

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CENTRO DE CIÊNCIAS TECNOLÓGICAS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E DE PRODUÇÃO – DMECP
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

LUIZ OTÁVIO CORDEIRO FONTENELLE GRAÇA

OTIMIZAÇÃO DE UM AEROFÓLIO UTILIZANDO O MÉTODO PARSEC
DE PARAMETRIZAÇÃO

São Luís

2015

LUIZ OTÁVIO CORDEIRO FONTENELLE GRAÇA

OTIMIZAÇÃO DE UM AEROFÓLIO UTILIZANDO O MÉTODO PARSEC
DE PARAMETRIZAÇÃO

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão como requisito para obtenção de título de Bacharel em Engenharia Mecânica

Orientador: Prof. Dr. Lourival Matos de Sousa filho.

Coorientador: Prof. Dr. Dalmo Ignácio Galdez Costa

São Luís

2015

AGRADECIMENTO

À minha mãe Maria de Lourdes e meu pai Luiz Henrique, por todo suporte durante toda a minha vida de estudante, por não medirem esforços desde os tempos de colégio para que eu sempre tivesse a melhor base que eu precisaria para me tornar alguém de sucesso.

À minha namorada Hanna, pela paciência, compreensão e carinho nos momentos de dificuldades e stress durante a execução dessa pesquisa.

Aos amigos, em especial Bruno e Breno, que compreenderam a minha falta de tempo e até mesmo ajudaram em horas de dificuldades.

Aos colegas de faculdade e aos professores, em especial meu orientador Prof. Dr. Lourival Matos e meu coorientador Prof. Dr. Dalmo Costa, cujo suporte e dedicação foram indispensáveis para a conclusão deste trabalho.

A todos aqueles que nem ao menos conheço pessoalmente (alguns do outro lado do mundo) mas que dedicaram seus valiosos minutos para responder aos meus contatos, nos momentos de dúvida e intensa busca por informações.

RESUMO

O presente trabalho descreve uma forma de otimização de um perfil aerodinâmico da série NACA de 4 dígitos, possivelmente selecionado para uso no projeto de um VANT de asa fixa. O processo consiste basicamente na parametrização da geometria do aerofólio pelo método Parsec e em rotinas de otimização utilizando os softwares MATLAB e X-Foil, sendo este último muito conceituado no ramo da aviação, por ser amplamente utilizado para simulações na indústria aeronáutica. Com esse processo buscou-se minimizar o menor coeficiente de arrasto gerado pelo perfil original, a fim de obter um aerofólio de desempenho mais favorável às condições de voo propostas, com coeficientes a ângulos de ataque característicos do regime de cruzeiro que indiquem menor resistência ao movimento da aeronave, pois trata-se da melhoria do desempenho de um aerofólio de grande autonomia. O objetivo foi alcançado para uma pequena faixa do intervalo de ângulos de ataque tomado como referência, próxima ao voo nivelado.

Palavras-chave: Aerofólio. Otimização. Parametrização. VANT. Aviação.

ABSTRACT

This work describes an optimization process of a NACA 4-digit airfoil, that could be selected to be used in a fixed-wing UAV project. This process consists basically of the parameterization of the airfoil's geometry through Parsec method, and optimization codes using the softwares MATLAB and X-Foil. The latter one is highly rated in the aviation sector and widely used in aircraft industry. With this process, the goal was to minimize the original profile's lowest drag coefficient in order to obtain a more favorable performance for the flight conditions proposed, with aerodynamic coefficients at angles of attack in cruising flight that provides lower resistance to the aircraft movement, because the purpose is to optimize a long endurance airfoil. The goal was achieved for a small range in the angles of attack interval taken as reference, next to the level flight.

Keywords: Airfoil. Optimization. Parameterization. UAV. Aviation.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Aspectos importantes de um aerofólio	14
Figura 2: (a) Disposição das linhas de corrente sobre um aerofólio em túnel de vento; (b) Demonstração da velocidade superior no extradorso	15
Figura 3: (a) Variação de velocidade; (b) Distribuição de pressão	15
Figura 4: Diferença de sinais na distribuição de pressão	16
Figura 5: Exemplo do comportamento do c_l de um aerofólio em função de α	17
Figura 6: Formação da esteira turbulenta	18
Figura 7: Desbalanceamento da pressão (normal à superfície) e tensão de cisalhamento (tangente à superfície).	19
Figura 8: Coeficiente de arrasto em função da razão de espessura	21
Figura 9: Formação da camada limite aerodinâmica e desaceleração do fluxo na linha do aerofólio	22
Figura 10: Influência da geometria no descolamento do ar	22
Figura 11: Exemplo de curva de coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque; (b) Exemplo de curva de coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque	24
Figura 12: Exemplo de curva de coeficiente de momento pelo ângulo de ataque	25
Figura 13: Exemplo da curva polar de arrasto de um aerofólio	27
Figura 14: Vetor força resultante	27
Figura 15: Curva polar de arrasto	28
Figura 16: Exemplo de curva de eficiência c_l/c_d pelo ângulo de ataque	28
Figura 17: Perfil Eppler E423	32
Figura 18: Perfil NACA 651-412	33
Figura 19: Perfil NACA 2424	35
Figura 20: Distribuição de espessura em um perfil hipotético	36
Figura 21: Identificação dos parâmetros geométricos em um aerofólio	39
Figura 22: Drone Zangão V	44
Figura 23: (a) Aerofólios NACA 2424, 4418 e 4421; (b) Curvas de arrasto; (c) Curvas de eficiência	46
Figura 24: Fluxograma do código computacional	51
Figura 25: (a) Aerofólios sobrepostos (b); Diferença de espessura próximo ao bordo de fuga (c); Modificação do bordo de ataque	55

Figura 26: Curvas do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque	56
Figura 27: Curvas de eficiência em função do ângulo de ataque.....	57

LISTA DE SÍMBOLOS

c_l	Coeficiente de sustentação
$c_{lmáx}$	Coeficiente máximo de sustentação
α	Ângulo de ataque
α_{crit}	Ângulo de ataque crítico
ρ	Massa específica do ar
L	Sustentação
S	Área da asa
V	Velocidade do escoamento
c_d	Coeficiente de arrasto de perfil
c_{dp}	Coeficiente de arrasto de atrito
c_f	Coeficiente de arrasto de forma
t/c	Razão de espessura
Re	Número de Reynolds
D	Arrasto
a_0	Coeficiente angular do trecho linear da curva de sustentação
c_m	Coeficiente de momento
M	Momento
c	Corda
Θ	Inclinação da resultante aerodinâmica
c_p	Coeficiente de pressão
P	Pressão estática em um ponto de referência do aerofólio
P_∞	Pressão estática em um ponto do escoamento livre
q_∞	Pressão dinâmica em um ponto do escoamento livre
V_∞	Velocidade do escoamento livre
V	Velocidade do escoamento em um ponto específico do aerofólio
μ	Viscosidade do ar
P_{req}	Potência requerida do motor
W	Peso da aeronave
y_c	Ordenada da linha de arqueamento

m	Arqueamento máximo
p	Posição do arqueamento máximo
t	Espessura máxima
y_t	Espessura ao longo da corda
y_u	Ordenada do contorno do extradorso
Φ	Inclinação da linha de arqueamento em um ponto específico
r_l	Raio do bordo de ataque
y_l	Ordenada do contorno do intradorso
r_{LE}	Raio do bordo de ataque (Parsec)
r_{LEU}	Raio da curva do extradorso próximo ao bordo de ataque (Parsec)
r_{LEL}	Raio da curva do intradorso próximo ao bordo de ataque (Parsec)
x_{up}	Abscissa do ponto de máximo (Parsec)
y_{up}	Ordenada do ponto de máximo (Parsec)
y_{xxup}	Curvatura do ponto de máximo (Parsec)
x_{lo}	Abscissa do ponto de mínimo (Parsec)
y_{lo}	Ordenada do ponto de mínimo (Parsec)
y_{xxlo}	Curvatura do ponto de mínimo (Parsec)
α_{TE}	Inclinação do bordo de fuga (Parsec)
θ_{TE}	Abertura do bordo de fuga (Parsec)
y_{TE}	Ordenada do bordo de fuga (Parsec)
Δy_{TE}	Espessura do bordo de fuga (Parsec)

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	11
1.1 OBJETIVOS	12
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	13
2.1 VARIAÇÃO DE VELOCIDADE E CAMPO DE PRESSÕES	14
2.2 SUSTENTAÇÃO	17
2.3 ARRASTO	19
2.3.1 Arrasto de Atrito	21
2.3.2 Arrasto de Pressão	22
2.4 COEFICIENTES AERODINÂMICOS E ANÁLISE DE DESEMPENHO	23
2.4.1 Coeficientes de Sustentação e Arrasto	23
2.4.2 Coeficiente de Momento	25
2.4.3 Curva Polar de Arrasto	26
2.4.4 Coeficiente de Pressão	28
2.5 NÚMERO DE REYNOLDS E FATORES DE INFLUÊNCIA	29
2.6 INFLUÊNCIA DA GEOMETRIA E CATEGORIAS DE AEROFÓLIOS	30
2.6.1 Aerofólios de Alta Sustentação	32
2.6.2 Aerofólios Laminares	33
2.6.3 Aerofólios de Grande Autonomia	34
2.7 MÉTODO PARSEC DE PARAMETRIZAÇÃO	38
2.8 OTIMIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS	40
3 METODOLOGIA	43
3.1 SELEÇÃO DO AEROFÓLIO	45
3.2 ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO	47
3.2.1 Parametrização e Preparação	47
3.2.2 Otimização	50

3.3 FLUXOGRAMA DO PROCESSO	51
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	52
5 CONCLUSÃO	58
REFERÊNCIAS.....	59
APÊNDICE A – Código Computacional de Otimização	61

1 INTRODUÇÃO

No início do século XX começou a ter notoriedade a influência do perfil aerodinâmico das asas de aviões, quando foi observada a perda de desempenho das aeronaves inglesas, francesas e americanas na Primeira Guerra Mundial, pela errônea ideia de que por possuírem perfis muito finos, a diminuição da resistência do ar iria proporcioná-las um melhor desempenho de alta sustentação. Em 1917, o físico alemão Prandtl e seus colegas foram capazes de provar a superioridade de desempenho de aerofólios mais grossos (ISMAIL, 2007).

Em 1930 foi dado início a um programa realizado pela *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA), precursora da NASA, mais focado em pesquisa e desenvolvimento de séries de aerofólios construídos de forma sistemática, que em grande parte são utilizados em muitas das aeronaves atuais. Com a ajuda de túneis de vento, hoje empresas desenvolvem seus próprios modelos, utilizados em aeronaves de grande popularidade na aviação comercial, por exemplo.

A importância do estudo da aerodinâmica hoje se dá pela constante busca pela excelência no meio aeronáutico. Todo e qualquer desenvolvimento de tecnologia a respeito é importante, devido à constante necessidade de maior segurança, mobilidade, autonomia e, por que não, capacidade de concorrência por parte das empresas do ramo.

A disponibilidade de ferramentas computacionais hoje permite o desenvolvimento de técnicas de otimização dos mais variados tipos de projetos, dentre eles, o aerodinâmico. A dinâmica dos fluidos computacional permite que simulações sejam feitas no sentido de prever o comportamento de componentes de projeto, como asas de avião, ou pelo menos seu perfil aerodinâmico. Não que a obtenção de informações do modo empírico esteja descartada, mas a previsão e noção do desempenho dos recursos disponíveis dá norte ao engenheiro projetista.

Com a capacidade de se analisar um número maior de parâmetros geométricos dos diversos modelos de aerofólios utilizados pela aviação em geral, vem a possibilidade de se obter um perfil mais adequado, que se ajuste às condições de escoamento impostas pelo movimento da aeronave, gerando coeficientes mais favoráveis e assim fornecendo ao projeto maior eficiência.

Tomando como exemplo a idealização de um VANT de asa fixa, para empregos em até aproximadamente 1000 metros de altura, que pode realizar atividades como sensoriamento, captura de imagens para cartografia, segurança e monitoramento para manutenção, busca-se a redução do coeficiente de arrasto, que por sua vez facilita o movimento da aeronave e favorece sua autonomia. Assim, torna-se necessária a escolha de aerofólios de grande autonomia para este emprego, para posterior otimização.

Tendo ao alcance softwares de simulação e processamento de códigos computacionais, são convenientes a pesquisa e o aprofundamento nestas ferramentas que viabilizam ideias e projetos, e favorecem o enriquecimento do conhecimento aerodinâmico. Neste estudo foi adotado o método Parsec para a parametrização (SOBIECZKY, 1998), que define as curvas do perfil escolhido como combinações lineares com coeficientes baseados em vários parâmetros geométricos do aerofólio, diferente da parametrização NACA, que leva em consideração apenas três das características geométricas. Após a parametrização são realizadas as rotinas de otimização, adaptadas dos trabalhos de Matsuo (2011) e Bellodi (2008), desenvolvidas no *software* MATLAB, que estabelecem contato com o *software* X-Foil, desenvolvido pelo professor Mark Drela, do *Massachusetts Institute of Technology* (MIT).

1.1 OBJETIVOS

Geral

- ✓ Simular diversas geometrias de um aerofólio, parametrizadas pelo método Parsec, geradas a partir da modificação de um modelo original, por meio de um código computacional, e verificar qual melhor se encaixa dentro das restrições determinadas, para que se obtenha um perfil otimizado.

Específico

- ✓ Obter uma geometria que gere coeficientes aerodinâmicos em vôle de cruzeiro que sejam mais favoráveis à aplicação proposta.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O estudo da aerodinâmica, além de em aeronaves, está presente em outros exemplos, como o projeto de carros de Fórmula 1, carros para uso urbano, hélices de turbinas eólicas, entre outros. Qualquer tipo de projeto que leva em consideração o efeito de cargas atuantes sobre corpos imersos em um escoamento do ar se refere à aerodinâmica (SOUSA, 2008).

Em alguns casos, é notável a participação dos aerofólios no design de veículos aéreos e terrestres, cujo desempenho é desejável que seja o melhor possível. Os aerofólios nada mais são do que seções bidimensionais de superfícies que interagem com um fluido que escoa em sentido oposto ao deslocamento do veículo em questão, cuja função, de acordo com Silva (2013), é gerar forças, sejam elas para controlar o movimento do corpo ao qual está acoplado com o objetivo de freio, ou aumento de aderência com o solo, ou sustentação de uma aeronave no ar, a depender da conveniência.

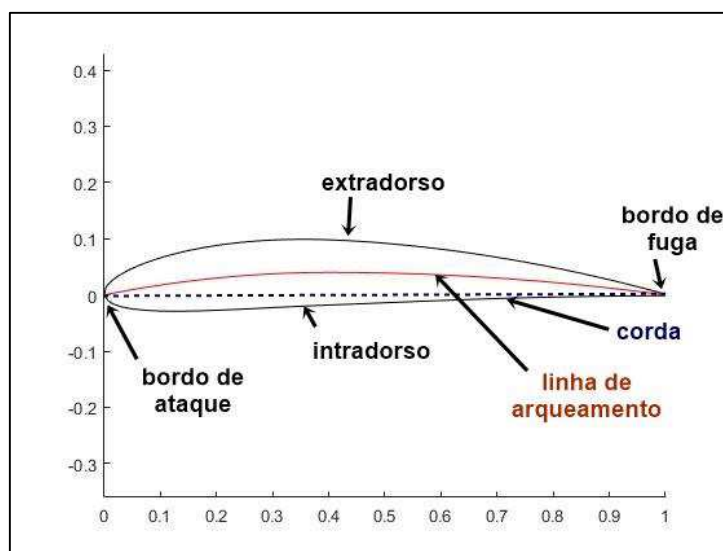
Para entender a capacidade de um avião em se manter em vôo estável, torna-se necessário o aprofundamento na física envolvida nesta temática. Quatro forças básicas agem sobre uma aeronave no ar: o seu **peso**, a **sustentação**, o **empuxo** e o **arrasto**. O peso e o empuxo são devidos à força gravitacional e à força aplicada pelos motores, respectivamente. Já o arrasto e a sustentação, de acordo com Sousa (2008), podem ser compreendidos como forças geradas pela integração da distribuição de pressões em torno do aerofólio e da tensão de cisalhamento devido à viscosidade do fluido. O arrasto é a força de resistência, de sentido contrário ao deslocamento do veículo, e a sustentação, a força que se contrapõe ao peso, para manter a aeronave em vôo. O autor ressalta que estas forças são objeto de estudo da aerodinâmica, podendo ser expressas na forma de coeficientes aerodinâmicos, os quais serão abordados mais detalhadamente em seções posteriores.

Antes de se entender a geração destas forças e os coeficientes obtidos nas análises em túnel de vento ou *softwares* de simulação, é importante entender as partes de um aerofólio e sua relação com o fluxo incidente de ar.

Na figura 1 observa-se o formato de um aerofólio, contornado por duas curvas (em cima e embaixo), que representam o **extradorso** e o **intradorso**, respectivamente. A **linha de arqueamento** representa a união dos pontos médios da espessura

ao longo da **corda** do perfil. Esta última, representada pela linha tracejada, consiste na distância entre o **bordo de ataque** e o **bordo de fuga**, medida entre os pontos (0,0) e (1,0), ou seja, o ponto mais à esquerda e o mais à direita da Figura. O bordo de ataque é o que recebe a incidência do fluxo de ar e separa o escoamento em duas partes, que voltam a convergir no bordo de fuga. Uma observação importante, que poderá ser notada ao longo deste trabalho é a corda é comumente representada como um inteiro, e as principais características do perfil têm o seu posicionamento e suas medidas definidas em porcentagem da corda.

Figura 1: Aspectos importantes de um aerofólio

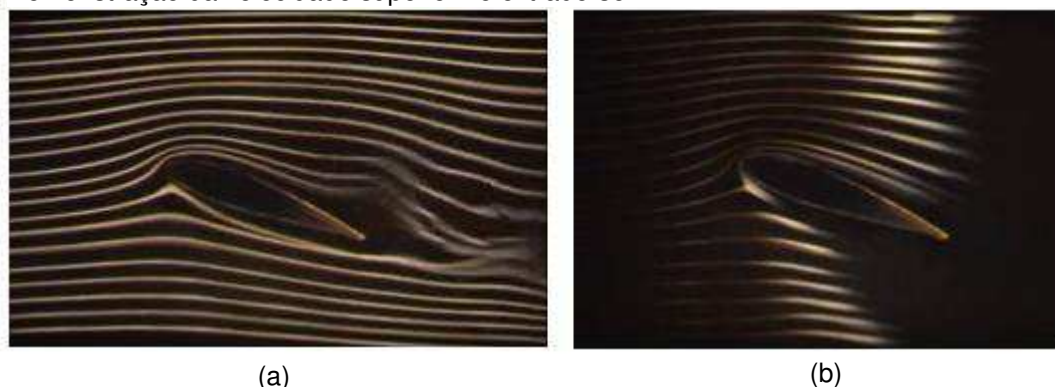


2.1 VARIAÇÃO DE VELOCIDADE E CAMPO DE PRESSÕES

Em aerofólios de diferentes formatos, o escoamento de ar ocorre de uma forma bastante característica. É notável a forma como acontece a separação das linhas de corrente, observadas nas figuras 2 (a) e 2 (b), quando atingem o bordo de ataque. Uma observação importante à respeito é que por muito tempo se aceitou a teoria de que duas partículas que atingem o bordo de ataque e tomam caminhos diferentes, chegariam ao mesmo tempo ao bordo de fuga, e, como o extradorso tem um formato mais curvo, e por isso mais comprido, a partícula de cima viajaria a uma velocidade

maior. Porém, após testes em túnel de vento, Babinsky (2003) mostra que nada indica que os fluxos se encontram no bordo de fuga, mas confirma a diferença de velocidades, como pode ser visto na figura 2 (b).

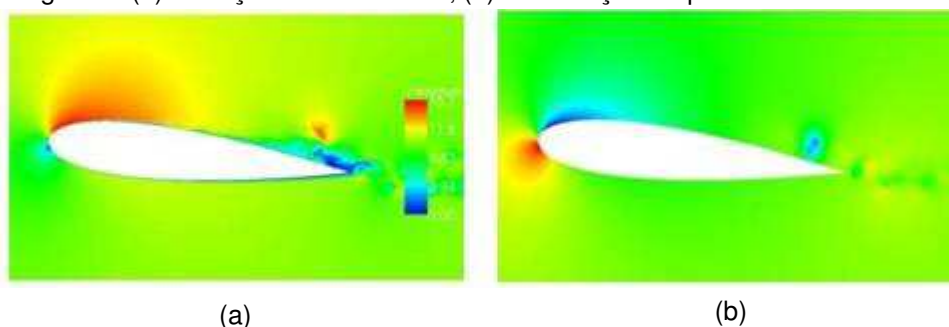
Figura 2: (a) Disposição das linhas de corrente sobre um aerofólio em túnel de vento; (b) Demonstração da velocidade superior no extradorso



Fonte: Universidade de Cambridge

Na região do bordo de ataque, é normal notar uma região de diminuição brusca de velocidade e alta pressão, comumente denominada ponto de estagnação, em vermelho na figura 3 (b). Segundo Babinsky (2003), à medida que as linhas de corrente se aproximam do extradorso, ganham uma maior proximidade, onde a velocidade é maior, e é criado um gradiente de pressão devido à curvatura, que aumenta no sentido de dentro para fora da curva. Silva (2013) compara o fenômeno da proximidade das linhas de corrente no extradorso a um Tubo de Pitot, onde a redução da área de passagem do fluido causa um aumento em sua velocidade. Tais fenômenos podem ser visualizados em softwares de simulação, como mostrado nas figuras 3 (a) e (b).

Figura 3: (a) Variação de velocidade; (b) Distribuição de pressão



Fonte: PUC-RIO

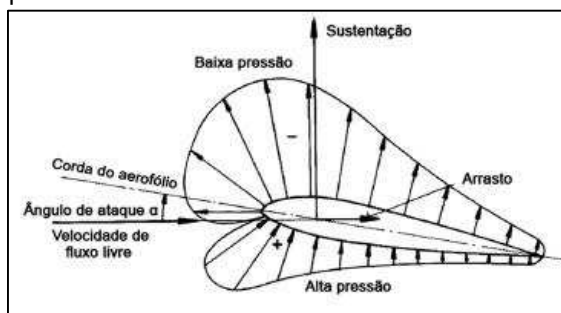
Segundo Sousa (2008), ao se analisar um fluxo de ar e sua separação em duas partes pelas asas de um avião, observa-se um fenômeno enunciado pelo teorema de Bernoulli, descrito pela equação (1):

$$\frac{V_{\infty}^2 \rho}{2} + P + \rho gh = \text{constante} \quad (1)$$

onde o primeiro termo é equivalente à pressão dinâmica e o segundo, à pressão estática. O terceiro termo, referente à energia potencial do fluido, pode ser desprezado por se considerar ínfima a diferença de altura entre os pontos analisados. Esta relação é verdadeira ao se comparar dois pontos em uma mesma linha de corrente. Segundo Rodrigues (2010), pode ser observada a conservação da soma das pressões estática e dinâmica (descrita pelo teorema de Bernoulli) entre um ponto não perturbado do aerofólio, à frente do mesmo, e outro no extradorso, onde a velocidade é maior. Ao se elevar a velocidade e, conseqüentemente, a pressão dinâmica, ocorre a diminuição da pressão estática. No intradorso, onde a velocidade é menor, a pressão dinâmica é inferior à do extradorso e a pressão estática é superior, o que resulta numa força vertical com sentido para cima, responsável por sustentar a aeronave no ar. Ou seja, é gerado um campo de pressões, onde se considera a pressão no extradorso como negativa, e no intradorso como positiva. É importante observar que o aumento da velocidade ocorre acima da camada limite no extradorso, na região de regime laminar.

Para Ribeiro (2011), o estudo da distribuição da pressão em torno do aerofólio de asa possibilita aos engenheiros compreender o seu comportamento. A figura 4 ilustra um exemplo da diferença de pressão entre as partes superior e inferior do perfil aerodinâmico, com o extradorso e intradorso apresentando pressões de sinais opostos.

Figura 4: Diferença de sinais na distribuição de pressão



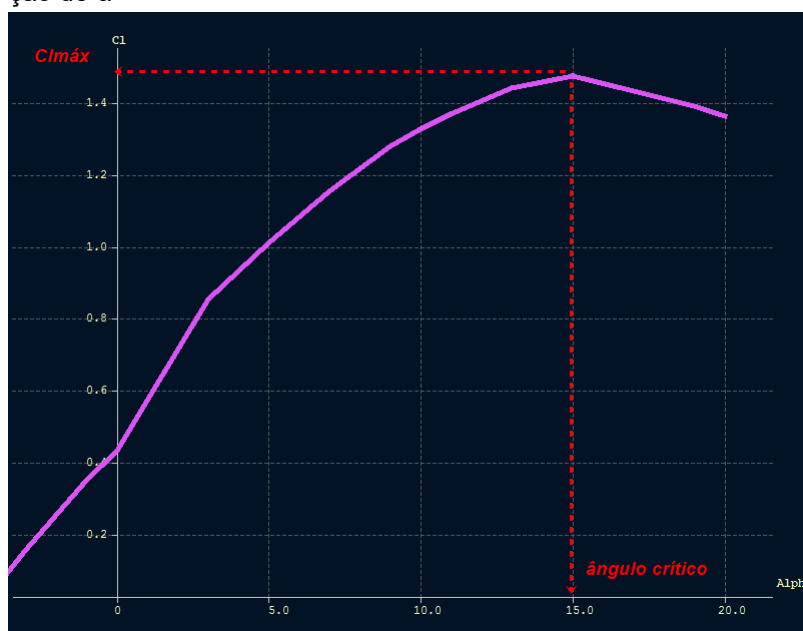
Fonte: E. Hau (2006)

2.2 SUSTENTAÇÃO

Para se chegar à força de sustentação, podem ser usados túneis de vento ou *softwares* de simulação, através dos quais se determina o coeficiente de sustentação c_l , que varia conforme o ângulo de ataque α (que será abordado em seções posteriores de forma mais detalhada) do aerofólio, o qual se mede entre o vento relativo e a direção da corda. Ismail (2007) diz que na curva que relaciona esses dois parâmetros existe um intervalo de ângulos de ataque onde o coeficiente de sustentação assume um regime crescente, até chegar em seu valor máximo $C_{l\text{máx}}$, como será abordado de forma mais aprofundada na seção 2.4.1. Após este valor crítico do ângulo de ataque, denominado α_{crit} , é percebida uma queda na curva, que caracteriza a perda de sustentação (comumente chamada de *stall* no mundo da aviação) e o consequente decaimento de c_l , como visto na figura 5.

De acordo com Rodrigues (2010), o estudo do *stall* é de fundamental importância para um projeto de avião, pois proporciona a determinação de parâmetros importantes de desempenho, como a velocidade mínima ou o ângulo de ataque crítico da aeronave.

Figura 5: Exemplo do comportamento do c_l de um aerofólio em função de α



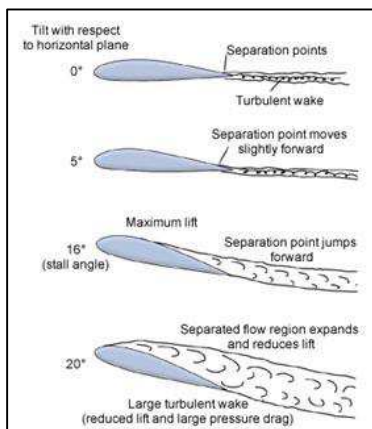
Segundo Ismail (2007), expressão que relaciona o coeficiente de sustentação e a própria força de sustentação é dada pela equação (2):

$$L = \rho \cdot \frac{V_{\infty}^2}{2} \cdot S \cdot C_l , \quad (2)$$

onde L (N) é a sustentação (do inglês lift), V_{∞} (m/s) é a velocidade do escoamento, C_l é o Coeficiente de sustentação, ρ (kg/m³) é a Massa específica do ar e S (m²) é a área da asa, que segundo White (2010), pode ser um dos três tipos: **área frontal** (vista que recebe diretamente o fluxo), ideal para corpos espessos como carros, cilindros e mísseis; **área planificada** (vista de cima), adequada para asas e hidrofólios e **área molhada**, para superfícies de navios. O tipo de área considerada varia em função do formato do corpo, que será melhor abordado adiante.

Como já mencionado, além de ser o produto da pressão dinâmica pela área da asa, o cálculo da força de sustentação também inclui o coeficiente de sustentação, que por sua vez, varia com o ângulo de ataque. Assim, a sustentação varia também conforme a inclinação do aerofólio em relação ao fluxo incidente. Segundo Ismail (2007), o aumento da inclinação do aerofólio causa a transição da camada limite de laminar para turbulenta, que se aproxima do bordo de ataque com o aumento da inclinação, e a partir do ângulo de ataque crítico causa o “descolamento” do fluxo que passa pelo extradorso, como ilustra a figura 6. Essa separação origina uma área turbulenta, que se concentra e se alastra do bordo de fuga em direção ao bordo de ataque, numa região chamada “esteira turbulenta”.

Figura 6: Formação da esteira turbulenta



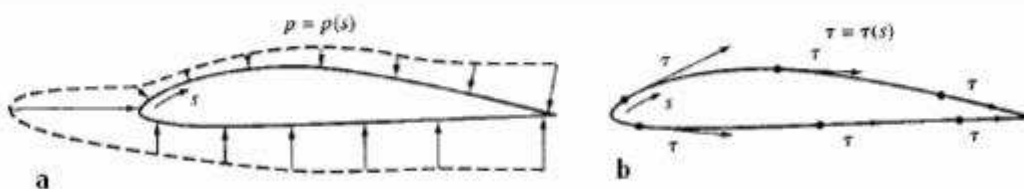
Fonte: NASA

O autor faz a observação de que quando os aerofólios são estudados isoladamente, em duas dimensões, ou seja, sem levar em consideração a envergadura, a área é substituída na equação (2) pelo valor da corda c . Neste caso, refere-se à asa como “infinita”, pois não se leva em consideração um valor de envergadura (caso em que consideraríamos uma asa como “finita”). O coeficiente de sustentação em um aerofólio é usualmente maior que no caso de uma asa finita, pelo fato de que neste último caso, há influência da formação de vórtices ao longo de toda a envergadura na esteira turbulenta, que favorecem o arrasto. Este trabalho se limitará a analisar apenas o aerofólio.

2.3 ARRASTO

Como mencionado anteriormente, o arrasto é a força de resistência em sentido contrário ao movimento da aeronave. Esta força é constituída de vários tipos de arrasto. Porém, segundo Ismail (2007), é possível eliminar essa confusão acerca da definição dessa força, ao lembrar que somente existem duas fontes de força aerodinâmica que atuam em um fluido: a desbalanceamento de pressão e a distribuição de tensão de cisalhamento atuando sobre a superfície externa do corpo (figura 7). Então, divide-se o arrasto em dois tipos, que englobam todos os citados na literatura disponível: **arrasto de pressão** (ou **de forma**) e **arrasto de atrito**.

Figura 7: Desbalanceamento da pressão (normal à superfície) e tensão de cisalhamento (tangente à superfície).



Fonte: Sousa, 2008

Rodrigues (2010) ressalta que esses dois tipos de arrasto incluem os seguintes conceitos: **arrasto de perfil**, **arrasto de interferência**, **arrasto induzido** e **arrasto parasita**. O de perfil é a soma do arrasto de pressão e arrasto de atrito, utilizado em

análises de aerofólio, e, por isso, relevante para esse trabalho. O arrasto de interferência se refere à interação do campo de escoamentos ao redor de cada componente da aeronave. O arrasto induzido é devido à sustentação, sendo caracterizado pelo arrasto de pressão causado pelo escoamento induzido associado à formação de vórtices na ponta de uma asa de envergadura finita. E o arrasto parasita é referente ao arrasto total do avião menos o arrasto induzido, não sendo, portanto, associado diretamente com a sustentação. Este tipo de arrasto representa a parcela do arrasto total associada com o atrito viscoso e o arrasto de pressão ao redor de toda a superfície do avião.

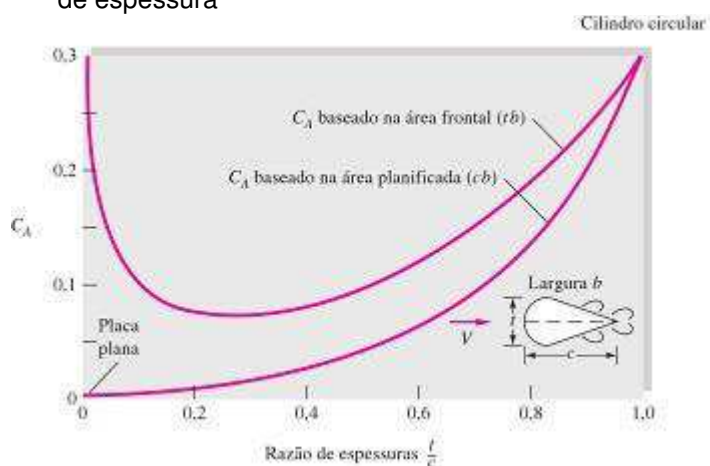
Pode-se concluir que ao se analisar apenas o aerofólio de uma asa, ou seja, escoamento sobre uma geometria de duas dimensões, será tratado somente do arrasto de perfil e os dois tipos que o compõem. Segundo Ismail (2007), o coeficiente de arrasto de perfil produzido nesse caso se torna uma soma dos coeficientes dos dois tipos de arrasto, de atrito e de forma, descrito pela equação (3)

$$C_d = C_f + C_{dp}, \quad (3)$$

onde C_d é o arrasto de perfil (total), C_f é o arrasto de forma (ou de pressão) e C_{dp} é o arrasto de atrito, também podendo ser chamado de arrasto de pele.

Conforme White (2010), a contribuição relativa do arrasto de pressão e de atrito se dá em função do formato do corpo. Para um corpo de espessura fina, o arrasto é predominantemente de atrito. Já corpos de espessura igual ao comprimento, ou com uma espessura significativa, tendem a causar uma separação do escoamento mais abrupta, condição que dá causa ao aumento do arrasto de pressão e sua predominância. Assim, o comportamento do coeficiente de arrasto c_d de perfil pode ser dado em função da razão t/c (espessura pelo comprimento), chamada razão de espessura, como visto na figura 8 (que denomina c_d como c_A).

Figura 8: Coeficiente de arrasto em função da razão de espessura



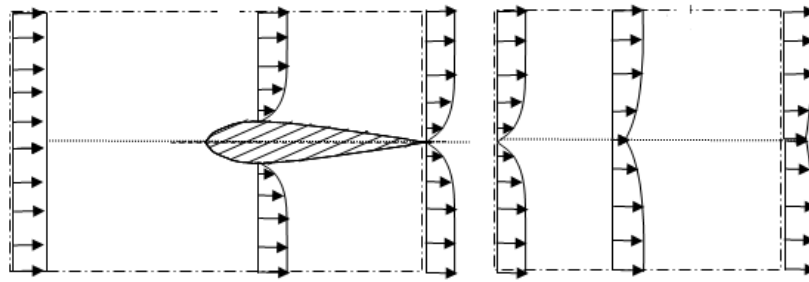
Fonte: White (2010)

2.3.1 Arrasto de Atrito

Silva (2013) diz que ao se falar em arrasto de atrito e tensão de cisalhamento, é necessário mencionar a **camada limite aerodinâmica**, pois esse tipo de arrasto ocorre principalmente devido à viscosidade do fluido e à rugosidade do corpo. Como pode ser visto na figura 9, após um fluxo de ar passar por um perfil, percebe-se uma desaceleração próxima ao bordo de fuga, que ocorre devido forças viscosas que causam a formação da camada limite na superfície do aerofólio. Se o fluido fosse ideal, e o corpo liso, haveria escorregamento sem atrito com velocidade constante. Entretanto, quando se trata de um fluido real escoando sobre uma superfície, ocorre fricção, e tal fato faz com que seja formada uma camada limite. À medida que o ar escoar sobre o aerofólio, esta camada se torna mais espessa quando se aproxima do bordo de fuga, chegando enfim a uma transição e tornando-se turbulenta. A representação da camada limite na figura é meramente ilustrativa e não representa sua espessura real.

Assim como na sustentação, o ângulo de ataque α também influencia no arrasto. Segundo Silva (2013), uma elevação do bordo de ataque e o aumento da angulação da corda em relação ao vento incidente aumenta o “anteparo” causado pelo aerofólio ao fluxo de ar. Assim, a resistência se eleva e favorece o arrasto.

Figura 9: Formação da camada limite aerodinâmica e desaceleração do fluxo na linha do aerofólio

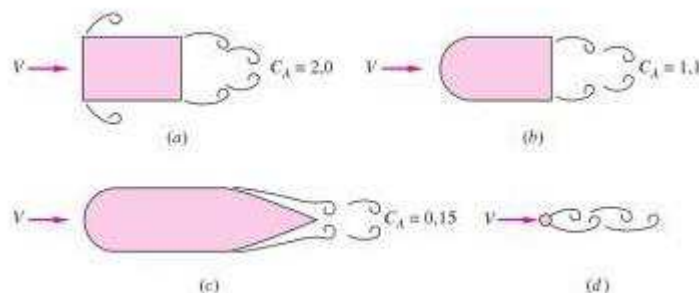


Fonte: Unicamp

2.3.2 Arrasto de Pressão

Quando o fluxo de ar incide no bordo de ataque de um aerofólio, é gerada uma zona de alta pressão nesse ponto, chamado ponto de estagnação. À medida que o escoamento se aproxima do bordo de fuga, se chega à região do descolamento, onde há baixa pressão. Essa diferença de pressões entre as duas regiões traz uma grande contribuição ao arrasto de pressão, de acordo com White (2010). Para números de Reynolds $Re > 1000$, dependendo do formato do corpo e da separação do fluido que ele produz, o arrasto de pressão pode superar o arrasto de atrito em ordens de grandeza. O autor mostra a diferença no descolamento do ar na superfície de diversos tipos de geometria, como visto na Figura 10. Pode-se notar que, por exemplo, comparando as geometrias (a) e (b), a segunda possui um bordo de ataque mais arredondado e o fluxo é mais suave. E que ao se afilar o bordo de fuga, como na geometria (c), é possível diminuir a separação do escoamento. Curiosamente, esta geometria é a que mais se aproxima do formato dos aerofólios utilizados em asas de avião.

Figura 10: Influência da geometria no descolamento do ar



Fonte: White (2010)

Analogamente à sustentação, Ismail (2007) também aponta a proporcionalidade entre o arrasto e a pressão dinâmica, com a presença do coeficiente de arrasto na equação (com as devidas identificações apresentadas na equação da sustentação na seção anterior, e se utilizando a corda c (m) em substituição da área da asa por motivos já mencionados):

$$D = \rho \cdot \frac{V_{\infty}^2}{2} \cdot c \cdot C_d \quad (4)$$

2.4 COEFICIENTES AERODINÂMICOS E ANÁLISE DE DESEMPENHO

Como dito em seções anteriores, o ângulo de ataque α , que é medido entre a corda do aerofólio e a direção do fluxo incidente, é um parâmetro importante para a determinação dos coeficientes aerodinâmicos. Rodrigues (2010) diz que este ângulo influi decisivamente na capacidade de geração de sustentação de um perfil, pois o aumento do seu valor proporciona o acréscimo da força de sustentação até um determinado ponto, onde ela cai rapidamente. Mas não é apenas esta força que apresenta dependência com o ângulo de ataque. O arrasto também varia, geralmente sofrendo acréscimo com o aumento desse ângulo. Para a maioria dos perfis aerodinâmicos, o seu valor crítico se encontra por volta de 15° , a partir do qual o seu aumento para de gerar sustentação. Uma observação importante é que não se pode confundir ângulo de ataque com ângulo de incidência. Este último é medido entre a corda e o eixo longitudinal do avião.

Os coeficientes aerodinâmicos podem ser determinados através de ensaios em túneis de vento ou *softwares* específicos de simulação (RODRIGUES, 2010). Os resultados são representados por curvas traçadas em função do ângulo de ataque, mas também dependem do número de Reynolds ***Re*** relativo ao ambiente ao qual o aerofólio está submetido.

2.4.1 Coeficientes de Sustentação e Arrasto

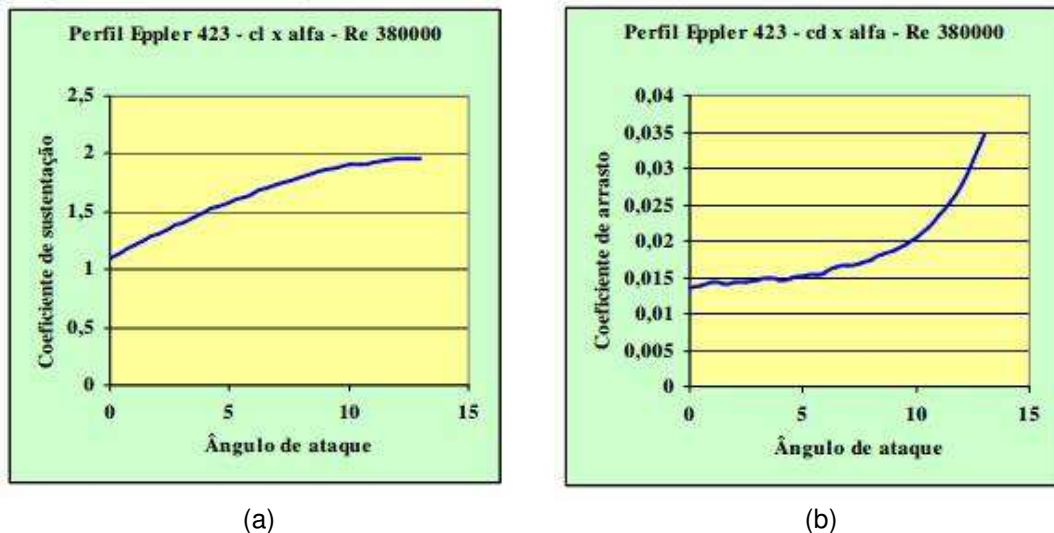
O **coeficiente de sustentação** representa a eficiência do perfil em gerar força de sustentação (RODRIGUES, 2010). Quanto maior seu valor, maior é a capacidade

de gerar essa força. O mesmo acontece com o **coeficiente de arrasto**, cujo valor é proporcional a sua capacidade de causar resistência ao movimento. Porém, menores coeficientes de arrasto são sempre desejados, pois um perfil só será considerado eficiente quando produzir uma relação alta entre o coeficiente de sustentação e de arrasto, representada por c_l/c_d (SOUSA, 2008). A figura 11 mostra um exemplo de análise de um aerofólio específico em *software* de simulação, que apresenta em (a) a curva do coeficiente de sustentação variando com o ângulo de ataque ($c_l \times \alpha$), e em (b) o coeficiente de arrasto variando com o ângulo de ataque ($c_d \times \alpha$), com o aerofólio exposto a um determinado número de Reynolds Re .

A região reta da curva do coeficiente de sustentação possui um coeficiente angular denominado a_0 , que pode ser expresso matematicamente da seguinte forma:

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} \quad (5)$$

Figura 11: Exemplo de curva de coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque; (b) Exemplo de curva de coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque



Fonte: Miranda (2010)

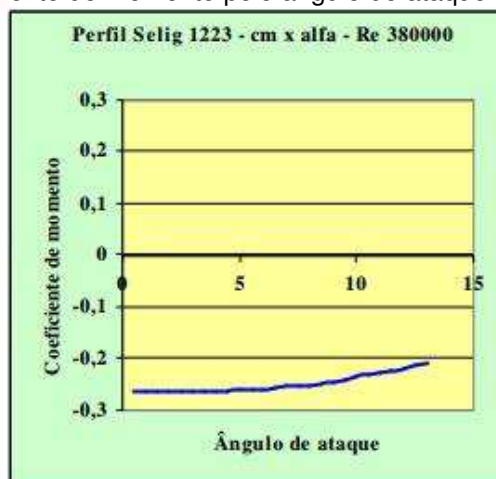
É possível observar que a curva corta o eixo vertical e em um dado momento cortará o eixo horizontal em um valor negativo de α . Esse valor negativo representa o ângulo no qual a sustentação assume valor nulo, representado por $\alpha_{cl=0}$. Então tanto em $\alpha_{cl=0}$ quanto no ângulo crítico $\alpha_{crít}$, relativo à rápida queda de sustentação no fim da reta, representam situações de *stall* (ISMAIL, 2007). Esta condição é criada devido

à tendência de se desenvolver a esteira turbulenta localizada no bordo de fuga (RODRIGUES, 2010), no extradorso, como mencionado na seção 2.1, devido ao descolamento provocado pelo acréscimo do ângulo a partir de um determinado ponto. Já o coeficiente de arrasto não necessariamente tem o seu valor mínimo em $\alpha = 0^\circ$, mas sim em um valor baixo, onde o tipo de arrasto mais exercido é o de atrito. Em altos ângulos de ataque, a formação da esteira também influencia nesse caso, tornando o arrasto de pressão predominante.

2.4.2 Coeficiente de Momento

Além do estudo destas duas forças aerodinâmicas e seus coeficientes, é importante também o estudo do **coeficiente de momento c_m** na análise de desempenho de um aerofólio. No mesmo exemplo de perfil tomado acima, a análise desse coeficiente em relação ao ângulo de ataque α permite prever a predisposição à arfagem da aeronave, ou seja, o giro em relação ao eixo transversal da aeronave. Sousa (2008) observa que o momento é considerado positivo no sentido horário. Seu comportamento em relação ao ângulo de ataque é demonstrado na figura 12.

Figura 12: Exemplo de curva de coeficiente de momento pelo ângulo de ataque



Fonte: Miranda (2010)

Segundo Rodrigues (2010), o cálculo do coeficiente de momento é dado pela equação (6):

$$C_m = \frac{M}{q_{\infty} \cdot c^2} \quad (6)$$

onde q_{∞} representa a pressão dinâmica do escoamento livre, também encontrada nas equações (2) e (4), c (m) é o comprimento da corda e M (N.m) é o valor do momento.

Sousa (2008) diz que geralmente a resultante das forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto atua a $\frac{1}{4}$ da corda partindo do bordo de ataque, ponto denominado **centro de pressão**, e que o ponto sobre a corda em relação ao qual o coeficiente de momento é constante denomina-se **centro aerodinâmico**. Segundo Rodrigues (2010), normalmente na indústria aeronáutica os aerofólios projetados para asas possuem um arqueamento positivo, que acarreta em uma tendência de rotação no sentido anti-horário. Como é convencionalizado que momentos que tendem a rotacionar um corpo no sentido horário são positivos, os coeficientes de momento dos aerofólios são negativos.

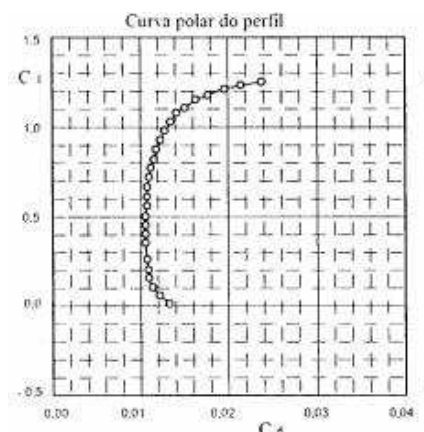
2.4.3 Curva Polar de Arrasto

Um dos indicadores mais importantes para este trabalho é a **curva polar de arrasto**, que indica a eficiência aerodinâmica de um perfil. A curva é traçada relacionando o coeficiente de sustentação c_l com o coeficiente de arrasto c_d para cada ângulo de ataque α . Segundo Rodrigues (2010), a polar de arrasto mostra toda a informação aerodinâmica necessária para uma análise de desempenho da aeronave. Seu formato é exemplificado na figura 13.

Infere-se que o coeficiente angular da reta tangente à curva, que passa pela origem, pode ser encontrado através da equação (7):

$$Tg(\Theta) = \frac{dc_l}{dc_d} \quad (7)$$

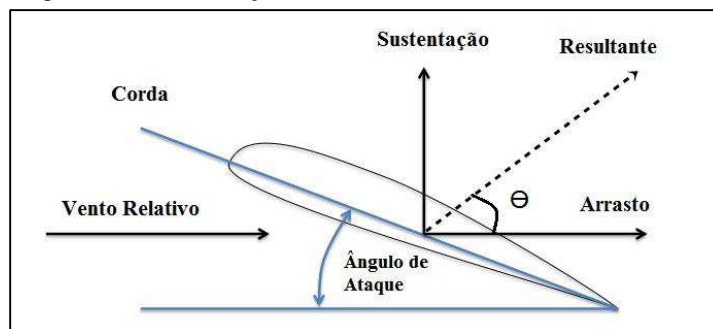
Figura 13: Exemplo da curva polar de arrasto de um aerofólio



Fonte: Rosa (2006)

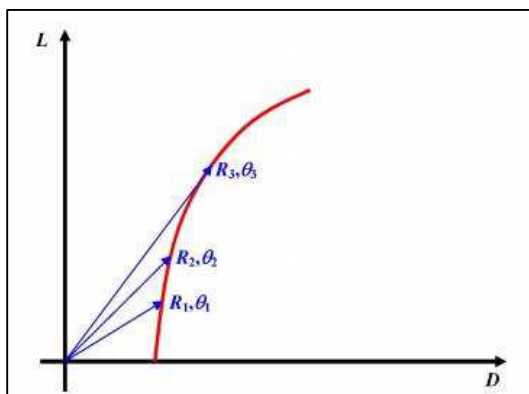
Ao se analisar a força resultante entre a sustentação e o arrasto (figura 14), pode-se perceber que, como essas duas grandezas variam em função do ângulo de ataque, a inclinação do vetor resultante também varia, sendo igual ao arco cuja tangente é dada pela relação L/D , que por sua vez acaba resultando na mesma relação da equação (7).

Figura 14: Vetor força resultante



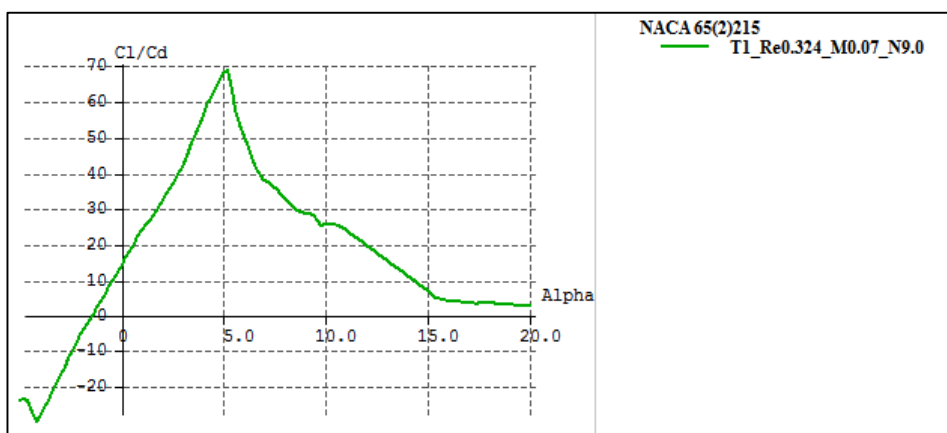
Assim, Rodrigues (2010) afirma que se R e Θ forem desenhados em um gráfico, será traçada a mesma curva polar de arrasto do aerofólio obtida em simulação, como ilustra a figura 15.

Figura 15: Curva polar de arrasto



Fonte: Miranda (2010)

Além da polar de arrasto, há uma outra curva que apresenta as relações entre c_l e c_d . A curva de eficiência mostra o desempenho do aerofólio a uma faixa de ângulo de ataque (figura 16).

Figura 16: Exemplo de curva de eficiência c_l/c_d pelo ângulo de ataque

2.4.4 Coeficiente de Pressão

Outro coeficiente de suma importância na análise de desempenho de um aerofólio é o **coeficiente de pressão**. Cuenca (2009) o define como a pressão adimensional em relação a uma pressão de referência, que é a do escoamento livre, e define seu valor pela equação (8).

$$c_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (8)$$

onde P é a pressão estática em um dado ponto, e a subscrição ∞ se refere ao escoamento livre, longe do aerofólio.

Segundo Roskam & Lan (1997), pode-se utilizar a equação de Bernoulli para se chegar à mesma equação (8) na forma:

$$c_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 \quad (9)$$

Esta relação explica bem o que foi comentado na seção 2. É perceptível que uma velocidade relativamente pequena em um dado ponto da superfície do aerofólio irá gerar um coeficiente de pressão c_p alto, o que caracteriza esta região com uma pressão elevada em relação a áreas de velocidades mais altas. É a relação que fundamenta as ilustrações como a figura 3 e outras que veremos em seções posteriores.

2.5 NÚMERO DE REYNOLDS E FATORES DE INFLUÊNCIA

O número de Reynolds é um número adimensional usado na Mecânica dos Fluidos para determinar o regime do escoamento de um fluido em uma superfície. É determinado pela relação entre forças de inércia ($\rho \cdot V$) e forças de viscosidade (μ/c) (Rodrigues, 2010). Em projetos de tubulações, o número de Reynolds é dado em função do diâmetro da passagem do fluido, entre outras grandezas. Já para a aplicação em questão, aerofólios, o diâmetro é substituído pela corda do perfil. É calculado de acordo com a equação (10):

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} \quad (10)$$

onde ρ e μ (N.s/m²) são a massa específica e a viscosidade dinâmica do ar, respectivamente, V é a velocidade e c é a corda do perfil.

Segundo Rodrigues (2010), a principal informação que se pode retirar desse número adimensional é se o escoamento tem caráter laminar ou turbulento. Possui importância nos testes práticos em desenvolvimento de asas de avião, mais especificamente na utilização de protótipos, modelos reduzidos de uma asa real, em túnel de vento, onde os comportamentos dinâmicos são equivalentes se o número de Reynolds for o mesmo para ambos.

A determinação deste número é muito importante na decisão de escolha do aerofólio utilizado para uma determinada aplicação, pois além de depender das suas características aerodinâmicas, a eficiência de um perfil em gerar forças de arrasto e sustentação está ligada ao tipo de escoamento no qual está imerso. No caso do estudo sobre o escoamento em asas de avião, o limite entre o fluxo laminar e turbulento se encontra na ordem de 10^7 (Rodrigues, 2010). Valores do número de Reynolds abaixo desse limite caracterizam escoamentos laminares, frequentemente observados em aplicações como competições de *aerodesign* e utilização de Veículos Aéreos não Tripulados (VANTs), devido aos baixos valores de corda e velocidade, que são diretamente proporcionais ao número adimensional.

Também é possível concluir que número de Reynolds varia de acordo com as características do fluido que escoa, visto que é diretamente proporcional à sua massa específica e inversamente proporcional à sua viscosidade. Por isso, vôos a baixas altitudes, onde o ar apresenta massa específica mais elevada, contribuem para um fluxo com tendências mais turbulentas, bem como dias quentes podem favorecer essa condição, já que o ar é formado por um conjunto de gases, que naturalmente possuem a característica de aumentar sua viscosidade devido à elevação da temperatura.

2.6 INFLUÊNCIA DA GEOMETRIA E CATEGORIAS DE AEROFÓLIOS

As condições às quais a aeronave irá ser exposta influenciam na seleção do aerofólio para um projeto aerodinâmico (RODRIGUES, 2010). Por esse motivo, ao se submeter variadas geometrias a simulações com especificações de número de Reynolds, é possível obter diferentes gráficos de desempenho. Isso se deve à influência dos parâmetros geométricos de cada modelo.

As principais características que diferenciam os perfis aerodinâmicos e seus desempenhos são: a espessura máxima, o arqueamento máximo do aerofólio e sua

posição, o raio do bordo de ataque e o ângulo de abertura do bordo de fuga (SOUSA, 2008).

Segundo Roskam & Lan (1997), o estol pode ocorrer de duas formas distintas, abrupta ou gradual. A primeira forma é característica de aerofólios de baixa espessura. Com um leve aumento do ângulo de ataque após o atingimento do coeficiente máximo $C_{l\max}$, há uma queda acentuada da sustentação. A segunda forma é própria de aerofólios com espessura de moderada para grande, nos quais a perda da sustentação é suave com o aumento do ângulo de ataque, após o atingimento do valor máximo do coeficiente.

Rodrigues (2010) ressalta que existe uma relação entre a espessura próxima ao bordo de ataque e a espessura máxima do perfil, que influencia no coeficiente de sustentação máximo. Essa relação é definida por z_5/t , onde z_5 representa a espessura do aerofólio a 5% da corda. Valores altos dessa relação indicam um favorecimento ao aumento $C_{l\max}$ a baixas velocidades. Assim, é válido afirmar que um elevado raio do bordo de ataque influencia positivamente nessa condição. O autor também faz algumas observações, como: em regra, ao se analisar dois aerofólios de iguais espessuras máximas, possui o maior valor de $C_{l\max}$ aquele que apresentar o maior arqueamento máximo. A sua proximidade do bordo de fuga também favorece essa condição. Observa-se que esse efeito é mais acentuado em aerofólios com baixos valores de z_5/t , ou seja, de bordos de ataque com raios pequenos. Em contrapartida, o arqueamento máximo mais próximo do bordo de ataque acarreta em um aumento do momento, devido à sobrecarga que essa característica gera na parte frontal do aerofólio. Já o ângulo de abertura do bordo de fuga influencia no descolamento da camada limite no extradorso do aerofólio. Altos valores para esse parâmetro fazem com que o descolamento se inicie de forma mais rápida, à medida que o ângulo de ataque é elevado. Esta característica contribui também para o aumento do arrasto, visto que o crescimento da camada limite turbulenta contribui para o crescimento do arrasto de atrito.

Em se tratando de arrasto, segundo Ribeiro (2011), projetistas de aeronaves sempre procuram retardar a transição da camada limite de laminar para turbulenta, com a intenção de minimizar o arrasto de atrito. A autora cita a geometria biconvexa assimétrica de aerofólios e afirma que este tipo de perfil gera boa sustentação e arrastos mínimos. Em contrapartida, ressalta que cantos vivos, que produzem variações bruscas da seção, geram separação e formação de esteiras turbulentas.

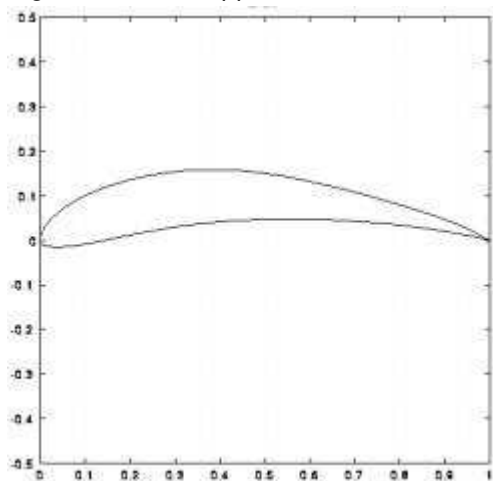
Matsuo (2010) menciona a existência de três categorias diferentes de perfis: de alta sustentação, laminares e aerofólios de grande autonomia, que variam conforme seus parâmetros geométricos.

2.6.1 Aerofólios de Alta Sustentação

Esse tipo de aerofólio é aplicado a baixos números de Reynolds, geralmente menores que 10^6 , com sua operação a ângulos de ataque normalmente baixos ($\alpha \leq 4$). São perfis que produzem elevada sustentação, mantendo arrasto muito baixo. São empregados geralmente em aeronaves pequenas, radiocontroladas, a exemplo de competições de *aerodesign*. Um exemplo desse tipo de perfil é o Eppler E423 (figura 17).

A geometria desse tipo de perfil geralmente é formada por uma espessura máxima moderada, entre 12% e 15%, posicionada entre 20% e 30% da corda, contados a partir do bordo de ataque e um arqueamento máximo de até 10%, posicionado entre 35% e 50% (SOUZA, 2008). Seu bordo de fuga é normalmente afilado (que se traduz em um pequeno ângulo), e o bordo de ataque possui raio relativamente pequeno.

Figura 17: Perfil Eppler E423



Fonte: Ribeiro (2002)

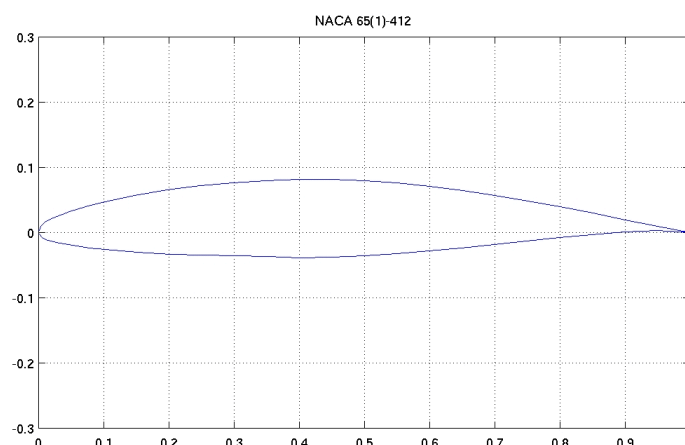
2.6.2 Aerofólios Laminares

Nos aerofólios laminares, o escoamento laminar é mantido em boa parte de sua extensão, com baixos ângulos de ataque (SOUSA, 2008). Neste tipo de aerofólio, o interessante é o quanto ele consegue retardar a transição da camada limite laminar para turbulenta. Devido a isso, é possível obter coeficientes de arrasto baixos. São indicados para aplicações a baixos números de Reynolds, como planadores de grande alongamento.

Os exemplos mais conhecidos desse tipo de perfil são os NACA da série de seis dígitos, como o observado na figura 16. Fora da faixa de baixo arrasto, esses aerofólios apresentam um comportamento aerodinâmico semelhante aos NACA série 4 dígitos.

Esse tipo de aerofólio apresenta espessuras máximas de valores até 24%, se posicionando entre 35% e 50% da corda, a partir do bordo de ataque, e possuem baixos valores de arqueamento máximo, normalmente até 6%, se encontrando entre 40% e 60%, também possuindo bordo de ataque com valores baixos do raio (SOUSA, 2008). Um exemplo desta categoria pode ser observado na figura 18.

Figura 18: Perfil NACA 651-412



Fonte: Site UIUC Airfoil Coordinates Data Base

2.6.3 Aerofólios de Grande Autonomia

Esta classe de aerofólios surgiu combinando as principais características geométricas de aerofólios laminares e aerofólios supercríticos (projetados para velocidades supersônicas, que não serão abordadas neste trabalho para que não se fuja do escopo), incorporando aspectos da geometria dos dois tipos (SOUSA, 2008). Esses aerofólios trazem maiores raios de bordo de ataque, maiores espessuras e maiores inclinações do bordo de fuga em relação à corda, que são características de aerofólios supercríticos. Apresentam um comportamento semelhante ao dos aerofólios laminares a baixa velocidades, com sustentação e arrasto um pouco superiores.

Os aerofólios de grande autonomia apresentam uma transição do escoamento no extradorso de laminar para turbulenta mais tardia que os perfis laminares, em decorrência de fornecerem menos instabilidades ao escoamento. Apesar de apresentarem arrasto levemente superior aos de aerofólios laminares, seus coeficientes de arrasto gerados são considerados baixos. Estas características permitem que esse tipo de aerofólio apresente uma maior eficiência aerodinâmica, ou **razão de planeio** c_l/c_d (SOUSA, 2008), e, por isso, essa classe é muito utilizada para empregos onde a autonomia de voo é um fator importante. As aplicações dessas características podem ser encontradas em Veículos Aéreos Não Tripulados, cuja demanda de autonomia é alta. A autonomia pode ser mensurada através do cálculo da potência requerida, apresentado pela equação (11):

$$P_{req} = W \cdot \frac{c_d}{c_l^{3/2}} \cdot \sqrt{\frac{2W}{\rho A}} \quad (11)$$

onde P é a potência requerida, W é o peso da aeronave, $c_l^{3/2}/c_d$ é o **fator de autonomia**, ρ é a massa específica e A , a área planiforme da asa. Na equação, a potência requerida é inversamente proporcional ao fator de autonomia.

Um dos principais exemplos de aerofólios que fazem parte dessa categoria é a família NACA de 4 dígitos (MATSUO, 2011).

a) Família NACA de 4 dígitos

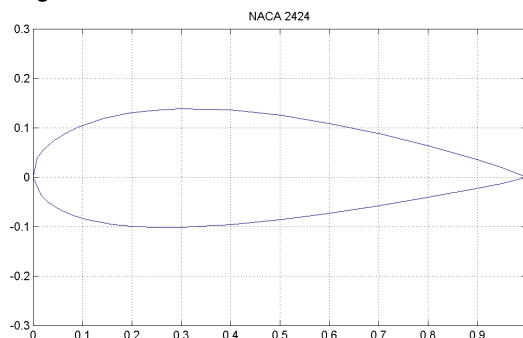
Como mencionado anteriormente, essa série apresenta características geométricas que favorecem a autonomia da aeronave. Seus quatro dígitos definem seus parâmetros geométricos, que são quantidades representadas em termos de porcentagem do comprimento da corda aerodinâmica (JACOBS, WARD & PINKERTON, 1933). O primeiro dígito se refere ao seu arqueamento máximo, o segundo dígito é o posicionamento do arqueamento máximo em relação à corda e os dois últimos dígitos são a espessura máxima do aerofólio.

É importante observar que o segundo dígito deve ser multiplicado por dez, para a definição da porcentagem exata referente ao posicionamento do arqueamento máximo. Tomando como exemplo o perfil NACA **2424** (figura 19), pode-se definir:

- **Arqueamento máximo** (primeiro dígito): 2% da corda;
- **Posição do arqueamento máximo** (segundo dígito): 40% (4×10) da corda;
- **Espessura máxima** (dois últimos dígitos): 24% da corda.

A parametrização da NACA para a família de 4 dígitos se baseia nestes três parâmetros acima para discretizar e plotar os contornos do extradorso e do intradorso. O documento *NACA Report nº 460*, de 1933 (JACOBS, WARD & PINKERTON, 1933), descreve as equações utilizadas para parametrizar a geometria do perfil, utilizando as denominações ***m*** para arqueamento máximo (*maximum camber*), ***p*** para posição do arqueamento máximo (*maximum camber position*) e ***t*** para a espessura máxima (*maximum thickness*), que se referem aos termos em inglês alusivos aos parâmetros.

Figura 19: Perfil NACA 2424



Fonte: Site UIUC Airfoil Coordinates Data Base

A representação da linha de arqueamento é formada por duas funções, que descrevem as duas partes separadas pelo ponto localizado no arqueamento máximo. São elas as equações (12) e (13).

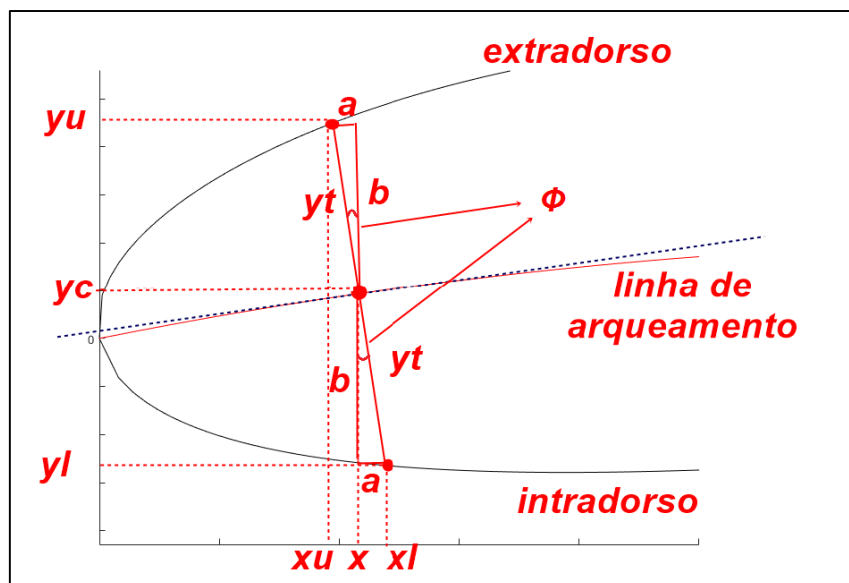
$$y_c = \left(\frac{m}{p^2}\right) \cdot (2px - x^2), \text{ para } 0 \leq x < p \quad (12)$$

$$y_c = \left(\frac{m}{1-p^2}\right) \cdot [(1-2p) + 2px - x^2], \text{ para } p \leq x \leq c \quad (13)$$

onde y_c são os valores do eixo vertical em um plano cartesiano e x são os valores do eixo horizontal, que neste caso variam de 0 a 1. As variáveis y_c e x formam as coordenadas dos pontos que compõem a linha de arqueamento.

Para traçar os contornos do extradorso e do intradorso, é preciso chegar à determinação da distribuição da espessura ao longo da linha de arqueamento, porque cada ponto dessa linha terá uma determinada distância y_t até um ponto de cada superfície (superior e inferior), ortogonal à reta tangente ao mesmo ponto da linha de arqueamento (figura 20).

Figura 20: Distribuição de espessura em um perfil hipotético



A espessura do aerofólio na posição de cada ponto da linha de arqueamento será igual ao dobro da distância y_t , que pode ser calculada pela equação (14):

$$y_t = \frac{t}{0.2} \cdot (0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.284x^3 - 0.1015x^4) \quad (14)$$

Como se pode observar, as coordenadas dos pontos do extradorso (x_u, y_u) e do intradorso (x_l, y_l) podem ser calculadas em função das coordenadas dos pontos da linha de arqueamento e da distribuição de espessura y_t . Determinando a e b através das devidas relações trigonométricas, são obtidas as equações (15), (16), (17) e (18).

$$y_u = y_c + y_t \cdot \cos(\Phi) \quad (15)$$

$$x_u = x - y_t \cdot \sen(\Phi) \quad (16)$$

$$y_l = y_c - y_t \cdot \cos(\Phi) \quad (17)$$

$$x_l = x + y_t \cdot \sen(\Phi) \quad (18)$$

onde a subscrição u se refere ao extradorso, a subscrição l se refere ao intradorso e Φ é obtido pela equação (19):

$$\Phi = \arctg\left(\frac{dyc}{dx}\right) \quad (19)$$

O raio do bordo de ataque, por sua vez, pode ser expresso pela equação (20):

$$r_l = \frac{1}{2} \left(\frac{t}{0.2} a_0 \right)^2 = 1.109t^2 \quad (20)$$

2.7 MÉTODO PARSEC DE PARAMETRIZAÇÃO

A parametrização de uma geometria consiste na expressão do seu contorno por funções que incluem seus parâmetros geométricos. Ao plotar em um plano cartesiano os pares ordenados formados por essas funções, as curvas obtidas formam a geometria que se desejou parametrizar.

Ao se tratar de aerofólios, como demonstrado na seção 2.6.3, pode-se tomar como exemplo a parametrização NACA da família de 4 dígitos, onde se leva em consideração os três parâmetros já mencionados (arqueamento máximo, posição do arqueamento máximo e espessura máxima. Para um procedimento de otimização, três parâmetros é um número baixo, pois limita a obtenção de geometrias mais complexas (MATSUO, 2011). Logo, torna-se necessária a utilização de um método que leve em consideração mais aspectos do perfil aerodinâmico.

A parametrização Parsec, descrita por Sobieczky (1998), é um método que tem por objetivo representar aerofólios subsônicos ($Mach < 1$) e transônicos ($0.8 < Mach < 1.2$), utilizando dois polinômios para definir as coordenadas dos pontos que formam o extradorso e o intradorso. Cada uma destas superfícies é expressa por uma combinação linear cujos coeficientes são formados em função dos parâmetros geométricos do aerofólio. Cada combinação possui 6 coeficientes, totalizando 12. A função do extradorso é ditada pela equação (21) e a do intradorso, pela equação (22)

$$y_u = \sum_{n=1}^6 a_{un} \cdot x^{n-\frac{1}{2}} \quad (21)$$

$$y_l = \sum_{n=1}^6 a_{ln} \cdot x^{n-\frac{1}{2}} \quad (22)$$

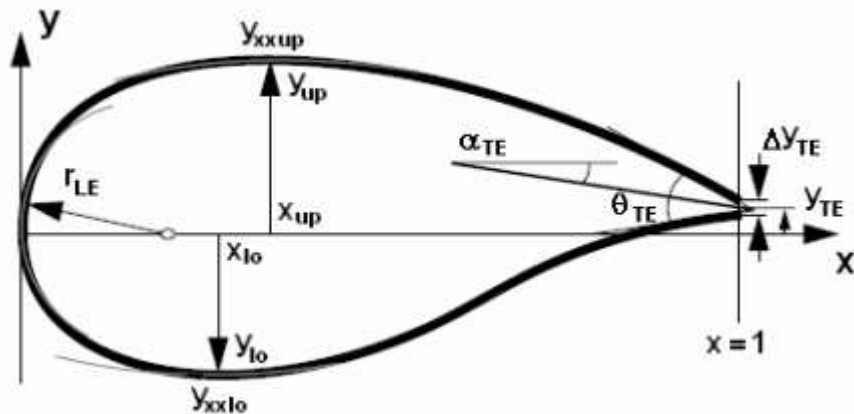
onde a_{un} e a_{ln} são os coeficientes a se determinar, as subscrições u e l se referem ao extradorso e ao intradorso, respectivamente, e x é a posição das abscissas, variando de 0 a 1.

A partir da determinação dos 12 coeficientes das equações Parsec, pode-se determinar 11 parâmetros geométricos do aerofólio (MATSUO, 2011), listados abaixo e visualizados na figura 21.

- Raio do bordo de ataque (r_{LE});
- Coordenadas do ponto máximo no extradorso (x_{up} , y_{up});
- Curvatura do ponto máximo no extradorso (y_{xxup});
- Coordenadas do ponto mínimo no intradorso (x_{lo} , y_{lo});
- Curvatura do ponto mínimo no extradorso (y_{xxlo});
- Direção do bordo de fuga (α_{TE});
- Abertura do bordo de fuga (θ_{TE});
- Ordenada do bordo de fuga (y_{TE});
- Espessura do bordo de fuga (Δy_{TE})

A determinação dos 12 coeficientes pode ser feita através da obtenção dos pontos relativos às curvas do extradorso e do intradorso do perfil original a ser otimizado, disponíveis em bancos de dados na *internet*. Com a interpolação que utiliza os pares ordenados do perfil, através do *software* MATLAB, é possível obter os coeficientes das equações (20) e (21).

Figura 21: Identificação dos parâmetros geométricos em um aerofólio



Fonte: Sobieczky (1998)

Os parâmetros geométricos do aerofólio podem ser encontrados através dos sistemas de equações (23) e (24), segundo Matsuo (2011):

$$\begin{bmatrix}
1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\
\frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{5}{2} & \frac{7}{2} & \frac{9}{2} & \frac{11}{2} \\
\frac{1}{2}X_{up} & \frac{3}{2}X_{up}^2 & \frac{5}{2}X_{up}^3 & \frac{7}{2}X_{up}^4 & \frac{9}{2}X_{up}^5 & \frac{11}{2}X_{up}^6 \\
X_{up}^{1/2} & X_{up}^{3/2} & X_{up}^{5/2} & X_{up}^{7/2} & X_{up}^{9/2} & X_{up}^{11/2} \\
-\frac{1}{4}X_{up}^{-3/2} & \frac{3}{4}X_{up}^{-1/2} & \frac{15}{4}X_{up}^{-1/2} & \frac{35}{4}X_{up}^{-3/2} & \frac{63}{4}X_{up}^{-5/2} & \frac{99}{4}X_{up}^{-7/2} \\
-\frac{1}{4}p^{-3/2} & \frac{3}{4}p^{-1/2} & \frac{15}{4}p^{-1/2} & \frac{35}{4}p^{-3/2} & \frac{63}{4}p^{-5/2} & \frac{99}{4}p^{-7/2}
\end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_{u1} \\ a_{u2} \\ a_{u3} \\ a_{u4} \\ a_{u5} \\ a_{u6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{TEup} \\ \alpha_{TEup} \\ 0 \\ Y_{up} \\ Y_{xxup} \\ r_{LEup} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\begin{bmatrix}
1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\
\frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{5}{2} & \frac{7}{2} & \frac{9}{2} & \frac{11}{2} \\
\frac{1}{2}X_{lo} & \frac{3}{2}X_{lo}^2 & \frac{5}{2}X_{lo}^3 & \frac{7}{2}X_{lo}^4 & \frac{9}{2}X_{lo}^5 & \frac{11}{2}X_{lo}^6 \\
X_{lo}^{1/2} & X_{lo}^{3/2} & X_{lo}^{5/2} & X_{lo}^{7/2} & X_{lo}^{9/2} & X_{lo}^{11/2} \\
-\frac{1}{4}X_{lo}^{-3/2} & \frac{3}{4}X_{lo}^{-1/2} & \frac{15}{4}X_{lo}^{-1/2} & \frac{35}{4}X_{lo}^{-3/2} & \frac{63}{4}X_{lo}^{-5/2} & \frac{99}{4}X_{lo}^{-7/2} \\
-\frac{1}{4}p^{-3/2} & \frac{3}{4}p^{-1/2} & \frac{15}{4}p^{-1/2} & \frac{35}{4}p^{-3/2} & \frac{63}{4}p^{-5/2} & \frac{99}{4}p^{-7/2}
\end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_{l1} \\ a_{l2} \\ a_{l3} \\ a_{l4} \\ a_{l5} \\ a_{l6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{TElo} \\ \alpha_{TElo} \\ 0 \\ Y_{lo} \\ Y_{xxlo} \\ r_{LElo} \end{bmatrix}, \quad (24)$$

onde r_{LEup} e r_{LElo} são os raios das curvaturas acima e abaixo da corda, respectivamente, sendo o raio do bordo de ataque r_{LE} definido pela média dos dois. É usado o valor $p = 0,001$ para representar um ponto próximo ao bordo de ataque. A direção e a abertura do bordo de fuga são obtidos pelas equações (25) e (26).

$$\alpha_{TE} = \alpha_{TElo} - \alpha_{TEup} \quad (25)$$

$$\theta_{TE} = \frac{\alpha_{TEup} + \alpha_{TElo}}{2} \quad (26)$$

2.8 OTIMIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS

É fato que o avanço tecnológico a respeito da engenharia em geral vem acelerando a cada dia. E isso torna cada vez mais confiável e confortável o trabalho engenheiros em projetos e melhorias, devido à capacidade de prever resultados através de processamento computacional.

De forma geral, problemas de engenharia precisam de mais de um parâmetro para avaliação, ou seja, são multiobjetivos (Cuenca, 2009). Tratando-se de otimizações, um conceito importante a ser considerado é o de variáveis de projeto, que são parâmetros definidos previamente. Elas podem ser independentes ou dependentes. O primeiro tipo se refere àquelas que serão definidas e não são funções de outros parâmetros. As dependentes são as obtidas por meio de modificações em variáveis independentes.

Através de uma parametrização que forneça o controle de um número razoável de parâmetros geométricos de um perfil, pode-se montar uma cadeia iterativa de modificação geométrica e simulação, que permita comparar o desempenho do perfil fruto da modificação com as restrições estabelecidas, que, por sua vez, são as condições desejáveis para uma nova geometria. É o que faz Matsuo (2011), que aplica a metodologia de projeto direto, a qual requer a especificação da geometria do aerofólio e seu desempenho, sendo a geometria variada de acordo com seus parâmetros.

Em seu trabalho, a autora compara os métodos de parametrização Parsec e NACA, citando que apesar de ser vantajosa a redução do número de parâmetros que controlam a geometria a ser otimizada, o método NACA possui um número muito reduzido de parâmetros, que prejudica a obtenção de geometrias mais complexas. Neste caso, o método Parsec utiliza um número razoavelmente maior, que exerce um melhor controle sobre o perfil. Para a otimização, usou *scripts* escritos no *software* MATLAB, que gera uma interface com o *software* de simulação X-Foil. Porém, devido à questionabilidade do uso deste programa, criado por Mark Drela em 1986, em função da falta de uma análise comparativa com dados experimentais, antes de colocar em prática seu método, utilizou como referência o trabalho de Vargas et al. (2005), que compara três modelos de cálculo de características aerodinâmicas e a aplicação em túnel de vento, para o mesmo aerofólio submetido a um escoamento com o mesmo número de Reynolds. Dentre eles, o método de Drela e Giles, o mesmo usado no X-Foil, foi o que apresentou melhores resultados na região não linear da curva de sustentação e pouca divergência na curva de arrasto. Dessa forma, nota-se que existe credibilidade nas análises do *software* X-Foil.

Da mesma forma, Bellodi (2008) utilizou este esquema de otimização, com o tratamento matemático ficando por conta do MATLAB, através da função **fminsearch**, que utiliza o método Simplex para procurar o valor mínimo da função objetivo (função

que se deseja minimizar). As entradas da função `fminsearch` são os parâmetros obtidos a partir da parametrização do aerofólio original, a função a ser otimizada e opções como condições de voo para a etapa das simulações, número de iterações e critério de convergência.

Bellodi (2008) obteve uma melhoria de 23,5% o seu parâmetro de otimização, enquanto Matsuo (2011) chegou a obter 17%.

3 METODOLOGIA

A metodologia utilizada baseou-se em leitura bibliográfica com o objetivo de trazer um sólido embasamento teórico, para que se fizesse possível a correta leitura dos dados obtidos das simulações de desempenho e a correta programação de iterações de cálculo. Assim, foi possível prever o comportamento dos possíveis perfis indicados para a aplicação proposta e se pode fazer as modificações necessárias para se obter um melhor resultado.

Como já mencionado anteriormente, as principais informações para que se possa iniciar este projeto são as condições do escoamento, ou seja, o fluido no qual a aeronave está submersa, a velocidade do escoamento sobre o aerofólio, a viscosidade do fluido nas condições consideradas, ou seja, as características instantâneas do fluxo ao qual está submetido o aerofólio. Tais dados funcionaram como “entrada” para que inicialmente se pudesse escolher um perfil que fornecesse um desempenho próximo do ideal.

Foi tomada como exemplo de aplicação a utilização um VANT, cuja asa possua um aerofólio da família NACA de 4 dígitos, que precisa apresentar o menor coeficiente de arrasto possível, e, conseqüentemente, alta relação $c_l^{3/2}/c_d$, favorecendo a autonomia da aeronave. Foi dispensada a utilização de um modelo real de VANT e todas as suas características, porque o foco deste trabalho é apenas apresentar um método de se variar a geometria de um perfil aerodinâmico, para o atendimento de condições idealizadas.

Apesar do caráter mais geral que esta metodologia apresenta, se concentrando na solução para o melhoramento dos parâmetros de desempenho, mais precisamente do coeficiente de arrasto e o fator de autonomia em regime de cruzeiro, foi preciso considerar uma situação hipotética para que se tivesse como referência os valores dos parâmetros de condições de vôo. Por isso, o primeiro passo foi o estabelecimento das condições do ambiente e o **cálculo do número de Reynolds**.

Ao tomar como possível situação aplicável o projeto de uma aeronave não tripulada de asa fixa destinada a aerofotogrametria, pode-se estimar que a altura de operação se limita aos 1000 metros, aproximadamente. Tomando como referência de velocidade de operação o VANT de asa fixa Zangão V da empresa SkyDrones (figura 22), que opera em velocidade de cruzeiro em uma faixa de 61 km/h a 90 km/h (17 m/s

a 25 m/s), obteve-se uma variação no cálculo do número de Reynolds. Estimando a corda do aerofólio como 0,35 m, a viscosidade dinâmica do ar μ de $1,8773 \times 10^{-5}$ kg/m.s e massa específica ρ de $1,0210$ kg/m³ (à altitude de 1000 m e temperatura de 25°C), ao utilizar a equação (10), foram obtidos como resultados $Re_1 = 3,236 \times 10^5$ (para velocidade de 61 km/h, ou 17 m/s) e $Re_2 = 4,759 \times 10^5$ (para a velocidade de 90 km/h, ou 25 m/s). Assim, foi conhecida a faixa dos valores do número de Reynolds do escoamento ao qual o aerofólio é hipoteticamente submetido em situação de cruzeiro.

Figura 22: Drone Zangão V



Fonte: SkyDrones

Com o conhecimento desses valores, a próxima etapa consistiu na **seleção do perfil aerodinâmico** que mais se adequasse ao uso em questão. Foram levadas em consideração as necessidades da aeronave e as prioridades de desempenho. Assim, pode-se prosseguir para o processo de **parametrização** do aerofólio, que consiste na criação de funções que vão descrever o contorno superior (extradorso) e inferior (intradorso) do aerofólio através de um número maior e mais consistente de parâmetros geométricos, os quais, na próxima etapa, foram variados em um *intervalo*. A parametrização escolhida para este trabalho foi o método Parsec, exposto na seção 2.8. O tratamento matemático para tal é realizado pelo *software* MATLAB.

Após todos os passos descritos, foi dado início à principal etapa: a **otimização**. O método, adaptado de Matsuo (2011) e Bellodi (2008) utiliza dois *softwares* conhecidos na engenharia e no setor da aviação: o MATLAB e o X-Foil. Os valores dos

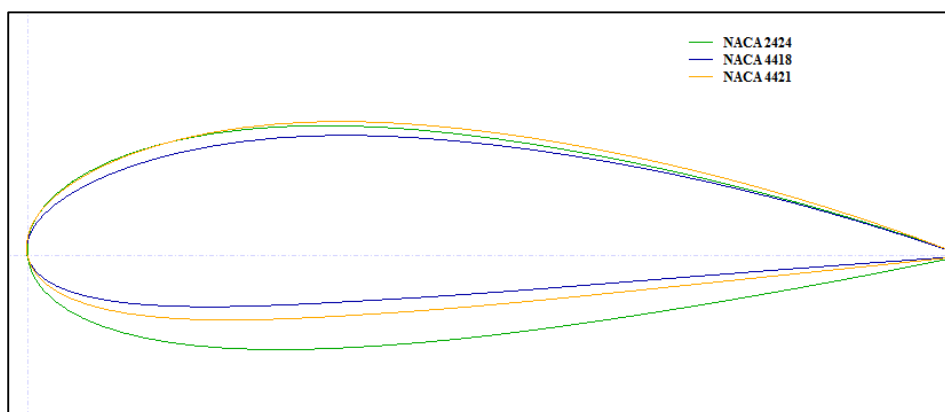
parâmetros geométricos foram variados livremente no MATLAB, influenciando os coeficientes a_{U_i} e a_{L_i} das funções obtidas no método Parsec, de forma a se obter geometrias mais complexas. Logo após, entra em ação o X-Foil, cuja função é fazer as devidas simulações e armazenar os dados de saída para análise. Para isso, deve ser criada uma interface entre os dois programas, que estabelece uma espécie de contato, onde o MATLAB manda instruções para que o X-Foil execute de forma automática durante as iterações de cálculo. Foram estabelecidas restrições para o processo de otimização, que estabeleceram as condições para se obter os coeficientes aerodinâmicos mais adequados. Como visto, o objetivo principal é minimizar o coeficiente de arrasto c_d e maximizar o fator de autonomia $c_l^{3/2}/c_d$. O algoritmo salva no final das iterações o arquivo com os pares ordenados e o arquivo com os coeficientes de desempenho da geometria formada que satisfaz estas restrições. Por fim, foi feita uma análise individual do perfil original e da geometria otimizada, para a **comparação e verificação de resultados**, por meio de simulações no *software* XFLR5, cuja base de cálculo aerodinâmico é a mesma do X-Foil.

3.1 SELEÇÃO DO AEROFÓLIO

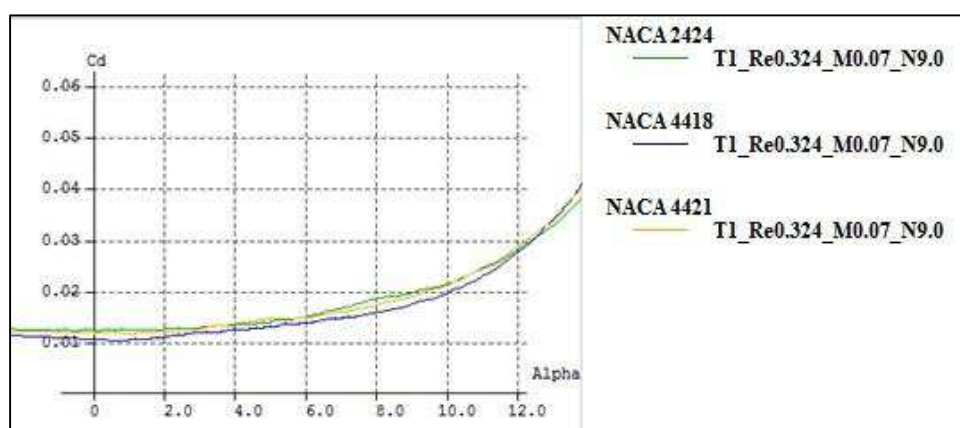
Uma das principais etapas do projeto de uma aeronave é a escolha do tipo de aerofólio. Neste caso, é primordial a escolha de um perfil que seja compatível com a aplicação, pois facilita a variação da geometria e diminui as combinações possíveis dos valores dos parâmetros no processo de otimização. Assim, é possível obter perfis aproximados do original, conservando a essência do seu comportamento e apenas melhorando sua eficiência.

Como já mencionado, o perfil ideal para esta aplicação é o de grande autonomia, devido ao fato do tipo de aeronave abordada necessitar sempre de mais capacidade de se manter em voo. Foram tomados como candidatos os perfis NACA 2424, 4418 e 4421. A figura 23 (a) ilustra a comparação da geometria dos 3 aerofólios e as figuras 23 (b) e (c) mostram o desempenho de cada um quando expostos a um escoamento com número de Reynolds igual a $3,236 \times 10^5$ (situação que propicia o maior arrasto dentro da faixa adotada de velocidades de cruzeiro em que o VANT atuaria). As coordenadas dos perfis foram obtidas pelo site *UIUC Airfoil Coordinates Database*, sendo plotadas e simuladas no *software* XFLR5.

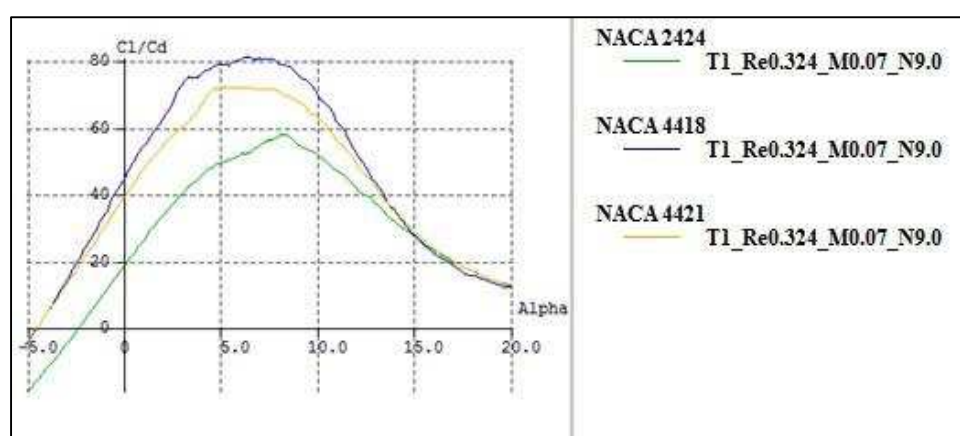
Figura 23: (a) Aerofólios NACA 2424, 4418 e 4421; (b) Curvas de arrasto; (c) Curvas de eficiência



(a)



(b)



(c)

Como pode ser visto nas figuras, dentre os três aerofólios candidatos, o perfil NACA 4418 é o que possui melhor desempenho para a aplicação proposta, pois apresenta o menor arrasto a baixos valores do ângulo de ataque (vôo de cruzeiro) e a maior eficiência aerodinâmica. Por esse motivo, será selecionado para a otimização.

3.2 ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO

A otimização do aerofólio foi feita a partir de um algoritmo produzido no *software* MATLAB, dividido por *scripts* que realizam funções específicas. Embutidas no algoritmo estão as equações e tratamentos matemáticos relativos ao método Parsec de parametrização, que constituíram a primeira etapa (de preparação), para as posteriores variações da geometria original e análises através do *software* X-Foil. O algoritmo completo encontra-se no Anexo A.

A cadeia de comandos foi dividida entre os *scripts* descritos nas subseções a seguir. Todos são iniciados através do *script* principal.

3.2.1 Parametrização e Preparação

- **Perfil_Original:** *Script* que recebe as coordenadas do extradorso e do intradorso do perfil que se deseja otimizar e os interpola para a determinação dos coeficientes das funções que descrevem o contorno do aerofólio. Nesta etapa, o aerofólio tem sua geometria expressa pelas duas funções polinomiais (20) e (21). O objetivo principal é encontrar os 6 coeficientes da função extradorso e os outros 6 da função intradorso. Devido à facilidade de acesso às coordenadas que descrevem a geometria de centenas de aerofólios em bancos de dados disponíveis na internet, em sites como o **UIUC Airfoil Coordinates Database**¹ e o **Airfoil Tools**², é possível realizar a interpolação com os pares ordenados do perfil NACA 4418 (Tabela 1) para se obter os 12 coeficientes. Foram utilizados 80 pontos.

¹ Disponível no site: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html

² Disponível no site: <http://airfoiltools.com/>

Tabela 1 – Coordenadas do Aerofólio NACA 4418

Extradorso				Intradorso			
X	Y	X (cont.)	Y (cont.)	x	y	X (cont.)	Y (cont.)
1.000250	0.001873	0.501764	0.118280	0.003557	-0.009809	0.536896	-0.037571
0.998751	0.002400	0.461889	0.122443	0.010069	-0.018652	0.575405	-0.034548
0.994260	0.003970	0.422198	0.125668	0.019461	-0.026525	0.613531	-0.031497
0.986801	0.006554	0.382542	0.127841	0.031639	-0.033428	0.651043	-0.028475
0.976412	0.010104	0.343057	0.128586	0.046496	-0.039363	0.687710	-0.025528
0.963144	0.014555	0.304552	0.127820	0.063910	-0.044336	0.723303	-0.022690
0.947066	0.019829	0.267316	0.125560	0.083754	-0.048363	0.757598	-0.019989
0.928263	0.025831	0.231627	0.121851	0.105888	-0.051468	0.790373	-0.017443
0.906834	0.032461	0.197754	0.116769	0.130173	-0.053686	0.821419	-0.015066
0.882895	0.039606	0.165945	0.110416	0.156461	-0.055065	0.850529	-0.012866
0.856578	0.047152	0.136432	0.102920	0.184607	-0.055666	0.877511	-0.010850
0.828030	0.054979	0.109421	0.094429	0.214461	-0.055566	0.902183	-0.009023
0.797412	0.062965	0.085095	0.085105	0.245874	-0.054851	0.924377	-0.007390
0.764901	0.070989	0.063606	0.075120	0.278694	-0.053624	0.943940	-0.005956
0.730687	0.078929	0.045083	0.064650	0.312764	-0.051992	0.960736	-0.004728
0.694974	0.086666	0.029625	0.053862	0.347926	-0.050072	0.974645	-0.003711
0.657974	0.094081	0.017304	0.042918	0.384012	-0.047981	0.985568	-0.002912
0.619915	0.101060	0.008169	0.031956	0.421368	-0.045774	0.993428	-0.002337
0.581030	0.107490	0.002242	0.021095	0.459652	-0.043264	0.998167	-0.001990
0.541563	0.113264	0.000000	0.000000	0.498236	-0.040502	0.999750	-0.001873

Fonte: Airfoil Tools

Os valores dos coeficientes encontrados são indicados na tabela 2. Com estes valores obtidos, é possível determinar as funções do perfil original, como visto nas equações (27) e (28).

Tabela 2 – Coeficientes das equações para extradorso e intradorso

Extradorso		Intradorso	
a_{u1}	0.32610	a_{l1}	-0.20120
a_{u2}	-0.39990	a_{l2}	0.45690
a_{u3}	0.63250	a_{l3}	-0.38040
a_{u4}	-1.60500	a_{l4}	-0.00809
a_{u5}	1.66900	a_{l5}	0.26350
a_{u6}	-0.62100	a_{l6}	-0.13270

$$y_u = 0.3261x^{1/2} - 0.3999x^{3/2} + 0.6325x^{5/2} - 1.605x^{7/2} + 1.669x^{9/2} - 0.621x^{11/2} \quad (27)$$

$$y_l = -0.2012x^{1/2} + 0.4569x^{3/2} - 0.3804x^{5/2} - 0.00809x^{7/2} + 0.2635x^{9/2} - 0.1327x^{11/2} \quad (28)$$

- **ai2para():** Esta função recebe os coeficientes obtidos da interpolação e retorna os parâmetros geométricos da asa correspondentes a esses valores (Tabela3), calculados a partir dos sistemas de equações (23) e (24).

Tabela 3 – Valores dos parâmetros do aerofólio NACA 4418

Parâmetros	Valores
r_{LEU}	-81554.96880
r_{LEL}	50334.25323
X_{up}	0.35137
X_{lo}	0.20039
Y_{up}	0.12813
Y_{lo}	-0.02579
Y_{xxup}	-0.88794
Y_{xxlo}	0.01993
y_{TE}	0.00170
θ_{TE}	0.43937
α_{TE}	-0.15836

- **coefin():** Gera dois vetores que armazenam os coeficientes do perfil original, obtidos no *script* Perfil_original.
- **gerainstruc():** Gera um arquivo com um conjunto de comandos que serão executados pelo X-Foil, necessários para a simulação do escoamento sobre os aerofólios gerados nas iterações, como determinação do número de Reynolds, caracterização do escoamento como viscoso, e escolha dos limites de variação do ângulo de ataque α e seu incremento. Foi escolhido o intervalo de 0° a 8° para este ângulo, visto que em vôo de cruzeiro a sua variação não é muito ampla. Para uma análise mais detalhada, foi utilizado o incremento de $0,2^\circ$. O número de Reynolds escolhido para este caso foi o calculado para o limite inferior da velocidade de cruzeiro no início da seção 3, $Re_1 = 3,236 \times 10^5$, pois é

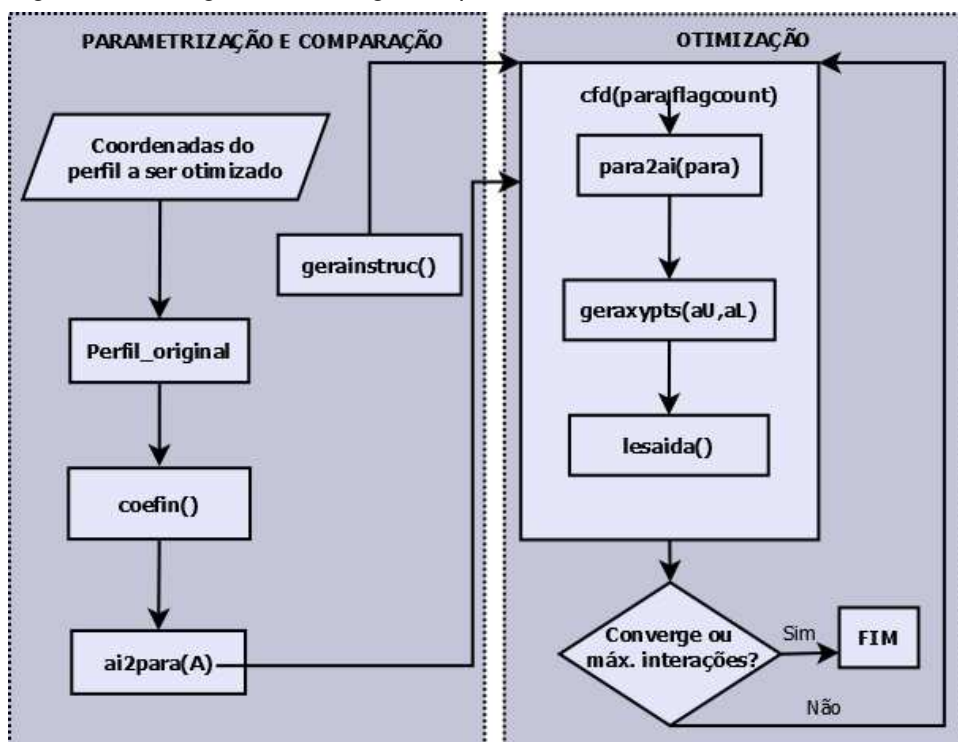
a situação na qual se apresenta o menor arrasto. Esta função abre o arquivo que é produzido posteriormente pela função `geraxypts(aU,aL)`, que contém as coordenadas do perfil gerado na iteração. Após a simulação, o X-Foil é instruído a salvar os coeficientes obtidos na simulação em um arquivo de texto.

3.2.2 Otimização

- **cfd(para,flagcount)**: Chama as funções `para2ai()`, `geraxypts()` e `lesaida()`. Através dela, o X-Foil plota o aerofólio gerado pelos pontos contidos no arquivo produzido pela função `geraxypts(aU,aL)` e executa os comandos gerados pela função `gerainstruc()`, salvando os resultados da simulação no arquivo de saída. Este arquivo será lido pela função `lesaida()`.
- **para2ai()**: Função que realiza o contrário da função `ai2para()`, ou seja, recebe os 11 parâmetros geométricos modificados do perfil gerado na iteração e calcula os 12 coeficientes correspondentes.
- **geraxypts(aU,aL)**: Recebe os 12 coeficientes, insere-os nas equações do intradorso e do extradorso e obtém as coordenadas do aerofólio gerado na iteração. Logo após, cria o arquivo que armazena os pares ordenados, e que posteriormente será aberto pelo X-Foil para a simulação descrita pelos comandos do arquivo de instrução gerado pela função `gerainstruc()`.
- **lesaida()**: Lê o arquivo de saída do X-Foil, faz a leitura do parâmetro de otimização e faz a verificação da conformidade com as restrições. Nesta parte da programação, é definida a condição de restrição. O objetivo adotado neste trabalho é obter um valor inferior ao menor coeficiente de arrasto c_d apresentado pelo NACA 4418, mantendo ou minimizando a relação entre este valor e o coeficiente de sustentação correspondente (que se traduz em aumentar a razão c_l/c_d). O X-Foil mostra que, no intervalo estimado de ângulos de ataque em vôo de cruzeiro, o perfil original NACA 4418 apresenta um coeficiente mínimo de arrasto $c_d = 0.1052$, e que o coeficiente de sustentação correspondente é $c_l = 0.5081$, no ângulo de 0.6° . A razão neste caso seria $c_d/c_l = 0.04646$. Portanto, deseja-se minimizar o coeficiente de arrasto, evitando a perda de eficiência aerodinâmica. A cada variação, este cálculo será feito e o valor será armazenado em um vetor chamado "hist", juntamente com os valores dos parâmetros geométricos utilizados na iteração para a geração do aerofólio.

3.3 FLUXOGRAMA DO PROCESSO

Figura 24: Fluxograma do código computacional



4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Com o término das iterações, foi possível obter os parâmetros geométricos (tabela 4) do perfil otimizado e realizar o processo inverso à etapa da parametrização, através do qual se obtém os 12 coeficientes (tabela 5) presentes nas equações que descrevem o extradorso e o intradorso do perfil otimizado.

Tabela 4 – Valores dos parâmetros do aerofólio otimizado

Parâmetros	Valores
r_{LEU}	-80970,1176
r_{LEL}	50435,1927
X_{up}	0,33583702
X_{lo}	0,19854374
Y_{up}	0,12964705
Y_{lo}	-0,05582069
Y_{xxup}	-0,84572505
Y_{xxlo}	-0,04703789
y_{TE}	0,00172557
θ_{TE}	0,44059391
α_{TE}	-0,14700348

Tabela 5 – Coeficientes das Equações do Aerofólio Otimizado

Extradorso		Intradorso	
a_{u1}	0,32380	a_{l1}	-0,20170
a_{u2}	-0,19770	a_{l2}	0,17430
a_{u3}	-0,58140	a_{l3}	3,04140
a_{u4}	1,13620	a_{l4}	-13,14190
a_{u5}	-0,97990	a_{l5}	17,37380
a_{u6}	0,30060	a_{l6}	-7,25020

Com os coeficientes conhecidos, foram montadas as equações Parsec (29) e (30) para o perfil otimizado e calculadas as ordenadas do extradorso e do intradorso para um determinado vetor x de abscissas.

$$y_u = 0,32380x^{1/2} - 0,19770x^{3/2} - 0,58140x^{5/2} + 1,13620x^{7/2} + 0,97990x^{9/2} + (29) \\ + 0,30060x^{11/2}$$

$$y_l = -0,20170x^{1/2} + 0,17430x^{3/2} + 3,04140x^{5/2} - 13,14190x^{7/2} + 17,37380x^{9/2} - (30) \\ - 7,25020x^{11/2}$$

Os pares ordenados (x, y_u) e (x, y_l) descrevem os pontos das curvas do contorno do aerofólio. Estes pontos são salvos em um arquivo de texto em um formato executável pelo X-Foil, de forma que o programa plote os gráficos e realize a simulação.

A tabela 6 mostra os coeficientes aerodinâmicos obtidos em análise dos aerofólios original e otimizado em regime de cruzeiro (ângulos de ataque de 0 a 8°), bem como as eficiências e o fator de autonomia a cada ângulo.

Tabela 6 – Coeficientes aerodinâmicos dos perfis em voo de cruzeiro

Coeficientes Aerodinâmicos em Voo de Cruzeiro em Relação ao Ângulo de Ataque								
α (°)	Perfil Original				Perfil Otimizado			
	c_l	c_d	c_l/c_d	$c_l^{3/2}/c_d$	c_l	c_d	c_l/c_d	$c_l^{3/2}/c_d$
0,0	0,45010	0,01065	42,2629	28,3540	0,49030	0,01018	48,1631	33,7245
0,2	0,46960	0,01060	44,3019	30,3589	0,50750	0,01006	50,4473	35,9382
0,4	0,48890	0,01055	46,3412	32,4024	0,52390	0,01002	52,2854	37,8447
0,6	0,50810	0,01052	48,2985	34,4277	0,54170	0,01012	53,5277	39,3965
0,8	0,52740	0,01052	50,1331	36,4078	0,55960	0,01022	54,7554	40,9605
1,0	0,54630	0,01054	51,8311	38,3095	0,57880	0,01037	55,8149	42,4633
1,2	0,56640	0,01063	53,2832	40,1007	0,59960	0,01051	57,0504	44,1763
1,4	0,58730	0,01070	54,8879	42,0636	0,62500	0,01070	58,4112	46,1781
1,6	0,61210	0,01084	56,4668	44,1778	0,65480	0,01088	60,1838	48,7006
1,8	0,64030	0,01099	58,2621	46,6206	0,68470	0,01110	61,6847	51,0420
2,0	0,67140	0,01115	60,2152	49,3398	0,72380	0,01129	64,1098	54,5424
2,2	0,70540	0,01134	62,2046	52,2444	0,75940	0,01152	65,9201	57,4452
2,4	0,74200	0,01149	64,5779	55,6270	0,79500	0,01168	68,0651	60,6887
2,6	0,78010	0,01166	66,9039	59,0918	0,83190	0,01190	69,9076	63,7617
2,8	0,81830	0,01181	69,2887	62,6785	0,86470	0,01207	71,6404	66,6179
3,0	0,85340	0,01192	71,5940	66,1383	0,87690	0,01217	72,0542	67,4737
3,2	0,86930	0,01204	72,2010	67,3175	0,88870	0,01230	72,2520	68,1126
3,4	0,88370	0,01212	72,9125	68,5417	0,90030	0,01239	72,6634	68,9461
3,6	0,89870	0,01222	73,5434	69,7190	0,91160	0,01253	72,7534	69,4633
3,8	0,91540	0,01235	74,1215	70,9168	0,92320	0,01264	73,0380	70,1773
4,0	0,93130	0,01247	74,6832	72,0722	0,93440	0,01277	73,1715	70,7308

4,2	0,94700	0,01258	75,2782	73,2562	0,94620	0,01292	73,2353	71,2380
4,4	0,96410	0,01272	75,7940	74,4211	0,95790	0,01304	73,4586	71,8957
4,6	0,98130	0,01287	76,2471	75,5308	0,96990	0,01322	73,3661	72,2535
4,8	0,99700	0,01298	76,8105	76,6952	0,98330	0,01338	73,4903	72,8741
5,0	1,01430	0,01312	77,3095	77,8603	0,99670	0,01353	73,6659	73,5443
5,2	1,03290	0,01330	77,6617	78,9289	1,00970	0,01375	73,4327	73,7880
5,4	1,04890	0,01343	78,1013	79,9881	1,02340	0,01392	73,5201	74,3753
5,6	1,06650	0,01357	78,5925	81,1636	1,03680	0,01410	73,5319	74,8727
5,8	1,08610	0,01377	78,8744	82,1998	1,05040	0,01436	73,1476	74,9683
6,0	1,10180	0,01390	79,2662	83,2031	1,06530	0,01456	73,1662	75,5173
6,2	1,11940	0,01406	79,6159	84,2350	1,07990	0,01478	73,0650	75,9278
6,4	1,13890	0,01427	79,8108	85,1735	1,09440	0,01508	72,5729	75,9212
6,6	1,15440	0,01441	80,1110	86,0737	1,10990	0,01531	72,4951	76,3749
6,8	1,17150	0,01458	80,3498	86,9673	1,12470	0,01557	72,2351	76,6066
7,0	1,19010	0,01479	80,4665	87,7823	1,13910	0,01590	71,6415	76,4620
7,2	1,20500	0,01495	80,6020	88,4788	1,15470	0,01617	71,4100	76,7350
7,4	1,22170	0,01513	80,7469	89,2499	1,16970	0,01645	71,1064	76,9035
7,6	1,23840	0,01534	80,7301	89,8392	1,18370	0,01681	70,4164	76,6116
7,8	1,25180	0,01551	80,7092	90,3006	1,19860	0,01715	69,8892	76,5151
8,0	1,26720	0,01572	80,6107	90,7434	1,21350	0,01745	69,5415	76,6063

Ao comparar os números dos dois aerofólios, é percebida uma variação nos valores, onde alguns foram reduzidos, e outros, elevados. A tabela 7 mostra essa variação com a otimização. Valores negativos indicam a redução dos coeficientes.

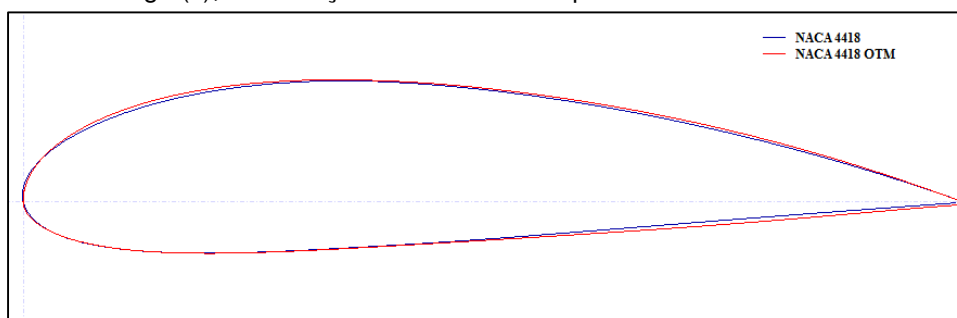
Tabela 7 – Variação dos coeficientes, da eficiência e do fator de autonomia em cada ângulo

Variação dos Coeficientes, da Eficiência e do Fator de Autonomia									
α (°)	c_l	c_d	c_l/c_d	$c_l^{3/2}/c_d$	α (°)	c_l	c_d	c_l/c_d	$c_l^{3/2}/c_d$
0,0	8,93%	-4,41%	13,96%	18,94%	4,2	-0,08%	2,70%	-2,71%	-2,75%
0,2	8,07%	-5,09%	13,87%	18,38%	4,4	-0,64%	2,52%	-3,08%	-3,39%
0,4	7,16%	-5,02%	12,83%	16,80%	4,6	-1,16%	2,72%	-3,78%	-4,34%
0,6	6,61%	-3,80%	10,83%	14,43%	4,8	-1,37%	3,08%	-4,32%	-4,98%
0,8	6,11%	-2,85%	9,22%	12,50%	5,0	-1,74%	3,13%	-4,71%	-5,54%
1,0	5,95%	-1,61%	7,69%	10,84%	5,2	-2,25%	3,38%	-5,45%	-6,51%
1,2	5,86%	-1,13%	7,07%	10,16%	5,4	-2,43%	3,65%	-5,87%	-7,02%
1,4	6,42%	0,00%	6,42%	9,78%	5,6	-2,78%	3,91%	-6,44%	-7,75%
1,6	6,98%	0,37%	6,58%	10,24%	5,8	-3,29%	4,28%	-7,26%	-8,80%
1,8	6,93%	1,00%	5,87%	9,48%	6,0	-3,31%	4,75%	-7,70%	-9,24%
2,0	7,80%	1,26%	6,47%	10,54%	6,2	-3,53%	5,12%	-8,23%	-9,86%
2,2	7,66%	1,59%	5,97%	9,95%	6,4	-3,91%	5,68%	-9,07%	-10,86%

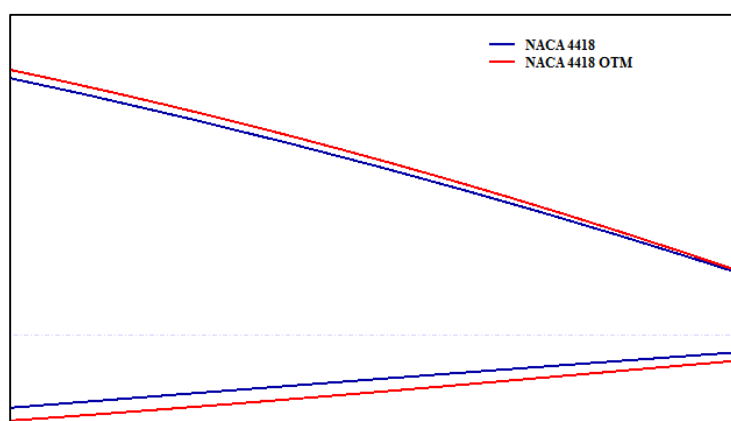
2,4	7,14%	1,65%	5,40%	9,10%	6,6	-3,85%	6,25%	-9,51%	-11,27%
2,6	6,64%	2,06%	4,49%	7,90%	6,8	-3,99%	6,79%	-10,10%	-11,91%
2,8	5,67%	2,20%	3,39%	6,29%	7,0	-4,29%	7,51%	-10,97%	-12,90%
3,0	2,75%	2,10%	0,64%	2,02%	7,2	-4,17%	8,16%	-11,40%	-13,27%
3,2	2,23%	2,16%	0,07%	1,18%	7,4	8,72%	-11,94%	-13,83%	-13,83%
3,4	1,88%	2,23%	-0,34%	0,59%	7,6	9,58%	-12,78%	-14,72%	-14,72%
3,6	1,44%	2,54%	-1,07%	-0,37%	7,8	10,57%	-13,41%	-15,27%	-15,27%
3,8	0,85%	2,35%	-1,46%	-1,04%	8,0	11,01%	-13,73%	-15,58%	-15,58%
4,0	0,33%	2,41%	-2,02%	-1,86%					

Utilizando o *software* XFLR5 para geração dos gráficos de desempenho e melhor visualização dos resultados, observou-se a diferença entre as geometrias nas figuras 25 (a), (b) e (c), e entre os desempenhos dos aerofólios. O perfil otimizado recebeu o nome “NACA 4418 OTM”. Nota-se uma mudança na espessura, principalmente na região próxima ao bordo de fuga. Próximo ao bordo de ataque também é visível a desigualdade entre os dois: enquanto acima da linha da corda o aerofólio otimizado apresenta uma curva menos acentuada, abaixo ocorre o contrário.

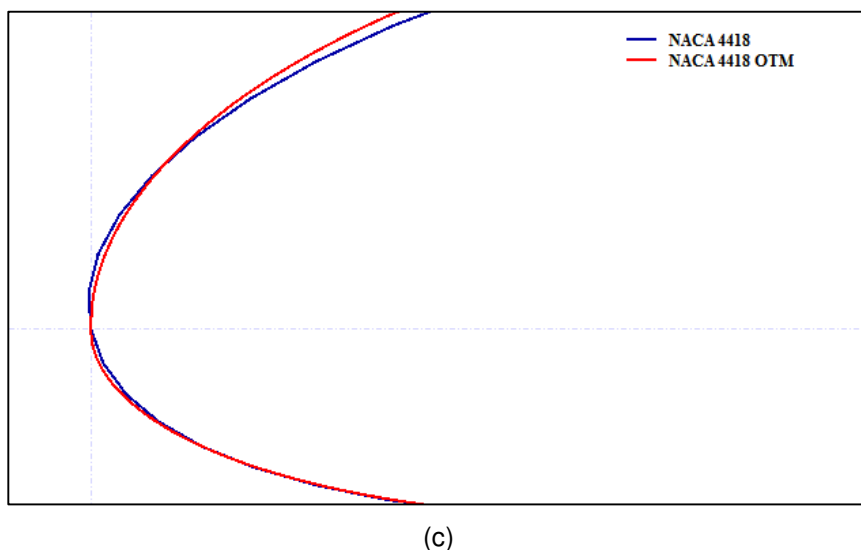
Figura 25: (a) Aerofólios sobrepostos (b); Diferença de espessura próximo ao bordo de fuga (c); Modificação do bordo de ataque



(a)

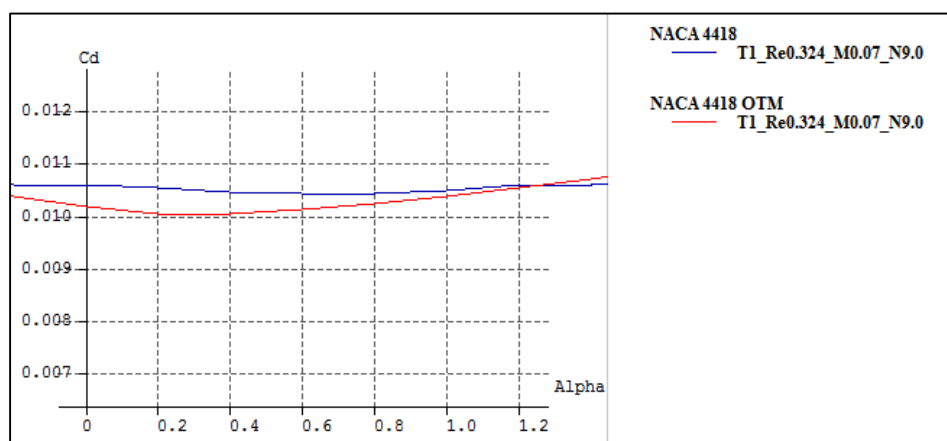


(b)



Apesar de ser visualmente desprezíveis, as diferenças geométricas refletem no desempenho observado nas curvas de arrasto e de eficiência. Comparando as curvas de arrasto (figura 26), nota-se que houve uma diminuição do coeficiente no intervalo dos ângulos de ataque entre 0° e $1,2^\circ$. Apesar do foco ser o intervalo que caracteriza o voo de cruzeiro, pode-se notar que em ângulos negativos até aproximadamente $-1,9^\circ$ também houve redução de arrasto.

Figura 26: Curvas do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque



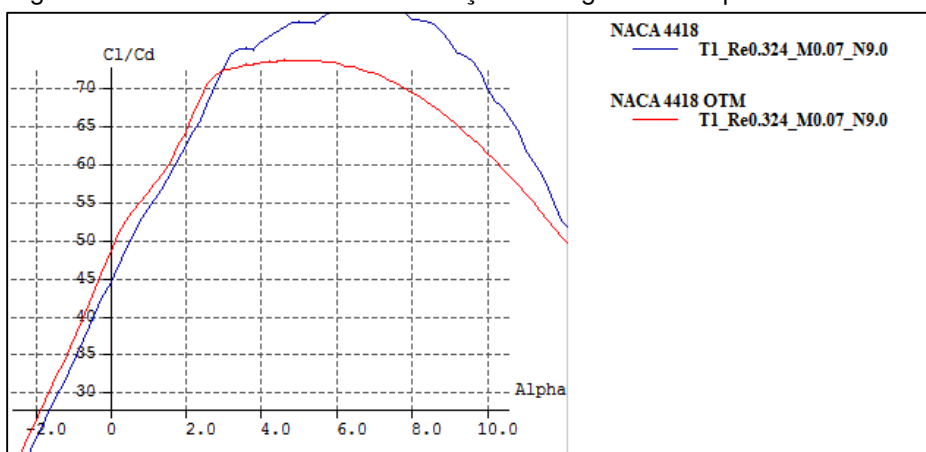
A tabela 6 de mostra que o perfil otimizado produz um coeficiente mínimo de arrasto de $c_d = 0,01002$, a um ângulo de $0,4^\circ$. Em comparação com o menor coeficiente apresentado pelo perfil original ($c_d = 0,01052$, com ângulo de $0,6^\circ$), que foi um

dos valores utilizados para o cálculo das restrições de otimização, houve uma redução de **4,7%**. No entanto, ao analisar ângulo por ângulo, o mesmo valor mínimo obtido pelo perfil otimizado apresentou uma diminuição de **5,02%** em relação ao valor apresentado pelo perfil original no mesmo ângulo de ataque.

Apesar de não ser objetivo deste estudo, também foi percebida uma elevação no coeficiente de sustentação c_l no intervalo de **0° a 4°**, como visto na tabela 7.

No que diz respeito à eficiência c_l/c_d , houve aumento no intervalo de **0°** até um valor próximo a **3,2°**, a partir do qual começou a decair, como visto na figura 27. No ângulo relativo ao coeficiente mínimo de arrasto, seu aumento foi de **12,83%**.

Figura 27: Curvas de eficiência em função do ângulo de ataque



O fator de autonomia foi o parâmetro que mais apresentou crescimento, tendo aumentado no intervalo de **0° a 3,4°**, com elevação máxima de **18,94%** a **0°**. No ângulo de ataque onde foi apresentado o menor coeficiente de arrasto, a razão $c_l^{3/2}/c_d$ recebeu um aumento de **16,8%**.

5 CONCLUSÃO

Com a obtenção dos gráficos de desempenho observou-se que os objetivos deste trabalho foram alcançados. O menor coeficiente de arrasto produzido pelo perfil original foi minimizado, modificando também o ângulo de ataque no qual este valor é apresentado. Os resultados, entretanto, mostram que para as restrições inseridas na programação, apenas uma faixa pequena de ângulos (aproximadamente entre -1.9° e $1,2^\circ$) de ataque recebeu uma diminuição no arrasto, tendo apresentado, para o resto da faixa especificada como voo de cruzeiro, um leve aumento do coeficiente. Tal fato indica que para esta aplicação, só será benéfica a utilização desta faixa encontrada.

Assim, na situação hipotética proposta (projeto de VANTs de asa fixa para aplicações a até 1000 m de altitude), se for considerada a possibilidade de se especificar com precisão a faixa de ângulos de ataque que a aeronave utilizará em voo de cruzeiro, será possível obter o menor arrasto possível. Entretanto, se não houver possibilidade de se ajustar de forma automática sua angulação em relação ao vento incidente, a etapa da programação onde são especificadas as restrições da otimização poderá ser adaptada, indicando-se, por exemplo, o ângulo predominante em regime de cruzeiro, onde se deseja obter o menor valor do coeficiente de arrasto.

Apesar de obter êxito na minimização do coeficiente de arrasto em ângulos de ataque muito baixos, a modificação da geometria possibilitou a obtenção de melhores fatores de autonomia em uma intervalo quase duas vezes maior, o que pode viabilizar uma redução considerável na potência requerida para a propulsão, que se traduz em maior autonomia para a aeronave.

REFERÊNCIAS

- BABINSKY, H. **Air Flow Cross a Wing**. Disponível em: <<http://www.cam.ac.uk/research/news/how-wings-really-work>>. Acesso em: 30 out. 2015.
- BABINSKY, Holger. **How do wings work?** Physics Education, v. 38, n. 6, p. 497, 2003.
- BELLODI, G. C. **Projeto e Dimensionamento de uma Asa para a Aeronave Conquest 180**. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso de Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2008.
- CUENCA, R. C. **Otimização de Desempenho de Aerofólios Supercríticos: Uma Abordagem Baseada em Algoritmos Genéticos**. 2009. 153 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Ciências Matemáticas e da Computação, Usp, São Carlos, 2009
- DA ROSA, Edison. **Introdução ao projeto aeronáutico**: uma introdução à competição SAE Aerodesign. Florianópolis: Ed. do Autor, 2006.
- FONSECA, C. A. L. L. da. **Simulação de Escoamentos Turbulentos em Aerofólios**. Disponível em: <www.puc-rio.br/Pibic/relatorio.../relatorio/mec/cesar_agusto.pdf>. Acesso em: 12 out. 2015.
- HAU, E. **Wind Turbines - Fundamentals, Technologies, Application, Economics**. Berlin: Springer, 2006.
- ISMAIL, K. A. R. **Aerodinâmica Aplicada**. Campinas: Ed. do Autor, 2007. 345 p.
- JACOBS, E. N.; WARD, K. E.; PINKERTON, R. M. The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel. **NACA-report-460**, 1933.
- MATSUO, C. A. S. **Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado para Pulverização Agrícola**. 2011. 237 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Unicamp, Campinas, 2011.
- NASA. **The Work of Wings**. Disponível em: <<http://virtualskies.arc.nasa.gov/aeronautics/3.html>>. Acesso em: 28 out. 2015.
- RIBEIRO, D. E. Simulação Numérica de Aerofólios de Alta Sustentação. In: CONGRESSO NACIONAL DE ESTUDANTES DE ENGENHARIA MECÂNICA, 19, Itajubá: 2002.
- RIBEIRO, F. A. **Análise Aerodinâmica de Perfis de Asa para Aeronaves Experimentais Tipo JN-1**. 2011. 80 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2011.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**: Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign. São Paulo: Ed. do Autor, 2010.

ROSKAM, Jan; LAN, C. T. E. **Airplane aerodynamics and performance**. DARcorporation, 1997.

SILVA, R. E. P. **Especialização em Engenharia Aeronautica: Teoria de Vôo**. Taubaté: Ed. do Autor, 2013

SOBIECZKY, H. Parametric Airfoil and Wings. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68, **Vieweg Verlag**, 1998, 71-88 pp.

SOUSA B. S. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos**. 2008. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

UIUC Airfoil Data Site, Michael Selig, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801 Disponível em: <<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads.html>> Acesso em: 10 Nov. 2015

UNICAMP. **Determinação do Arrasto Total em Perfil Aerodinâmico**. Disponível em: <<http://www.fem.unicamp.br/~em712/arrasto.doc>>. Acesso em: 31 out. 2015.

VARGAS, L. A. T; OLIVEIRA, P. H. I.A; PINTO, R. L. U. F; BORTOULUS, M. V; SOUZA, M. S. **Comparison between modern procedures for aerodynamic calculation of subsonic airfoil for application in light aircraft designs**. In: International Congress of Mechanical Engineering, Ouro Preto, 2005.

WHITE, F. M. **Mecânica dos Fluidos**. 6. ed. Porto Alegre: Mc Graw Hill, 2011. 800 p.

APÊNDICE A – Código Computacional de Otimização

```
%Código principal
```

```
clear all
close all
clc
```

```
cd('C:\2\Xfoil');
fid = fopen('resultados.dat','w');
fprintf(fid,'Inicio: %2d/%d/%4d - %2dh %2dmin %2ds\n\n', tempo(3),
tempo(2), tempo(1), tempo(4), tempo(5), tempo(6));
```

```
tic
global count hist espessura bnd parain
```

```
% limites inferior e superior para cada parametro
```

```
bnd=[-8.600e4 -7.700e4    % 1 rLEU
      4.450e4 5.600e4    % 2 rLEL
      0.29000 0.40000    % 3 Xup
      0.64000 0.72000    % 4 Xlo
      0.09000 0.16900    % 5 Yup
     -0.03100 -0.02000    % 6 Ylo
     -0.92000 -0.83000    % 7 Yxxup
      0.015000 0.02200    % 8 Yxxlo
      0.00100 0.00230    % 9 YTE
      0.39000 0.48000    % 10 betaTE
     -0.19000 -0.11000]; % 11 alfaTE
```

```
cd('C:\2');
```

```
espessura = 0.006;
```

```
%lê coeficientes
[aU,aL] = coefin();
```

```
fprintf(fid,'aU e aL e parametros geometricos do perfil original\n');
fprintf(fid,'aU(6)      aU(5)      aU(4)      aU(3)      aU(2)      aU(1)\n%1.7f
%1.7f %1.7f %1.7f %1.7f %1.7f\n', aU(6),aU(5),aU(4),aU(3),aU(2),aU(1));
fprintf(fid,'      aL(6)      aL(5)      aL(4)      aL(3)      aL(2)      aL(1)\n%1.7f
%1.7f %1.7f %1.7f %1.7f %1.7f\n', aL(6),aL(5),aL(4),aL(3),aL(2),aL(1));
```

```
%gera comandos para o X-Foil
gerainstruc;
```

```
% gera parametros geometricos
cd('C:\2');
parain=ai2para([aU aL]);
```

```
sprintf('          rLEU          rLEL      Xup      Xlo      Yup      Ylo      Yxxup
Yxxlo      yTE  betaTE  alfaTE\n%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f
%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f', (parain(1) - 10)*(bnd(1,2) - bnd(1,1)) +
bnd(1,1), (parain(2) - 10)*(bnd(2,2) - bnd(2,1)) + bnd(2,1), (parain(3) -
10)*(bnd(3,2) - bnd(3,1)) + bnd(3,1), (parain(4) - 10)*(bnd(4,2) -
```

```

bnd(4,1)) + bnd(4,1), (parain(5) - 10)*(bnd(5,2) - bnd(5,1)) + bnd(5,1),
(parain(6) - 10)*(bnd(6,2) - bnd(6,1)) + bnd(6,1), (parain(7) -
10)*(bnd(7,2) - bnd(7,1)) + bnd(7,1), (parain(8) - 10)*(bnd(8,2) -
bnd(8,1)) + bnd(8,1), (parain(9) - 10)*(bnd(9,2) - bnd(9,1)) + bnd(9,1),
(parain(10) - 10)*(bnd(10,2) - bnd(10,1)) + bnd(10,1), (parain(11) -
10)*(bnd(11,2) - bnd(11,1)) + bnd(11,1))
fprintf(fid,'          rLEU          rLEL          Xup          Xlo          Yup
Ylo          Yxxup          Yxxlo          yTE          betaTE          alfaTE\n%1.8f %1.8f %1.8f
%1.8f %1.8f %1.8f %1.8f %1.8f %1.8f %1.8f\n', (parain(1) -
10)*(bnd(1,2) - bnd(1,1)) + bnd(1,1), (parain(2) - 10)*(bnd(2,2) -
bnd(2,1)) + bnd(2,1), (parain(3) - 10)*(bnd(3,2) - bnd(3,1)) + bnd(3,1),
(parain(4) - 10)*(bnd(4,2) - bnd(4,1)) + bnd(4,1), (parain(5) -
10)*(bnd(5,2) - bnd(5,1)) + bnd(5,1), (parain(6) - 10)*(bnd(6,2) -
bnd(6,1)) + bnd(6,1), (parain(7) - 10)*(bnd(7,2) - bnd(7,1)) + bnd(7,1),
(parain(8) - 10)*(bnd(8,2) - bnd(8,1)) + bnd(8,1), (parain(9) -
10)*(bnd(9,2) - bnd(9,1)) + bnd(9,1), (parain(10) - 10)*(bnd(10,2) -
bnd(10,1)) + bnd(10,1), (parain(11) - 10)*(bnd(11,2) - bnd(11,1)) +
bnd(11,1));

%roda otimização
count = 0;
options = optimset('Display','iter','TolFun',1e-4,'TolX',1e-3,'MaxI-
ter',300);
[paraotm,desemp] = fminsearch(@cfid,parain,options);
desemp = cfid(paraotm);

cd('C:\2')
[aU,aL] = para2ai(paraotm);

display('aU e aL e parametros geometricos do perfil otimizado');
sprintf(' aU(6) aU(5) aU(4) aU(3) aU(2) aU(1)\n%1.5f %1.5f
%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f', aU(6),aU(5),aU(4),aU(3),aU(2),aU(1))
sprintf(' aL(6) aL(5) aL(4) aL(3) aL(2) aL(1)\n%1.5f %1.5f
%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f', aL(6),aL(5),aL(4),aL(3),aL(2),aL(1))
sprintf('          rLEU          rLEL          Xup          Xlo          Yup          Ylo          Yxxup
Yxxlo          yTE          betaTE          alfaTE\n%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f
%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f', (paraotm(1) - 10)*(bnd(1,2) - bnd(1,1)) +
bnd(1,1), (paraotm(2) - 10)*(bnd(2,2) - bnd(2,1)) + bnd(2,1), (paraotm(3) -
10)*(bnd(3,2) - bnd(3,1)) + bnd(3,1), (paraotm(4) - 10)*(bnd(4,2) -
bnd(4,1)) + bnd(4,1), (paraotm(5) - 10)*(bnd(5,2) - bnd(5,1)) + bnd(5,1),
(paraotm(6) - 10)*(bnd(6,2) - bnd(6,1)) + bnd(6,1), (paraotm(7) -
10)*(bnd(7,2) - bnd(7,1)) + bnd(7,1), (paraotm(8) - 10)*(bnd(8,2) -
bnd(8,1)) + bnd(8,1), (paraotm(9) - 10)*(bnd(9,2) - bnd(9,1)) + bnd(9,1),
(paraotm(10) - 10)*(bnd(10,2) - bnd(10,1)) + bnd(10,1), (paraotm(11) -
10)*(bnd(11,2) - bnd(11,1)) + bnd(11,1))

fprintf(fid,'aU e aL e parametros geometricos do perfil otimizado\n');
fprintf(fid,'          aU(6)          aU(5)          aU(4)          aU(3)          aU(2)
aU(1)\n%1.7f %1.7f %1.7f %1.7f %1.7f %1.7f\n',
aU(6),aU(5),aU(4),aU(3),aU(2),aU(1));
fprintf(fid,'          aL(6)          aL(5)          aL(4)          aL(3)          aL(2)
aL(1)\n%1.7f %1.7f %1.7f %1.7f %1.7f %1.7f\n',
aL(6),aL(5),aL(4),aL(3),aL(2),aL(1));
fprintf(fid,'          rLEU          rLEL          Xup          Xlo          Yup
Ylo          Yxxup          Yxxlo          yTE          betaTE          alfaTE\n%1.8f %1.8f %1.8f
%1.8f %1.8f %1.8f %1.8f %1.8f %1.8f\n', (paraotm(1) -
10)*(bnd(1,2) - bnd(1,1)) + bnd(1,1), (paraotm(2) - 10)*(bnd(2,2) -
bnd(2,1)) + bnd(2,1), (paraotm(3) - 10)*(bnd(3,2) - bnd(3,1)) + bnd(3,1),
(paraotm(4) - 10)*(bnd(4,2) - bnd(4,1)) + bnd(4,1), (paraotm(5) -
10)*(bnd(5,2) - bnd(5,1)) + bnd(5,1), (paraotm(6) - 10)*(bnd(6,2) -

```

```

bnd(6,1)) + bnd(6,1), (paraotm(7) - 10)*(bnd(7,2) - bnd(7,1)) + bnd(7,1),
(paraotm(8) - 10)*(bnd(8,2) - bnd(8,1)) + bnd(8,1), (paraotm(9) -
10)*(bnd(9,2) - bnd(9,1)) + bnd(9,1), (paraotm(10) - 10)*(bnd(10,2) -
bnd(10,1)) + bnd(10,1), (paraotm(11) - 10)*(bnd(11,2) - bnd(11,1)) +
bnd(11,1));

```

```

toc

```

```

tempo = fix(clock);
sprintf('Fim: %2d/%d/%4d - %2dh %2dmin %2ds', tempo(3), tempo(2), tempo(1),
tempo(4), tempo(5), tempo(6))
fprintf(fid, '\nFim: %2d/%d/%4d - %2dh %2dmin %2ds\n', tempo(3), tempo(2),
tempo(1), tempo(4), tempo(5), tempo(6));

```

```

fprintf(fid, 'BND utilizado\n');
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 1 rLEU\n' ,bnd(1,1),bnd(1,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 2 rLEL\n' ,bnd(2,1),bnd(2,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 3 Xup\n' ,bnd(3,1),bnd(3,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 4 Xlo\n' ,bnd(4,1),bnd(4,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 5 Yup\n' ,bnd(5,1),bnd(5,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 6 Ylo\n' ,bnd(6,1),bnd(6,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 7 Yxxup\n' ,bnd(7,1),bnd(7,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 8 Yxxlo\n' ,bnd(8,1),bnd(8,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 9 YTE\n' ,bnd(9,1),bnd(9,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 10 betaTE\n',bnd(10,1),bnd(10,2));
fprintf(fid, '%1.5 %1.5 11 alfaTE\n',bnd(11,1),bnd(11,2));
fprintf(fid, '\nRestricao:CDmin< 0.01052 && (CLmin^(3/2)) <= 0.0275');
fclose(fid);

```

```

function [] = gerainstruc()

```

```

Reynolds = 3.236e5;      %Numero de Reynolds (escolhido pelo usuario)
Mach = 0.07
cd('C:\2\Xfoil');
fid = fopen('instr.dat','w');
fprintf(fid, 'load xypts.dat\n');
fprintf(fid, 'pane\n');
fprintf(fid, 'oper\n');
fprintf(fid, 'visc\n');
fprintf(fid, '%10.0f\n', Reynolds);
fprintf(fid, 'mach %1.2f\n', Mach);
fprintf(fid, 'iter\n1000\n');
fprintf(fid, 'alfa-5\n');
fprintf(fid, 'pacc\n');
fprintf(fid, 'saida.dat\n\n');
fprintf(fid, 'cl -.15\n');
fprintf(fid, 'aseq 0 8 .2\n');
fprintf(fid, '\nquit\n');
fclose(fid);
end

```

```

clc
clear
intraori = [0.000000 0.000000;
0.003557 -0.009809;
0.010069 -0.018652;

```



```

0.019461 -0.026525;
0.031639 -0.033428;
0.046496 -0.039363;
0.063910 -0.044336;
0.083754 -0.048363;
0.105888 -0.051468;
0.130173 -0.053686;
0.156461 -0.055065;
0.184607 -0.055666;
0.214461 -0.055566;
0.245874 -0.054851;
0.278694 -0.053624;
0.312764 -0.051992;
0.347926 -0.050072;
0.384012 -0.047981;
0.421368 -0.045774;
0.459652 -0.043264;
0.498236 -0.040502;
0.536896 -0.037571;
0.575405 -0.034548;
0.613531 -0.031497;
0.651043 -0.028475;
0.687710 -0.025528;
0.723303 -0.022690;
0.757598 -0.019989;
0.790373 -0.017443;
0.821419 -0.015066;
0.850529 -0.012866;
0.877511 -0.010850;
0.902183 -0.009023;
0.924377 -0.007390;
0.943940 -0.005956;
0.960736 -0.004728;
0.974645 -0.003711;
0.985568 -0.002912;
0.993428 -0.002337;
0.998167 -0.001990;
0.999750 -0.001873];
extraori = [1.000250 0.001873;
0.998751 0.002400;
0.994260 0.003970;
0.986801 0.006554;
0.976412 0.010104;
0.963144 0.014555;
0.947066 0.019829;
0.928263 0.025831;
0.906834 0.032461;
0.882895 0.039606;
0.856578 0.047152;
0.828030 0.054979;
0.797412 0.062965;
0.764901 0.070989;
0.730687 0.078929;
0.694974 0.086666;
0.657974 0.094081;
0.619915 0.101060;
0.581030 0.107490;
0.541563 0.113264;
0.501764 0.118280;
0.461889 0.122443;
0.422198 0.125668;
0.382542 0.127841;
0.343057 0.128586;

```

```

0.304552 0.127820;
0.267316 0.125560;
0.231627 0.121851;
0.197754 0.116769;
0.165945 0.110416;
0.136432 0.102920;
0.109421 0.094429;
0.085095 0.085105;
0.063606 0.075120;
0.045083 0.064650;
0.029625 0.053862;
0.017304 0.042918;
0.008169 0.031956;
0.002242 0.021095;
0.000000 0.000000;];

% Coordenadas x e y do extradorso
xe=extraori(:,1);
ye=extraori(:,2);
% Coordenadas x e y do intradorso
x=intraori(:,1);
y=intraori(:,2);

% Obtenção dos coeficientes de uma equação do tipo:
y=a1*x^0.5+a2*x^1.5+a3*x^2.5+a4*x^3.5+a5*x^4.5+a6*x^5.5;
s = fitoptions('Method','NonlinearLeastSquares','Robust','Bisquare','Algorithm','Levenberg-Marquardt');
f = fittype({'x.^0.5','x.^1.5','x.^2.5','x.^3.5','x.^4.5','x.^5.5'},'coefficients',{'a1','a2','a3','a4','a5','a6',});
originalextra=fit(xe,ye,f,s)
originalintra=fit(x,y,f,s)

% Coeficientes oriundos da função fit
aU = [0.3261 -0.3999 0.6325 -1.605 1.669 -0.621]; % Extradorso
aL = [-0.2012 0.4569 -0.3804 -0.008094 0.2635 -0.1327]; % Intradorso
% Pontos y_int da função interpoladora
ye_int=aU(1).*xe.^0.5+aU(2).*xe.^1.5+aU(3).*xe.^2.5+aU(4).*xe.^3.5+aU(5).*xe.^4.5+aU(6).*xe.^5.5; % Extradorso
y_int=aL(1).*x.^0.5+aL(2).*x.^1.5+aL(3).*x.^2.5+aL(4).*x.^3.5+aL(5).*x.^4.5+aL(6).*x.^5.5; % Intradorso

plot(xe,ye,'-k',xe,ye_int,':b',x,y,'-k',x,y_int,':b');
axis equal
axis([-0.1 1.1 -0.2 0.2])
legend('Perfil Original','Perfil após Interpolação','Location','South-east');
grid on

function [aU,aL] = coefin()

display('aU e aL do perfil original');

%Seu perfil
aU = [0.3261 -0.3999 0.6325 -1.605 1.669 -0.621]; % Extradorso
aL = [-0.2012 0.4569 -0.3804 -0.008094 0.2635 -0.1327]; % Intradorso

```

```

display('aU e aL e parametros geometricos do perfil original');
sprintf(' aU(6)    aU(5)    aU(4)    aU(3)    aU(2)    aU(1)\n%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f', aU(6),aU(5),aU(4),aU(3),aU(2),aU(1))
sprintf(' aL(6)    aL(5)    aL(4)    aL(3)    aL(2)    aL(1)\n%1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f %1.5f', aL(6),aL(5),aL(4),aL(3),aL(2),aL(1))

end

function [para] = ai2para(A)

global bnd

p = 0.0001; %Valor de x substituído na segunda derivada perto do bordo de
ataque
aU = A(1:6);
aL = A(7:12);

%Extradorso
yteU = aU(1) + aU(2) + aU(3) + aU(4) + aU(5) + aU(6);
alfateU = 1/2*aU(1) + 3/2*aU(2) + 5/2*aU(3) + 7/2*aU(4) + 9/2*aU(5) +
11/2*aU(6);
Xup = roots([11/2*aU(6) 9/2*aU(5) 7/2*aU(4) 5/2*aU(3) 3/2*aU(2)
1/2*aU(1)]);
for n = 1:5,
    if ((abs(isreal(Xup(n))-1)) || (Xup(n)<=0) || (Xup(n)>=1))
        Xup(n)=0;
    end;
end;
Xup = sum(Xup);
Xup = 0.351370593217330; %Valor calculado
Yup = aU(1)*Xup^(1/2) + aU(2)*Xup^(3/2) + aU(3)*Xup^(5/2) + aU(4)*Xup^(7/2)
+ aU(5)*Xup^(9/2) + aU(6)*Xup^(11/2);
Yxxup = -1/4*aU(1)/Xup^(3/2) + 3/4*aU(2)/Xup^(1/2) + 15/4*aU(3)*Xup^(1/2) +
35/4*aU(4)*Xup^(3/2) + 63/4*aU(5)*Xup^(5/2) + 99/4*aU(6)*Xup^(7/2);
rLEU = -1/4*aU(1)/p^(3/2) + 3/4*aU(2)/p^(1/2) + 15/4*aU(3)*p^(1/2) +
35/4*aU(4)*p^(3/2) + 63/4*aU(5)*p^(5/2) + 99/4*aU(6)*p^(7/2);

%Intradorso
yteL = aL(1) + aL(2) + aL(3) + aL(4) + aL(5) + aL(6);
alfateL = 1/2*aL(1) + 3/2*aL(2) + 5/2*aL(3) + 7/2*aL(4) + 9/2*aL(5) +
11/2*aL(6);
Xlo = roots([11/2*aL(6) 9/2*aL(5) 7/2*aL(4) 5/2*aL(3) 3/2*aL(2)
1/2*aL(1)]);
for n = 1:5,
    if ((abs(isreal(Xlo(n))-1)) || (Xlo(n)<=0) || (Xlo(n)>=1))
        Xlo(n)=0;
    end;
end;
Xlo = min(Xlo);
Xlo=0.200398920207429;
Ylo = aL(1)*Xlo^(1/2) + aL(2)*Xlo^(3/2) + aL(3)*Xlo^(5/2) + aL(4)*Xlo^(7/2)
+ aL(5)*Xlo^(9/2) + aL(6)*Xlo^(11/2);
Yxxlo = -1/4*aL(1)/Xlo^(3/2) + 3/4*aL(2)/Xlo^(1/2) + 15/4*aL(3)*Xlo^(1/2) +
35/4*aL(4)*Xlo^(3/2) + 63/4*aL(5)*Xlo^(5/2) + 99/4*aL(6)*Xlo^(7/2);
rLEL = -1/4*aL(1)/p^(3/2) + 3/4*aL(2)/p^(1/2) + 15/4*aL(3)*p^(1/2) +
35/4*aL(4)*p^(3/2) + 63/4*aL(5)*p^(5/2) + 99/4*aL(6)*p^(7/2);

para = [rLEU %rLEU
rLEL %rLEL
Xup %Xup

```

```

        Xlo                %Xlo
        Yup                %Yup
        Ylo                %Ylo
        Yxxup              %Yxxup
        Yxxlo              %Yxxlo
        yteU               %yTE
        alfateL - alfateU   %alfate
        (alfateU+alfateL)/2]; %tetaTE

for i = 1:max(size(para)),
    para(i) = (para(i) - bnd(i,1))/(bnd(i,2) - bnd(i,1)) + 10;
end

end

function desemp=cfd(para)

global count hist bnd

flagcount = 1;

cd('C:\2');
% gera coeficientes ai
A = para2ai(para);
aU = A(1:6);
aL = A(7:12);

%gera arquivo xypts.dat
flag = geraxypts(aU,aL);
if flag == 1
    %executa xfoil
    cd('C:\2\Xfoil');
    !del saida.dat
    [a,b] = dos('xfoilp4.exe < instr.dat');

    cd('C:\2');
    %le o arquivo de saida e retorna o CD/CL
    figure(2);
    count + 1;
    desemp = lesaida;
else
    desemp = nan;
end

for i = 1:max(size(para))
    paranorm(i) = (para(i) - 10)*(bnd(i,2) - bnd(i,1)) + bnd(i,1);
end

paranorm = paranorm';

if flagcount == 1,
    count = count + 1;
    hist(:,count) = [count;desemp;paranorm];

end

end

```

```

function [A] = para2ai(para)

global spessore bnd

% [M] * {A} = {X}
% {A} = [X] / {M}

for i = 1:max(size(para)),
    para(i) = (para(i) - 10)*(bnd(i,2) - bnd(i,1)) + bnd(i,1);
end

rLEU = para(1);
rLEL = para(2);
Xup = para(3);
Xlo = para(4);
Yup = para(5);
Ylo = para(6);
Yxxup = para(7);
Yxxlo = para(8);
yteU = para(9);
yteL = -1*spessore+yteU;
alfateU = para(11)-para(10)/2;
alfateL = para(10)/2+para(11);

p = 0.0001;

M = zeros(6);
M(1,:) = [          1          1          1          1
1          1];
M(2,:) = [          1/2          3/2          5/2          7/2
9/2          11/2];
M(3,:) = [          1/2*Xup^0          3/2*Xup^1          5/2*Xup^2          7/2*Xup^3
9/2*Xup^4          11/2*Xup^5];
M(4,:) = [          Xup^(1/2)          Xup^(3/2)          Xup^(5/2)          Xup^(7/2)
Xup^(9/2)          Xup^(11/2)];
M(5,:) = [ -1/4*p^(-3/2)  3/4*p^(-1/2)  15/4*p^(1/2)  35/4*p^(3/2)
63/4*p^(5/2)  99/4*p^(7/2)];
M(6,:) = [-1/4*Xup^(-3/2) 3/4*Xup^(-1/2) 15/4*Xup^(1/2) 35/4*Xup^(3/2)
63/4*Xup^(5/2) 99/4*Xup^(7/2)];

X = [    yteU
      alfateU
          0
          Yup
          rLEU
          Yxxup];

AU = M\X;

M = zeros(6);
M(1,:) = [          1          1          1          1
1          1];
M(2,:) = [          1/2          3/2          5/2          7/2
9/2          11/2];
M(3,:) = [          1/2*Xlo^0          3/2*Xlo^1          5/2*Xlo^2          7/2*Xlo^3
9/2*Xlo^4          11/2*Xlo^5];
M(4,:) = [          Xlo^(1/2)          Xlo^(3/2)          Xlo^(5/2)          Xlo^(7/2)
Xlo^(9/2)          Xlo^(11/2)];
M(5,:) = [ -1/4*p^(-3/2)  3/4*p^(-1/2)  15/4*p^(1/2)  35/4*p^(3/2)
63/4*p^(5/2)  99/4*p^(7/2)];

```

```
M(6,:) = [-1/4*Xlo^(-3/2) 3/4*Xlo^(-1/2) 15/4*Xlo^(1/2) 35/4*Xlo^(3/2)
63/4*Xlo^(5/2) 99/4*Xlo^(7/2)];
```

```
X = [ yteL
      alfateL
      0
      Ylo
      rLEL
      Yxxlo];
```

```
AL = M\X;
```

```
A = [AU;AL]';
```

```
% para =
% 1 raio ba sup          rLEU
% 2 raio ba inf          rLEL
% 3 xmax sup             Xup
% 4 xmax inf             Xlo
% 5 ymax sup             Yup
% 6 ymax inf             Ylo
% 7 raio y max sup       Yxxup
% 8 raio y max inf       Yxxlo
% 9 altura do bf         YTE
% 10 abertura do bf      betaTE
% 11 angulo de saida do bf alfaTE
end
```

```
function [flag] = geraxypts(aU,aL)
```

```
    x = [linspace(0,.01,28) linspace(.01,.1,28) linspace(.1,.25,28) lin-
space(.25,.5,28) linspace(.5,1,28)];
    yU =
aU(1)*x.^0.5+aU(2)*x.^1.5+aU(3)*x.^2.5+aU(4)*x.^3.5+aU(5)*x.^4.5+aU(6)*x.^5
.5;
    yL =
aL(1)*x.^0.5+aL(2)*x.^1.5+aL(3)*x.^2.5+aL(4)*x.^3.5+aL(5)*x.^4.5+aL(6)*x.^5
.5;
```

```
%teste do perfil
if min(yU-yL)<0
    flag = 0; %intradorso mais alto que o extradorso
else
    flag = 1;
end
cd('C:\2\Xfoil');
fid = fopen('xypts.dat','w');
fprintf(fid,'xypts\n');
fprintf(fid,'%1.6f %1.6f\n',[fliplr(x);fliplr(yU)]);
fprintf(fid,'%1.6f %1.6f\n',[x;yL]);
fclose(fid);
```

```
%plota o perfil atual
figure(1)
plot(x,yU,'k--');
hold on;
plot(x,yL,'r--');

axis equal;
```

```
grid on
```

```
%plota o perfil original
aUo = [0.3261 -0.3999 0.6325 -1.605 1.669 -0.621]; % Extradorso
aLo = [-0.2012 0.4569 -0.3804 -0.008094 0.2635 -0.1327]; % Intradorso
oryU = aUo(1)*x.^0.5 + aUo(2)*x.^1.5 + aUo(3)*x.^2.5 + aUo(4)*x.^3.5 +
aUo(5)*x.^4.5 + aUo(6)*x.^5.5;
oryL = aLo(1)*x.^0.5 + aLo(2)*x.^1.5 + aLo(3)*x.^2.5 + aLo(4)*x.^3.5 +
aLo(5)*x.^4.5 + aLo(6)*x.^5.5;
plot(x,oryU,'b-');
plot(x,oryL,'b-');
legend('extradorso', 'intradorso', 'perfil original',1);
hold off;
end
```

```
function param = lesaida()
cd('C:\2\Xfoil'); %Abre a pasta do Xfoil
fid = fopen('saida.dat','r'); %Abre o arquivo saida.dat para leitura
fseek(fid,425,'bof'); %Aponta para primeira posição de leitura
s = fscanf(fid,'%f',[7 inf]); %Leitura dos dados
fclose(fid);
s=s';
if min(size(s)) >= 1
    alfa = s(:,1); %Vetor alfa
    CL = s(:,2); %Vetor CL
    CD = s(:,3); %Vetor CD
    CDp = s(:,4); %Vetor CDp
    CM = s(:,5); %Vetor CM
    CDCL=abs(CD./CL); %Vetor CD/CL

    CD_analise = CD(min(find(alfa >= 0)):max(find(alfa <= 8)));
    %Seleciona os valores de CD entre 0° e 8°
    [CDmin,pos] = min(CD_analise);
    %CDmin será o menor valor de CD nessa faixa de angulos
    CL_analise = CL(min(find(alfa >= 0)):max(find(alfa <= 8)));
    CLmin = CL_analise(pos);

    if (CDmin < 0.01052 && CDmin/(CLmin^(3/2)) <= 0.0275)
        param = CDmin;
    else
        param = nan;
    end
else
    param = nan;
end
end
```