redor de corpos rígidos, o qual, em determinadas condições, pode substituir os túneis de vento para avaliações preliminares de projetos. O uso do CFD já é



tão importante para a engenharia contemporânea como as dimensões teóricas e experimentais (WENDT, 2009). Este trabalho usará a ferramenta XFLR5, a qual é baseada no chamado método dos painéis, para uma análise computacional das forças geradas pelo escoamento devido a diferentes perfis aerodinâmicos, visando à escolha de perfis que melhor se ajustem a baixos números de Reynolds, com a finalidade de encaixar em projeto de uma asa destinada a um VANT.

O presente trabalho irá abordar uma revisão bibliográfica e histórica da evolução dos perfis aerodinâmicos desde seu surgimento assim como seus conceitos. Também abordaremos como serão realizadas as análises para obtenção dos coeficientes de sustentação, momento, arrasto e eficiência do perfil entre outros parâmetros que influenciam a escolha destes. E por fim analisaremos os resultados obtidos e as discussões.

## 1.1 JUSTIFICATIVA

O presente trabalho tem a finalidade de mostrar como a aerodinâmica dos perfis influencia o desenvolvimento e evolução do projeto de novas aeronaves. É uma das áreas de aplicação na indústria recebendo maior atenção atualmente, já que trabalha com um dos principais elementos de uma aeronave, que é a asa.

A indústria há muitos anos vem buscando meios que reduzam custos para o desenvolvimento de novas aeronaves, boa parte desses gastos é resultante da análise de projetos com túneis de vento. Os métodos numéricos podem reduzir sensivelmente o tempo para novos projetos, podendo levar a aproximações de condições reais, com boa confiabilidade. Um dos vários *softwares* usados para tais simulações de resposta aerodinâmica em torno de perfis é o XFLR5, que tem como plataforma do XFOIL desenvolvido por Mark Drella em 1988 no MIT (*Massachusetts Institute of Technology*). O *software* usa uma combinação de métodos numéricos tais como: teoria da linha sustentadora, método da Malha de Vórtices (VLM) e método dos painéis tridimensional (DRELA, 2012). Segundo Clark (2013) a plataforma do *software* XFLR5 disponibiliza as ferramentas necessárias para um bom projeto, e de uma forma gráfica intuitiva.

Todos esses artifícios citados servem como base para o projeto de novas aeronaves mais eficientes, um exemplo disso é o desenvolvimento constante de aeronaves não tripuladas conhecidas como VANT'S. Esses veículos podem alcançar grandes distâncias, além de cumprir missões as quais muitas vezes aeronaves tripuladas não podem fazer, por questões de segurança.

Além disso, o Brasil hoje tem um grande problema com a entrada de produtos ilícitos por suas fronteiras. Tais problemas estão relacionados ao seu grande território, assim se fazendo necessárias aplicações dessa nova tecnologia, para planejamento de operações e combate a tais atos ilícitos. (SILVA, 2013) O desenvolvimento dessa tecnologia tem o custo muito mais baixo se comparado com aeronaves maiores, que necessitam de pilotos. Além disso, com aeronaves não tripuladas, o risco de se perder vidas em missões é reduzido.

## 1.2 OBJETIVOS

### 1.2.1 Objetivo Geral

O objetivo geral consiste em avaliar famílias de perfis com vários tipos geométricos diferentes a fim de encontrar um ou mais que atendam as necessidades para um projeto de uma asa destinada a um VANT, utilizando software livre, que é o XFLR 5, que tem como principal função simular um túnel de vento, para que se possam avaliar as características de cada perfil.

### 1.2.2 Objetivos específicos

- Estudar e analisar os diversos parâmetros que envolvem o desenvolvimento da escolha de perfis aerodinâmico para projetos de asas de VANTs;
- Mostrar as etapas que constituem a modelagem de perfis aerodinâmicos usando especificamente o *software* livre XFLR 5;
- Obtenção de perfis ideais a partir da família de perfis disponíveis na University of Illinois at Urbana-champaign Airfoil Data site (UUUC, 2014).

## 1.3 DESCRIÇÃO DOS CAPÍTULOS

O capítulo 2 refere-se à fundamentação teórica sobre o tema do trabalho. Neste capítulo será mostrado a historia dos perfis aerodinâmicos assim como seu desenvolvimento ao longo dos anos, também será abordado às características do escoamento de fluidos em corpos rígidos e algumas informações sobre o software utilizado neste trabalho.

O capítulo 3 apresenta algumas descrições da aeronave, bem como da asa na qual se destina encontrar um perfil aerodinâmico que possa compor esta. Nesse capítulo iremos mostrar alguns dos requisitos como peso máximo e tamanho da asa, para que as análises possam ser feitas.

O capítulo 4 detalha o método utilizado para a realização das análises. Neste capítulo será detalhado o passo a passo no software a fim de mostrar ao leitor a forma correta de inserir os dados.

O capítulo 5 mostra os resultados obtidos, auxiliado de algumas observações do autor deste trabalho.

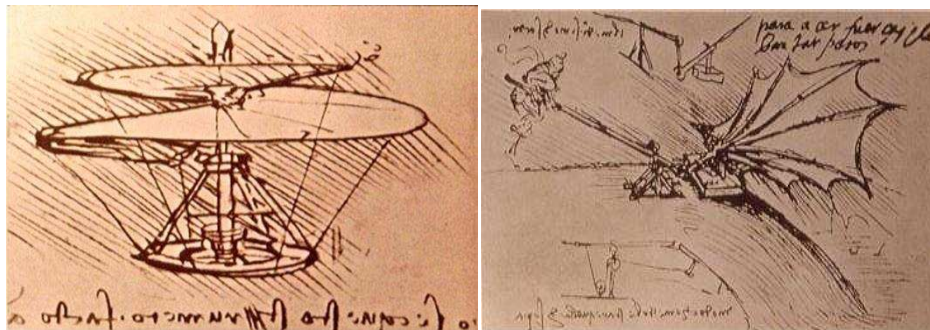
O capítulo 6 apresenta a conclusão sobre o assunto estudado, assim apresentando a escolha feita com base nas simulações realizadas.

## 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 BREVE CONTEXTO HISTÓRICO. (Aerodinâmica)

Sempre que um corpo tenta se deslocar através de um meio fluido, uma força contrária é exercida a fim de parar o movimento. Essas observações foram percebidas muito tempo depois dos primeiros relatos de inventos de máquinas voadoras projetados por Leonardo Da Vinci, na qual datam de cinco séculos atrás, segundo Arrase (1997). Como o princípio aerodinâmico não eram compreendidos nessa época, esses projetos quase sempre davam errado. Mais tarde, com o avanço da tecnologia, foi possível fazer observações detalhadas dos fenômenos que envolvem o escoamento do ar sobre um corpo rígido obedecendo às leis da física, também foi possível formular equações que seriam mais tarde as ferramentas necessárias para a melhor compreensão da mecânica do movimento do ar, hoje denominada aerodinâmica, alguns dos inventos de Da Vinci pode ser visto na imagem 1.

**Imagem 1:** Os primeiros inventos de Da Vinci.



**Fonte:** Disponível em: [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Leonardo\\_da\\_Vinci\\_helicopter\\_and\\_lifting\\_wing.jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Leonardo_da_Vinci_helicopter_and_lifting_wing.jpg).

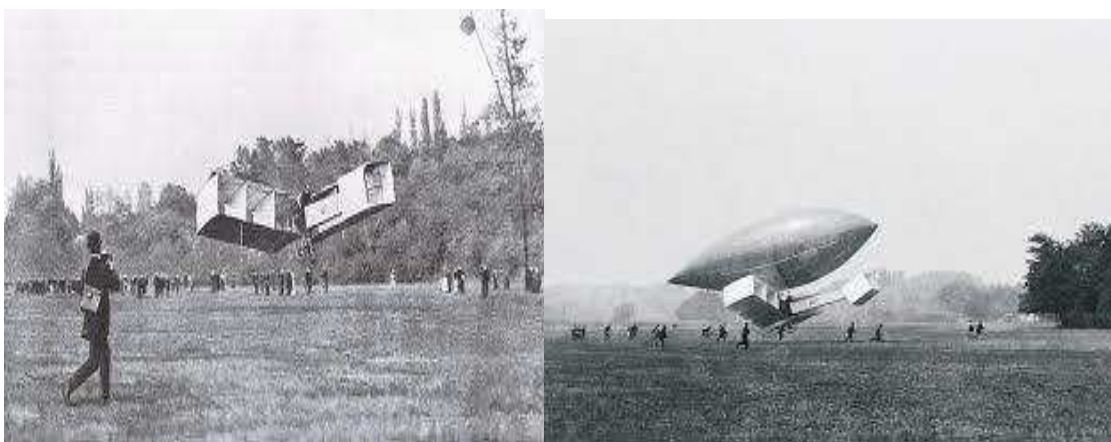
A ciência passou por varias turbulências durante muito tempo, no período do império Romano, na qual o pensamento intelectual foi bastante afetado, considerada como idade das trevas para a ciência, segundo Anderson (1997). Séculos mais tarde, após os anos de guerras que atrasaram a ciência, surgiu um homem chamado Leonardo Da Vinci (1452-1519) o qual é considerado um dos primeiros grandes intelectuais que começaram a formular teorias sobre a mecânica de voo. Historiadores descobriram documentos que revelaram vários protótipos de helicópteros e o que se acredita ser um protótipo de um dispositivo para planar. Os conceitos de aerodinâmica de Da Vinci foram surpreendentemente avançados para sua época e teria composto um salto quântico no estado da arte da aerodinâmica se suas descrições sobre as

suas teorias tivessem sido disseminadas, pois muitos dos seus documentos foram reescritos, Anderson (1997).

O século XX foi marcado pelo primeiro voo de uma aeronave movida à proporção mecânica. A invenção foi completa e dominava todos os principais atributos de um avião moderno, segundo Çengel e Cimbala (2007). Mais uma série de problemas envolvendo a aerodinâmica como movimenta de vórtices, os diversos tipos de arrastos e análises detalhadas da pressão existente nas asas. Todas essas características fundamentais eram muitas vezes desprezadas já que eles não possuíam ferramentas necessárias para tais análises.

Segundo Barros (2006), o primeiro voo aconteceu no campo de Bagatelle na França no dia 23 outubro de 1906 com o brasileiro Alberto Santos Dumont de Andrade, mostrado na imagem 2. O grande inventor brasileiro terminou seus estudos na França, onde aprofundou o seu conhecimento das teorias e equações formuladas por grandes nomes como Reynolds, Stokes, William Thomson, Lord Kelvin entre outros, buscavam entender e explicar os fenômenos contidos na mecânica do voo como entre outras áreas da ciência. Esses estudos foram fundamentais para descrever leis que mais tarde serviriam como base para aplicações em diversas áreas, e essencialmente na aviação. O feito de Dumont revolucionou as relações transcontinentais, sendo hoje o avião um dos transportes mais usado em todo o mundo.

**Imagem 2:** Primeiro voo 14 bis, com Alberto Santos Dumont.



**Fonte:** Disponível em: [http://en.wikipedia.org/wiki/Santos-Dumont\\_14-bis](http://en.wikipedia.org/wiki/Santos-Dumont_14-bis)

O grande avanço da ciência que estuda o comportamento dos fluidos em movimento denominada mecânica dos fluidos se deu principalmente quando os engenheiros perceberam que era possível melhorar significativamente e aumentar a autonomia dos veículos, ajudando também a melhorar à eficiência das aeronaves. A mecânica dos fluidos tem como principal

objetivo nos dar ferramentas necessárias para a melhor compreensão dos fenômenos das forças envolvidas em deslocamento no ar e definirmos o quanto é ou não aerodinâmico o projeto na qual se deseja analisar.

A aerodinâmica só veio a ter realmente importância no século XIX e XX. Segundo Anderson (1997), “Aerodinâmica é o ramo da dinâmica que trata do movimento de ar e outros fluidos gasosos e das forças que atuam sobre corpos em movimento em relação a tais fluidos”. A partir do século XX, com o desenvolvimento de aeronaves capazes de atingir velocidades cada vez maiores, houve uma necessidade de se ter análises mais precisas de todos os efeitos presentes nos voos. Com isso, foi preciso que o estudo do escoamento e conceito dos designs das aeronaves evoluíssem para patamares cada vez mais sofisticados, a fim de se acompanhar tendência do mercado, buscando reduzir o consumo e aumentando a velocidade e conforto das aeronaves.

## 2.2 AERODINÂMICAS NA AVIAÇÃO

Os conceitos aerodinâmicos surgiram bastante tempo depois da invenção do automóvel, pois os carros da época não precisavam se preocupar com sua forma quadrada já que não conseguiam empenhar grandes velocidades segundo Ribeiro (2011). Logo, com a necessidade de veículos mais rápidos observou-se a necessidade do estudo dos fenômenos existentes em um deslocamento em um meio fluido. Assim à aerodinâmica veio ganhando seu espaço conforme os engenheiros adquiriam ferramentas que facilitavam as análises. A evolução da aerodinâmica das aeronaves deu um salto enorme em poucos anos, devido à chegada dos computadores, que aumentavam a velocidade dos cálculos e resultados obtidos.

Após o primeiro voo de aeronave mais pesada que o ar, muito se evoluiu, trazendo um avanço enorme ate mesmo para outras áreas do ramo da ciência, já que muitos conceitos e materiais usados para a aviação são hoje utilizados em vários outros projetos de engenharia, direta ou indiretamente. A evolução nos projetos foi necessária em todos os campos da ciência, mais principalmente no ramo da aviação, pois esse setor contém uma das áreas onde mais se inova e incorpora os maiores índices de nível tecnológico, tornando-se um dos setores com maior importância na economia mundial, segundo (RIBEIRO, 2011). Todo comércio mundial depende de suas mercadorias, uma vez que elas são transportadas todos os dias por diversas aeronaves em todo o mundo. Essa globalização só é possível devido as incessantes pesquisas e investimentos, a fim de se melhorar gradativamente os conceitos de designs e se

encontrar sempre a melhor opção para o projeto de uma aeronave mais leve, econômica e com maior alcance, e que sempre tenha uma viabilidade de construção. Na imagem 3 é mostrado a evolução das aeronaves com decorrer dos anos.

**Imagem 3:** Evolução do design nas aeronaves.



**Fonte:** Disponível em: <http://pt.wikipedia.org>

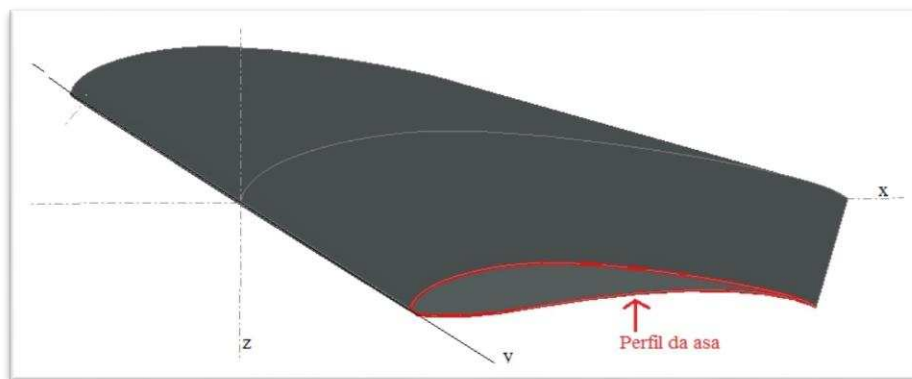
A época de maior desenvolvimento da aviação mundial se deu na segunda guerra mundial, se vendo a necessidade de se aumentar o poderio de guerrilha. Logo os EUA e a Alemanha investiram pesado em armamentos bélicos, assim como em novas tecnologias para que os aviões fossem cada vez mais decisivos em suas missões. Assim, muitos dos conceitos e matérias usados nos projetos durante a guerra serviram para diversas aplicações, principalmente na aviação que em poucos anos conseguiu o avanço enorme em tecnologia militar. Ao longo dos anos algumas empresas se dedicaram ao estudo e desenvolvimento de aeronaves cada vez mais eficientes e com maior capacidade de carga. Segundo Miranda (2013), os grandes avanços foram obtidos através de pesquisas que resultaram em fantásticas melhorias aerodinâmicas e de desempenho das aeronaves, as quais favoreceram assim ao projeto e a construção de aviões capazes da realização de voos transcontinentais, aeronaves cuja à velocidade ultrapassa a barreira do som e até a realização de voos espaciais. Empresas especializadas como AIRBUS, BOING, EMBRAER, atualmente são referência no mercado, uma das grandes realizações da aviação foi o maior avião de passageiros do mundo o gigante A380 da Airbus. Também uma das grandes façanhas da aviação mundial foi o desenvolvimento de aviões capazes de cruzar a barreira do som, e no Brasil temos a referência em construção e projetos de jatos comerciais, executivos e aviões agrícolas produzidos pela Embraer.

Cada vez mais as aeronaves vão mudando seus aspectos, buscando sempre conceitos ambiciosos, capazes de levantar questões como se “ realmente é possível de ser feito”. Exemplo disso é A380 da companhia Airbus S.A.S. que é o maior avião comercial de passageiros da história, com capacidade para transporte de 555 a 845 passageiros com



autonomia de voo de 15.700km. Dentro do mesmo contexto podemos também exemplificar os caças desenvolvidos pelas forças armadas Americanas e Russas capazes de ultrapassar a barreira do som. Todos esses triunfos na histórias da aviação mundial, desde o primeiro voo do 14 bis até o voo inaugural do gigante do ar A380 entre outros aviões de grande porte, ou caças entre outros de diversas aplicações, só foram possíveis devido as pesquisas, e estudos de diversas pessoas que se dedicaram a estudar o comportamento de diversos fenômenos. Além disso, a grande parte desses feitos históricos se deu por conta de um dispositivo que proporcionou o grande desenvolvimento de aeronaves cada vez mais eficientes e com características diversas, dispositivo esse chamado de perfis aerodinâmicos ou “*Airfoil Aerodynamics*”. Como pode ser visto na figura 1.

**Figura 1:** Exemplo de um aerofólio aerodinâmico.



**Fonte:** Autoria própria (2014)

## 2.3 PERFIS AERODINÂMICOS

A história dos perfis aerodinâmicos é longa e envolve vários nomes que contribuíram para o desenvolvimento e aperfeiçoamento de perfis mais eficientes. Segundo Miranda (2013), os termos mais comuns para especificar essas superfícies que geram a sustentação nas asas das aeronaves são aerofólio e perfis aerodinâmicos. O perfil aerodinâmico é uma das partes principais no desempenho de uma aeronave, pois esse dispositivo é o responsável por promover as forças necessárias para que o voo de um objeto mais pesado que o ar seja possível. Miranda (2013) define perfil aerodinâmico como sendo uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor. O estudo dos perfis aerodinâmicos teve início no século XX, a partir de observações que abriram caminho para teorias e formulações matemáticas que representassem os efeitos estudados em túnel de vento. Os primeiros aerofólios desenvolvidos eram superfícies que

estavam longe de serem consideradas como perfis de alto desempenho, e só no começo da década de 20, a NACA iniciou um grande projeto experimental, o qual tinha o principal intuito de desenvolver perfis com grande capacidade aerodinâmica e de que facilitassem a construção das asas. Além disso, a NACA tinha como objetivo criar e classificar todas as famílias de aerofólios, e mostrar os efeitos associados para cada tipo de geometria específica.

Cada aerofólio recebeu sua nomenclatura e foi classificado e separado para melhor organização dos perfis desenvolvidos. A separação das geometrias se iniciou pela família de quatro dígitos, NACA 4412 e todo o desenvolvimento da NACA foi baseado na definição da geometria da distribuição de espessuras do perfil e da sua linha média, segundo Rosa (2006).

A partir da década de 70 tivemos enormes avanços com os computadores que possibilitaram aumentar a velocidade das análises. Assim as pesquisas de desenvolvimento de perfis passaram por mudanças, na qual as análises começaram a seguir uma linha de procedimentos chamada de método reverso. Segundo Rosa (2006) esse método utiliza uma distribuição de pressão para cada uma das duas superfícies, é a partir deste dado que a geometria do perfil pode ser criada. A partir desse método foi possível se chegar a uma grande quantidade de perfis com várias características e aplicações diferentes. O método revolucionou o progresso da criação de perfis sendo usado até hoje para o desenvolvimento de perfis aerodinâmicos de alto desempenho. Algumas dessas gamas de famílias de perfis podem ser citadas, como por exemplo, Drela, Eppler, Hepperle, Larrabbe, Liebeck, Lissaman, Selig, Wortmann entre outras.

## 2.4 GEOMETRIA DE UM PERFIL

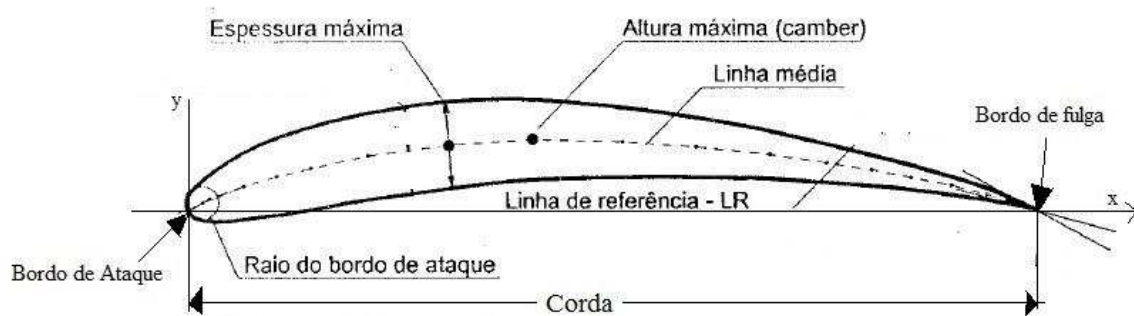
Para o estudo do perfil aerodinâmico é de essencial importância conhecer a geometria do aerofólio por meios de seus parâmetros, assim Rosa (2006) lista os principais parâmetros mostrados na figura 2.

Temos então as características geométricas de um perfil, os quais serão explicados abaixo:

- Espessura máxima: é a relação entre altura máxima e o comprimento da corda. Essa espessura é medida perpendicularmente à corda.
- Altura máxima (camber): é o ponto na qual a linha média tem a maior altura devido ao arqueamento da linha média.
- Linha média: é a linha de arqueamento médio do perfil, que representa o ponto médio entre os pontos que estão contidos entre a linha superior e a linha inferior do perfil.

- Corda: é o seguimento do comprimento do centro de referência até a outra extremidade, a qual é denominada bordo de fuga do perfil.
- Raio do bordo de ataque: é o raio no qual se determina a curvatura do bordo de ataque do perfil, e esse raio é medido em porcentagem da corda.

**Figura 2:** Geometria de um Perfil.



**Fonte:** Rosa (2006, p.86)

A geometria do perfil é função exclusivamente da corda, todos os seus parâmetros são dependentes em porcentagem de seu comprimento. Segundo Rosa (2006), normalmente considera-se corda unitária, com os postos iniciando no bordo de fuga, seguindo pela superfície superior e retornando pela superfície inferior, desta forma percorrendo um sentido anti-horário.

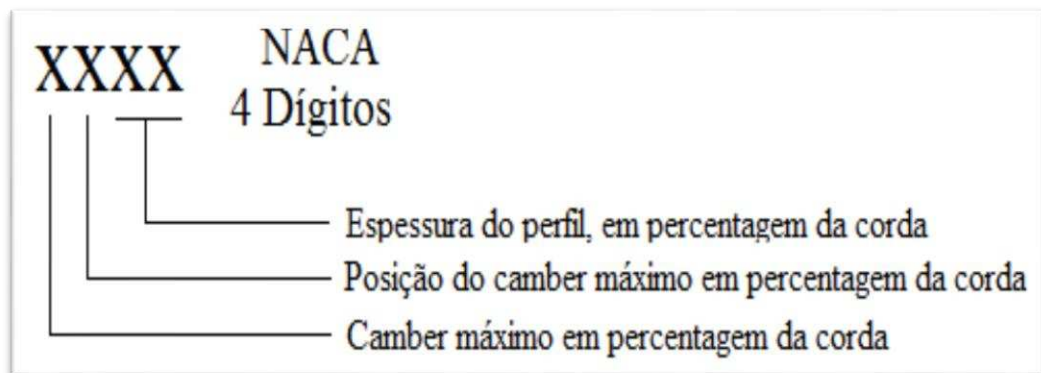
## 2.5 FAMÍLIAS DE UM PERFIL

As famílias de perfis são classes que diferenciam os mais variados tipos de aerofólios, e assim agrupam de forma organizada cada tipo de perfil. As famílias de perfis iniciaram com a pesquisa sistematizada sobre diferentes geometrias, inicialmente de uma forma empírica e progressivamente adotando critérios mais científicos, segundo Rosa (2006). O desenvolvimento contínuo de vários engenheiros da época, mostrou o caminho para as novas famílias de perfis de alto desempenho. Entre esses novos aerofólios, segundo Rosa (2006), as primeiras classes de aerofólios desenvolvidos foram as das séries Göttingen e Clark. Este último pode ser encontrado nas séries K; V; W; X; Y; Z; YH; YM15; YM18; YS. Esses são só alguns dos perfis mais usados até hoje em alguns projetos de asas de aeronaves de pequeno porte.

A principal linha de pesquisa para o desenvolvimento de aerofólios de alto desempenho era feita pela NACA, antiga agência espacial norte-americana que antecedeu a

NASA, e assim os aerofólios tiveram sua família batizada com esse nome, segundo fonte do site [discoverybrasil.uol](http://discoverybrasil.uol.com.br/web/nasa/terra/naca/?page=1)<sup>1</sup>. E abaixo são mostradas as características de algumas famílias de perfis NACA e suas nomenclaturas.

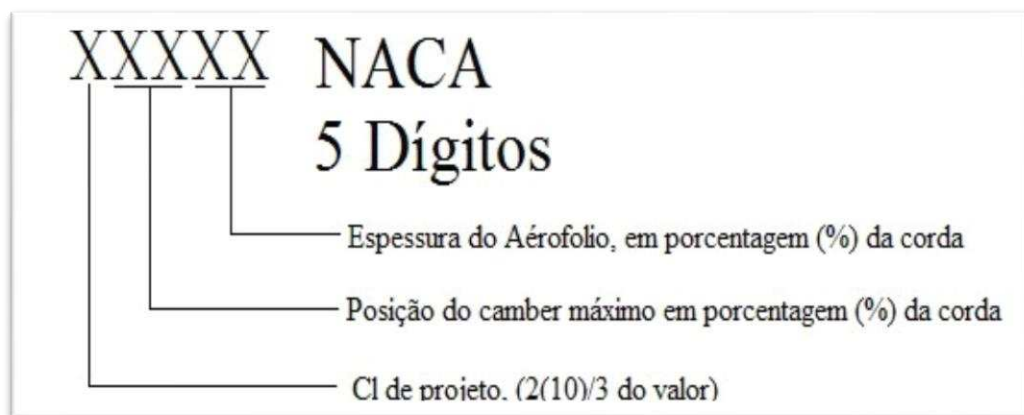
**Figura 3:** Representação do perfil 4 dígitos.



**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Exemplo, NACA 0012**

**Figura 4:** Representação do perfil 5 dígitos.

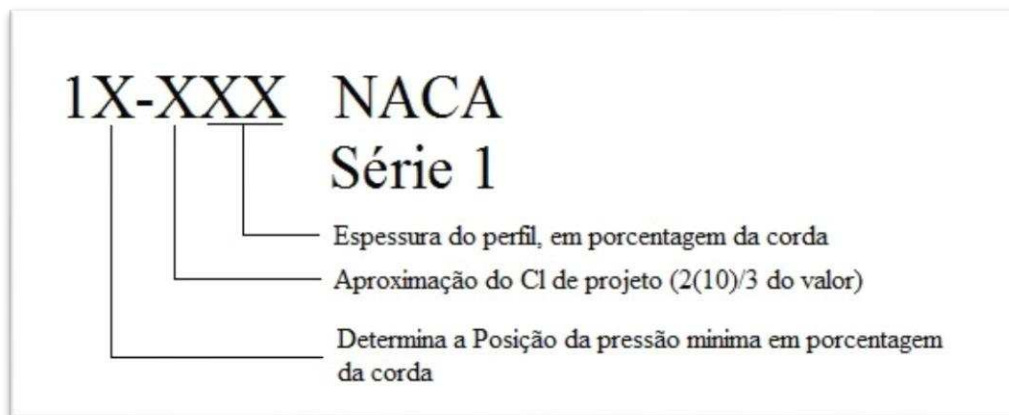


**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Exemplo, NACA 23017**

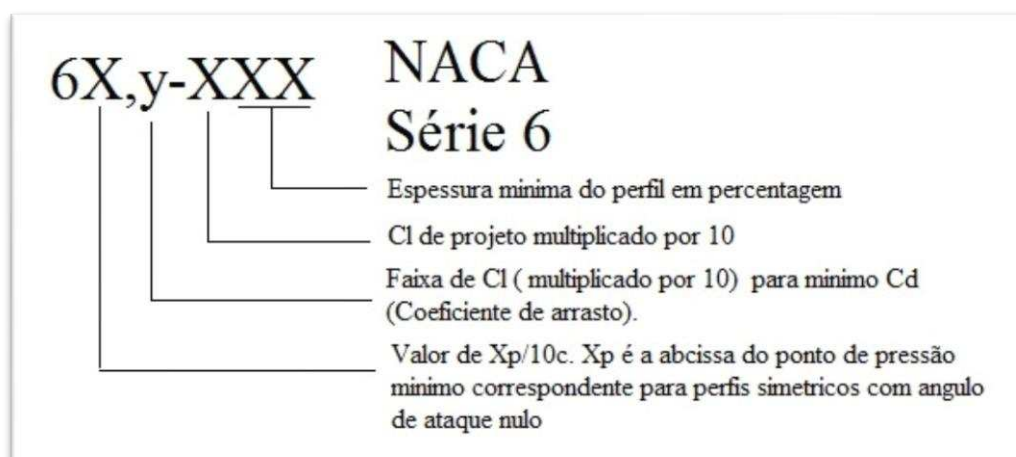
---

<sup>1</sup> Disponível em: <http://discoverybrasil.uol.com.br/web/nasa/terra/naca/?page=1> : Acesso em : 30 de junho. 2014

**Figura 5:** Representação do perfil NACA serie 1

**Fonte:** Autoria própria (2014)

### Exemplo, NACA 16-006

**Figura 6:** Representação do perfil NACA série 6 dígitos

**Fonte:** Autoria própria (2014)

### Exemplo, NACA 66,1-212

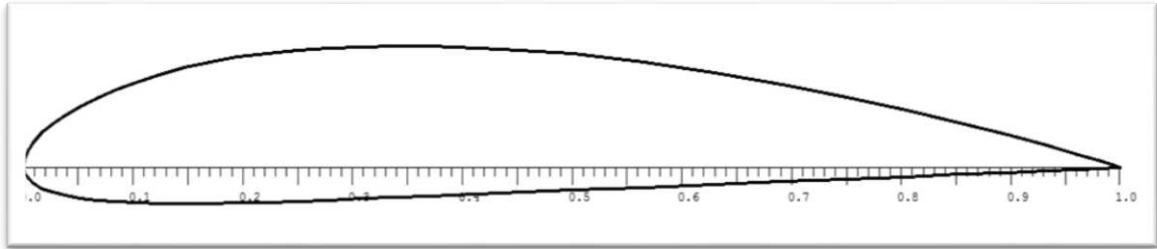
## 2.6 EXEMPLO DE PERFIS MAIS UTILIZADOS

O estudo dos aerofólios mostrou aos engenheiros que para cada tipo de perfil há uma aplicação diferente na qual o perfil terá maior eficiência. Dessa forma é possível termos um padrão específico de perfis para cada tipo de aplicação, por exemplo, perfis usados para aeronaves destinadas a voar em velocidade supersônica, ou aeronaves que são destinadas a voar em baixas velocidades.

### 2.6.1 PERFIS “CLÁSSICOS”

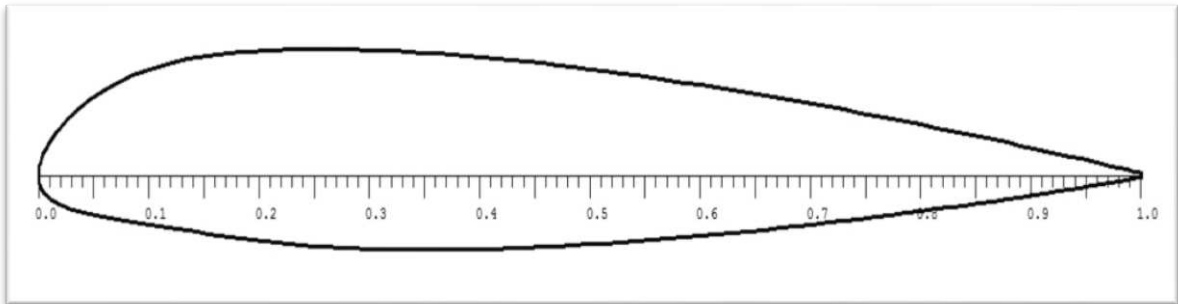
Segundo Rosa (2006), os perfis ditos clássicos são aqueles que são desenvolvidos sem o auxílio de técnicas computacionais modernas, incluindo os perfis desenvolvidos empiricamente. Mostraremos abaixo os perfis ditos clássicos, onde usamos o software XFLR 5 para obter as imagens dos perfis.

**Figura 7:** CLARK Y: Espessura de 0.1171, Raio do bordo de ataque do perfil 0.0128, Camber 0.0343



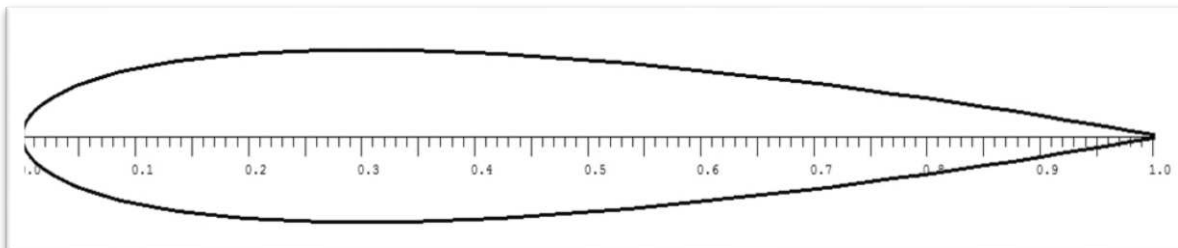
**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Figura 8:** NACA 23012: Espessura 0.1201, Raio do bordo de ataque 0.0171, Camber 0.0146



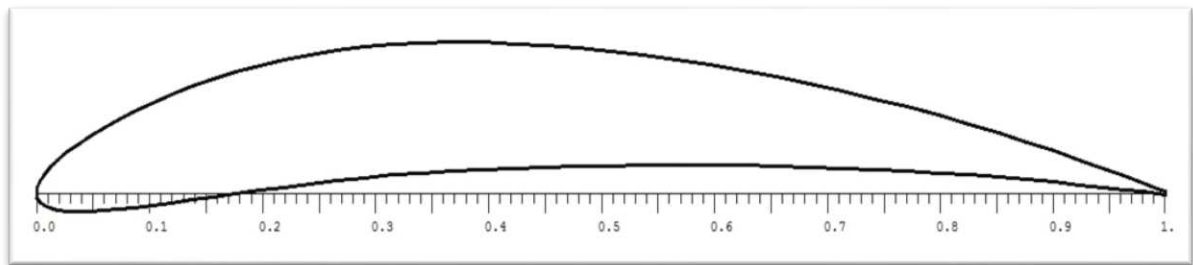
**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Figura 9:** NACA 0012: Espessura 0.1201, raio do bordo de ataque 0.0172, camber 0.00



**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Figura 10:** NACA 6409: Espessura 0.0903, raio do bordo de ataque 0.0096, camber 0.0586



**Fonte:** Autoria própria (2014)

## 2.6.2 PERFIS DO TIPO “REFLEX”

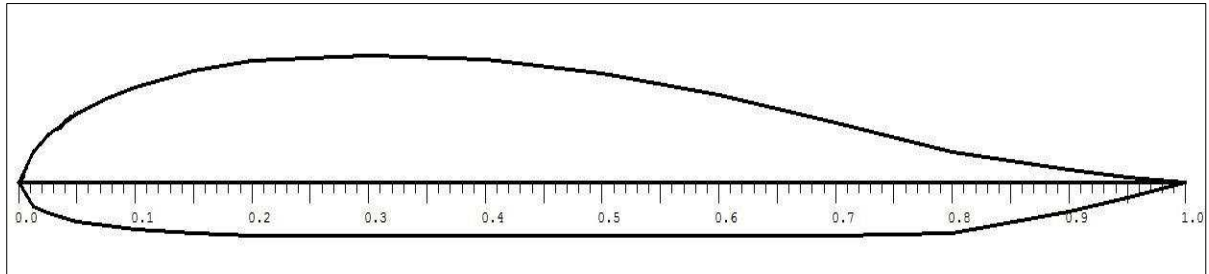
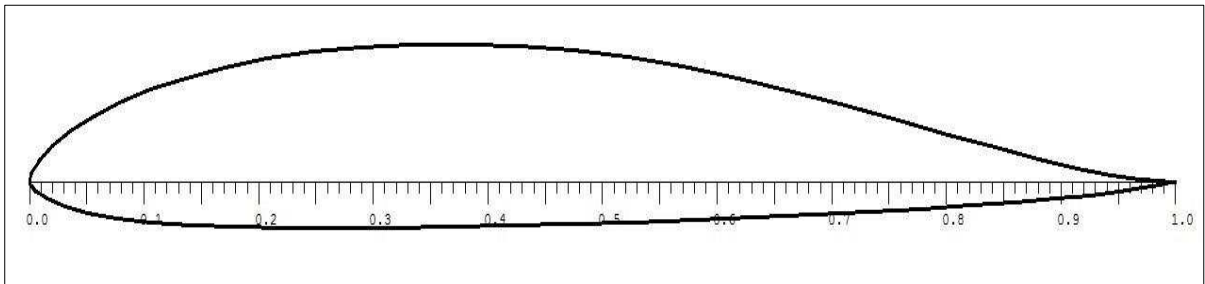
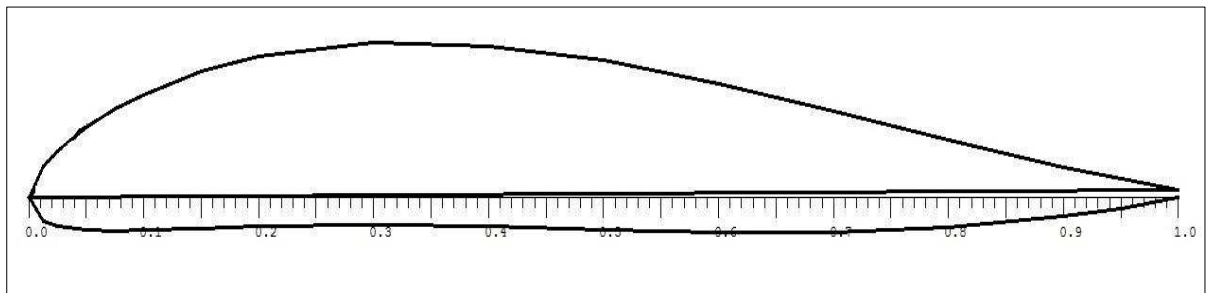
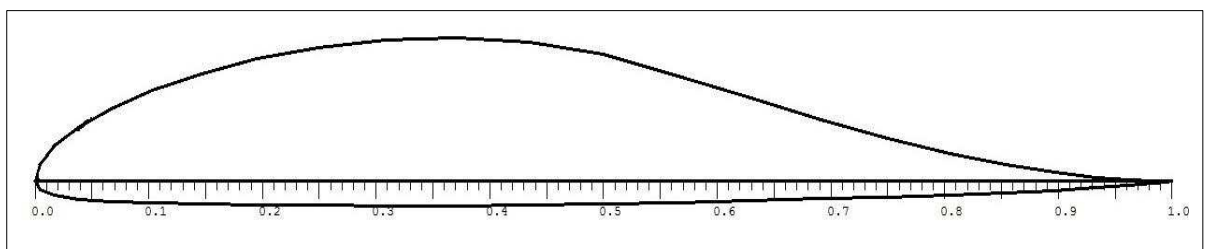
**Imagem 4:** Exemplo de aeronaves que usam aerofólio "reflex".



**Fonte:** Disponível em: [http://pt.wikipedia.org/wiki/Asa\\_voadora](http://pt.wikipedia.org/wiki/Asa_voadora)

São perfis em que o coeficiente de momento ao redor do perfil é aproximadamente zero ( $C_m \approx 0$ ). Rosa (2006) define que um perfil “reflex” é quando a sua linha média sofre uma inflexão próxima ao bordo de fuga. Em outras palavras, esses perfis são utilizados para diminuir o momento na asa, já que o próprio aerofólio tem uma torção negativa, próximo ao bordo de fuga, assim neutralizando o momento. Esses tipos de perfis geralmente são muito utilizados em projeto de asas voadoras, já que esses tipos aeronaves não disponibilizam de superfícies capazes de fornecer estabilidade a aeronave, e assim a própria asa deve ser estável. Acima na imagem 4 é mostrado um exemplo de aeronaves que usam os aerofólios do tipo “reflex”, e nas figuras abaixo são mostrados esses tipos de perfis.

## Exemplo de Perfis “REFLEX”

**Figura 11:** CLARK YS: Espessura 0.1170, Raio do bordo de ataque 0.0047, Camber 0.0280**Fonte:** Autoria própria (2014)**Figura 12:** HEPPERLER MH-18: Espessura 0.1113, Raio do bordo de ataque 0.0047, Camber 0.00**Fonte:** Autoria própria (2014)**Figura 13:** NACA MUNK/M-18: Espessura 0.1202, Raio do bordo de ataque 0.0435, Camber 0.0411**Fonte:** Autoria própria (2014)**Figura 14:** WORTMANN: Espessura 0.1261, Raio do bordo de ataque 0.0199, Camber 0.0440

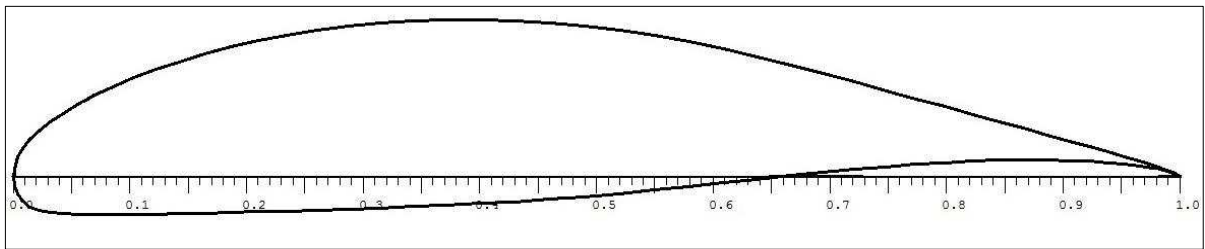


**Fonte:** Autoria própria (2014)

### 2.6.3 OS PERFIS DE ALTA SUSTENTAÇÃO

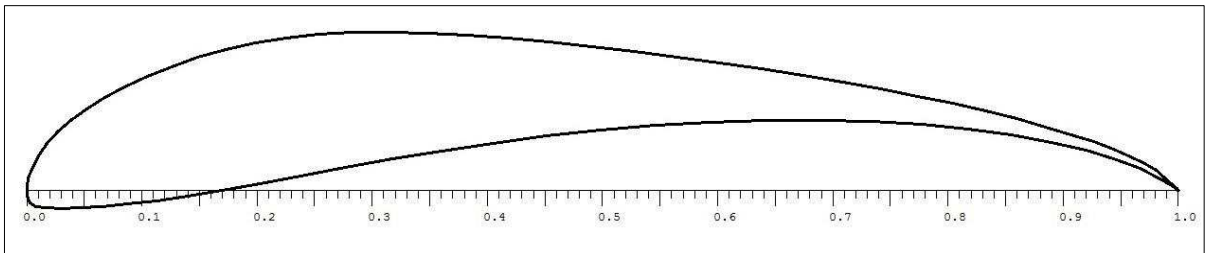
Os perfis de alta sustentação são perfis que se destacam por gerar um coeficiente de sustentação elevado, esses perfis geralmente são utilizados para os projetos de asas que possui o intuito de voar em baixas velocidades. Segundo Rosa (2006), os aerofólios que se destacam por sua grande capacidade de sustentação se caracterizam por uma linha média com grande curvatura e o ponto de máximo deslocado para frente, os quais têm intenção de gerar um pequeno momento. Os perfis com essas características estão mostrados abaixo.

**Figura 15:** LIEBECK LA 203 A: Espessura 0.1214, Raio do bordo de ataque 0.0316, Camber 0.0869



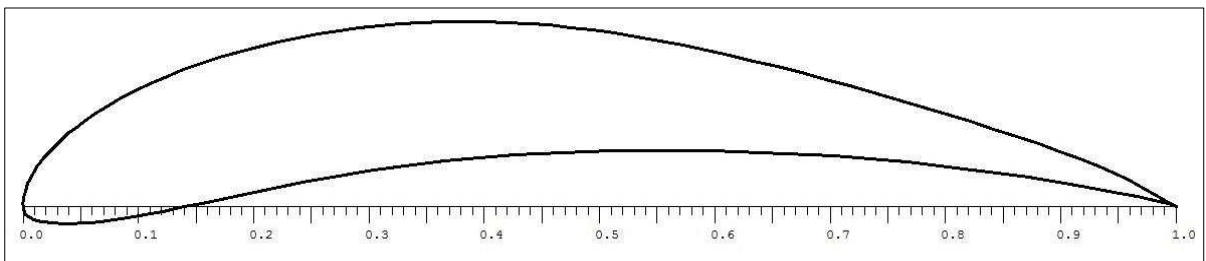
**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Figura 16:** SELIG 1223: Espessura 0.1214, Raio do bordo de ataque 0.0316, Camber 0.0869



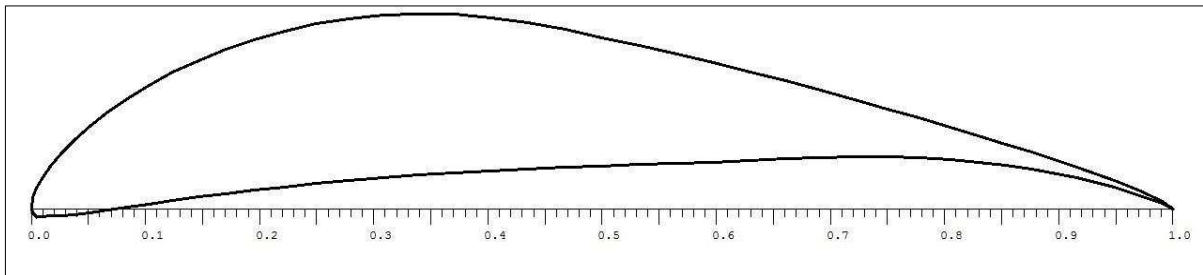
**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Figura 17:** EPPLER 423: Espessura 0.1252, Raio do bordo ataque 0.0333, Camber 0.0548



**Fonte:** Autoria própria (2014)

**Figura 18:** WORTMANN FX 74-CL5-140: Espessura 0.1644, Raio do bordo de ataque 0.0075, Camber 0.1086



**Fonte:** Autoria própria (2014)

## 2.7 FORÇAS ATUANTES EM TORNO DE UM AEROFÓLIO

Para se chegar á escolha do perfil mais adequado para o projeto de uma asa, destinada a um VANT, é de extrema importância conhecer todas as forças que atuam ao seu redor. Basicamente as forças geradas em um perfil são provenientes da reação que o ar gera ao entrar em contato com um corpo solido em movimento. Essas reações são as responsáveis por gerar pressões em torno da superfície inferior e superior do perfil, e dessa forma podemos calcular as forças de sustentação, arrasto e momento em torno do mesmo, todas essas provenientes da pressão gerada em torno do aerofólio.

### 2.7.1 PRESSÃO EM TORNO DO PERFIL

Segundo (ANDERSON, 1991), a pressão é definida como uma força por unidade de área, mas na verdade, a pressão é geralmente definida como um ponto do fluido ou de um ponto sobre uma superfície sólida, e pode variar de um ponto para outro. O estudo de como a distribuição de pressão em um aerofólio de asa se comporta, possibilita aos engenheiros a análise prévia para a melhor compressão do seu comportamento, segundo Ribeiro (2011).

Segundo Miranda (2013), a pressão em torno do perfil é gerada quando o mesmo se desloca no ar, assim o perfil provoca uma separação das partículas de ar, que por sua vez geram um diferencial de pressão entre a parte superior e inferior do mesmo. E é esse diferencial de pressão o principal responsável pela geração da força de sustentação responsável por erguer a aeronave no ar. Os ensaios realizados em túnel de vento ou em software similares que permitem determinar essas distribuições de pressão em diferentes ângulos de ataque, essas variações são extremamente importante para determinar o quanto de força de sustentação o perfil pode gerar.

### 2.7.2 ESTOL

O estol é um efeito causado em asas finitas, e é definido como sendo um ponto onde a sustentação é máxima para um ângulo de inclinação  $\alpha$ , mais ao passo que essa inclinação aumenta há uma perda drástica de sustentação. Miranda (2013) ressalta que o estudo do estol representa um componente de fundamental importância para o projeto de um avião, uma vez que proporciona a determinação de parâmetros importantes de desempenho, alguns exemplos da importância, é na determinação da mínima velocidade da aeronave e a determinação dos comprimentos de pista necessários ao pouso e decolagem.

O estol está inteiramente ligado à velocidade, de tal forma que um dos principais fatores para que o estol aconteça é reduzir a velocidade abaixo da velocidade mínima de voo prevista em projeto. Um exemplo disso são os caças que conseguem voar quase que verticalmente devido a força que as turbinas impõem para manter uma velocidade segura em uma manobra. Já em aeronaves pesadas de transporte isso é impossível de acontecer, pois a força que os motores não são projetados para tal desempenho, de tal forma que o piloto respeita o ângulo máximo de inclinação e sempre mantém uma velocidade segura de tal forma a não deixar acontecer o estol. Para compreender melhor o estol podemos analisar seu efeito no ponto B da figura 20.

### 2.7.3 FORÇA DE SUSTENTAÇÃO

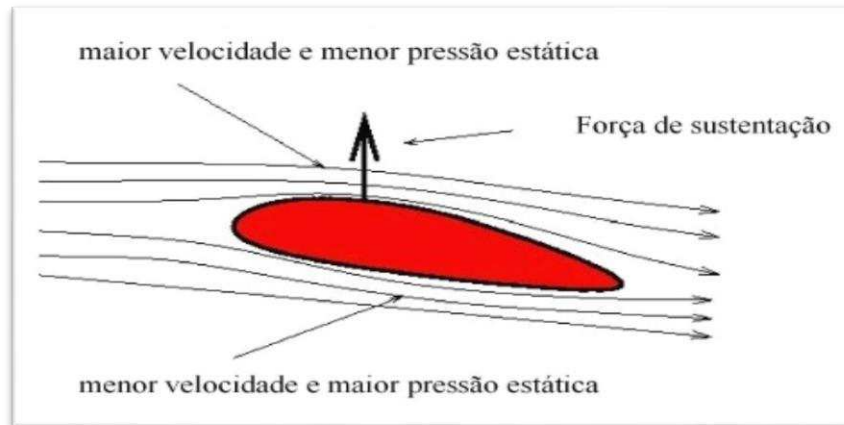
A força de sustentação é uma das componentes que é gerada pelo efeito do ar com a superfície aerodinâmica, sendo assim uma das mais importantes componentes resultantes de forças em torno do aerofólio a ser estudada para o projeto de uma aeronave. Segundo (MIRANDA, 2013), a forma como a sustentação é gerada pode ser entendida por dois princípios físicos, sendo esses a terceira lei de Newton e o princípio de Bernoulli.

A terceira lei de Newton diz que para toda ação há uma reação, de igual magnitude e direção, com sentido oposto. O entendimento dessa lei nos dá a possibilidade de entender a geração de força resultante na asa. Quando a aeronave está imerso no ar e em movimento, temos que uma força é gerada a partir do movimento das partículas de ar em torno do aerofólio, por meio de uma variação de pressão entre o intradorso e o extradorso do mesmo, esses efeitos podem ser explicados segundo Miranda (2013) pelo princípio de Bernoulli que diz que 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, e da

mesma forma se a pressão estática aumenta a pressão dinâmica diminui. O princípio de Bernoulli é matematicamente expresso pela equação (1) da continuidade mostrada abaixo.

$$P_e + \frac{1}{2} \rho V^2 = cte \quad (1)$$

**Figura 19:** Variação de velocidade entre a parte superior e inferior do perfil.



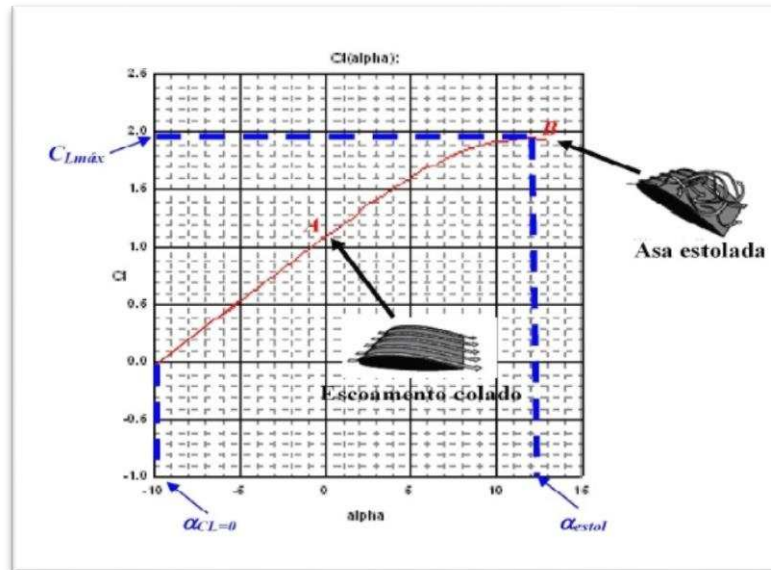
**Fonte:** Miranda (2013, p.64)

Geralmente para se expressar a força de sustentação, utilizamos de tuneis de vento ou de software específico para determinação dos coeficientes. Esses coeficientes nos ajudam prever o quanto de força será gerada em função da inclinação que a asa faz com linha imaginária do vento relativo, assim chamado de ângulo de ataque. Segundo Ribeiro (2011), o coeficiente de sustentação  $c_l$  é adimensional e é função do modelo do perfil e do numero de Reynolds e também do ângulo de ataque. Para todo e qualquer projeto sempre se procura a máxima eficiência em sustentação, onde um bom perfil lhe dar essas condições, já que perfis que tem grandes valores de  $c_l$  são considerados perfis eficientes de geração de força, segundo Rosa (2006).

Como já comentado anteriormente, para a determinação do coeficiente de sustentação  $c_l$ , é necessário uma análise com um túnel de vento ou algum software similar, na qual se é traçado uma curva que mostra o comportamento do perfil para cada ângulo de ataque. O coeficiente de sustentação pode crescer até certo ponto, após atingir um ângulo máximo de inclinação com a linha de ação do vento relativo, essa curva começa a decrescer bruscamente, a esse ponto máximo chamamos de  $c_{l_{max}}$  que também coincide com o ângulo máximo de ataque ocorrendo o estol. Segundo (MIRANDA, 2013), o estol é provocado pelo descolamento do escoamento na superfície superior da asa, esse deslocamento é devido a um gradiente adverso de pressão que possui a tendência de fazer com que a camada limite se

desprenda no extradorso da asa. A figura 20 mostra a sustentação em função do ângulo de ataque, e ocorrência do estol.

**Figura 20:** Perca de sustentação devido a inclinação da asa.



**Fonte:** Miranda (2013, p.28)

Para se determinar a força de sustentação necessária ao voo é preciso conhecer os coeficientes de sustentação, segundo Abbott (1959), é conveniente que esse coeficiente seja expresso em termos adimensionais, que são funções principalmente da postura da asa. Dessa maneira a sustentação é expressa na equação (2) mostrada abaixo:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{C} cl \quad (2)$$

Onde:  $L$  representa a Força de sustentação que o perfil pode gerar e  $\rho$  representa a densidade do ar, lembrando que a densidade do ar é função da altitude, e  $V$  é a Velocidade da aeronave,  $\bar{C}$ : É o comprimento da corda do perfil,  $cl$ : Coeficiente de Sustentação.

Assim temos que a sustentação é proporcional ao seu coeficiente, e esse é diretamente dependente das características de cada aerofólio escolhido para o projeto. Assim fica evidente a importância de se determinar o melhor perfil para o projeto, pois a escolha do melhor aerofólio para cada tipo de projeto trará certamente o melhor desempenho da aeronave.

## 2.7.4 FORÇA DE ARRASTO

A força de arrasto é gerada a partir dos mesmos efeitos que resultam na força de sustentação, porém a força de arrasto tem sua componente oposta à direção do deslocamento. Segundo Houghton (2013), o arrasto é convencionalmente definido como a força que corresponde à taxa de diminuição da quantidade de movimento na direção do fluxo externo sem ser perturbado. O arrasto é uma força indesejável que os projetistas tentam reduzir ao máximo, pois sua presença traz ineficiência ao projeto, e assim sendo um dos parâmetros mais importantes a ser analisado na escolha do aerofólio, a diminuição do arrasto implica também em aumentar a autonomia, ou seja, menor quantidade de energia necessária para o deslocamento no meio fluido.

Para Miranda (2013), a análise de desempenho de um avião durante todas as fases de projeto, envolvem as análises de perfil até sua fase final, tem o arrasto como sendo a mais importante quantidade aerodinâmica a se estimar, porém sendo uma das tarefas mais difíceis. Para a determinação do arrasto nos aerofólios podemos usar softwares, que simulem o escoamento do ar, assim como para a determinação do coeficiente de sustentação podemos determinar o coeficiente de arrasto, e assim poderemos quantificar o arrasto no perfil por meio da equação (3) mostrada abaixo:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{C} c d \quad (3)$$

Onde: ***D*** representa a Força de arrasto que o perfil gera devido ao atrito com o ar em movimento e ***ρ*** representa a densidade do ar, e ***V*** é a Velocidade da aeronave, ***Ĉ***: É o comprimento da corda do perfil, ***cd***: Coeficiente de arrasto.

Para Abboult (1959), é conveniente expressar as forças de arrasto em torno do perfil em termos de coeficientes adimensionais que são funções principalmente da geometria do aerofólio ou da asa. O arrasto é nada mais do que a soma de vários tipos de arrasto, provocado por diversos tipos de efeitos adversos durante o escoamento do fluido. Conforme Miranda (2013), só existem exclusivamente dois tipos característicos de arrasto, o arrasto de pressão que incide devido ao desbalanceamento de pressão existente sobre a face exterior da aeronave e o arrasto de atrito que é proveniente das tensões de cisalhamento que atuam na superfície da aeronave. Os tipos de arrastos são arrasto de pressão, arrasto de perfil, arrasto de interferência,

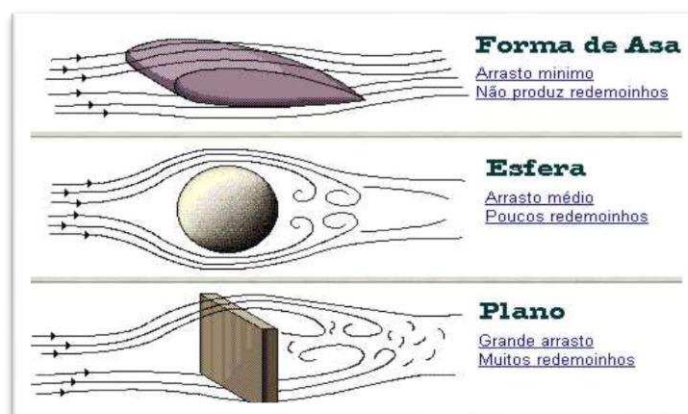
arrasto induzido, arrasto parasita, porém são desprezados para a análise das escolhas dos perfis o arrasto de interferência e parasita.

É válido reforçar que em muitos casos, de engenharia o arrasto é desejável, um exemplo disso é no caso dos paraquedas, que usam a força de arrasto para retardar o movimento de descida. Já para o desenvolvimento de veículos aéreos, terrestre ou marítimos, o arrasto é indesejável e deve ser reduzido. O estudo detalhado dos vários tipos de arrastos e as formas de como reduzi-los tornaram possível, por exemplo, que veículos como motocicleta chegassem a viajar acima de 320 km/h, ou no caso das aeronaves atuais passem em muitas vezes a velocidade do som, segundo (WHITE, 2007).

#### 2.7.4.1 ARRASTO DE PRESSÃO OU ARRASTO DE FORMA

Segundo Miranda (2013) o arrasto de pressão, é provocado devido a uma diferença de pressão em função da separação do escoamento no aerofólio, na qual o ar se choca com o bordo de ataque do perfil promovendo uma mudança brusca da direção das partículas de ar. Isto é observado quando um escoamento em superfícies não aerodinâmicas em que o ar passa ao longo de um objeto e em certo ponto, se afasta dele. Segundo (SPINDOLA, 2003), este tipo de arrasto produz turbilhões de ar que subtraem energia do objeto e retardam seu movimento. Exemplo dos escoamentos sobre alguns corpos com geometrias diferentes.

**Figura 21:** Representação do efeito do escoamento do ar em alguns tipos de superfícies



**Fonte:** Disponível em: <http://dc365.4shared.com/doc/cZw3ZOZe/preview.html>

Desta maneira uma forma de se reduzir este tipo de efeito nas aeronaves, é buscar formas mais aerodinâmicas, para que se possa reduzir ou eliminar o arrasto de forma. O estudo do arrasto induzido nos corpos tem como principal função tentar minimizar os efeitos

do arrasto, de forma a se preocupar com sua forma geométrica que deve facilitar o escoamento do ar. Nesse ponto, é fácil compreender por que se empregam geometrias de forma alongada, ditos aerodinâmicos, para aplicações em que a força de arrasto deve ser a menor possível. Desta forma, quanto mais aerodinâmico for à geometria, mais possibilitará que a camada limite e as trajetórias das partículas fluidas contornem o corpo com mais facilidade, não causando acelerações muito bruscas que criariam um elevado gradiente adverso de pressões e, conseqüentemente, um grande deslocamento de ar, Brunetti (2006).

#### 2.7.4.2 ARRASTO DE PERFIL

Segundo Miranda (2013) o arrasto de perfil é a soma de dois arrastos, que seria arrasto de atrito com o arrasto de pressão. Na qual o arrasto de atrito segundo (SPINDOLA, 2003), é considerado o arrasto proveniente do deslizamento de uma camada de fluido sobre a outra camada, resultando no movimento das moléculas de ar da camada limite que tem seu movimento em vias regulares paralelas à superfície; ou vias irregulares. Ou seja, o arrasto de perfil é usualmente utilizado quando se trata de um escoamento em duas dimensões, desta maneira é perfeitamente empregado análise em aerofólio.

#### 2.7.4.3 ARRASTO INDUZIDO

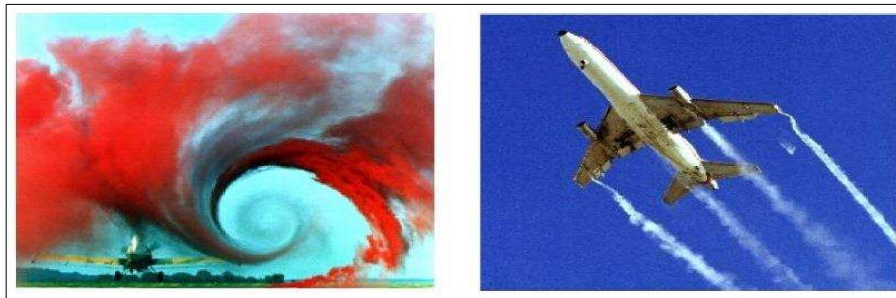
O arrasto induzido dependente da geração de sustentação, é definido por um arrasto de pressão proveniente do escoamento induzido denominado de “downwash” e está vinculado aos vórtices criados nas extremidades da asa de envergadura finita, segundo Miranda (2013).

A diferença de pressão acima e abaixo de um aerofólio cria no ar uma tendência a fluir em direções opostas ao longo das asas, segundo o comprimento dessas. O ar da parte inferior das asas tende a fluir para fora, o ar do topo das asas tende a fluir para dentro. Os físicos chamam esse movimento de corrente de envergadura, segundo (SPINDOLA, 2003)

A importância de se compreender o efeito do arrasto induzido é de extrema importância no projeto, pois só para se ter ideia dos vórtices gerados nas pontas das asas das aeronaves, que podem atingir distancias enormes ate serem dissipadas completamente. Segundo Çengel e Cimbala (2007), esses efeitos podem se estender por ate 10 km, os efeitos dessas correntes induzidas são tão fortes que se um avião pequeno entrar é capaz de ser virado de cabeça para baixo. Exemplo do efeito do vórtices de ponta de asa na imagem 5.



**Imagem 5:** Efeitos visíveis causados pelo arrasto induzido na asa de uma aeronave.



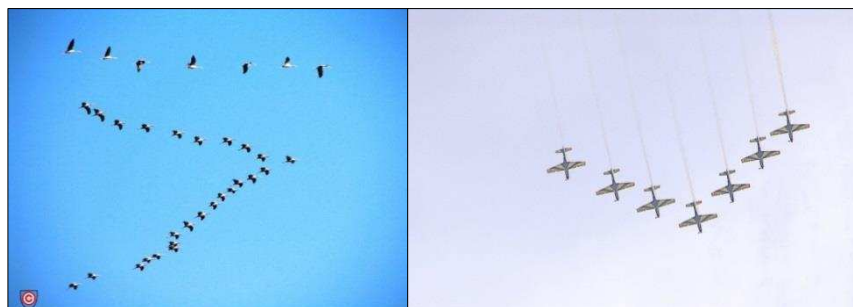
**Fonte:** Miranda (2013, p.81)

O arrasto induzido pode ser expresso matematicamente pela eq. 4, onde é notória a relação do arrasto com o coeficiente de sustentação da asa .

$$Cd_i = \frac{Cl^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (4)$$

O efeito do arrasto induzido fica bem claro na natureza, se observado o comportamento de migração das aves, que voam em formação V para diminuir a quantidade de energia necessária para o voo. Çengel e Cimbala (2007) afirma que alguns estudos mostraram que os pássaros voando em formação V conseguem chegar ao local de destino com um terço a menos do que gastaria se voasse sem a formação em V, assim baseando-se na natureza hoje todos os caças quando precisam voar longas distancias, voam em formação V para reduzir o consumo de combustível. O efeito do arrasto induzido pode ser observado na imagem 6 .

**Imagem 6:** Formação em V dos pássaros para reduzir o arrasto.



**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

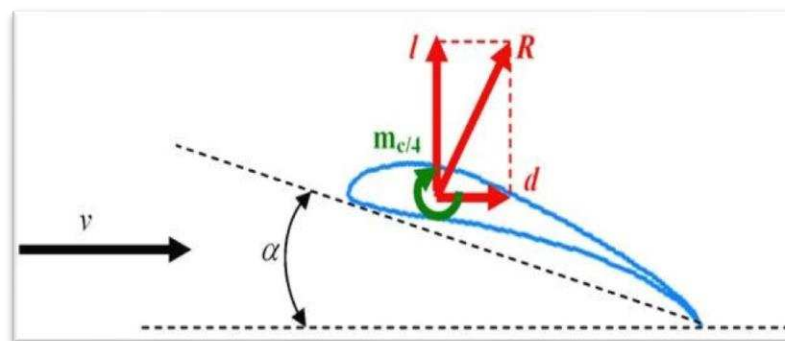
### 2.7.5 MOMENTO EM UM PERFIL

Para uma aeronave ser considerada estável, é necessária estabilidade em todos os momentos do voo, e para isso é preciso determinar as forças atuantes nas asas, e consequentemente em torno do aerofólio, essas forças são extremamente importante, para o desempenho e controle da aeronave. Onde por si só a asa é uma superfície instável, por meios de dispositivos acoplados a aeronave e com o desenvolvimento de perfis especiais criados para corrigir estas instabilidades.

Segundo Miranda (2013), para se garantir a estabilidade longitudinal da aeronave, é necessário o estudo quantitativo das forças aerodinâmicas e os momentos gerados em um perfil. É possível equacionar matematicamente as forças, e dessa maneira determinar a capacidade do perfil em gerar essas forças e momentos.

Um ponto importante a ser citado para análise do perfil, segundo Rosa (2006), é que o momento no aerofólio é dependente de um ponto analisado, dessa maneira o conceito de centro de pressão não há utilidade no estudo dos perfis, pois sua posição é muito variável com as mudanças do ângulo de ataque, e dessa forma se torna muito complexo. Dessa maneira se torna muito mais útil o uso do momento em torno do centro aerodinâmico.

**Imagem 7:** Momento em um perfil em função do ângulo de inclinação ( $\alpha$ ).



**Fonte:** Miranda (2013, p.25)

Para essa análise da imagem 7, temos que  $l$  é a sustentação,  $d$  é o arrasto e  $R$  a resultante dessas forças,  $\alpha$  ( $\alpha$ ) é a inclinação do perfil com o vento não perturbado e a  $V$  é velocidade do vento relativo.

Para Abboult (1959), uma maneira conveniente de descrever as características aerodinâmicas de um perfil é traçar o valor do coeficiente de momento em relação ao ângulo

de ataque, que é o ângulo entre o plano da asa e da direção do movimento, por meio da equação (5) mostra a seguir.

$$M_{c/4} = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c}^2 cm \quad (5)$$

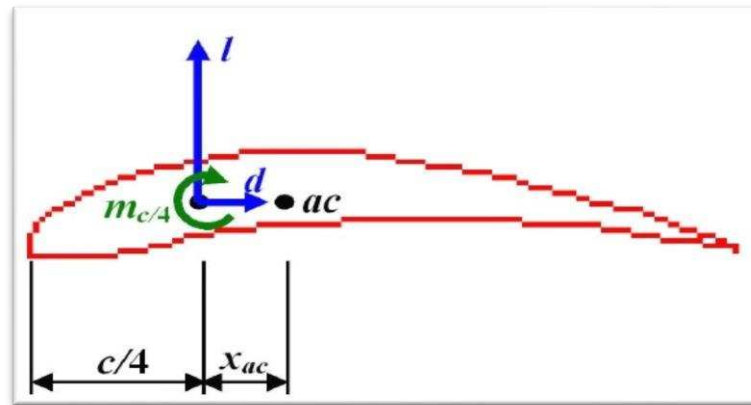
Na qual  $M_{c/4}$  é o momento gerado em torno do centro aerodinâmico do perfil, e que as outras variáveis já foram definidas anteriormente na equação (2), e onde  $cm$  é o coeficiente de momento. Segundo Miranda (2013), usualmente considera-se que o momento atua no ponto localizado  $1/4$  da corda, definido como sendo o centro aerodinâmico do perfil. O momento é considerado negativo quando o giro em relação ao seu centro no sentido anti-horário e da mesma forma se o giro for no sentido horário o momento é considerado positivo.

O momento em torno do perfil é o principal responsável por causar a instabilidade, mas como foi visto anteriormente, existem perfis que tem  $cm$  aproximadamente igual a zero “perfis reflex”. Para os outros casos de perfis, os projetistas utilizam-se de superfícies estabilizadoras que são chamado de estabilizador vertical e horizontal, que isolam o momento gerado no perfil, devido à uma distancia da aplicação do momento do perfil da asa, e com momento no sentido contrario.

#### 2.7.6 CENTRO AERODINÂMICO

Para se definir os cálculos do momento ao redor de um aerofólio, é necessário conhecer o centro aerodinâmico que então é definido pela teoria dos perfis finos, como sendo o ponto onde todas as forças aerodinâmicas são aplicadas, e na qual o coeficiente de momento para qualquer ângulo de ataque é praticamente nulo, segundo Rosa (2006) e Miranda (2013). Para perfis idealmente finos, está posicionada exatamente a 25% da corda, a partir do bordo de ataque e nos perfis reais a posição é próxima do ponto de 25% da corda, segundo (ROSA, 2006). O centro aerodinâmico é mais bem representado na figura 22:

**Figura 22:** Exemplo de como é relacionada a posição do centro aerodinâmico.



**Fonte:** Miranda (2013, p.31)

O termo  $M_{c/4}$  é o momento de giro do perfil em torno de um ponto na qual se estima que esteja aplicado todas as forças, á  $1/4$  corda do perfil, e onde  $x_{ac}$  é a distancia do centro aerodinâmico na qual segundo Miranda (2013), afirma que é muito comum que na grande maioria dos perfis existentes, a posição do centro aerodinâmico ( $x_{ac}$ ) é muito próxima da posição  $c/4$

## 2.7.7 NUMERO DE REYNOLDS

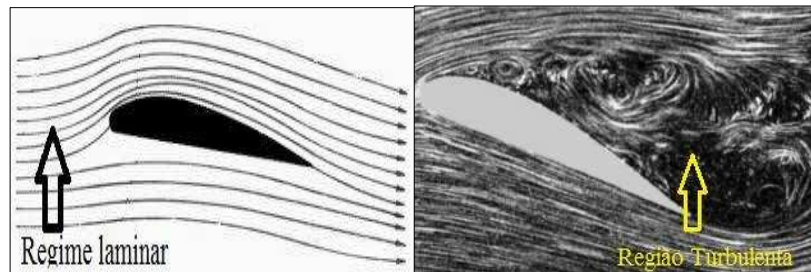
O numero Reynolds é utilizado para determinar á qual tipo de escoamento estará sujeito o corpo. O seu nome é em homenagem a o físico e engenheiro Irlandês Osborne Reynolds onde se abrevia na equação como (Re). Basicamente o numero de Reynolds define se o fluido flui em um regime turbulento ou laminar. Segundo (FOX, 1998), os regimes de escoamentos viscosos são classificados em laminar ou turbulento, tendo por base a sua estrutura, na qual o regime laminar, a estrutura do escoamento é caracterizada pelo movimento suave em lâminas ou camadas, já para a estrutura do escoamento no regime turbulento é caracterizada por movimentos tridimensionais aleatórios de partículas fluidas, em adição ao movimento médio. Segundo Brunetti (2008), Reynolds analisou que a ocorrência do movimento ser laminar ou turbulento depende do valor número adimensional dado por:

$$Re = \frac{V \rho C}{\mu} \quad (6)$$

Na qual  $V$  é a velocidade de escoamento,  $\rho$  é a densidade do ar e  $C$  é o comprimento da seção em 2d da asa chamada de corda, e por fim  $\mu$  é viscosidade dinâmica.

Embora os dois casos mais comuns a serem tratados o laminar e turbulento também existe o regime na qual o fluxo fica entre esses dois casos citados, chamado de regime de transição ou transiente. No escoamento de transição, o escoamento troca entre laminar e turbulento de forma aleatória, segundo Çengel e Cimbala (2007), um exemplo dos três casos podem ser observados nas imagens 8 e 9.

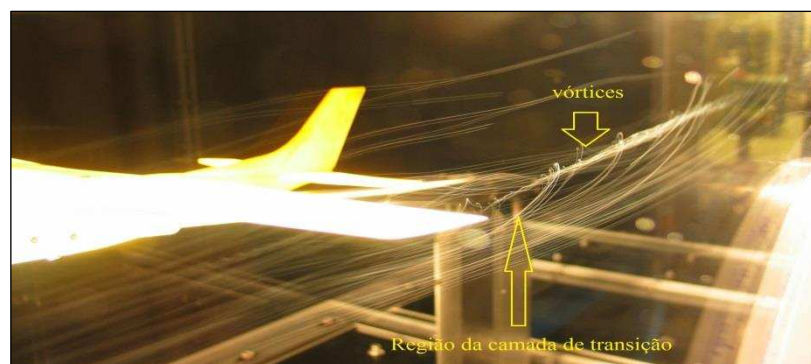
**Imagem 8:** Representação escoamento laminar e turbulento em torno de um perfil.



**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

Segundo Miranda (2013), geralmente o escoamento do fluxo de ar em aeronaves se tornam turbulentos na ordem de  $1 \times 10^7$  e para valores abaixo deste citado o fluido se comporta de forma laminar. Normalmente elevados valores de corda média associados às grandes velocidades fazem com que o valor do número de Reynolds se aproxime do valor de escoamento em regime turbulento.

**Imagem 9:** Representação dos Vórtices na ponta da asa.



**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

#### 2.7.8 ESCOAMENTOS COMPRESSÍVEL E INCOMPRESSÍVEL

O escoamento na qual a variação da massa específica é considerado desprezível, é denominado *incompressível*, e para variação de massa específica não desprezíveis, o

escoamento é definido como *compressível*, segundo Fox (1998). Os dois tipos de escoamentos são usualmente utilizados na mecânica dos fluidos, e é também essencial para a análise do escoamento em perfis, sendo preciso se avaliar a qual tipo de regime de escoamento o perfil vai estar submetido, e assim possam ser analisados todos os efeitos envolvidos.

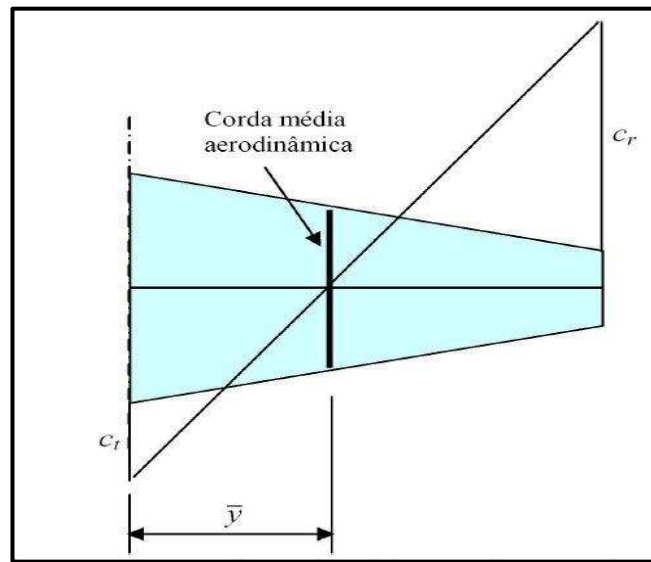
A forma como se estabelece se o fluido é compressível ou incompressível, escrita por uma equação matemática do numero de Mach, que é a razão do escoamento fluido no corpo imerso pela velocidade do som no meio. A equação é exibida a seguir na equação (7).

$$M_{ach} = \frac{V}{c} \quad (7)$$

Assim o termo ( $V$ ) é a velocidade do escoamento no meio não perturbado, e ( $c$ ) é a velocidade do som também no meio não perturbado, logo o numero de Mach é o numero adimensional. Para Fox (1998), define que para os quais  $M < 1$ , é denominado como sendo regime subsônico, enquanto aqueles para os quais  $M > 1$  é denominado regimes supersônicos, e no caso de campos onde o escoamento possui as duas situações, subsônicas e supersônicas são chamadas regimes transônicos, este ultimo regime ocorre para números de Mach entre 0.9 e 1.2.

#### 2.7.9 CORDA MÉDIA AERODINÂMICA

A corda média aerodinâmica é geralmente utilizada quando se tem em uma asa mais de um valor de corda, ou seja, para o caso de asas que têm variações nos valores da corda da asa. No caso de asas retangulares não é necessário utilizar corda media, pois em qualquer seção da asa a corda terá o mesmo valor. A determinação da corda média aerodinâmica é muito fácil de ser aplicada em asas afiladas com forma geométrica trapezoidal convencional, onde a partir de uma representação em escala da asa é possível obter a corda media (MIRANDA, 2013). Podemos entender melhor como se determinar a corda média na figura 23.

**Figura 23:** Esboço da asa para determinação da corda média .**Fonte:** Miranda (2013, p.51)

Assim Miranda (2013) mostra que é possível encontrar a distancia que a corda media esta da raiz da asa, e também o valor da corda média. Sabendo que o afilamento é dado pela razão  $C_t/C_r$ , sendo  $\lambda$  o valor do afilamento da asa. Temos então as duas equações para se determinar o valor de  $\bar{y}$  e o valor  $\bar{c}$ .

$$\bar{c} = \frac{2}{3} C_r \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (8)$$

$$\bar{y} = \frac{b}{6} \left( \frac{1 + (2 \cdot \lambda)}{1 + \lambda} \right) \quad (9)$$

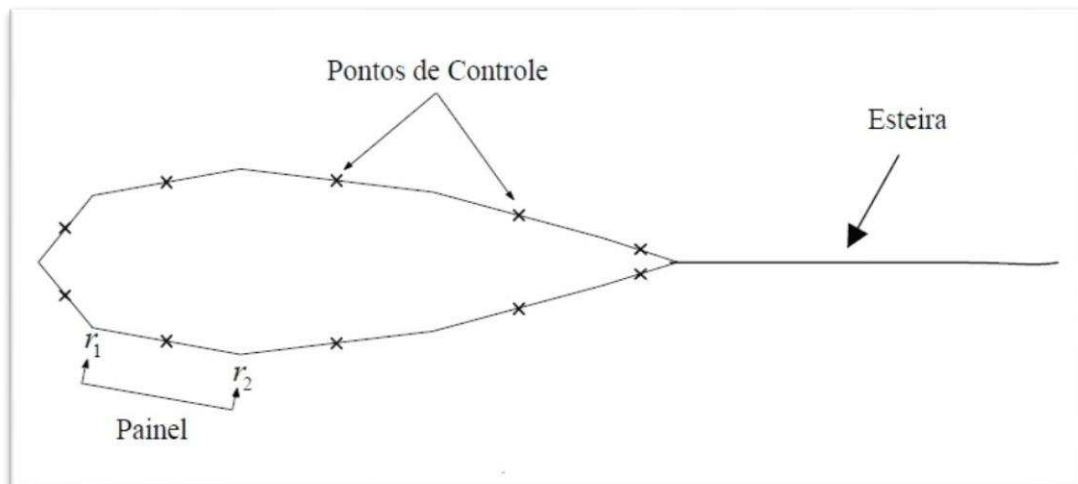
Essas equações serão de bastante importância na seção de métodos onde as análises se basearam para calcular o número de Reynolds em função da equação 8. A equação 9 é útil para se determinar a distância que a corda media estará da raiz da asa.

## 2.8 MÉTODO DOS PAINÉIS

Para (PEREIRA, 2005), o emprego desta solução, divide-se a fronteira do corpo em pequenos segmentos, retos ou curvos, denominados painéis, cada qual com seu respectivo ponto de controle, colocado no centro de cada painel. Este método é uma particularização do método dos elementos de contorno que admite o cálculo de grandezas no domínio, a partir de

elementos ligados ao contorno. Deste modo, a finalidade do método dos painéis é resolver o escoamento potencial ao redor de aerofólio, de forma a discretizar a superfície sólida, e atendendo a condição de contorno na parede, segundo SANTIAGO (2008). De forma que o método dos Painéis só é aplicado se as condições de contorno forem satisfeitas em todos os pontos ao longo da superfície, ditos assim como sendo os pontos de controle, segundo (Katz e Plotkin , 1991).

**Figura 24:** Aerofólio discretizado, mostrando os pontos de controle.



**Fonte:** Pereira (2005, p. 20)

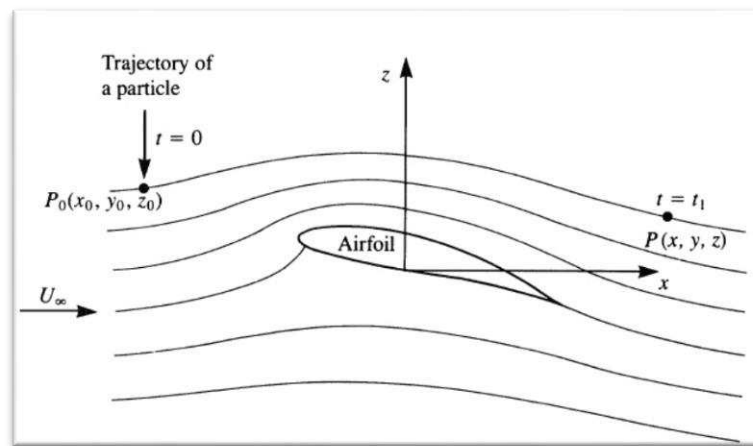
Segundo Santiago (2008), para que a condição de contorno nos painéis seja satisfatória, o método dos painéis deve fornecer a intensidade das singularidades que são arranjadas na superfície do corpo. Estas singularidades podem ser representadas por funções básicas, que, devido ao seu decaimento, satisfazem implicitamente a condição de contorno no infinito. Desta forma vários tipos de singularidade podem ser utilizados, com diferentes tipos de distribuição sobre a superfície.

Para análise do escoamento devemos considerar um fluxo instável ou permanente, o campo velocidade é escrito por  $V = V(x, y, z, t)$ . Assim, tendo como um elemento de fluido infinitesimal em movimento através de um campo de fluxo, em que o elemento infinitesimal no ponto A, se move de um ponto  $P_0(x_0, y_0, z_0)$  em  $t_0$  ate um ponto  $P(x, y, z)$  na qual  $t = t_1$ . Fazendo-se o caminho do elemento A que se move do ponto  $P_0$  para o ponto  $P$ , esta trajetória que a partícula faz é definida como caminho da linha do ponto A. E se for traçado agora, um percurso de um outro elemento de fluido infinitesimal, para um elemento B. Assumindo que o elemento B também sai de um  $P_0$  para um ponto  $P$ , mas em um tempo diferente do elemento



A. Desta forma entendendo que o fluxo é instável, e a velocidade em um ponto e em todos os outros pontos de fluxo muda com a variação do tempo. Assim, os caminhos de linha dos elementos A e B apresentam curvas diferentes como mostra a figura 25. E sendo assim os elementos de fluxo apresentam diferentes pontos, segundo Anderson (1991).

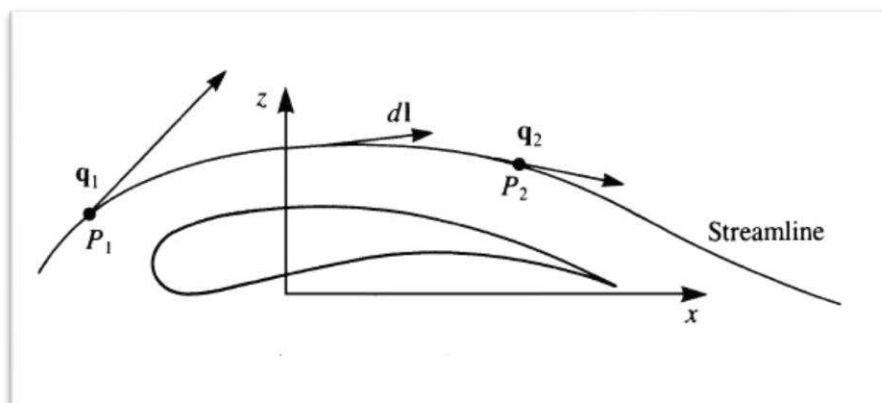
**Figura 25:** Linhas da trajetória de partículas em um fluxo de estado estacionário



**Fonte:** Katz e Plotkin (1991, p.2)

Por definição, uma linha de fluxo é uma curva cuja tangente a qualquer ponto é o vetor velocidade neste ponto. As linhas de corrente são traçadas de tal forma que suas tangentes em todos os pontos ao longo da linha de fluxo estão na mesma direção que os vetores de velocidade nesses pontos (ANDERSON, 1991). Se o fluxo for instável, o modelo de linha de fluxo será diferente para cada momento, porque os vetores de velocidade estão variando com o tempo, tanto em magnitude como em direção, como é representado na figura 26.

**Figura 26:** Esquema de direções da velocidade em um escoamento, paralelo ao elemento  $d\mathbf{l}$  sobre uma linha de corrente.



**Fonte:** Katz e Plotkin (1991, p. 4)

Segundo Anderson (1991), a equação é válida para uma linha de fluxo. Na qual é possível representar na forma de coordenadas cartesianas.

$$\vec{dl} \times \vec{q} = 0 \quad (10)$$

Dessa forma em uma análise cartesiana das componentes infinitesimais podem ser representadas dessa maneira.

$$\vec{q} = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k} \quad (11)$$

$$\vec{dl} = dx\hat{i} + dy\hat{j} + dz\hat{k} \quad (12)$$

Substituindo 9 e 10 na equação 8 e resolvendo a equação vetorial e igualando a função a zero então temos que:

$$d\vec{l} \times \vec{q} = \hat{i}(w dy - v dz) + \hat{j}(u dz - w dx) + \hat{k}(v dx - u dy) = 0 \quad (13)$$

Segundo (ANDERSON, 1991), uma vez que o vetor é dado pela equação (11) é igual a zero, cada um dos seus componentes deve ser igual a zero, simplificando a equação 11 então temos que:

$$w dy - v dz = 0 \quad (14)$$

$$u dz - w dx = 0 \quad (15)$$

$$v dx - u dy = 0 \quad (16)$$

Essas equações diferenciais também podem ser representadas de uma forma mais simples:

$$\frac{dx}{u} = \frac{dy}{v} = \frac{dz}{w} \quad (17)$$

A equação 17 então pode ser então definida como sendo o campo vetorial  $(u, v, w)$  sendo função das coordenadas e do tempo. Na qual para se manter um fluxo regular, as linhas de corrente devem se manter independentes do tempo, segundo Katz e Plotkin (1991).

### 2.8.1 ESCOAMENTO POTENCIAL PARA O MÉTODO DOS PAINEIS

Segundo (PEREIRA, 2005), o escoamento incompressível ao redor de uma geometria imersa em um fluido Newtoniano (na qual se deforma proporcional a força aplicada) pode ser dividida em duas parcelas distintas em função da influência da viscosidade.

Na região próxima a geometria na qual se pretende analisar, observa-se que a camada limite, e a região a jusante do corpo, a esteira são fortemente influenciadas pela viscosidade do fluido e caracterizadas pela presença de uma vorticidade não nula. Fora dessas regiões, a influência da viscosidade torna-se desprezível e o escoamento caracteriza-se por possuir um campo de vorticidade nulo, segundo Pereira (2005).

Assim segundo Katz e Plotkin (1991), considere a integral de linha numa região simplesmente conexa, ao longo de uma linha arbitrária  $C$ , a circulação ao longo de  $C$  pode ser definida como:

$$\Gamma = \oint_C \mathbf{u} \cdot d\mathbf{l} = \int_C (u dx + v dy + w dz) \quad (18)$$

E desta forma podendo ser escrita pelo teorema de Stokes.

$$\Gamma \equiv \oint_C \mathbf{u} \cdot d\mathbf{l} = \int_S \mathbf{w} \cdot \mathbf{n} \, ds \quad (19)$$

No qual  $\mathbf{w} = \nabla \times \mathbf{u}$  é a vorticidade.

Segundo Katz e Plotkin (1991), à região onde a influência da viscosidade é desprezível, o escoamento é considerado irrotacional, isto é  $\mathbf{w}$  pode ser escrito como sendo:

$$\mathbf{w} = \nabla \times \mathbf{u} = 0$$

Logo, ao aplicar esta condição na Eq. (17). Assim pode-se mostrar que a integral de linha torna-se uma derivada de ponto, ou, em outras palavras, a diferencial inexata torna-se exata. E assim o campo de velocidade pode ser descrito através do gradiente de uma função escalar  $\phi$ , que Katz (1991) e Pereira (2005), definem como sendo potencial de velocidade:

$$\mathbf{u} = \nabla \phi(x) \quad (20)$$

A equação da continuidade para escoamento incompressível é dada por

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (21)$$

Substituímos a eq.(20) temos que:

$$\nabla^2 \phi(x) = 0 \quad (22)$$

Sendo eq.(22) a equação de Laplace para a equação da continuidade de um fluido incompressível para um escoamento irrotacional. De forma que o operador Laplaciano  $\nabla^2$  é dado por:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \vec{i} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} \vec{j} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \vec{k} \quad (23)$$

A equação de Laplace é aplicada para fluidos incompressíveis e irrotacionais, de tal forma que para fluxos difíceis de serem modelados, estes geralmente não são encontrados na vida real, a condensação do fluxo é arranjada de maneira a realizar a soma de todas as contribuições para os fluxos elementares que também são irrotacionais e incompressíveis, onde a partir destes são elaboradas soluções de fluxo que dizem respeito a problemas mais comuns na engenharia, segundo Anderson (1991).

Para realização de uma boa análise aerodinâmica são necessárias equações de contorno em harmonia com a geometria do aerofólio, tal como considerar o fluxo exterior sobre as superfícies aerodinâmicas como sendo estacionário de modo que se aproxima a condições uniformes, e de maneira que sejam aplicados a uma distância infinitesimal ao longo da geometria do corpo, em todos os sentidos, tendo as condições de contorno para a velocidade no infinito e a teoria do contorno de um perfil, que conecta a influência do atrito causada pelo movimento do fluido e a superfície do corpo criando um vetor velocidade, desta maneira dando condições para fazer uma análise com base nas componentes da velocidade do fluxo  $u$  e  $v$ , para fluidos incompressíveis e irrotacionais, assim aplicando as equações de Bernoulli para obtenção da pressão, Anderson (1991).

## 2.9 RECURSOS COMPUTACIONAIS PARA ANALISE DE AEROFOLIOS

### 2.9.1 XFRL 5

XFLR5 foi desenvolvido usando como plataforma o XFOIL, criado por Mark Drela do *Massachusetts Institute Technology* (MIT), em 1998. É um programa livre, com o principal objetivo de favorecer o estudo de iniciantes na área da engenharia aeronáutica, além de propiciar aos aficionados o prazer de realizar projetos de pequeno até médio porte, (CLARK, 2006).

XFOIL é um programa interativo para o projeto e análise subsônicas de aerofólios isoladamente, utiliza o método dos painéis com vorticidade linear (escoamento invíscido). Ele consiste de uma coleção de rotinas *menu-driven* que executam várias funções úteis, tais como:

- Viscoso (ou não viscosos)
- Transição forçado ou livre
- Separação da camada limite no bordo de fuga
- Sustentação e arrasto previsões pouco além  $cl_{max}$
- Números de Reynolds e / ou Mach fixos ou variáveis

O XFLR 5 permite uma vasta e refinada análise aerodinâmica, uma vez que esse *software* permite estimar os efeitos do escoamento sobre um corpo que encontra em um fluido imerso. O método utilizado pelo XFOIL e que serve de base para o XFLR 5 permite de forma aproximada determinar esses vários parâmetros necessários para o projetos de perfis e ate mesmo projetar uma aeronave de pequeno porte. Esses métodos se baseiam em métodos numéricos e teorias vistas anteriormente na seção de escoamento potencial e são de extrema importância, na qual facilitam a forma da análise, pois caso contrário, seria quase que impossível determinar todos os efeitos analiticamente.

Segundo Neto e Becker (2013), o projeto desenvolvido em 2005, tinha como objetivo fornecer uma interface amigável com a plataforma do XFOIL, e viabilizando os cálculos em objetos 3d, com baixos n° de Reynolds. Todo esse avanço foi possível graças a aplicações do método de Katz e Plotkin para cálculo das linhas de vórtice (VLM); ou teoria de linha de sustentação de Prandtl (LLT) em superfícies.

Os resultados obtidos para o escoamento do fluido ao redor dos perfis são apresentados em formas de gráficos, esses gráficos (ou polares) são as representações

matemáticas dos efeitos analisados. As informações contidas no *software* necessitam de conhecimentos prévios para a leituras de dados, já que o mesmo não disponibiliza de linguagem em português, mais uma vantagem XFLR 5 é que é uma plataforma livre e disponível para diversos sistemas operacional, além do próprio site disponibilizar apostilas para o estudo do mesmo, desta forma o programa se torna eficaz de custo zero e com boa confiabilidade para projetos com baixos numero de Reynolds.

## 2.9 VANTs

Para Correia (2008), um VANT ou (*Unmanned Aerial Vehicle*), é um veículo aéreo de propulsão mecânica que não necessite de um operador humano, utilizasse de forças aerodinâmicas para a sustentação aérea, e pode voar de maneira autônoma ou ser pilotado por controle remoto, pode ser descartável ou reutilizável e pode transportar uma carga útil letal ou não letal. O veículo aéreo não tripulado (VANT), é uma realidade do potencial tecnológico existente nos dias atuais. Segundo Longhitano (2010), o conceito de desenvolver aeronaves não tripuladas para aplicação distintas surgiu, inicialmente, de necessidades militares, com objetivos na execução de missões aéreas que apresentavam risco à vida humana.

Os VANTs foram mais tarde aplicados a diversas aplicações que beneficiaram a humanidade, mais com aplicações e intensões diferentes das quais foi desenvolvido no inicio. Esses veículos são capazes de superar em muitas vezes a capacidade humana, e desta maneira além de serem utilizados para defesa do espaço aéreo, hoje os VANTs são utilizados em diversas áreas de pesquisas e em grandes missões na qual esses veículos podem cumprir com grande eficácia e com segurança. Na qual segundo Chaves (2013), cita algumas das aplicações mais recentes dos veículos aéreos não tripulados, na vigilância urbana e de fronteiras, rodovias, costas, infraestrutura crítica, escolta aérea, monitoramento de obras, mapeamento de território, busca e salvamento.

Segundo Chaves (2013), O projeto de VANTs tem uma grande importância em missões de reconhecimento na utilização em estudos científicos, transporte de cargas, sensoriamento remoto, estudos climáticos, defesa do território nacional e etc. O projeto de VANTs vem crescendo cada vez mais, graças à grande variedade de aplicações e com desenvolvimento de novos componentes eletrônicos que facilitam e reduzem peso e aumentam a distancias as quais essas aeronaves podem alcançar, além da ajuda de novos materiais que são desenvolvidos para reduzir custo e maximizar a eficiência.

No Brasil os VANTs ainda estão aos poucos sendo introduzido, mesmo com incentivo do governo, diferente de muitos países que detêm a tecnologia dos VANTs, onde já existem leis que regulamentam o uso dos veículos, e já utilizam os VANTs em diversas aplicações além do uso militar. A regulamentação dessas leis no Brasil, segundo Prestes (2012), demanda cuidados especiais, devido à falta destas legislações específicas para a execução de voos sobre áreas densamente habitadas, na qual impossibilitam atualmente a aplicação desses veículos para o mapeamento urbano.

**Imagem 10:** Alguns VANTs fabricados pelas principais empresas do seguimento.



**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

São inúmeras empresas nacionais que investem maciçamente nos VANTs. Um exemplo disso é na área de sensoriamento Remoto (SR), antes restrita a grandes projetos, e que começa a ganhar espaço em trabalhos com menores orçamentos, devido aos baixos custos das plataformas. “Podemos citar o uso de dados de SR por VANTs pela defesa civil para ações preventivas, de socorro (rápida mobilização) e reconstrutivas. Outro exemplo seria o uso mais abrangente da agricultura de precisão no meio rural”, explica Karlus de Macedo, gerente de projetos da orbisat da Amazônia.

**Imagem 11:** Projeto elaborado pela AVIBRAS LAAD e projeto DPA-VANT - Acauã



**Fonte:** Disponível em: [www.ael.com.br/noticias.php?cd\\_publicacao=85](http://www.ael.com.br/noticias.php?cd_publicacao=85)

Atualmente no Brasil a empresa EMBRAER Defesa e Segurança e sua associada AEL sistemas S.A., subsidiária da empresa israelense ELBIT Systems Ltd, anunciaram a entrada da

AVIBRAS Divisão Aérea e Naval S.A, para de forma conjunta abranger o desenvolvimento o mercado de aeronaves remotamente pilotadas (ARP), segundo a matéria do site, [www.ael.com.br](http://www.ael.com.br)<sup>2</sup>. Esse avanço nos traz grandes benefícios para humanidade, na qual nos possibilita em melhorar a segurança da proteção do nosso território além de impulsionar os pesquisadores a desenvolver novos materiais, e aprofundar e expandir o conhecimento.

---

<sup>2</sup> Disponível em: <[www.ael.com.br/noticias.php?cd\\_publicacao=85](http://www.ael.com.br/noticias.php?cd_publicacao=85)>: Acesso em: 2 junho. 2014



### 3. DESCRIÇÃO DA AERONAVE

Neste capítulo faremos uma breve apresentação das especificações da aeronave, esse trabalho se destina a analisar os perfis que podem ser usados para compor o projeto. Dentre as descrições, falaremos sobre as principais particularidades do projeto como envergadura da aeronave, comprimento, velocidade estol, corda da asa, distância máxima de decolagem entre outros pontos importantes na qual serão comentados nessa seção.

#### 3.1 PARÂMETROS PARA A ESCOLHA DOS PERFIS

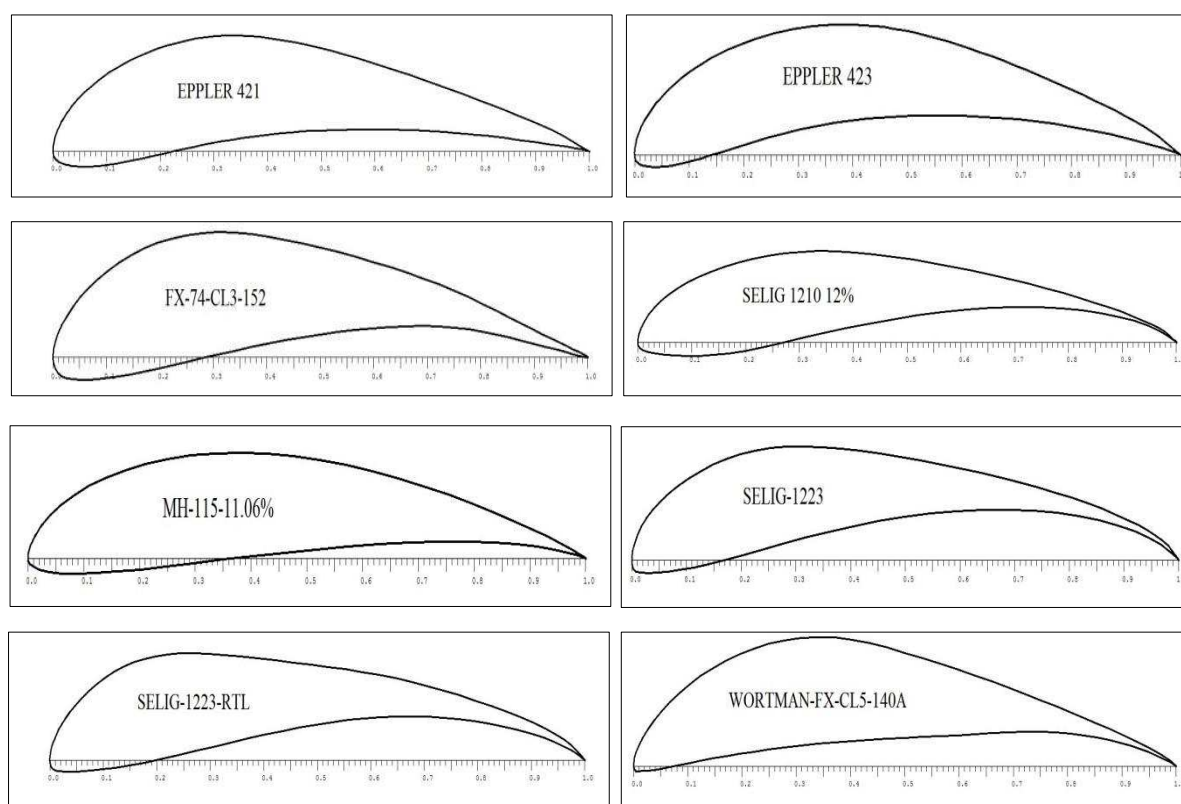
Para se chegar à escolha do perfil ideal para o projeto da aeronave, o aerofólio passa por algumas etapas, tais etapas possibilitam a análise das curvas características de cada perfil. Os critérios de seleção buscam adequar o perfil à aplicação pretendida para a aeronave em projeto, desta maneira os requisitos especificados para o projeto, como velocidade mínima de voo, capacidade de carga desejada, etc., direcionam a escolha do perfil, ou mesmo o desenvolvimento de um novo perfil, algumas restrições são mostradas abaixo, segundo (ROSA, 2006).

- Variação do ângulo de ataque para qual a sustentação é máxima e a perda total de sustentação conhecida com estol só deve acontecer a partir de um  $\alpha > 6^\circ$ .
- Coeficiente de sustentação ( $C_l$ ) com valor máximo superior ao exigido para o projeto.
- Coeficiente de momento ( $C_m$ ) sobre o centro aerodinâmico com menor valor de forma a proporcionar maior estabilidade.
- Encontrar um perfil com coeficiente de arrasto mínimo ( $C_{d.min}$ ).
- A escolha do perfil também leva em consideração o aspecto do bordo de fuga de forma a facilitar a construção.

Para a análise dos perfis na qual se destina esse trabalho, teremos como foco perfis que possibilitem um bom desempenho para baixos números de Reynolds, desta forma facilitando a captação de imagens aéreas. Segundo Miranda (2013), em projetos que se destinam a voar a baixas velocidades é muito importante que o perfil selecionado possua um coeficiente de sustentação bem satisfatório aliado a baixos coeficientes de arrasto e momento de modo que possua uma elevada eficiência aerodinâmica.

Assim, dentre todos os perfis existentes iremos nesse trabalho focar nos perfis de alta sustentação. Os perfis de alta sustentação são geralmente identificados como sendo do tipo côncavo convexo, ou seja, com um considerável arqueamento positivo na sua linha media. Assim foram escolhidos dez perfis para serem comparados, desses perfis foram sugerido por Miranda (2013) e Rosa (2006), cinco já bem conhecido em vários projetos com características parecidas, os outros cinco foram escolhido pelo autor desse trabalho, levando em consideração a semelhança dos outros cinco perfis citados. Todos os aerofólios encontrados neste trabalho são retirados no site *aerospace.illinois.edu*.<sup>3</sup> Os perfis selecionados para as análises a que esse trabalho se destina é mostrado abaixo na figura 27:

**Figura 27:** Esquema demonstrativo dos aerofólios que serão utilizados nas análises.



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFRLR 5 (2014)

Os perfis selecionados irão compor o projeto de uma aeronave do tipo convencional monomotor, movida à energia elétrica, provido de baterias as quais foram perfeitamente adaptadas ao projeto, para durar o tempo necessário para a missão. O motor é o responsável pela geração da força de tração, e o seu dimensionamento no projeto depende inteiramente do tipo de análise aerodinâmica, sendo inteiramente ligadas as duas áreas, pois um bom projeto

<sup>3</sup> Disponível em: <[http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)> A cesso em 21 de junho. 2014

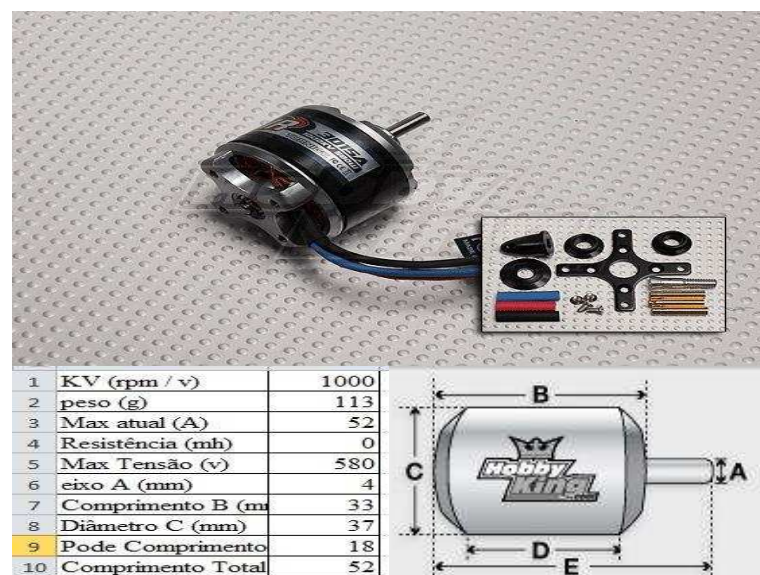
aerodinâmico possibilita uma menor necessidade de tração, e assim o motor deve ser menos requisitado dando à aeronave uma maior autonomia de voo.

As especificações preliminares para o projeto da aeronave requer um motor do tipo Turnigy L3015A Brushless, com relação 1000 rotação por minuto (RPM) x volts (v), essa relação é mais conhecida como (KV), este motor tem um peso aproximadamente de 113 gramas, com empuxo estático de 1.7 kg.

Para o modelo de motor apresentado, então definido uma bateria do tipo LIPO com três células, este tipo de bateria é comumente encontrada em sites especializados no aeromodelismo. A bateria prevista para o projeto em questão tem uma descarga em volts de 11.1v, a sua amperagem tem 2300mAh com uma descarga de corrente contínua máxima de 30A e com máxima corrente suportada de 52A.

É importante salientar que para um bom projeto tanto a parte elétrica como a parte aerodinâmica esteja em total harmonia, de forma que um projeto aerodinâmico implica em reduzir a força necessária que o motor tenha que puxar. Exemplo do motor é mostrado abaixo na imagem 12.

**Imagem 12:** Detalhamento no motor especificado para o VANT.

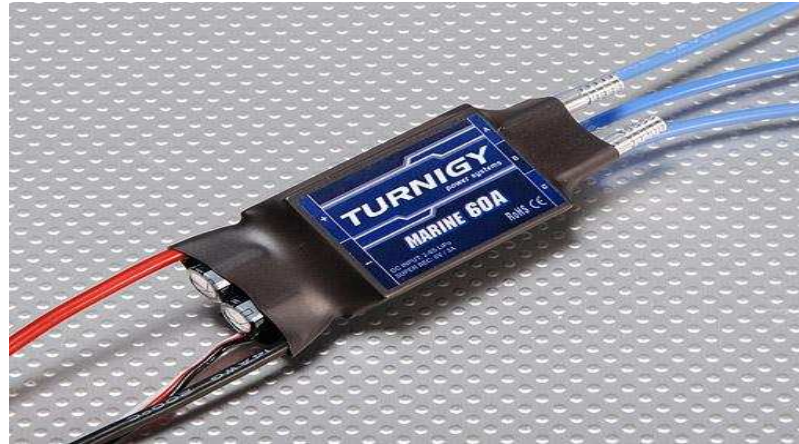


**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

Para o gerenciamento da energia fornecida da bateria para o motor, é necessário um componente elétrico chamado de *Speed Control* (ESC), este componente tem a principal

função de controlar a voltagem fornecida ao motor, desta forma o ESC definido para esta aeronave será o Turnigy de 60A. O motor e o ESC são mostrados na imagem 13.

**Imagem 13:** (ESC) Turnigy 60A especificado para o projeto.



**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

Desta maneira para compor o grupo motor propulsor, deve ser designada uma hélice que proporcione maior eficiência na geração do empuxo. As feitas para a determinação das velocidades de operação, requerem um motor acoplado á uma hélice que possa proporcionar velocidade máxima de aproximadamente  $20 \text{ m/s} \cong 72 \text{ km/h}$ . Assim a hélice escolhida após incessantes análises em testes de empuxo estático foi a hélice APC 11"x5,5" de passo fixo. A especificação 11", diz respeito ao diâmetro da hélice e 5,5" diz respeito ao passo, ou seja a razão de avanço, a hélice esta mostrada abaixo na imagem 14.

**Imagem 14:** Hélice especificada para o projeto do VANT.



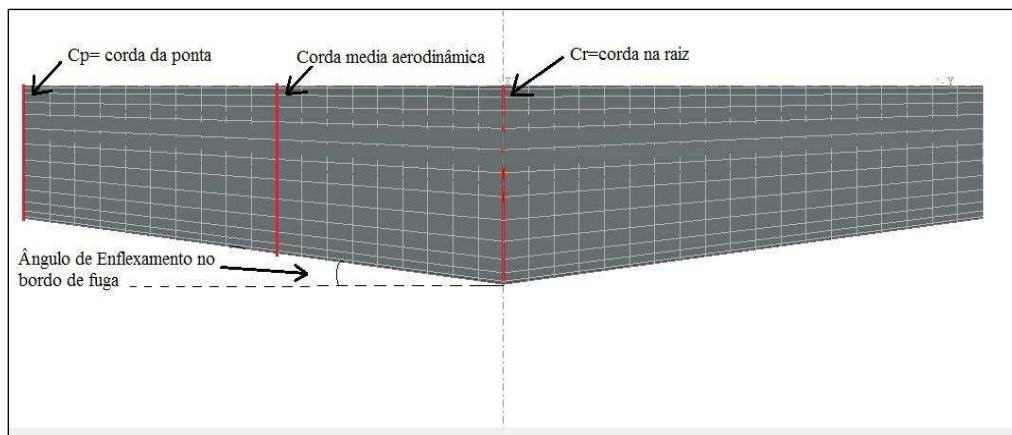
**Fonte:** Disponível em: [commons.wikimedia.com](https://commons.wikimedia.com)

O material da hélice é de nylon pesando aproximadamente 90 gramas, gerando um empuxo estático de 1.6 kg de, sendo assim suficiente, pois empiricamente determina-se que o motor é capaz de puxar um peso até 3 vezes maior do que o empuxo estático. A aeronave será construída com a configuração tractor, que possui a hélice montada a frente do motor, segundo Miranda (2013), esta configuração produz uma tração que puxa o avião através do ar, basicamente o modelo escolhido é utilizado em 99% dos aviões convencionais em operação na atualidade.

Definindo as outras componentes da aeronave, temos a aeronave com uma asa de configuração asa alta, a qual possibilita uma maior estabilidade para aeronave, mantendo-se o centro de gravidade abaixo da asa, também melhora consideravelmente os aspectos de sustentação por arrasto L/D e também proporciona uma redução do comprimento de pista necessário para o pouso uma vez que diminui a ação do efeito solo.

Pensando na parte aerodinâmica, a aeronave terá uma asa trapezoidal com enflexamento no bordo de fuga, tendo a envergadura total de 1434mm, pois essa aeronave deve caber em uma caixa com dimensões 1350mm x 300mm x 300mm, de forma a aeronave ser desmontada e guardada dentro da caixa de transporte. A asa por ser enflexada como mostra figura 28, tem três tipos de cordas principais, que são elas a corda posicionada na raiz da asa, a outra posicionada na ponta da asa e ultima é a corda media que fica entre as duas anteriores.

**Figura 28:** Representação da asa, em sua vista superior.

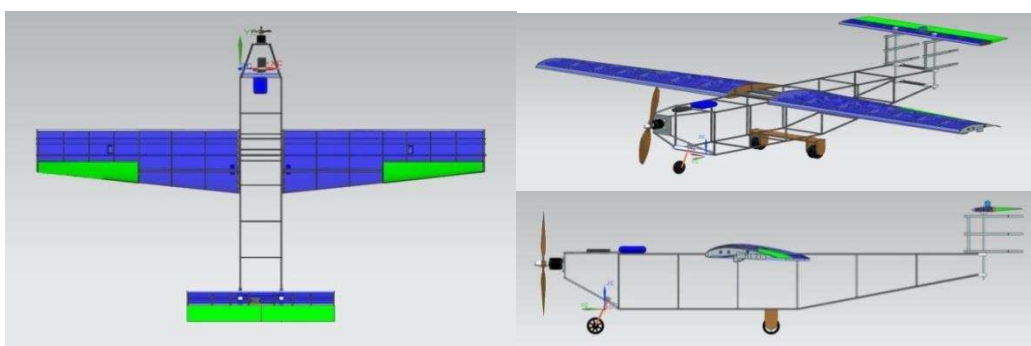


**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

A importância de determinar o valor de cada corda vem em função de se determinar o tipo de escoamento para seção, desta maneira é preciso definir os números de (Re), para as duas principais cordas na asa. Desta Cr tem um valor igual a 250mm e a corda na ponta tem 167mm, de maneira que a corda media aerodinâmica dada por ( $\bar{C}$ ) é igual a 211.253mm.

O peso máximo de decolagem da aeronave, não pode exceder 0.700 kg, de tal forma que este peso estimado é suficiente para acoplar os dispositivos de filmadoras de pequeno porte para monitoramento aéreo.

**Imagem 15:** Ilustração da aeronave no *software* NX.8 SIEMENS.



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* NX.8 Siemens (2014)

A ideia principal é que a aeronave seja construída com materiais leves, assim aumentando à autonomia da aeronave já que tanto a potencia como a eficiência aerodinâmica e o peso estão intimamente ligados. Desta maneira os materiais, que serão utilizados são a madeira balsa, fibra de vidro, fibra de carbono, tecnil e outros componentes complementares.

#### 4. METODOLOGIA

A metodologia utilizada nesse trabalho foi embasada em uma pesquisa bibliográfica que foi capaz de trazer conhecimento científico dos efeitos causados pelo fluido em movimento de tal maneira que esses conhecimentos são colocados em prática, auxiliado por *softwares* que possibilitam e facilitam o estudo dos perfis aerodinâmicos ao qual se destina este trabalho. Na primeira parte da descrição das análises, iremos definir algumas características importantes do fluido, para que seja possível a aplicação dos métodos que o *software* utiliza.

Para a realização da análise devemos fazer algumas observações a respeito de algumas características importantes. Devemos inicialmente definir o tipo de fluido em que se baseia nossa análise e qual tipo de regime de escoamento estaremos lidando, se turbulento ou laminar, se o fluido é compressível ou incompressível e se na análise será considerado um escoamento viscoso ou não.

Dessa forma é preciso usar a equação 6 para que possamos estabelecer se o fluido estará em um regime laminar ou turbulento sabendo que a velocidade máxima que a aeronave pode atingir é 20m/s e a mínima velocidade 6m/s, sabendo que a menor corda da asa é 167mm e que a maior corda é 250mm, então devemos calcular para esses dois valores o número de Reynolds para a mesma velocidade. Isso se faz necessário para que possamos determinar os limites da análise onde o número de Reynolds estará inteiramente ligado à velocidade mínima e a máxima permitida, é entre esses dois pontos que esperamos encontrar a velocidade na qual o perfil terá a maior eficiência em gerar sustentação com menor penalidade de arrasto.

Para a velocidade máxima de 20m/s utilizando a corda na raiz com valor de 250mm, e utilizando a densidade do ar  $\rho$  igual a 1.225 kg/m<sup>3</sup> considerando a aeronave ao nível do mar, a viscosidade cinética para o mesmo padrão igual a  $1.52 \times 10^{-5}$  m<sup>2</sup>.s segundo Çengel e Cimbala (2007), assim temos que o número de Re é encontrado segundo a equação 6. Substituindo os valores citados para encontrar o Re de velocidade máxima temos que a equação fica dessa maneira:

$$Re = \frac{1,225 \text{ kg/m}^3 \left( \frac{20 \text{ m}}{\text{s}} \right) 0,250 \text{ m}}{1,52 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}}$$

$$Re = 0,402960526 \times 10^6$$

Usando a mesma ideia para calcular o numero de Reynolds para a menor corda da asa, usando a mesma velocidade de 20m/s, para que tenhamos a certeza que o escoamento é laminar em todas as seções da asa, para a mesma velocidade. Desta maneira usando a mesma equação 6 temos então:

$$Re = \frac{1,225 \text{ kg/m}^3 \left( \frac{20 \text{ m}}{\text{s}} \right) 0,167 \text{ m}}{1,52 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}}$$

$$Re = 0.269177631 \times 10^6$$

Agora fazendo o mesmo procedimento para velocidade mínima de operação que é de 6m/s com corda de 250mm, dessa forma temos que o numero de Re é:

$$Re = \frac{1,225 \text{ kg/m}^3 \left( 6 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right) 0,250 \text{ m}}{1,52 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}}$$

$$Re = 0,120888157 \times 10^6$$

Fazendo o mesmo procedimento para a velocidade de 6m/s, mais com a corda da ponta da asa com valor de 167mm, temos que o numero de Re fica:

$$Re = \frac{1,225 \text{ kg/m}^3 \left( 6 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right) 0,167 \text{ m}}{1,52 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}}$$

$$Re = 0,080753289 \times 10^6$$

E assim como já foi dito por Miranda (2013), para que o ar seja considerado turbulento o valor do numero de Reynolds é da ordem de  $1 \times 10^7$ , assim garantimos que escoamento será laminar dentro dessas duas faixas de velocidade, e desta forma também é válido para aplicação da análise no *software*.

Para definirmos se fluido é compressível ou incompressível, utilizamos a velocidade máxima que aeronave pode atingir, e utilizamos a equação 7, onde segundo Fox (1998) a



velocidade do som ( $c$ ) é 343.2m/s e a velocidade máxima do escoamento é 20m/s, assim temos:

$$M = \frac{V}{c} = \frac{20 \text{ m/s}}{343,2 \text{ m/s}} = 0,05827$$

Desta maneira como foi definido na seção 2.7.7 para que um fluido seja considerado compressível o valor do numero de Mach deve ser,  $M \geq 1$ . Ou seja, o valor de Mach obtido é muito menor do que o valor considerado para um escoamento compressível, desta maneira as equações para análise dos perfis são todas validas.

Por concluir, é necessário que desprezemos os efeitos viscosos como já foi comentado anteriormente, pois o método utilizado no *software* XFLR 5 usa simplificações para resolução do problema, mesmo assim traz resultados confiáveis para escoamento de fluidos incompressíveis.

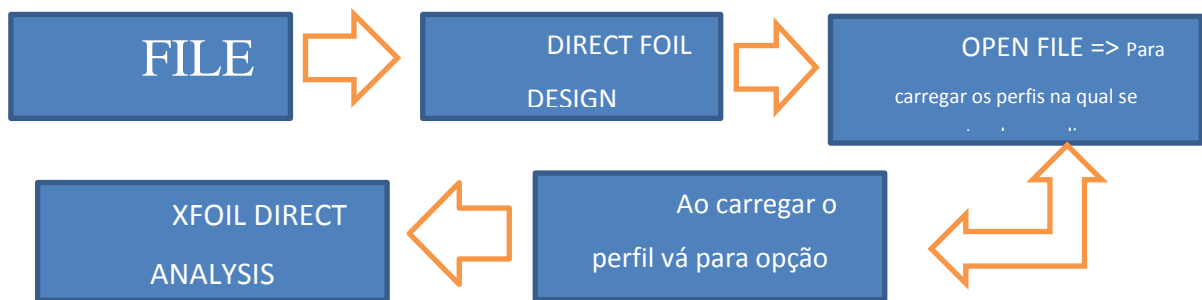
É preciso definir que o  $cl_{max}$  para a velocidade mínima deve ser igual ou superior á 1,475, desta maneira garantindo que ate este ponto á aeronave tenha sustentação suficiente para manter-se no ar onde a velocidade é mínima. Esse valor pode ser obtido utilizando a equação 2 e isolando o  $cl$  e atribuindo ha velocidade mínima na qual a aeronave estará próximo ao ponto de estol, assim sempre sendo um ponto considerado critico. Desta forma os perfis devem ter para essa velocidade o  $cl_{max}$  maior que o valor descrito neste parágrafo.

#### 4.1 DETALHAMENTO DA ANALISE NO SOFTWARE

O primeiro passo para análise é abrir o XFRL 5 e inserir os perfis para análise, estes perfis são disponibilizado no endereço [aerospace.illinois.edu](http://aerospace.illinois.edu)<sup>4</sup>, o formato na qual deve ser inserido no programa é o formato (.dat), o arquivo baixado tem suas coordenadas em X e Y já que análise para os perfis é realizada em 2D de tal forma a não haver necessidade da coordenada Z. O procedimento a ser realizado pode ser facilmente observado no esquema da figura 29.

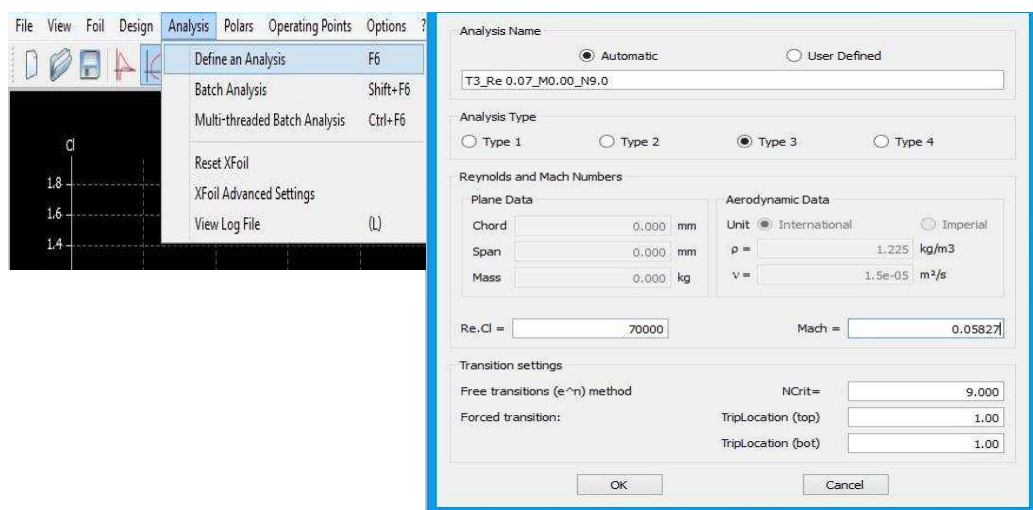
---

<sup>4</sup> Disponível em:< [http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)>:Acesso em:21 de julho. 2014

**Figura 29:** Passo á Passo para analise no XFLR 5

**Fonte:** Autoria própria (2014)

Ao escolher o perfil o usuário deve voltar ao menu como indicado no esquema acima escolhendo a opção *XFOIL DIRECT ANALYSIS*, a partir desse ponto é importante já ter determinado os valores dos números de Reynolds e o valor no do numero de Mach. Desta maneira, selecionamos a opção *define analysis* na barra de ferramentas da opção *Analysis*, assim ao abrir a janela percebemos que existem três tipos de analises, mas para nossa pesquisa só interessa o tipo 3, e assim inserimos o valor da densidade  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$  e a viscosidade dinâmica  $\mu = 1,52 \times 10^{-5}$ , e por ultimo inserindo o valor do Re inicial como foi definido anteriormente com aplicação da equação 6, onde o  $\text{Re} = 70000$ , como é mostrado nesse esquema da imagem 16.

**Imagem 16:** Especificação de como inserir os dados e escolher o tipo de analises.

**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

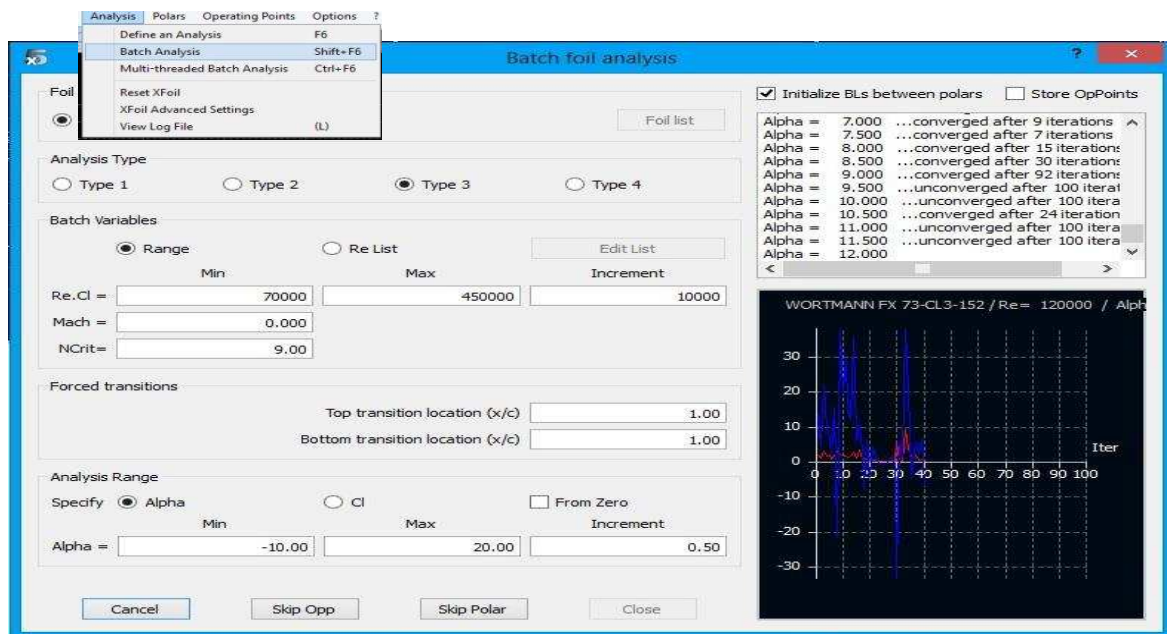
Após a inserção dos dados como foi mostrado acima, podemos passar para o próximo passo que é definir o numero de Reynolds inicial e final que serão os critérios de paradas para as interpolações feita pelo XFLR 5. Como pode perceber o numero de Reynolds inicial é de

70000 e o final é de 450000 com uma variação do ângulo de ataque que o perfil deveria fazer de  $-10^\circ$  até  $20^\circ$  com incremento de  $0.5^\circ$  para cada interpolação realizada, podemos ver essas interações sendo realizadas no gráfico ou na aba acima do gráfico.

O processo deve ser repetido para cada perfil em que se pretende fazer a análise, de forma a repetir em cada processo os mesmos passos que foram descritos anteriormente, utilizando os mesmos dados para que a análise seja o mais confiável possível. Os resultados obtidos serão fornecidos em gráficos de forma que o usuário tenha a capacidade de ler as curvas a fim de determinar a melhor escolha para o projeto.

A plataforma VLM utilizada pelo *software* XFLR 5, comentada nessa pesquisa não considera os efeitos viscosos para distribuição de sustentação, ângulos e arrasto, exibindo um comportamento linear e independente da velocidade do escoamento no perfil, segundo Deperrois (2011). Para maioria dos casos a simulação consegue a convergência para todos os valores de Reynolds, mais como o XFLR 5 é um software ainda em desenvolvimento, algumas vezes acontece de não ser possível concluir a análise devido algum erro ao inserir os dados, ou até mesmo quando se faz o *download* dos perfis, os quais podem vir com algumas irregularidades nos pontos X e Y. Também pode ocorrer alguma falha no código executado pelo programa, mas estes casos são raros de acontecer.

**Imagem 17:** Esquema de como inserir o número Reynolds mínimo e máximo no XFLR 5



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

## 5. RESULTADO E DISCURSÕES

Para melhor entendimento do comportamento das curvas de cada perfil, os resultados foram separados em dois grupos de quatro perfis, para que os resultados das análises ficassem mais claras para os leitores desse trabalho. Outro aspecto importante é que para a análise dos resultados é preciso obter uma corda que esteja entre as duas cordas descritas anteriormente de 250mm e 167mm, essa corda seria a corda media aerodinâmica, que pode ser determinada pela equação 8. Para o caso de asas com afilamento. Desta maneira é possível utilizar um valor de Reynolds único. Isso por que se evita fazer uma análise para cada valor de corda como é o caso de nossas análises. Mas para isso é interessante apenas após ter sido gerado as polares, pois caso o usuário não insira o valor do Reynolds mínimo e máximo quando se está na fase de geração das polares descrita na Imagem 17, o software não terá dados os suficientes para posteriormente fazer as análises na asa.

Sabendo que a corda media aerodinâmica é igual a 211,253mm, temos então cada valor do numero de Reynolds calculado para cada velocidade como é mostrado na tabela 1. E assim obtendo as curvas características das forças em termos dos seus respectivos coeficientes para cada perfil como é mostrado nos gráficos 1, 2, 3 ,4 e 5.

**Tabela 1:** com os valores da velocidade em função do numero de Reynolds

Velocidade de operação	Corda Media aerodinamica 0.211253m	Reynold de operação
<u>V.minima</u>	6m/s	$0.102 \times 10^6$
<u>V.maxima</u>	20m/s	$0.340 \times 10^6$
<u>V.cruzeiro</u>	13m/s	$0.221 \times 10^6$

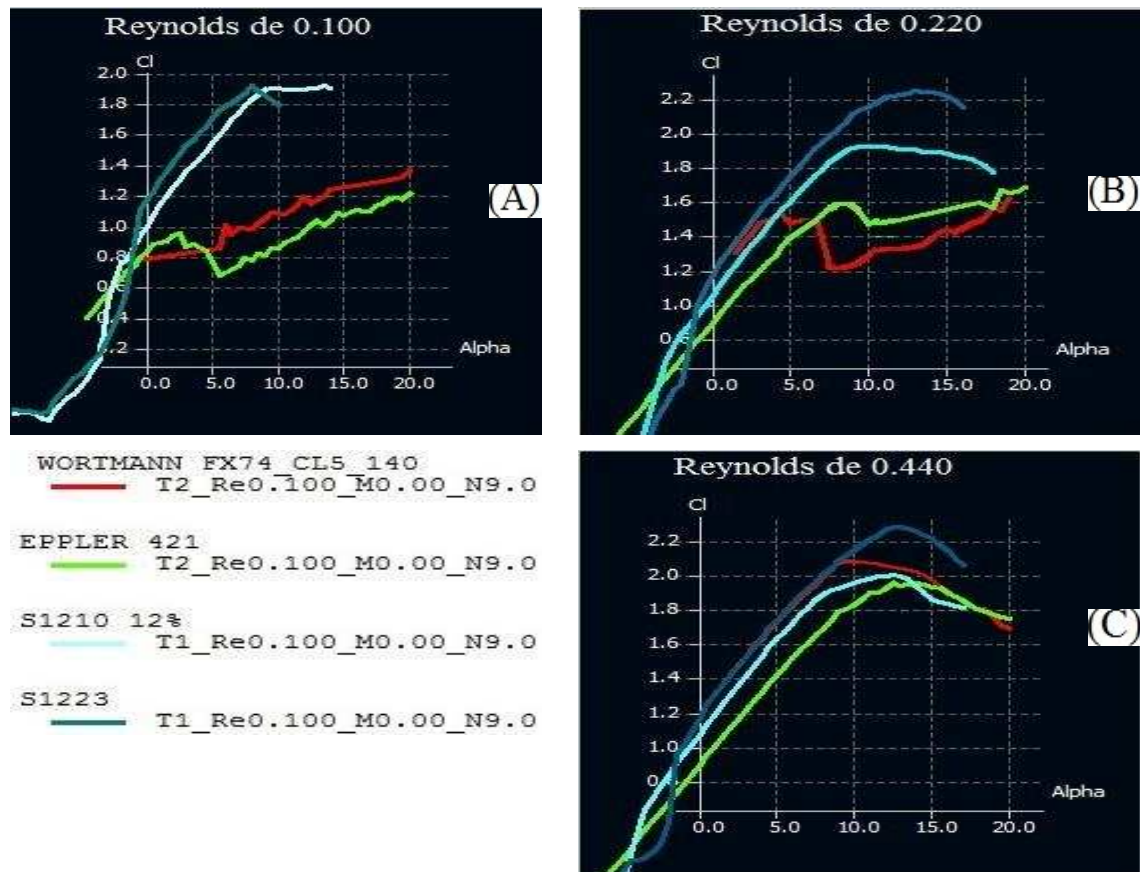
**Fonte:** Autoria própria (2014)

### 5.1 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO GRUPO 1

A análise do gráfico 1, e é o resultado do estudo das características do **grupo 1**. Que é composta por quatro perfis, sendo eles WORTMANN FX74-CL5-140, EPPLER 421, S1210 12%, S1223. Estas análises foram realizadas considerando que a aeronave estava voando na sua velocidade mínima, máxima e de cruzeiro como foi comentado anteriormente, e pode ser visto na tabela 1. As curvas presentes no gráfico 1 mostram as polares do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque *alpha* do perfil para três números de Reynolds determinado para cada velocidade.

De tal forma que percebemos que apenas dois perfis se destacam para o menor numero de Reynolds, são eles o perfil SELIG 1210 12% e o perfil SELIG 1223, estes perfis apresentam no gráfico 1A, os valores dos coeficientes de sustentação maior que os dos aerofólios WORTMANN FX-74-CL5-140 e EPPLER 421. Porém o ângulo para o  $Cl_{max}$  dos dois perfis da família SELIG e EPPLER 421, apresentam o estol em um ângulo menor que  $10^\circ$ . No projeto de uma aeronave o ângulo de estol é bastante importante, de tal forma ao projetista tentar aumentar ao máximo este ângulo de maneira a garantir um voo mais seguro. Segundo Rosa (2006) o estol em um aerofólio só deve acontecer para um ângulo  $\alpha$  maior que  $6^\circ$ , assim o único perfil que estaria descartado a partir desse gráfico seria o perfil EPPLER 421, devido ao seu estol ocorrer para um ângulo menor que  $6^\circ$ . Os outros perfis atendem a esse requisito, porém os perfis SELIG 1210 12% e SELIG 1223 é que realmente apresentam bons resultados já que ambos os aerofólios tem seu estol próximo a  $10^\circ$  e com um valor de  $Cl$  próximo a 2.0. Um valor considerado alto para essa velocidade de operação.

**Gráfico 1:** Coeficiente de sustentação em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

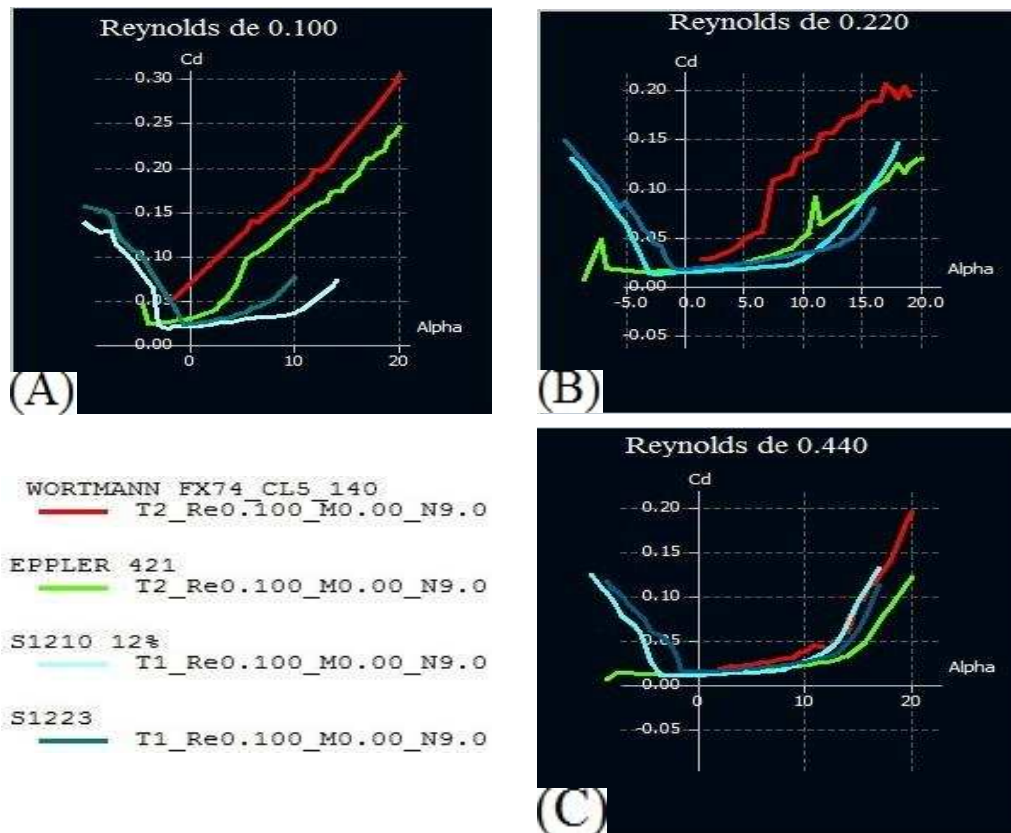
Notamos que em (B) e (C) do gráfico 1, os dois perfis da família SELIG assim como o EPPLER tiveram um deslocamento do estol, se compararmos com gráfico (A), isso ocorre devido ao aumento da velocidade, fazendo com que seja necessário uma inclinação maior para que aconteça o estol.

Porem no gráfico (B) o único perfil que tem o estol abaixo de  $6^\circ$ , foi o aerofólio WORTMANN, isso se deve muitas vezes as características do perfil, pois nem todo aerofólio que seja de alta sustentação tem bom desempenho em baixa velocidade. Isso pode ser observado no gráfico (C), na qual para o numero de Reynolds na velocidade máxima, o perfil WORTMANN tem seu coeficiente de sustentação bastante alto, chegando a ter valores de  $C_l$  maior que o perfil SELIG 1210 12% que teve desempenho bastante alto nos gráficos (A) e (B) onde o próprio perfil WORTAMANN teve desempenho muito inferior.

#### 5.1.1 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE ARRASTO DO GRUPO 1

O gráfico 2 mostra os coeficiente de arrasto do perfil para os mesmo números de Reynolds mostrado na tabela 1. Podemos destacar o aumento do arrasto em função de  $\alpha$ , pois assim como a sustentação aumenta com  $\alpha$  o arrasto também aumenta, de tal maneira a provocar uma perda drástica na sustentação. Percebemos no gráfico 2 (C) que os quatro perfis tem variações no coeficiente de arrasto muito próximo um dos outros, na qual a velocidade é máxima. Porém, se olharmos os gráficos (A) e (B) notamos que o perfil WORTMANN e EPPLER para velocidades mais baixas o arrasto significativamente maior que nos perfis da família SELIG. Essa análise é muito importante pois a partir deste ponto já conseguimos perceber algumas características indesejadas para o projeto.



**Gráfico 2:** Coeficiente de arrasto em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1

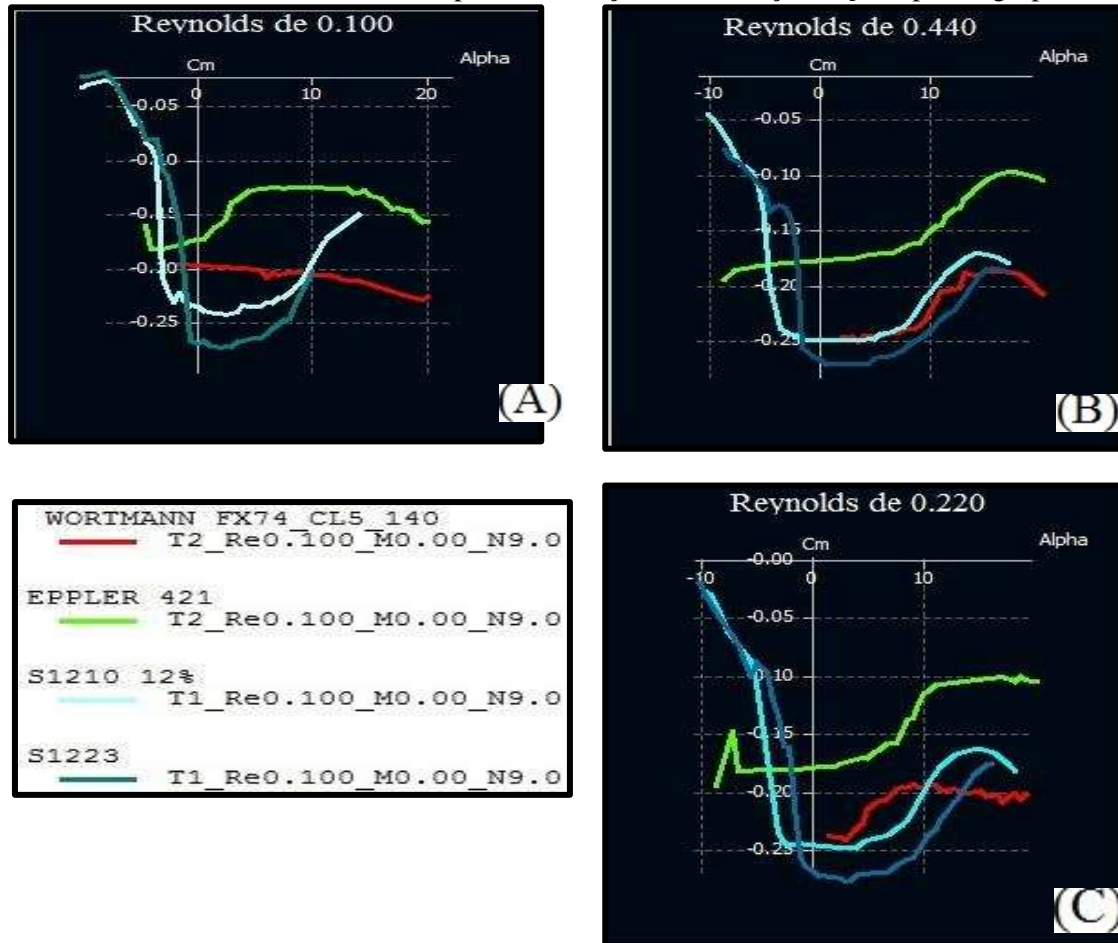
**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

### 5.1.2 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE MOMENTO DO GRUPO 1

O gráfico 3 é o gráfico de coeficiente de momento em relação ao  $\alpha$  ou ângulo de ataque, de tal modo que para alguns projetos em que se destina usar superfícies sustentadoras ou mais precisamente a calda do avião. Essa análise é pouco criteriosa, pois o momento causado pela asa é contraposto com um momento gerado na calda. Já para aeronaves do tipo asas voadoras, é necessário reduzir o coeficiente de momento ( $C_m$ ) ao máximo a fim de manter a maior estabilidade possível na aeronave, pois é sabe-se que uma asa por si só não é estável. Para nossas análises procuramos os perfis que também tenham um  $C_m$  baixo, mesmo sabendo que para os perfis de alta sustentação isso é um tarefa difícil, já que sua geometria influencia diretamente nesses parâmetros. Assim percebemos que desta vez as curvas com menor  $C_m$  são os dois perfis que não tiveram bons resultados nas duas primeiras análises. Porém o  $C_m$  não é um critério fundamental para a escolha do perfil. E assim este parâmetro tem pouca influência no desempenho da aeronave, se comparado a eficiência em gerar sustentação em relação ao arrasto, para este caso específico do projeto. Assim um perfil com  $C_m$  baixo como é notado nos gráficos (A), (B) e (C) melhora o desempenho da estabilidade,

no entanto, para o nosso caso não servirá como um critério tão rigoroso para a escolha do perfil como foi comentado anteriormente.

**Gráfico 3:** Coeficiente de momento no perfil em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

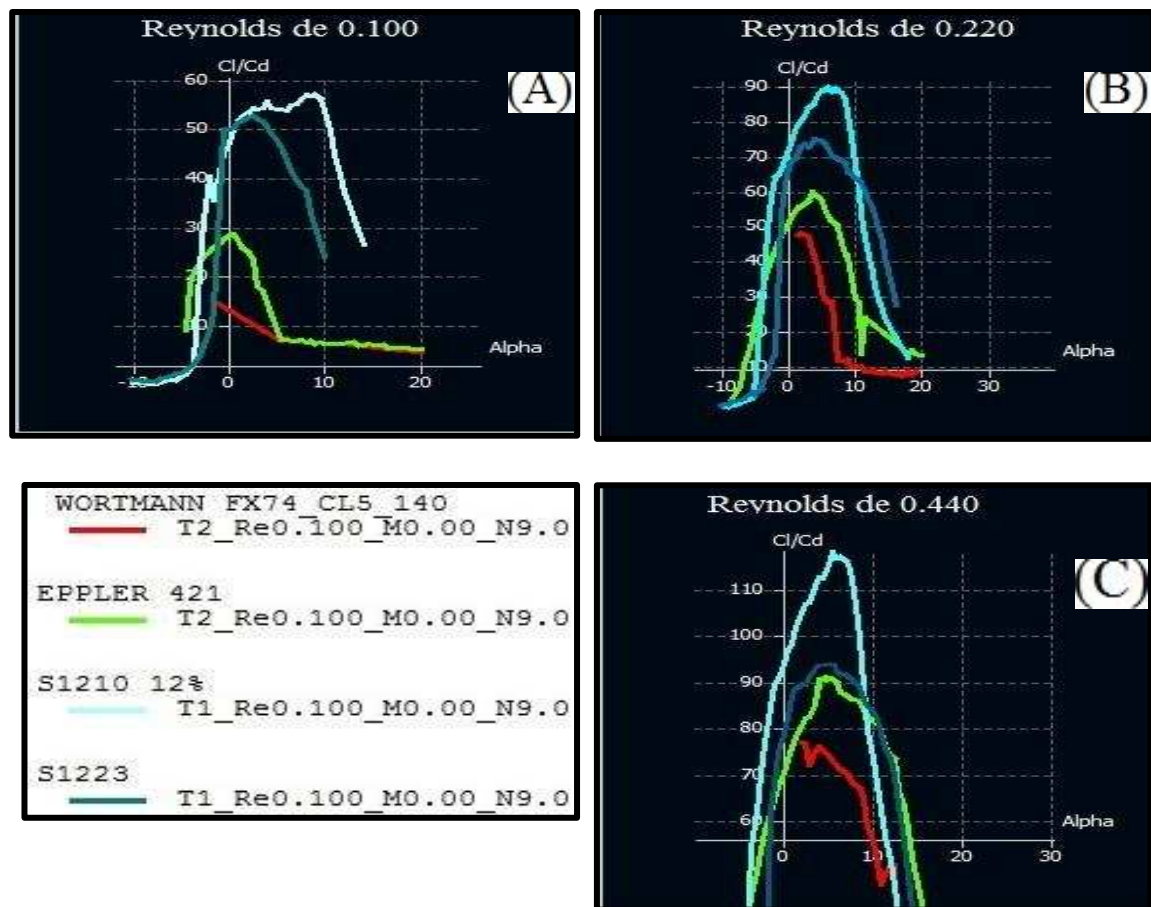
### 5.1.3 ANÁLISE DA EFICIÊNCIA DOS PERFIS DO GRUPO 1

As curvas de eficiência dos perfis são mostradas no gráfico 4, onde estas representam uma característica fundamental para se determinar qual perfil apresenta melhores condições de desempenho. Para as curvas mostradas abaixo notamos que mais uma vez os dois perfis da família SELIG tiveram resultados satisfatórios como já era previsto, pois esses tiveram bom desempenho em todas as análises anteriores. Também podemos notar que para o perfil SELIG 1223 a maior eficiência se dá para um  $\alpha$  aproximadamente  $2.5^\circ$  para a menor velocidade de operação assim como o SELIG 1210 12%, tem sua maior eficiência a  $10^\circ$ . O gráfico de eficiência mostra algo que não podemos enxergar quando analisamos os coeficientes isoladamente, como é visto abaixo, pois notamos que em ambos os gráficos o perfil SELIG 1210 12% leva vantagem na razão de sustentação por arrasto. Isso é uma qualidade que o



projetista procura para a determinação do perfil correto para a asa. Para a velocidade de cruzeiro na qual se voa com maior razão de eficiência, o perfil 1210 12% entre 4° e 9° ele desempenha a maior eficiência, ou seja, seria nesse ponto que a aeronave desempenharia menor consumo de combustível mantendo-se a mesma potencia. Mas claro que isso não pode ser levado em conta nesse momento, pois só estamos tratando da análise 2D.

**Gráfico 4:** Eficiência dos perfis em função da inclinação (alpha) para o grupo 1



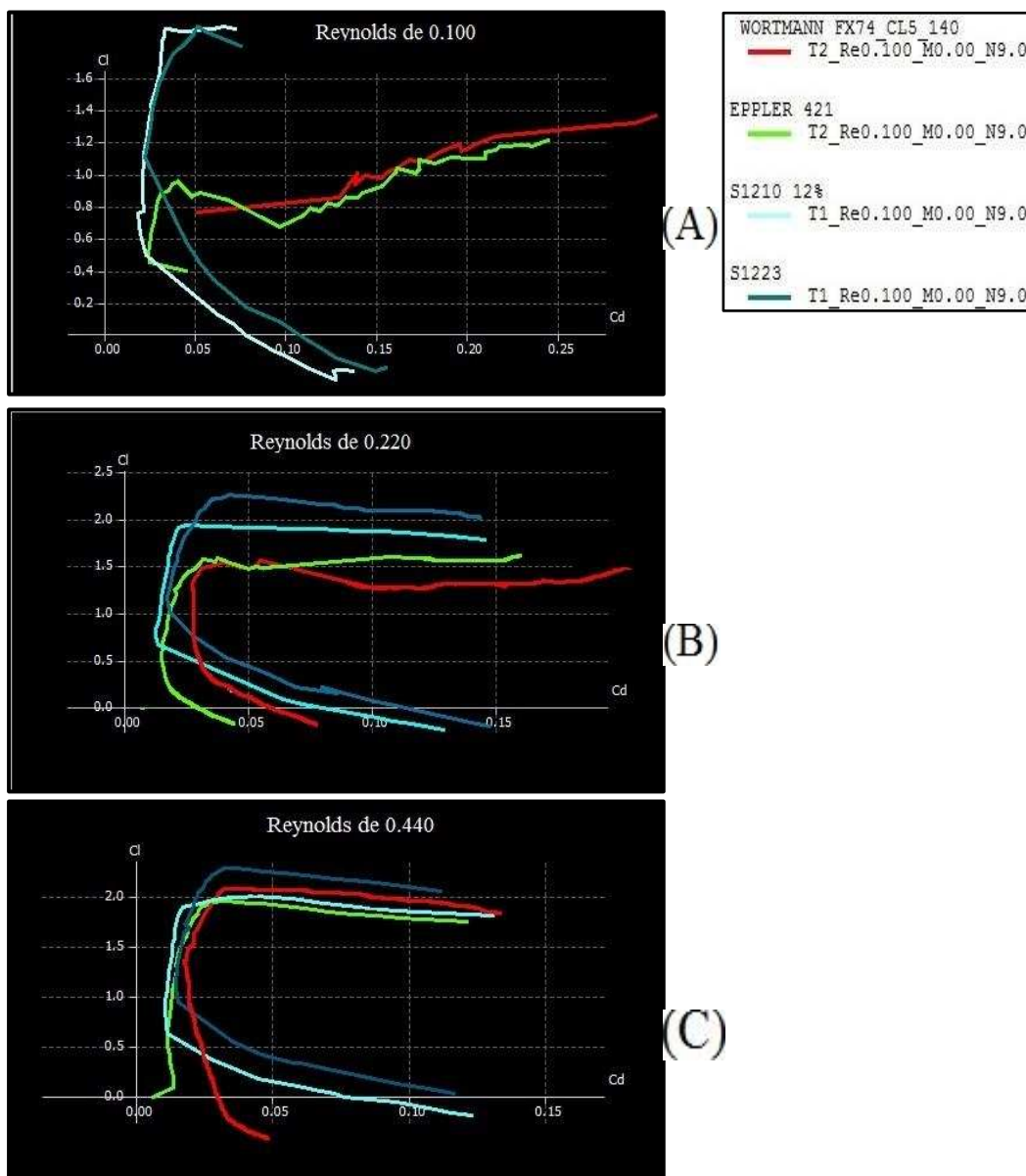
**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

#### 5.1.4 ANÁLISE DA POLAR DE ARRASTO DOS PERFIS DO GRUPO 1

A polar de arrasto é o gráfico 5, que consegue mostrar a grande relação que existe entre o arrasto e a sustentação em forma de seus coeficientes. No gráfico (A) percebemos que tanto o perfil WORTMANN como EPPLER 421, aumenta seu  $cl$  quase que linearmente com o  $Cd$ , já para os outros dois perfis isso não acontece, e entre a variação do  $Cd$  de 0.00 até 0.05, o valor de  $Cl$  tem uma pequena variação mantendo-se quase que constante até aproximadamente 1.9, ou seja em seu coeficiente de sustentação máxima, de tal forma que a

partir desse ponto o arrasto cresce rapidamente. Os graficos (B) e (C) mostram que a medida que aumenta-se o numero de Reynolds, os perfis WORTMANN e EPPLER começam a diminuir o seu arrasto e aumentando-se o coeficiente de sustentação. Entendemos então que esses dois ultimos perfis citados tem boas características de  $Cl$  e  $Cd$  para numero de Reynolds elevados, e assim mostrando que em baixas velocidades os perfis da familia SELIG do grupo 1 tem melhor desempenho.

**Gráfico 5:** Polar de arrasto em função da inclinação ( $\alpha$ ) para o grupo 1

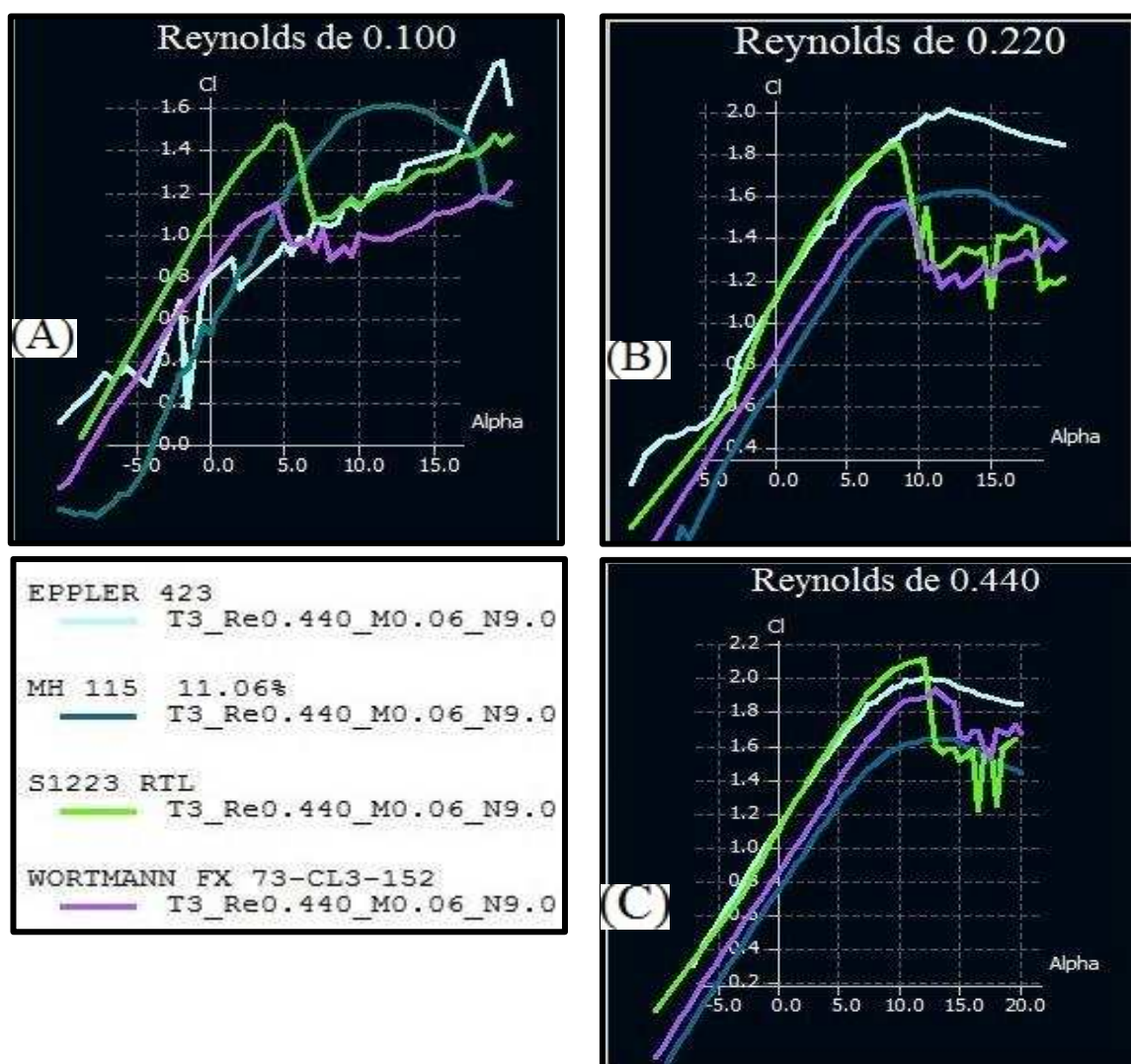


**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

### 5.1.5 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DOS PERFIS DO GRUPO 2

A partir desta seção iremos analisar os perfis do grupo 2, que estão compreendidos os gráficos 6, 7, 8, 9 e 10. Assim como foi realizado com o grupo 1. Usando os mesmos parâmetros que foram utilizados nas análises do grupo 1, temos então que escolher dois perfis desse grupo para que possam ser comparados com mais dois perfis do grupo 1, e assim fecharmos a pesquisa determinando um ou mais perfis que possam se adequar a um projeto.

**Gráfico 6:** Coeficiente de sustentação em função de  $\alpha$  para o grupo 2



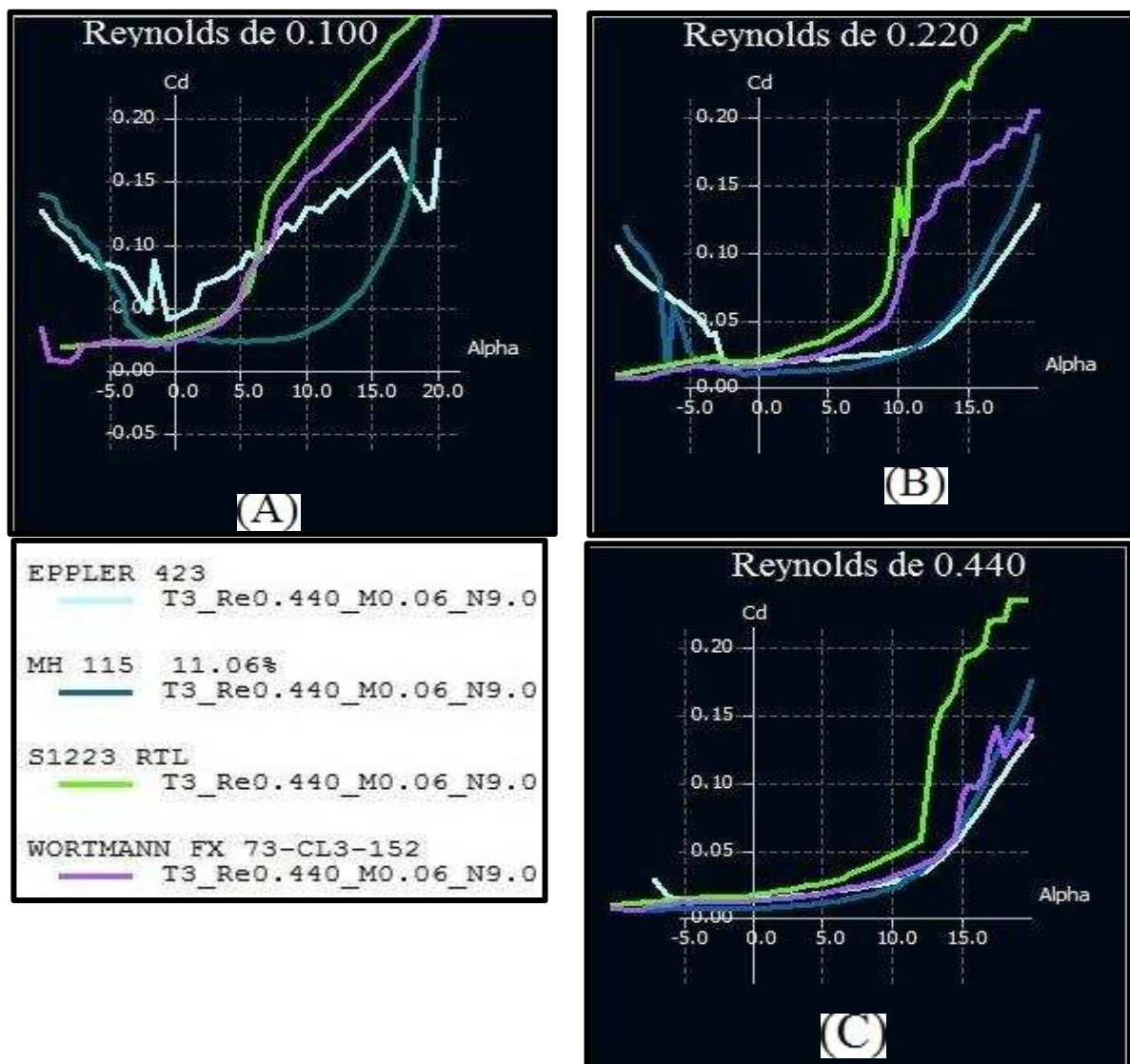
**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

Assim como foi na análise feita nos gráficos anteriores, notamos primeiramente que uma das curvas no gráfico (A) tem um comportamento diferente dos outros perfis, isso pode acontecer quando se trabalha com número de Reynolds baixos. Podemos observar isso quando o número de Reynolds é  $0,220 \times 10^6$  e a curva fica bem definida em todos os pontos.

No gráfico (A) do gráfico 6 também conseguimos ver que os perfis MH 11.06% e SELIG 1223 RTL são os que apresentam maior  $C_l$  porém o aerofólio 1223 RTL tem seu estol em um ângulo de ataque  $\alpha$  menor que  $6^\circ$ , no qual o único que obteve valor superior a  $6^\circ$  foi o MH 11.06%, mostrando ótimo desempenho em baixa velocidade. Para os gráficos (B) e (C) percebemos que aerofólio MH cai de rendimento se comparado com os outros, onde os dois perfis com maior coeficiente de sustentação é o SELIG 1223 RTL e o perfil EPPLER 423.

#### 5.1.6 ANÁLISE DA DO COEFICIENTE DE ARRASTO DOS PERFIS DO GRUPO 2

**Gráfico 7:** Coeficiente de arrasto em função de ( $\alpha$ ) para os perfis do grupo 2



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

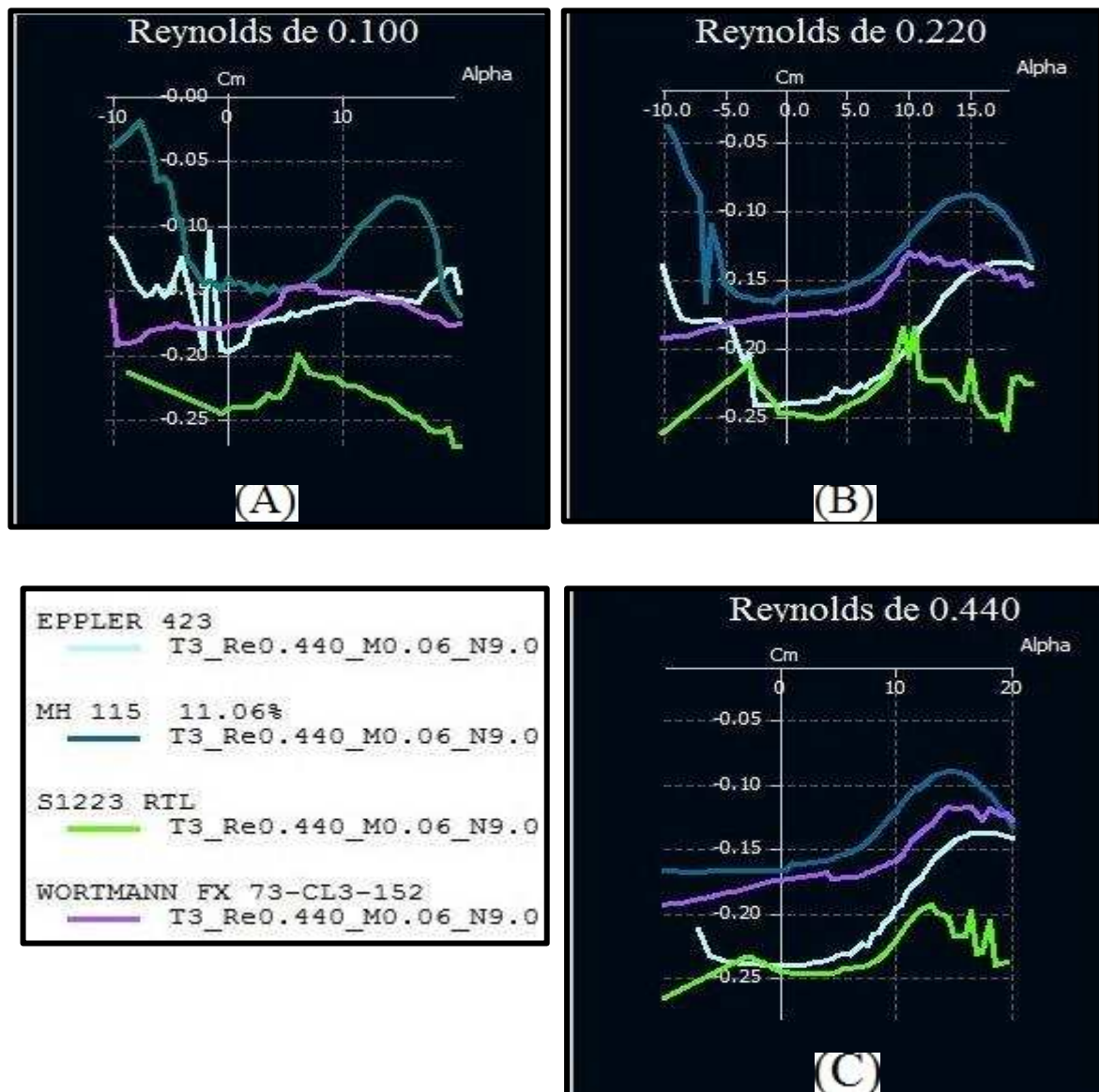
Para o gráfico do arrasto em função de  $\alpha$  mostrado no gráfico 7 notamos que apenas uma curva se destaca por mostrar um coeficiente de arrasto significativamente baixo



se comparado com os demais, este é o MH 115 11.6%. Percebe-se também nos três gráficos que o arrasto quase não se altera com o aumento do número de Reynolds. Já os outros perfis apresentam um arrasto alto para o número de Reynolds igual a 0.100, mas quando se tem a velocidade máxima as curvas mostram que o arrasto diminui drasticamente até que as curvas de arrasto do perfil MH 115 11.6%, EPPLER 423 e WORTMANN CL3 152 se aproximem consideravelmente.

### 5.1.7 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE MOMENTO DOS PERFIS DO GRUPO 2

**Gráfico 8:** Resultado do coeficiente de momento em função de ( $\alpha$ ) para o grupo 2

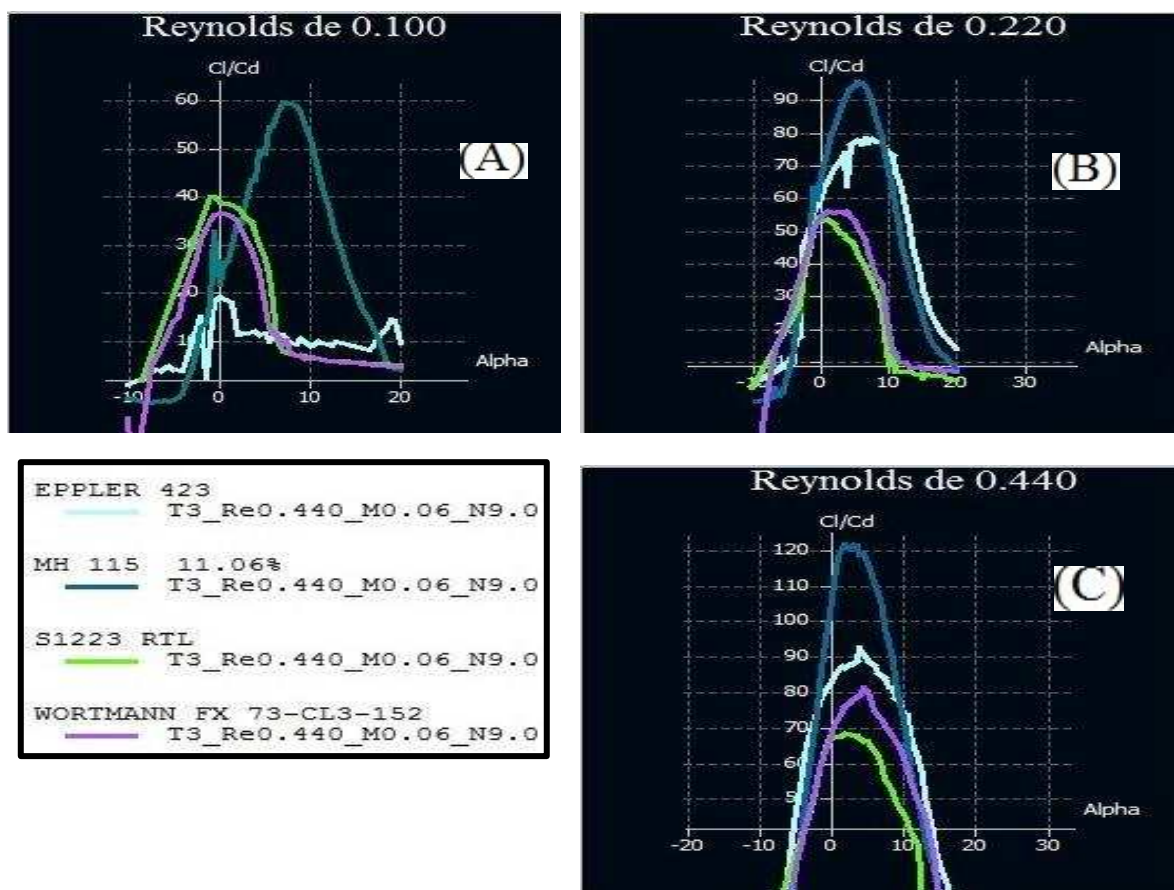


**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

O gráfico 8 mostra parâmetros que já foram comentados em análises anteriores, os gráficos do coeficiente de momento são importantes, no entanto não serão critérios definitivos para a escolha de um aerofólio, porém se o perfil apresentar as características necessárias de  $Cl$  e  $Cd$  aliado com baixo coeficiente de momento seria perfeito. E assim como no grupo 1 não iremos focar neste ponto.

#### 5.1.8 ANÁLISE DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DOS PERFIS DO GRUPO 2

**Gráfico 9 :** Eficiência do perfil em função do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) para o grupo 2



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

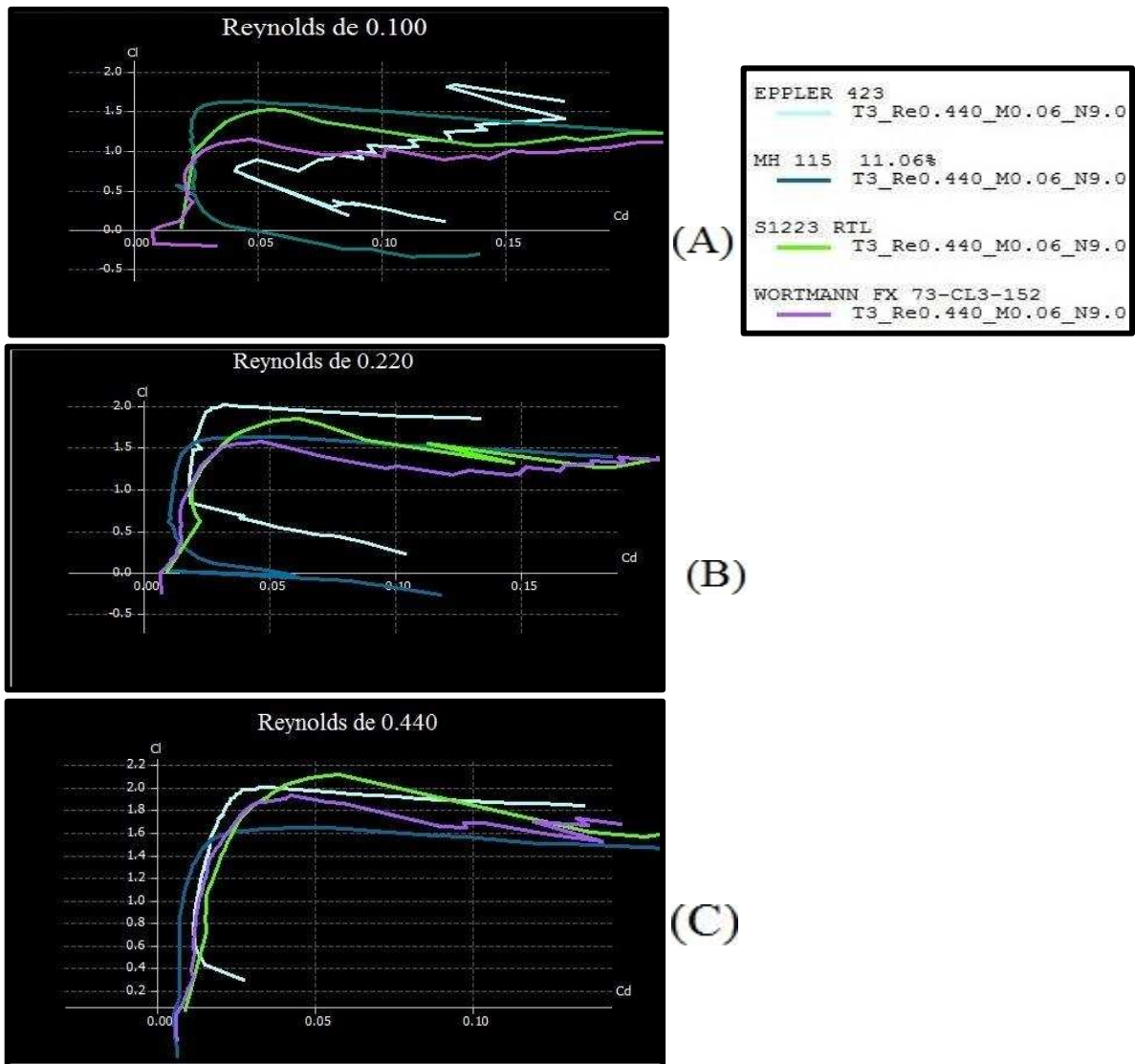
O gráfico de eficiência, gráfico 9 é muito importante e diz muito sobre aerofólio. Vimos no gráfico 6, que o  $Cl$  do perfil MH apresentava valores de  $Cl$  baixos para números de Reynolds maiores que 0,100, mas quando observamos os gráficos de eficiência percebemos que é este perfil que mais se destaca. Isso se deve ao baixo valor de  $Cd$  assim maximizando a razão  $Cl/Cd$ . Outro perfil que também se destaca para a velocidade de cruzeiro é o EPPLER 423, este mostra uma boa eficiência. Por conseguinte os aerofólios SELIG 1223 RTL e WORTMANN CL3 152, não apresentaram nenhuma característica que surpreendesse nas

análises da eficiência. Assim, a partir dessa análise já poderíamos descartar esses dois últimos aerofólios.

#### 5.1.9 ANÁLISE DA POLAR DE ARRASTO DOS PERFIS DO GRUPO 2

Por fim chegando ao ultimo gráfico do grupo 2, levando em considerações as análises anteriores, observamos que a análise desses gráfico não terá resultados tão diferente do que foi visto nos anteriores, onde mais uma vez o aerofólio MH 115 se destaca por ter um baixo coeficiente de arrasto aliado a valores de coeficientes de sustentação satisfatórios. Outro perfil que também se destaca é o perfil EPPLER que só apresenta baixa eficiência para numero de Reynolds baixo, como é visto no gráfico (A), em que sua curva é a que mais se afasta do eixo das ordenadas na qual é dado por  $C_l$ , assim apresentando um grande arrasto se comparado com os demais perfis.

Assim feitas todas as análises dos gráficos tanto do grupo 1 como do grupo 2 descritas nesta seção, chegamos aos resultados finais para os quatros perfis que tiveram melhores características de desempenho baseando-se nos critérios antes descritos nesses trabalho, como facilitar a construção da asa e apresentar melhores características aerodinâmicas antes citadas.

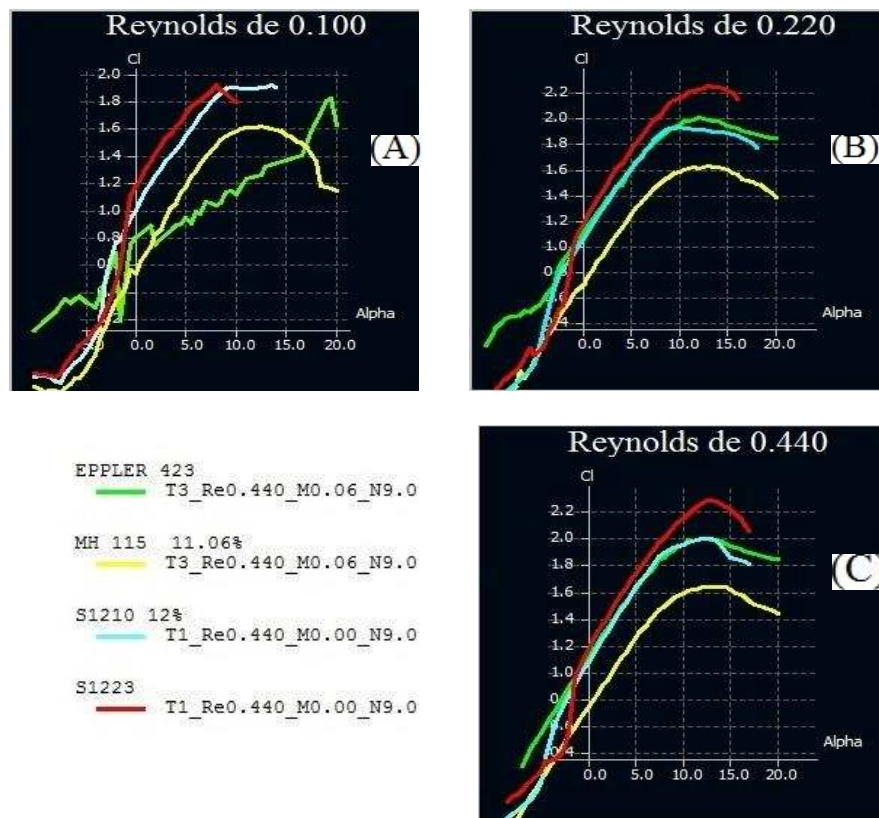
**Gráfico 10:** Polar de arrasto dos perfis do grupo 2

**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

## 5.2 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DOS PERFIS NA ANÁLISE FINAL

Comparando os dois perfis de maior desempenho do grupo 1 com os do grupo 2, percebemos que os perfis da família SELIG apresentam maior desempenho de sustentação para baixos números de Reynolds, de tal forma que os outros perfis tem valores inferiores. Mas a medida que temos número de Reynolds mais elevados um destes perfis começa a apresentar um desempenho melhor como é observado no gráfico 11b, em que o perfil EPPLER 423, tende a obter valores muito próximo do aerofólio SELIG 1210 12% , o que não acontece para o MH 115, que pouco se vê alterações em seus valores com o aumento da velocidade.

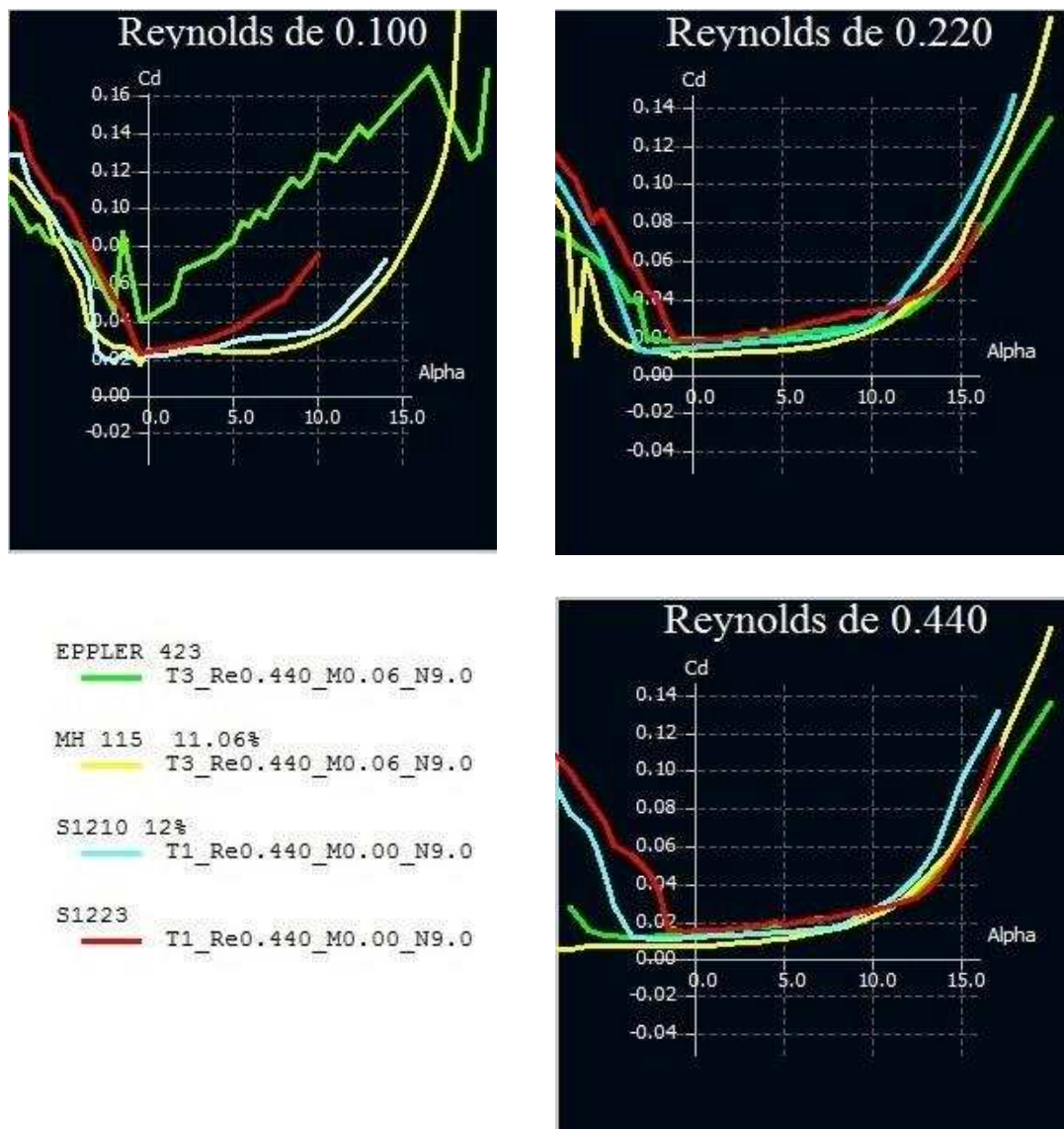


**Gráfico 11:** Resultado do coeficiente de sustentação em função ( $\alpha$ ) análise final

**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

### 5.2.1 COEFICIENTE DE ARRASTO DOS PERFIS NA ANÁLISE FINAL

No gráfico 12, comparamos o coeficiente de arrasto de todos os perfis, procurando o aerofólio que possa proporcionar a menor penalização de arrasto aliado a uma boa geração de sustentação como foi comentando anteriormente neste trabalho. É visto no gráfico 12A, que o único perfil que tende a gerar o coeficiente de arrasto alto, é o EPPLER 423, porém isso só pode ser notado no gráfico 12A, ao aumentar-se a velocidade os valores dos coeficientes de todas as curvas se aproximam de tal forma que se torna desprezível a análise quantitativa destes valores, sendo possível apenas ser observado a grande influencia destes valores no gráfico de eficiência.

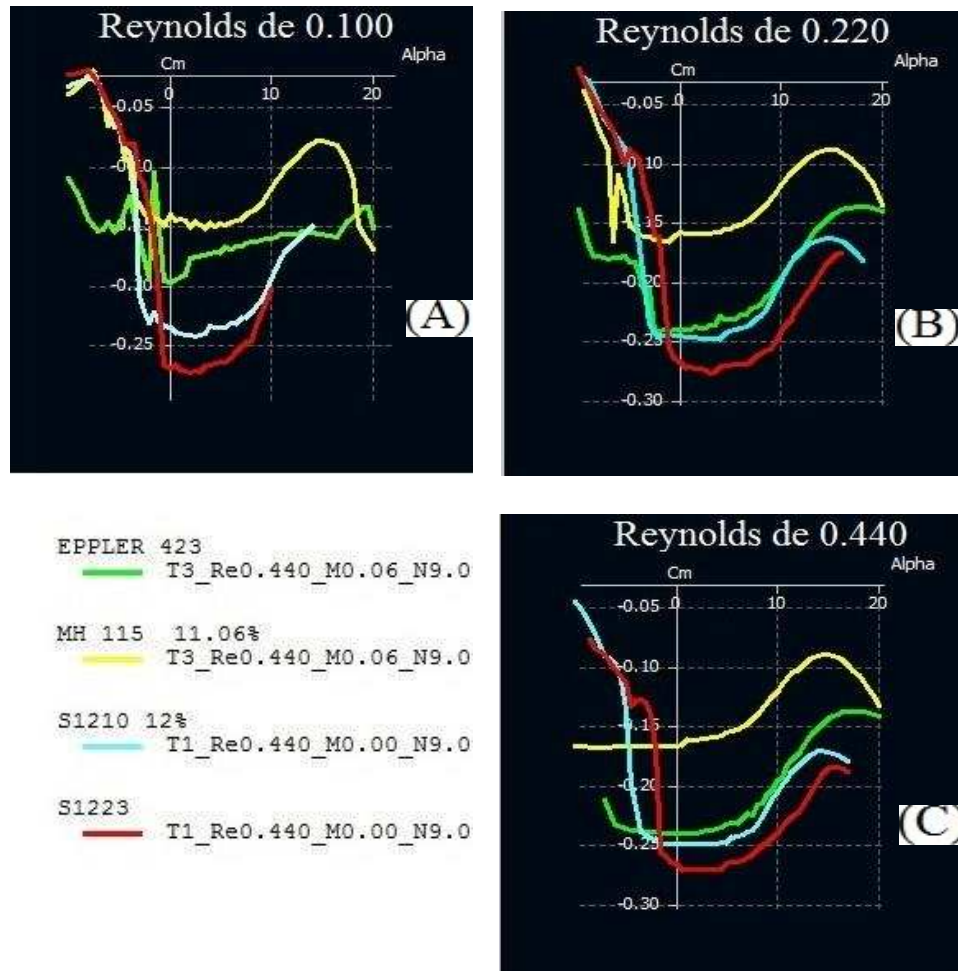
**Gráfico 12:** Coeficiente de arrasto em função (alpha) análise final

**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

O gráfico 12 mostra a total diferença entre os perfis MH 115 e o SELIG 1223 pois ambos são opostos em dois aspectos. O primeiro é o aerofólio SELIG 1223 é o perfil que proporciona maior coeficiente de sustentação, mas também gera o maior momento ao redor do seu centro aerodinâmico, já o MH 115 como foi visto tem valores de  $C_l$  menores do que o SELIG 1223, porém os gráficos mostram que o mesmo é o perfil com menor coeficiente de momento, desta maneira conseguimos observar que é impossível encontrar um perfil perfeito. Então o quanto estes efeitos serão prejudiciais é quem determinará se o aerofólio atende ou não as necessidades.

### 5.2.2 COEFICIENTE DE MOMENTO DOS PERFIS NA ANÁLISE FINAL

**Gráfico 13:** Coeficiente de momento em função ( $\alpha$ ). análise final

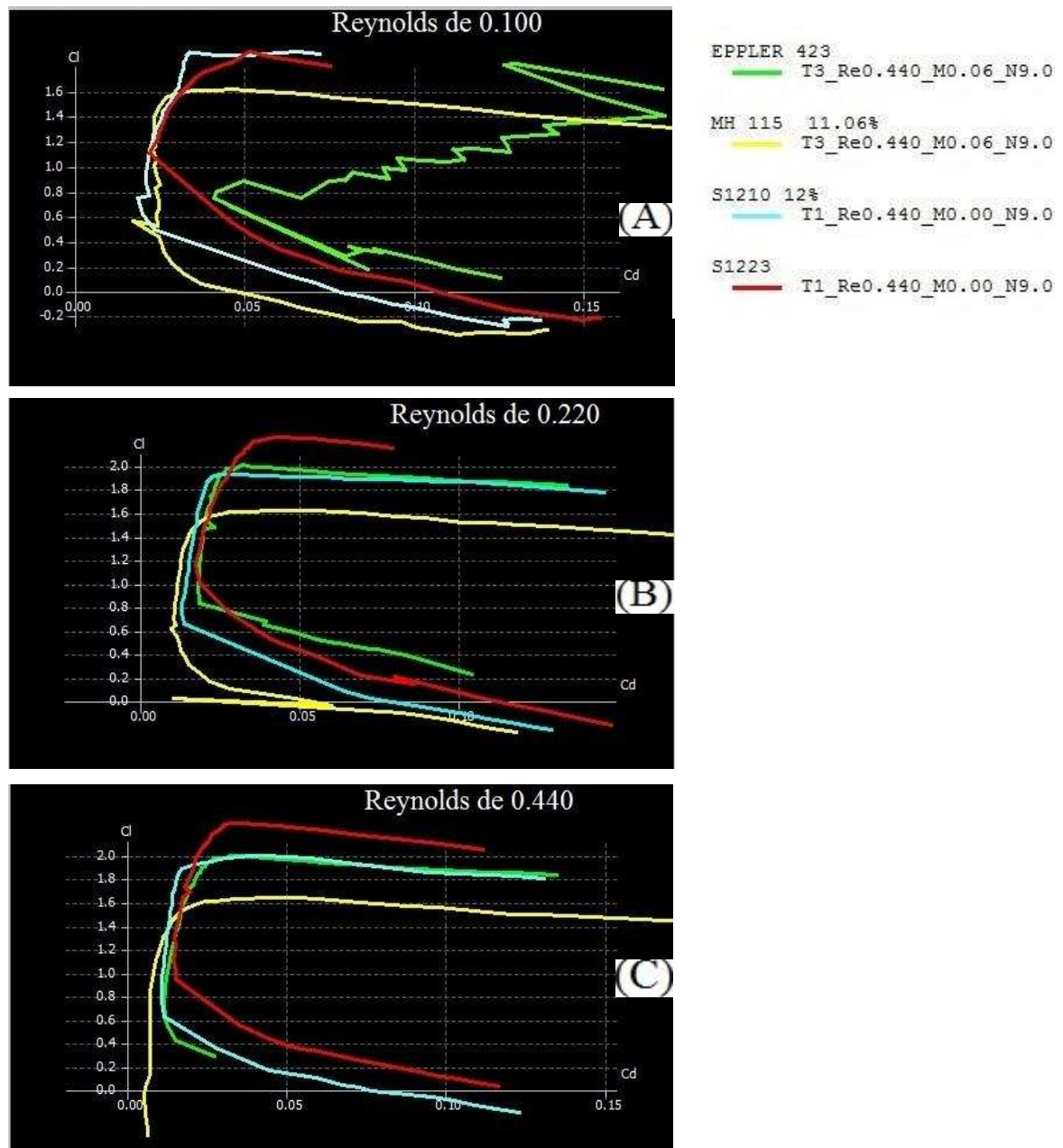


**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

Como já foi comentando o trabalho foca em escolher o perfil com maior eficiência aerodinâmica com base nos seus respectivos coeficiente de arrasto e sustentação. Portanto notamos que os principais perfis que se destacam o SELIG 1223, 1210 12% e o EPPLER 423, tem comportamentos parecidos e também com valores bem elevados, devido a sua característica de curvatura e que provem uma pressão no extradorso do perfil de forma a maximizar a força de sustentação, e também gerar coeficiente de momentos maior que perfis simétricos.

### 5.2.3 POLAR DE ARRASTO DOS PERFIS NA ANALISE FINAL

**Gráfico 14:** Polar de arrasto para três numero de Reynolds na análise final.



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

Chegamos então a uma das principais análises que devem ser feita para determinação do aerofólio a ser escolhido. Estudando o gráfico 14A percebemos que aquele perfil dito como o aerofólio capaz de gerar maior sustentação (SELIG 1223), também gera um grande arrasto. Visualizamos isso, pois sua curva esta mais afastada do eixo das ordenas se comparado com os perfis representados da curva azul e amarelo. Este comportamento também pode ser observado para o perfil EPPLER 423 que no gráfico 14A também esta bem afastado,

ou seja ambos os aerofólios EPPLER 423 como o SELIG 1223 tendem á gerar maior coeficiente de arrasto para os mesmo valores de  $Cl$  dos perfis MH 115 e SELIG 1210 12%.

Para os gráficos 14B notamos que o EPPLER 423 diminui seu arrasto ao passo que o SELIG 1223 não sofre alterações consideráveis, assim é perceptível que o aumento do numero de Reynolds causa mudanças nas características de alguns perfis, proporcionando diminuição do arrasto em função do seu  $Cl$ , porem isso pode não ocorrer para alguns aerofólios como é visto com o SELIG 1223 que tem melhores resultados para baixos números de Reynolds que é o caso do gráfico 14A.

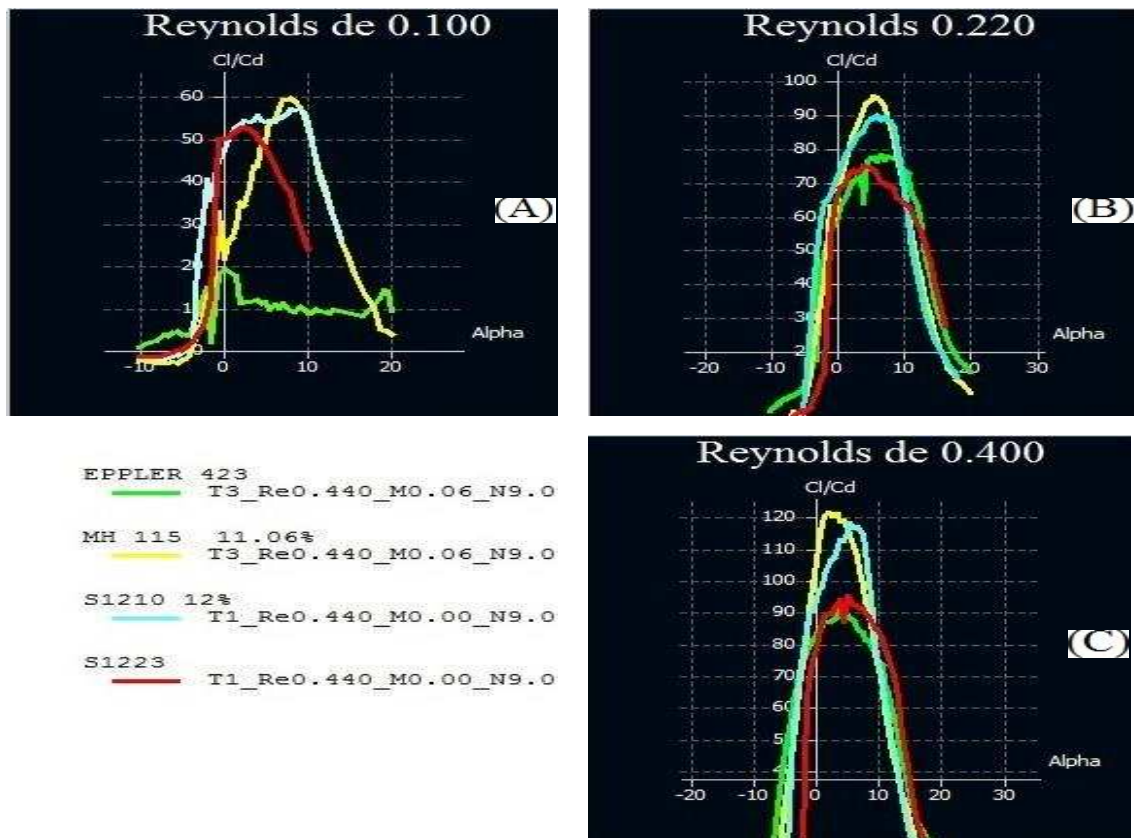
Para o gráfico 14C temos o MH 115 apresentando o menor valor de arrasto, mantendo-se nesse padrão ate o  $Cl_{max}$ . No entanto, este valor máximo do seu  $Cl$  é o menor entre os aerofólios estudados nesta ultima seção, valor aproximadamente a 1.6, enquanto que os demais apresentam este  $Cl_{max}$  com valor igual ou superior 1.9. É importante salientar que quanto mais altos os valores de  $Cl_{max}$  menor a velocidade de estol, ou seja, desta maneira a aeronave consegue pousar com velocidades relativamente baixa, facilitando o pouso em virtude da maior segurança quando se opera nessas condições.

#### 5.2.4 EFICIENCIA DOS PERFIS NA ANÁLISE FINAL

Visualizando as curvas de eficiência dos perfis mostradas no gráfico 15A, é possível observar que para  $\alpha = 0^\circ$ , tanto o SELIG 1223 como o SELIG 1210 apresentam os melhores valores de eficiência comparando-se com os demais aerofólios. Isso significa que para  $\alpha = 0^\circ$ , o perfil teria sua linha media paralela com o vetor velocidade, como exemplo temos a imagem 7 e figura 2. Esses dois perfis geram menor penalização de arrasto desta maneira se gasta menos energia para se realizar o movimento, ou seja, voar com menor consumo de combustível. Porém quando se tem maior valor de  $\alpha$  essa eficiência decresce consideravelmente. Ainda no gráfico 15A é visto que tanto o perfil MH 115 como o EPPLER 423 não apresentam bom desempenho para o mesmo  $\alpha = 0^\circ$ . Mas quando temos valores de  $\alpha$  próximo de  $10^\circ$ , o MH 115 apresenta a maior eficiência. Entretanto, essa condição em que o MH 115 atinge este valor, indicaria que seria preciso o perfil esta a  $10^\circ$  de inclinação para se ter o melhor desempenho em voo, enquanto que o SELIG 1223 para  $\alpha = 0^\circ$  atinge valores bastante próximos para o mesmo numero de Reynolds.



**Gráfico 15:** Análise da eficiência dos perfis para três números de Reynolds.



**Fonte:** Elaborada pelo próprio autor usando o *software* XFLR 5 (2014)

Notamos que a medida que se aumenta o número de Reynolds, os perfis MH e SELIG 1210 obtêm valores muito acima do SELIG 1223, também notamos que a eficiência do perfil EPPLER dá uma significativa melhora porém inferior aos perfis MH e SELIG 1210. Visualizamos então no gráfico 15B que provém da velocidade de cruzeiro, onde se estima ter a maior eficiência, os perfis que apresentam melhores características aerodinâmicas nesta condição é o MH 115 seguido do SELIG 1210, os quais se mantêm superior para  $\alpha = 0^\circ$  até  $10^\circ$ .

### 5.2.5 DISCUSSÕES

Após obtermos todos os dados apresentados nesta última seção de resultados, tendo em vista os critérios estabelecidos na seção de metodologia, percebemos que os perfis que melhor se encaixaram aos requisitos exigidos foram os perfis SELIG 1210 12% e MH 115 06% ambos os perfis se mostraram eficientes para a variação do número de Reynolds bem como apresentaram características importantes como sustentação e arrasto<sub>min</sub>. Outro ponto importante é que estes perfis obtiveram valores de  $Cl_{max}$  para  $\alpha > 6^\circ$ , além disso, o foco

deste trabalho foi encontrar perfis que podem ter boas características aerodinâmica em baixa velocidade, apresentando como resultado este dois aerofólios citados como os mais adequados para o projeto da asa de um VANT cuja finalidade seja operar com baixos números de Reynolds.

Embora os perfis SELIG 1210 e o MH 115 tenham obtido resultados bastante similares em termos de eficiência é possível observar que o SELIG 1210 tem um potencial maior para geração de sustentação, de maneira que o MH 115 obtém melhores resultados quando se analisa o arrasto. Ainda é preciso se observar a facilidade de construção que está associada ao perfil, pois muitas vezes os perfis com o bordo de fuga muito fino dificulta o processo de construção, como é o caso do perfil SELIG 1210 12%. Já para o caso do MH 115 este fator não é um problema, pois sua geometria facilita a construção, tendo em vista que o mesmo possui um bordo de fuga bem mais simples, que possibilita uma facilidade na construção da asa.

Outro ponto que chama atenção na análise do perfil MH 115 para qual o Reynolds 0,100, é a velocidade associada é 6 m/s, o perfil tem um estol para  $\alpha > 10^\circ$  enquanto os demais apresentam valores menores do que este. Isso indica que este perfil proporciona uma maior segurança na aterrissagem e decolagem. Assim mesmo que o perfil não tenha um valor de  $C_{l_{max}}$  menor do que os outros perfis analisados no gráfico 9, este perfil satisfaz as condições exigidas para o projeto e apresenta melhores condições de construção além de proporcionar maior valores de  $\alpha$  para a ocorrência do estol, na qual é um fator crucial em um projeto de uma aeronave.

## 6. CONCLUSÕES

O estudo destinado à esse trabalho, teve como objetivo analisar e determinar um perfil de alta sustentação que atendesse alguns requisitos específico tal como, maior eficiência aerodinâmica, facilidade de construção, analisando os principais aspectos que envolvem a escolha de um perfil aerodinâmico.

Portanto, com base em todos os dados analisados nesse trabalho sugerimos que o perfil utilizado seja o MH 115 06%, pois este perfil apresenta em sua característica as melhores condições para que se tenha um bom projeto. De maneira a facilitar a construção da asa e também proporcionar maior segurança quando se estiver voando próxima a velocidade mínima sugerida neste trabalho.

O conhecimento agregado a este estudo se deu por meio de uma rica fundamentação teórica, de forma a proporcionar o entendimento mais amplo a respeito de diversos efeitos que estão associados ao estudo do escoamento de fluidos ao redor de corpos rígidos. Tal como o conhecimento adquirido na área da engenharia aeronáutica de maneira a proporcionar e estimular o desenvolvimento de novos trabalhos relacionados a esta área de pesquisa.

A utilização do *software* XFLR 5 permitiu através das varias simulações feita neste trabalho mostrar graficamente o comportamento das forças atuantes nos aerofólios para uma análise 2D. De tal maneira que estas forças foram representadas por meios de seus coeficientes, sendo eles, coeficiente de sustentação e de arrasto e de momento ao redor do centro aerodinâmico, polar de arrasto do aerofólio e por fim a sua eficiência.

Foi notado em algumas curvas comportamentos estranhos de maneira a não obedecer comportamentos lineares como as curvas dos outros perfis. Este fato pode ocorrer em alguns casos em que se trabalha com numero de Reynolds bastante baixo, ou valores de ângulos de ataque *alpha* bastante elevados, fazendo assim a considerar efeitos viscosos por meio de interpolações de curvas lineares que só podem ser calculados para efeitos não viscosos, e assim não convergindo para o resultado.

Portanto para trabalhos futuros se faz imprescindível o uso do método de (CFD) *computational fluid dynamics* em que se utiliza métodos mais sofisticados para a resolução de problemas complexos, desta maneira podendo utilizar como comparativo para a obtenção de uma maior confiabilidade. Apesar de esses *softwares* apresentarem em suas simulações



condições próximas ao real, não pode ser desprezado o uso de tuneis de vento para averiguar a confiabilidade dos métodos empregada para análise e desenvolvimento de novos perfis.

## REFERÊNCIAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. **Theory of wing sections**. 1ed. New York: Mc Graw-Hill Book Company, 1959.

ARRASSE, Daniel. **Leonardo Da Vinci**: The Rhythm of the World. 1ed. Nova York: Konecky & Konecky, 1997.

ANDERSON, John David. **A History of Aerodynamics**: And Its impact on Flying Machines. 1ed: Cambridge: Cambridge University Press, 1997.

ANDERSON, John David. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5.ed: Nova York: Mc Graw-Hill, 1991.

BRUNETTI, F. **Mecânica dos Fluidos**. 2.ed. rev.- São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.

BARROS, Henrique Lins. **A invenção do avião**. Rio de Janeiro: Misterio da Ciência e Tecnologia, MCT Centro Brasileiro de Pesquisa Físicas, CBPF, 2006.

CLARK, Lauren. **A pesquisa de Mark Drela – e seu ensino – oferecer beleza e funcionalidade**. AeroAstro Revista Destaque, 2006. Disponível em: <http://web.mit.edu/aeroastro/news/magazine/aeroastrono3/2006drela.html>. Acesso em: 02 jun. 2013.

CORREIA, MARIO. **Modelo de veículos aéreos não tripulados baseados em sistemas-agentes**. 2008. 89 P. Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) - Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2008.

CHAVES, Á. N. **Proposta de modelo de veículos aéreos não tripulados (VANTs) cooperativos aplicados a operações de busca**. 2013. 147 p. Dissertação (Mestrado) - Departamento de Engenharia de Computação e Sistema Digitais, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2013.

ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, John M. **Mecânica dos Fluidos**. 1.ed. Nova York: Mc Graw-Hill, 2007.

DRELA, Mark. **Software de simulação escoamento em airfoil**. XFLR5, 2012. Disponível em: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>>. Acesso em: 30 abr. 2014.

DEPERROIS, A. **XFLR5**: Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. [S. l.]: [s. n.], 2011.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. **Low- Speed Aerodynamics: From wing Theory to Panel Methods**. New York: Mc Graw- Hill Book Company, 1991. 629 p.

FOX, R.W.; Mcdonald, A.T. **Introdução a Mecânica dos Fluidos**. Livro Técnico e Científico Editora S.A - LTC, 1998.

HOUGHTON, E. L. et al. **Aerodynamics for Engineering Students**. 6.ed. Waltham: Elsevier, 2013.

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

MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. Wiley, 1995.

MIRANDA, R. L. E. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. 1.ed. Salto: Cengage, 2013.

NETO, F.P.; BECKER, G. **Projeto de perfis: simples e multi-elemento**. 2013. Disponível em: [http://www.engbrasil.eng.br/index\\_arquivos/pp.pdf](http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/pp.pdf). Acesso em: 02 de jun. 2014.

PEREIRA, L. H. G. **Análise do desempenho do método dos painéis de ordem superior para o cálculo do escoamento em torno de um aerofólio**. 2005. 127f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Instituto Alberto Luiz Coimbra de Pós-graduação e pesquisa de Engenharia (COPPE), Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2005.

PRESTES, Viviane. **VANTs ganham expressividade no cenário nacional**. MundoGeo. 2012. Disponível em: <http://mundogeo.com/blog/2012/03/26/veiculos-aereos-nao-tripulados-ganham-expressividade-no-cenario-nacional/>. Acesso em: 3 junho. 2014.

RIBEIRO, FERNANDA. ALVES. **Análise aerodinâmica de perfis de Asa para aeronaves experimentais tipo JN-1**. 2011. 95 f. Dissertação (Mestrado em engenharia Mecânica) – Programa de pós-graduação em engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2011.

ROSA, E.; **Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição SAE Aerodesign**. Santa Catarina: UFSC Centro Tecnológico, 2006.

DISCOVERY BRASIL. **Grandes Missões da NASA - NASA**, 2003. Disponível em: <http://discoverybrasil.uol.com.br/web/nasa/terra/naca/?page=1>. Acesso em: 20 jun. 2014.

WHITE, Frank. M. **Mecânica dos fluidos**. 6. ed. New York: McGraw-Hill, 2007.

SANTIAGO, V. S. **Modelagem numérica do escoamento ao redor de corpos aerodinâmicos utilizando método de vórtices**. 2008. 275 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – (COPPE), Universidade Federal do Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2008.

SILVA, E. T. J. B. **Panorama atual e perspectivas para o monitoramento de atividades na Amazônia**. In: VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS, 16, 2013.

SPINDOLA, J. R. **Aerodinâmica nos Aerofólios**, 2003. Disponível em: <<http://amigonerd.net/exatas/engenharia/aerodinamica-nos-aerofolios>>. Acesso em: 24jun. 2014.

WENDT, J. **Computational Fluid Dynamics: An Introduction**. Berlin: Springer-Verlag, 2009, 7p.