

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

OTIMIZAÇÃO DE PERFIL AERODINÂMICO PARA AERONAVES DE COMPETIÇÃO
SAE AERODESIGN POR ALGORITMO EVOLUTIVO

por

Felipe Caumo Kurcewicz

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, dezembro de 2017

Otimização de perfil aerodinâmico para aeronaves de competição SAE Aerodesign por
algoritmo evolutivo

por

Felipe Caumo Kurcewicz

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Profa. Thammy Cristina Hayashi
Coordenadora do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: Energia e fenômenos de transporte.

Orientador: Prof. Alexandre Vagtinski de Paula

Comissão de Avaliação:

Prof. Thammy Cristina Hayashi

Prof. Sérgio Viçosa Möller

Prof. Guilherme Crivelli Fraga

Porto Alegre, 04 de janeiro de 2018.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais, José Antonio Kurcewicz e Maria de Lourdes Caumo Kurcewicz, por serem meus pilares fundamentais nessa jornada de crescimento profissional e pessoal. Todo o crédito de minhas conquistas deve ser igualmente compartilhado com estes, meus bastiões de integridade, honestidade e empatia.

Ao Prof. Alexandre Vagtinski de Paula, pela orientação no trabalho, excelência como profissional e determinação na busca da formação de alunos cada vez mais qualificados e curiosos. Todas as conversas foram fundamentais na busca pelo conhecimento analítico e experimental, além de motivadoras na busca de oportunidades profissionais.

Ao Prof. Jakson Manfredini Vassoler, pela orientação no projeto de extensão aerodesign, sempre acessível para auxílio em questões técnicas e gerenciais. Em uma Universidade que pouco apoio mostrou a estes projetos, o auxílio foi e ainda é essencial.

À funcionária da Biblioteca da Escola de Engenharia, Vera Lucia Longaray, que durante os mais de seis anos de graduação sempre buscou me auxiliar como pessoa e profissional em todas as minhas escolhas, me escutando sempre que possível e compartilhando muito de sua própria vida.

KURCEWICZ, F. C. Otimização de perfil aerodinâmico para aeronaves de competição SAE Aerodesign por algoritmo evolutivo. 2017. 25 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2017.

RESUMO

Este trabalho aborda a metodologia de otimização de perfis aerodinâmicos através de algoritmos genéticos associado ao método dos painéis. Dois perfis iniciais foram escolhidos como semente de otimização (Eppler 423 e NACA 4 dígitos genérico) para aceleração da iteração. A otimização se mostrou eficiente para o perfil NACA, porém quase nula para o perfil Eppler 423, que já apresentava altos valores teóricos dos coeficientes de sustentação e baixos valores dos coeficientes de arrasto. Uma análise qualitativa experimental posterior foi capaz de mostrar que o perfil teórico Eppler 423 otimizado é altamente influenciado pelos processos construtivos, apresentando menores valores de sustentação e maiores valores de arrasto quando comparados ao perfil NACA otimizado.

PALAVRAS-CHAVE: método dos painéis, algoritmo genético, XFOIL, otimização

KURCEWICZ, F. C. Aerodynamic airfoil optimization for SAE Aerodesign competition's aircraft by evolutionary algorithm. 2017. 25 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2017.

ABSTRACT

This work approach a methodology of aerodynamic airfoil optimization through genetic algorithms linked to panel method analysis. Two airfoils were chosen as a initial optimization seeds (Eppler 423 and generic NACA 4 digit) to speed up the process. The optimization showed efficient for the NACA airfoil but mostly null fo the Eppler 423 airfoil, which already had high theoretical values for the lift coefficiente and low values for the drag coefficiente. A later experimental analysis was capable of showing that the theoretical airfoil Eppler 423 optimized was greatly affected by the manufacture process, showing smaller lift coefficient values and higher drag coefficient values when compared to the NACA optimized airfoil.

KEYWORDS: panel method, genetic algorithm, XFOIL, optimization

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Motivação e justificativa	1
2. OBJETIVOS.....	1
3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	2
4. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	3
4.1. Número de Reynolds	3
4.2. Método dos painéis	3
4.3. Vórtice.....	4
4.4. Perfil aerodinâmico	4
4.5. Coeficientes de arrasto e sustentação	5
4.6. Equação de Bernoulli	5
4.7. Número de Mach	6
5. METODOLOGIA	6
5.1. Parâmetros	6
5.2. Obtenção dos coeficientes do perfil aerodinâmico	7
5.3. Iteração por algoritmo genético	8
5.4. Rotina de otimização.....	8
5.5. Obtenção de dados experimentais.....	8
6. RESULTADOS	9
6.1. Resultados numéricos.....	10
6.1.1. Eppler 423.....	10
6.1.2. NACA	11
6.2. Resultados experimentais	12
7. CONCLUSÕES.....	13
7.1. Sugestões para trabalhos futuros.....	14
8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	14
APÊNDICES	16
APÊNDICE I – Análise de incertezas	16
APÊNDICE II – Coeficientes de sustentação e arrasto do perfil Eppler 423 original e após otimização.	17
APÊNDICE III – Coeficientes de sustentação e arrasto do perfil NACA original e após otimização.	17
ANEXOS	18
ANEXO I – Perfil de velocidades do túnel aerodinâmico.	18
ANEXO II – Especificações das células de carga	19

1. INTRODUÇÃO

O estudo e desenvolvimento de perfis aerodinâmicos é historicamente um dos maiores desafios em projetos de engenharia na área de mecânica dos fluidos, com aplicabilidades diversas, desde as pás de um aerogerador, onde buscamos aproveitar de forma mais otimizada possível a incidência dos ventos para geração de energia, até o projeto de asa de uma aeronave militar supersônica, onde o piloto deverá ter alta manobrabilidade da máquina sem que ocorra súbita perda de sustentação e haja resistência mecânica às ondas de choque.

Neste trabalho, o desenvolvimento de um perfil aerodinâmico abordado será destinado a aeronaves cargueiras, não tripuladas e rádio controladas, que voam em baixo número de Reynolds (valores inferiores a 1000000) e baixa altitude. Tais aeronaves são destinadas à competição SAE (*Society of Automotive Engineers*) *Aerodesign* realizada anualmente, onde alunos de ensino superior do Brasil e de outros países unem-se para apresentar seus projetos a engenheiros competentes no assunto, e são avaliados dentro de requisitos previamente estabelecidos nas áreas de aerodinâmica, estruturas, desempenho, elétrica/eletrônica e controle e estabilidade, indicadas por SAE, 2017.

1.1. Motivação e justificativa

Com o crescente nível de qualidade das aeronaves projetadas pelas equipes participantes, os projetos devem apresentar pontos de inovação e estudo cada vez mais estruturados para que possam se destacar. Para o setor de aerodinâmica, um dos principais pontos de estudo e inovação é o desenvolvimento e teste de novos perfis.

As literaturas disponíveis ao longo da história e os bancos de dados de perfis existentes e altamente difundidos buscam solucionar problemas relacionados a aviação comercial e militar, onde muitos dos fatores pivô de projeto não se aplicam as aeronaves desenvolvidas para o *Aerodesign*, tais como espaço para armazenamento de combustível e eficiência em voo. O estudo dirigido neste trabalho tem como motivação desenvolver conhecimentos aerodinâmicos relacionados ao setor aeronáutico aproximando este do aluno em processo de formação em engenharia.

2. OBJETIVOS

O presente trabalho tem como objetivo desenvolver um novo perfil aerodinâmico, a ser utilizado pela equipe de *Aerodesign* da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) nas próximas competições, onde as relações de sustentação e arrasto, sejam otimizadas para ângulos de ataque previamente definidos, além da possibilidade de obtenção de geometrias com maiores facilidades construtivas, aproximando os dados práticos dos experimentais.

O desenvolvimento será realizado através de algoritmos genéticos aplicados à bancos de perfis existentes concatenado ao *software* XFOIL, 2001, para obtenção de dados quantitativos fundamentais. O perfil 2D obtido será posteriormente testado no túnel aerodinâmico do Laboratório de Mecânica dos Fluidos da UFRGS para obtenção de dados qualitativos através de modelo de asa. Os resultados teóricos e experimentais serão comparados para avaliação das perdas relacionadas aos métodos construtivos.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Do ponto de vista e análise majoritariamente física de perfis aerodinâmicos, McLean, 2013, oferece explicações mais fundamentadas do escoamento do ar através da asa ao desenvolver de forma mais robusta a explicação e conceito da camada-limite e a transição do escoamento de laminar para turbulento. Também presente nesta obra, os conceitos de geração de sustentação na asa, assim como os de arrasto parasita e induzido são trabalhados e explicados de forma estruturada, justificando tais comportamentos a cinco leis-chave: conservação de massa, conservação de quantidade de movimento linear, primeira lei da termodinâmica e segunda lei da termodinâmica.

Já direcionado ao ponto de vista de engenharia, Anderson, 2010, apresenta diversos casos utilizados historicamente em projetos aeronáuticos de aeronaves comerciais para transporte civil e jatos de combate, assim como as justificativas para tais escolhas. Os conceitos de diedro, ângulo de enflechamento, posicionamento da asa (alta, média e baixa) e torção aerodinâmica são introduzidos, seguidos dos prós e contras que estas escolhas trazem ao serem utilizadas em uma aeronave.

Na obra de Roskam, 2005, é apresentado um fluxograma de escolhas iterativo baseado em pontos-chave de um projeto aeronáutico que leva em consideração toda a etapa de pré-projeto e objetivo fim da aeronave. Tal metodologia, desenvolvida pela DARcorporation®, viabiliza o projeto inicial de uma asa de forma mais assertiva, levando em consideração a geometria inicial da fuselagem, assim como outras condições já previamente definidas e impostas.

Presente na obra de Roskam, 2008, os cálculos de sustentação e arrasto gerados por uma asa já com perfil definido, são equacionados de forma a permitir um valor analítico de referência aos projetistas. Também estruturados e exemplificados para diversos tipos de geometria altamente utilizados na indústria aeronáutica ao longo da história, o leitor poderá encontrar os cálculos de arrasto parasita gerados para demais superfícies da aeronave, tais como o trem de pouso, o leme, o profundor e a fuselagem. Com os cálculos de sustentação, arrasto induzido e arrasto parasita em mãos, a escolha do sistema propulsor inicial torna-se possível, levantando também em consideração as normas aeronáuticas vigentes, tais como FAR 23, 2017, e FAR 25, 2017.

Relativo à otimização de dados, Arora, 2004, apresenta conceitos básicos e desenvolve através de lógica aplicada a algoritmos algumas das técnicas desenvolvidas e utilizadas em ramos de engenharia e economia.

Direcionado à otimização por algoritmos evolutivos, Eiben *et al.*, 2007, apresenta novas abordagens e estruturam os conhecimentos através da exemplificação da utilidade destes em casos reais. Ao longo do livro, desafios são apresentados e se incita a resolução destes por mais de uma metodologia.

4. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

4.1. Número de Reynolds

Este parâmetro adimensional representa a razão entre as forças de inércia e viscosas. Conforme descrito por Robert *et al.*, 2015, escoamentos com grande número de Reynolds são geralmente turbulentos, já os com pequeno valor, tendem a apresentar comportamento laminar.

$$R_e = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu}, \quad (4.1)$$

onde ρ é a massa específica do fluido, em kg/m^3 , V é a velocidade média do fluido, em m/s , μ é a viscosidade dinâmica, em $\text{Pa}\cdot\text{s}$, L é um comprimento característico descritivo da geometria do campo de escoamento, em m e ν é a viscosidade cinemática do fluido, em m^2/s .

4.2. Método dos painéis

A linha de contorno de um perfil pode ser discretizada através de diversos segmentos de retas denominados “painéis”. Cada ponto ao longo destes painéis é considerado um ponto de singularidade onde vórtices são existentes e induzem velocidades tanto no escoamento quanto nos demais painéis presentes no perfil, como definido por Anderson, 2010.

A Figura 5.3 ilustra o processo, onde tanto a parte superior como inferior do perfil são divididas em painéis. O vórtice central de cada painel gera um velocidade induzida de em um ponto arbitrário $P(x,y)$, distante r_{pj} , determinada por

$$\Phi(P) = \sum_{j=1}^n \Delta\Phi_j = \sum_{j=1}^n \frac{\lambda_j}{2\pi} \int_j \ln r_{pj} ds_j, \quad (4.2)$$

onde λ_j é a força exercida por um ponto de vorticidade do painel j , capaz de induzir um potencial infinitesimal $d\Phi$ em P .

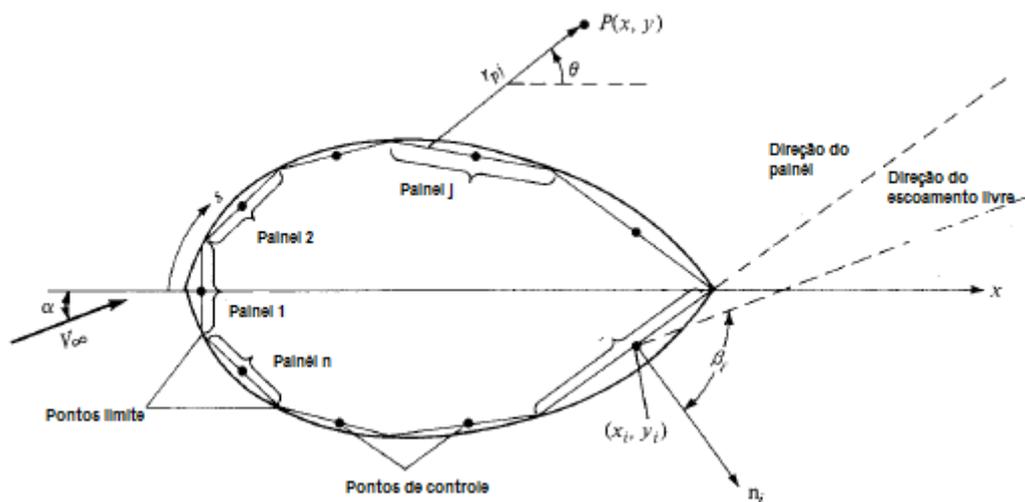


Figura 4.1 – Divisão do perfil em painéis. Adaptada de Anderson, 2010.

Levando em consideração o ângulo de incidência do escoamento e a velocidade relativa deste com o perfil analisado, é possível calcular a influência de um painel nos demais por

$$\frac{\lambda_i}{2} + \sum_{j=1}^n \frac{\lambda_j}{2\pi} \int_j \frac{\partial}{\partial n_i} (\ln r_{pj}) ds_j + V_\infty \cos \beta_i = 0 \quad , \quad (4.3)$$

onde λ_i é a força exercida por um ponto de vorticidade do painel i (parte inferior do perfil), λ_j é a força exercida por um ponto de vorticidade do painel j (parte superior do perfil), V_∞ a velocidade relativa do escoamento e β_i o ângulo entre o último painel da parte inferior e o escoamento na saída do perfil.

4.3. Vórtice

Vórtice se refere à região do fluido onde o escoamento é circular em torno da linha de um eixo, a qual pode ser reta ou não. Uma representação do conceito pode ser vista na Figura 4.2.

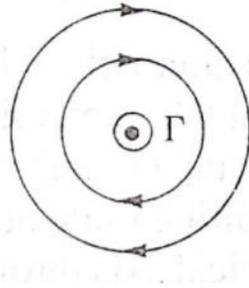


Figura 4.2 – Definição de circulação. Imagem retirada de Anderson, 2010.

4.4. Perfil aerodinâmico

Um perfil aerodinâmico pode ser classificado como qualquer corpo que, a partir de determinado ângulo de ataque (ângulo entre o escoamento do fluido e a corda do perfil), produz uma força de sustentação maior que uma força de arrasto e também um momento de arfagem (em torno do centro de pressão), conforme ilustrado na Figura 4.3 e definido por Roskam ,1997.

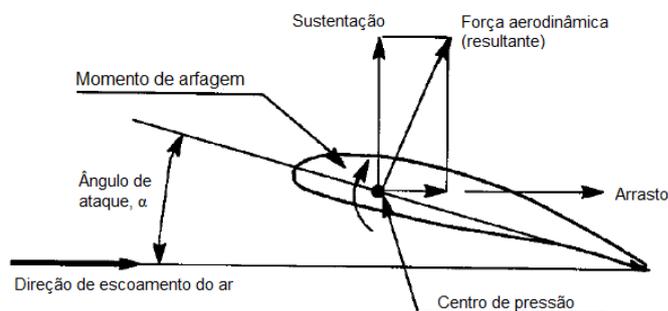


Figura 4.3 – Representação de um perfil 2D. Adaptada de Roskam, 1997.

Ao longo deste trabalho, serão analisados apenas perfis 2D, ou seja, asas de envergadura infinita onde é possível desconsiderar o arrasto induzido de ponta de asa.

Em caso de uma asa (perfil 3D), o ângulo formado entre um determinado ponto da corda alar em relação a um eixo perpendicular à linha central da aeronave é definido como ângulo de enflechamento. Já o ângulo formado entre o plano da asa e um plano horizontal é definido como ângulo de diedro.

4.5. Coeficientes de arrasto e sustentação

O coeficiente de sustentação de uma asa pode ser obtido através de

$$C_L = \frac{2L}{\rho S V^2}, \quad (4.5)$$

onde C_D é o coeficiente de arrasto (adimensional) e D é o arrasto gerado pelo segmento de asa, em N.

De forma análoga, o coeficiente de arrasto pode ser obtido por

$$C_D = \frac{2D}{\rho S V^2}, \quad (4.6)$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação (adimensional), L é a sustentação gerada pelo segmento de asa, em N, S é a área da asa, em m^2 e as demais variáveis já foram apresentadas anteriormente.

As equações 4.5 e 4.6 fornecem estimativas grosseiras dos valores reais encontrados em um segmento de asa e/ou aeronave, contudo, para uma análise teórica de perfis 2D são satisfatórios.

4.6. Equação de Bernoulli

A equação de Bernoulli para escoamentos incompressíveis, fornece uma relação direta de proporcionalidade entre a pressão e a velocidade de escoamento de um fluido.

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 + gz = constante, \quad (4.7)$$

onde p é a pressão do fluido, em Pa.

As restrições para aplicação desta equação, descritas por Robert *et al.*, 2015, são: escoamento em regime permanente, escoamento sem atrito, escoamento ao longo de uma linha de corrente e escoamento incompressível.

O princípio aplicado à perfis aerodinâmicos pode ser melhor visualizado através da Figura 4.4.

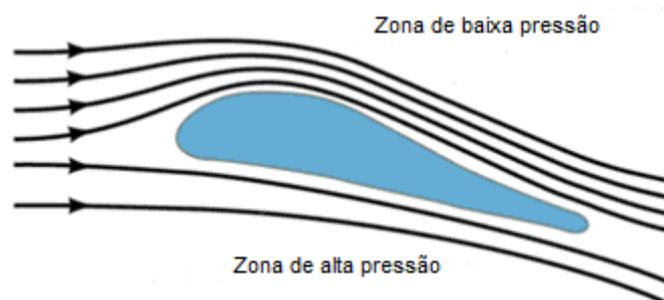


Figura 4.4 – Representação do comportamento das linhas de corrente na parte superior e inferior do perfil.

4.7. Número de Mach

O número de Mach é uma medida adimensional de velocidade obtida por

$$M = \frac{v_o}{v_s}, \quad (4.8)$$

onde v_o é a velocidade do objetivo analisado e v_s é a velocidade média do som (aproximadamente 340 m/s considerando ar como fluido).

Tal parâmetro é utilizado como referência na análise da compressibilidade do fluido e da energia interna de escoamento do ar incidente.

5. METODOLOGIA

Para a resolução do trabalho proposto, este foi inicialmente segmentado em três problemas menores, de maneira a permitir uma evolução gradativa dos resultados e analisados, sendo estes:

- i) Obtenção dos parâmetros de voo e de otimização;
- ii) Obtenção de coeficientes básicos para geometrias pré-definidas de perfil aerodinâmico;
- iii) Iteração de novas geometrias através dos coeficientes obtidos e uma função de otimização;

A Figura 5.1 ilustra através de um fluxograma a rotina de trabalho do código final, possível após a solução e união dos três problemas destacados, onde, ao inserirmos uma geometria inicial de perfil, parâmetros de voo e uma função de otimização, será possível a obtenção de uma nova geometria, otimizada com especificidade.

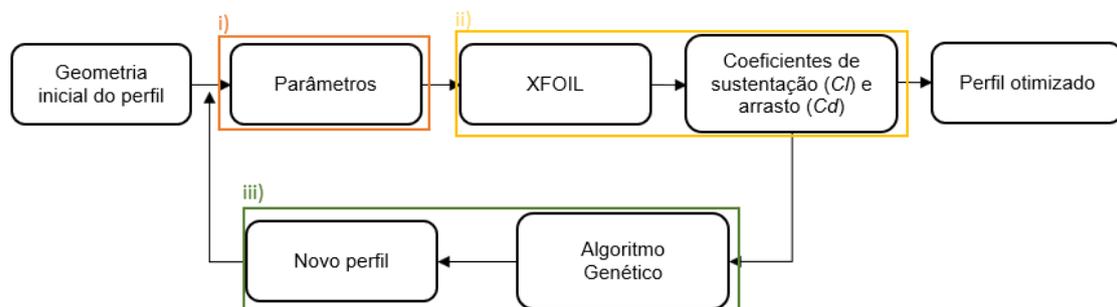


Figura 5.1 – Diagrama explicativo da rotina de iteração do presente trabalho.

5.1. Parâmetros

Os parâmetros utilizados na otimização do perfil foram divididos em duas categorias: condições de contorno do escoamento e prioridades de otimização. Ambas foram baseadas na aeronave projetada e construída pela equipe de *Aerodesign* da UFRGS para a competição SAE *Aerodesign* 2017. A obtenção destes dados e resolução deste problema acarreta na conclusão do item *i* descrito ao início da seção 5.

As condições de contorno do escoamento foram definidas através da capacidade máxima de empuxo do motor e das condições de temperatura e umidade do local da competição, além de simplificações necessárias para facilitar a convergência e as iterações. Estas condições iniciais, assim como seus respectivos valores, podem ser verificadas na Tabela 5.1.

Tabela 5.1 - Parâmetros do escoamento e geometria da asa.

N° Reynolds	Massa específica (kg/m ³)	Velocidade relativa do escoamento (m/s)	Ângulo de enflechamento (graus)	Ângulo de diedro (graus)	Efeito solo
800.000	1,18	10,00	0	0	Não

Como prioridade de otimização, foram definidos três pontos de relevância através das respostas obtidas em voos com levantamento de carga e norteados por Roskam, 2008, apresentados em ordem de relevância, do maior ao menor:

a) Máxima sustentação para ângulo de ataque igual a 12°: esta condição é desejada uma vez que a finalidade da aeronave é levantar carga em um comprimento de pista pré-definido. Tal ângulo de ataque da asa é desejado apenas para decolagem, uma vez que há a necessidade de rápido ganho de altitude. Valores de ângulos superiores a este são muito próximos ao ponto de estol, condição de risco e possível perda de controle com conseqüente queda da aeronave.

b) Mínimo arrasto para ângulo de ataque igual a 0°: é desejado que a aeronave alcance a maior velocidade possível no comprimento de pista pré-definido de 60 m, ou seja, toda e qualquer força contrária ao movimento deve ser reduzida e se possível eliminada. Como a força de sustentação é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade, pequenos incrementos desta conseqüentemente permitem grandes variações da carga transportada;

c) Máxima sustentação para ângulo de ataque igual a 0°: não é desejado uma diferença muito brusca dos valores dos coeficientes de sustentação entre o ângulo de ataque máximo e mínimo de voo, pois caso isso ocorra, a aeronave poderá apresentar instabilidade vertical.

5.2. Obtenção dos coeficientes do perfil aerodinâmico

A obtenção dos coeficientes de sustentação e arrasto do perfil 2D foi feita através do software de licença livre, XFOIL, consagrado na análise de perfis, que, após a inserção de dados iniciais e a geometria do perfil, aplica o método dos painéis (que será explicado na próxima seção) e fornece ao usuário os dados obtidos através de arquivos em formato de texto. A Figura 5.2 mostra de forma mais detalhada e ilustrativa o processo.

Os coeficientes obtidos para as condições de voo da aeronave da equipe de *Aerodesign* permitem a solução do problema *ii* listado no início da seção 5.

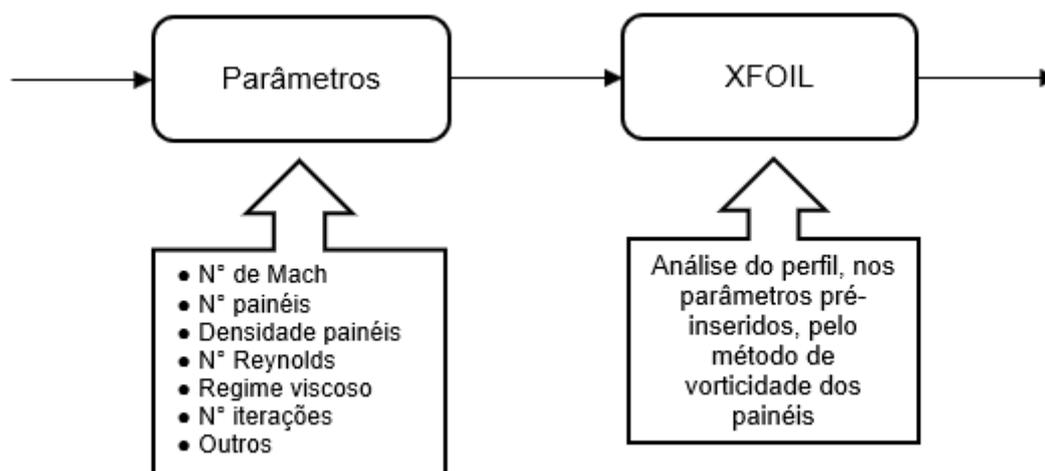


Figura 5.2 – Diagrama de obtenção de dados através do software XFOIL.

O item “Parâmetros” agrega as condições de contorno descritas na seção 5.1, além dos dados básicos exigidos pelo *software* para o processo de cálculo, tais como o número de painéis, valor do número de Mach, regime de escoamento, número de iterações para cada ângulo de ataque e a densidade dos painéis (condição que permite a concentração de um maior número de painéis no bordo de ataque e fuga do perfil, uma vez que nestas regiões há uma necessidade maior de detalhamento). O valor definido para cada variável pode ser analisado na Tabela 5.2.

Tabela 5.2 - Parâmetros específicos do XFOIL.

Número de painéis	Densidade dos painéis	Número de Mach	Número de iterações	Regime de escoamento
240	1,5	0,03	100	Viscoso

5.3. Iteração por algoritmo genético

O método de algoritmo genético permite a otimização de problemas baseado na lógica de seleção natural, onde os indivíduos mais evoluídos para determinadas condições têm maior chance de gerarem “filhos” mais evoluídos.

No trabalho em questão, dois perfis são escolhidos como sementes iniciais, sendo considerados a base de criação da população e acelerando o processo de convergência. Os perfis escolhidos foram o Eppler 423, perfil teórico de alta sustentação utilizado pela equipe de aerodesign no projeto de 2017, e um perfil NACA 4 dígitos genérico, quase simétrico e que conseqüente apresenta baixos valores de sustentação e arrasto gerados, porém de geometria muito similar aos utilizados na indústria. McBain, 2012, une a análise de perfis a *softwares* capazes de realizarem tal processo. Os demais parâmetros utilizados estão na Tabela 5.3.

Tabela 5.3 - Fatores do algoritmo genético.

Probabilidade de mutação (%)	Método de seleção dos pais	População	Nº de iterações máximo do G.A.	Razão de mutação dos cromossomos	Intervalo de variação permitido
40	Torneio	80	700	0,02	0,05

5.4. Rotina de otimização

Solucionado os problemas i, ii e iii, a otimização do perfil pelo fluxograma da Figura 5.1 foi possível através do programa XOPTFOIL. Este permite um fácil *setup* do algoritmo genético e dos dados necessários ao XFOIL, além do baixo requisito de hardware e fácil visualização do progresso através de uma interface em Python.

5.5. Obtenção de dados experimentais

A obtenção de dados experimentais de sustentação e arrasto dos perfis otimizados foi feita através de uma bancada aerodinâmica previamente construída, ilustrada pela Figura 5.4, utilizada no túnel aerodinâmico do Laboratório de Mecânica dos Fluidos (LMF) da UFRGS de seção transversal quadrada com 1 m² de área e segmentos de asa com envergadura de 0,3 m e corda de 0,150 m.

Como a obtenção de dados experimentais tem caráter qualitativo, o impacto do arrasto de ponta de asa (induzido) e da rugosidade dos modelos construídos não serão calculados. Para uma análise quantitativa, a análise de tais é fundamental pois reduzem drasticamente a sustentação gerada pela asa e aumentam o arrasto, logo.

A bancada é constituída de duas células de carga de flexão, cujas especificações encontram-se no Apêndice I, ligadas a um Arduino Uno responsável pela leitura e visualização dos dados. A célula de carga A é colocada de forma a obter os dados de arrasto do segmento de asa, uma vez que sua medição de dados é paralela ao escoamento. Já a segunda célula é colocada paralela a força gerada pela asa, permitindo, assim, a obtenção dos dados de sustentação. A haste de conexão entre o perfil e a base possui o formato de um perfil NACA 0009, uma vez que este é simétrico e teoricamente não cria esteira de escoamento para ângulo de ataque igual a zero.

Os dados foram obtidos para velocidades de escoamento aproximadas de 9,5 m/s e nos ângulos de ataque aproximados de 0° e 15°. Um maior detalhamento da geometria do túnel aerodinâmico, assim como o comportamento do escoamento, pode ser verificado no Anexo I.

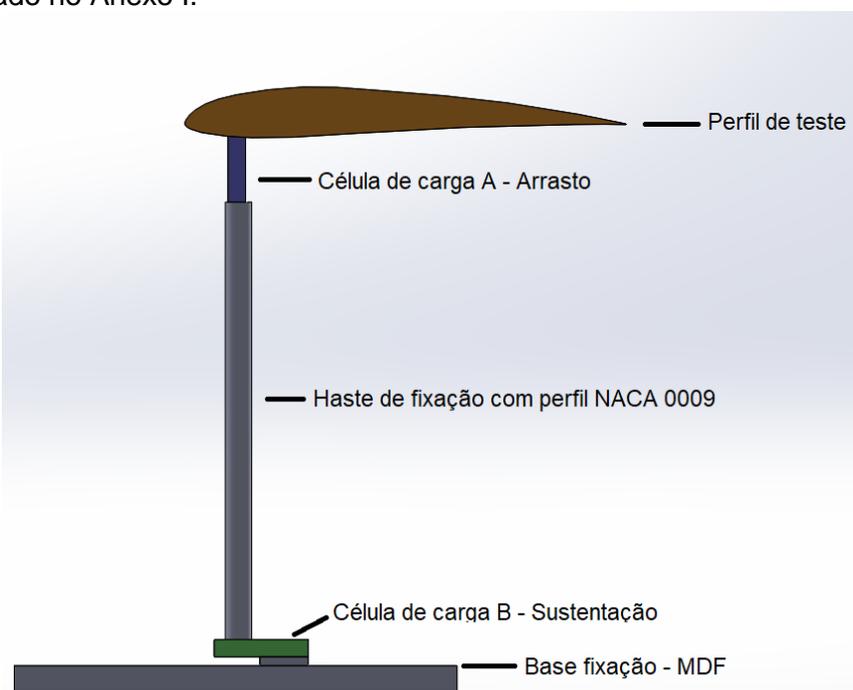


Figura 5.4 – Representação da bancada para testes aerodinâmicos. Célula de flexão A para dados de arrasto e célula de flexão B para dados de sustentação.

Os dados experimentais permitem verificar o real comportamento de perfis teóricos e, principalmente, avaliar o impacto dos métodos construtivos utilizados na geometria final. Pequenas variações na curvatura de perfis de alta sustentação descaracterizam o escoamento do fluido sobre este, resultando em grandes perdas de sustentação e aumento de arrasto. Abbott, 1959, permite a consulta de uma grande variedade de geometrias de perfis 2D assim como a comparação teórico/experimental.

6. RESULTADOS

Os resultados foram divididos entre numéricos, obtidos através do processo de otimização por algoritmos genéticos e XFOIL, e experimentais, obtidos através da bancada de aerodinâmica e do túnel aerodinâmico do Laboratório de Mecânica dos Fluidos.

6.1. Resultados numéricos

Dois perfis 2D foram obtidos através da metodologia descrita, porém com sementes diferentes, servindo de ponto inicial para a criação da população (acelerando o processo) e continuação do processo de iteração.

Os coeficientes de sustentação e arrasto para os perfis originais e otimizados foram analisados na faixa de ângulo de ataque de 0° a 15° . O valor do ângulo de ataque inicial é igual ao da aeronave projetada pela equipe de *Aerodesign* em 2017. Já o valor de 15° foi escolhido por ser o ponto de estol de uma grande gama de perfis, teóricas e experimentalmente analisado por Abbott, 1959.

6.1.1. Eppler 423

O perfil Eppler 423 apresentou pequena variação de sua geometria, o que pode ser observado na Figura 6.1. Os valores do coeficiente de sustentação apresentaram melhoria teórica entre 0,22% e 1,79% na faixa de ângulo de ataque analisada. Já os valores do coeficiente de arrasto apresentaram variações positivas e negativas, entre -4,36% e 3,24% para a mesma faixa de ângulo.

Todos os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto, tanto para o perfil Eppler 423 original quanto para o perfil Eppler 423 otimizado podem ser verificados no Apêndice II.

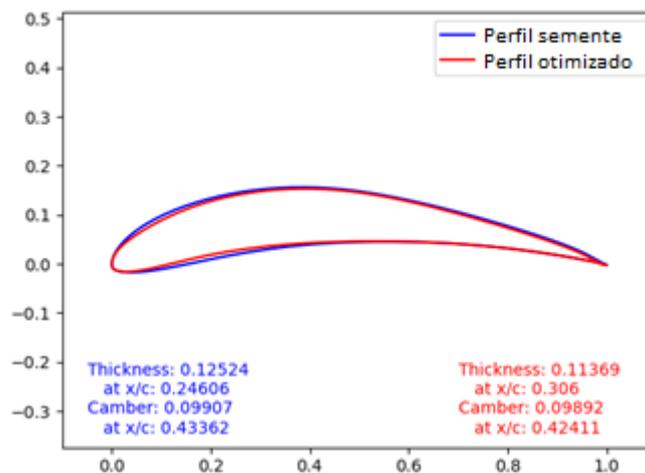


Figura 6.1 – Geometria do perfil Eppler 423 original (linha azul) e perfil otimizado (linha vermelha). Eixo x representa as coordenadas adimensionais horizontais dos pontos do perfil e o eixo y as coordenadas adimensionais verticais dos pontos do perfil.

Por se tratar de um perfil teórico, ou seja, sem testes em túneis aerodinâmicos para comprovação dos valores de sustentação e arrasto obtidos analiticamente, o Eppler 423 já apresenta valores altamente otimizados, porém ao custo de uma geometria de difícil construção e conseqüentemente grandes perdas.

As polares de sustentação e arrasto podem ser verificadas na Figura 6.2, onde os valores do coeficiente de sustentação ficam na faixa de 1,0 e 2,1 e os valores do coeficiente de arrasto na faixa de 0,0010 e 0,5900. Também é possível notar o ponto de estol próximo a 12° , onde em teoria a asa apresenta perda de sustentação e crescimento exponencial do arrasto devido ao completo descolamento da esteira de escoamento.

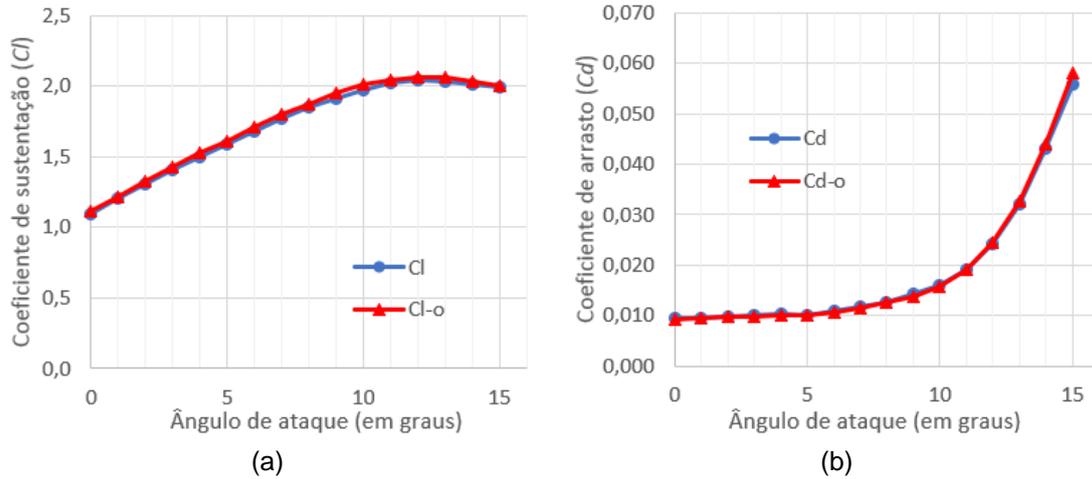


Figura 6.2 – Polar de sustentação (a) e polar de arrasto (b) dos perfis 2D Eppler 423 original e otimizado. C_l e C_{l-o} são os valores do coeficiente de sustentação do perfil original e otimizado, respectivamente. C_d e C_{d-o} são os valores do coeficiente de arrasto do perfil original e otimizado, respectivamente.

6.1.2. NACA

Por apresentar uma geometria inicial quase simétrica, o perfil NACA otimizado demonstrou considerável variação na geometria do extradorso próximo ao bordo de ataque, região de maior diferença de pressão, passível de ser visualizada na Figura 6.3. Tal variação foi capaz de otimizar drasticamente o valor do coeficiente de sustentação para o ângulo de ataque de 0° e de 15° , e consideravelmente para o restante dos ângulos. O coeficiente de arrasto foi reduzido em mais de 50% para toda a faixa analisada.

Todos os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto, tanto para o perfil NACA original quanto para o perfil NACA otimizado podem ser verificados no Apêndice III.

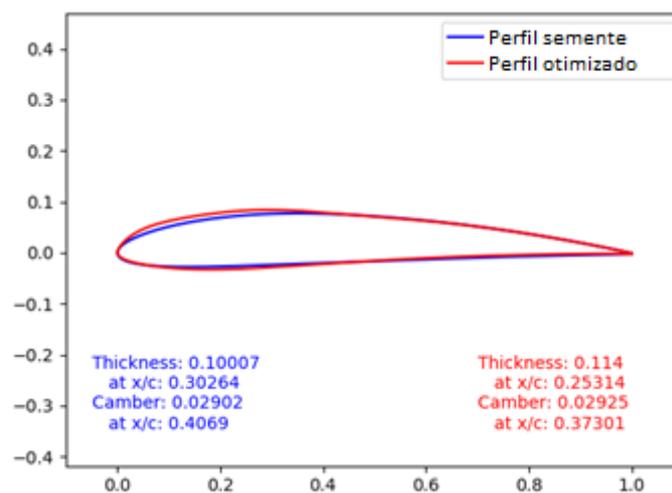


Figura 6.3 – Geometria do perfil NACA original (linha azul) e perfil otimizado (linha vermelha). Eixo x representa as coordenadas adimensionais horizontais dos pontos do perfil e o eixo y as coordenadas adimensionais verticais dos pontos do perfil.

A Figura 6.4 representa as polares de sustentação e arrasto, onde é possível perceber que o ponto de estol do perfil otimizado foi postergado e ocorre entre ângulos de 14° e 15° , enquanto o estol do perfil NACA original ocorre aproximadamente a 12° .

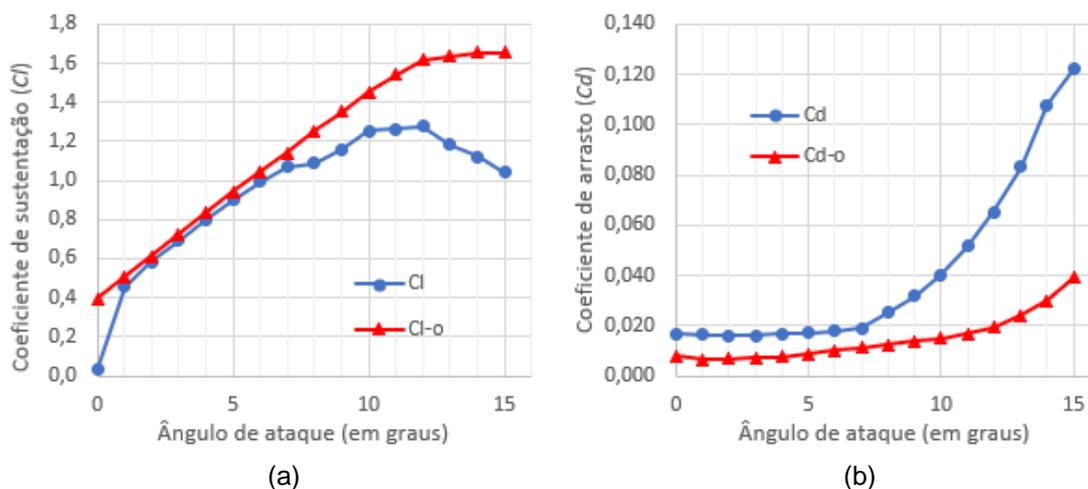


Figura 6.4 – Polar de sustentação (a) e polar de arrasto (b) dos perfis 2D NACA original e otimizado. C_l e C_{l-o} são os valores do coeficiente de sustentação do perfil original e otimizado, respectivamente. C_d e C_{d-o} são os valores do coeficiente de arrasto do perfil original e otimizado, respectivamente.

6.2. Resultados experimentais

Os dados experimentais obtidos foram utilizados para comparação qualitativa do impacto construtivo no valor dos coeficientes. Por ser a primeira versão da bancada desenvolvida, esta apresenta problemas na obtenção de dados em ângulos de ataques exatos. Logo, a construção da polar sustentação e arrasto torna-se inviável vista a baixa precisão.

Levando em consideração estes problemas, foram obtidos dados de sustentação e arrasto através dos valores de força obtidos nas células de carga para os ângulos de ataque de 0° e 12° (escolhidos anteriormente para otimização), com uma margem de erro superior e inferior de 2° .

A Tabela 6.1 apresenta os valores dos coeficientes obtidos experimentalmente através das Equações 6.1 e 6.2, deduzidas em Anderson, 2010. Os valores das incertezas de medição podem ser verificados no Apêndice I.

Cabe salientar que por se tratar de uma análise qualitativa, os valores dos arrastos parasitas, de pressão e induzidos não foram discretizados.

Tabela 6.1 - Coeficientes de sustentação e arrasto dos perfis otimizados obtidos experimentalmente. C_{l-e} e C_{d-e} são os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto obtidos de forma experimental, respectivamente.

α ($^\circ$)	Eppler 423 otimizado		NACA otimizado	
	C_{l-e}	C_{d-e}	C_{l-e}	C_{d-e}
0	0,2420	0,1168	0,0459	0,0292
12	0,6118	0,1878	0,7178	0,1753

Apesar do coeficiente de sustentação teórico do perfil Eppler 423 otimizado ser muito superior para 12° quando comparado ao perfil NACA otimizado (2,06 contra 1,61), a sustentação gerada por esse é menor, ou seja, por se tratar de um perfil com grande grau de assimetria, o impacto construtivo é facilmente percebido qualitativamente.

7. CONCLUSÕES

Neste trabalho foi utilizada uma metodologia analítica/numérica em conjunto com dados experimentais obtidos em túnel aerodinâmico em caráter qualitativo com o objetivo de otimizar uma parte chave do projeto aerodinâmico de aeronaves.

Os resultados mostram que através da metodologia e dos softwares utilizados, otimizações de perfis teóricos de alta sustentação agregam melhorias quase insignificantes e podem até piorar quesitos essenciais. No caso do perfil Eppler 423, os valores de sustentação e arrasto possíveis já são próximos do estado da arte teórico atual, fato que corrobora com o Theodorsen, 1931.

Quando o processo de otimização é aplicado a perfis NACA, altamente difundidos e utilizados na indústria, é possível a obtenção de valores de coeficiente de sustentação quase 60% superiores ao inicial e valores de coeficiente de arrasto quase 75% inferiores ao valor inicial, uma vez que a geometria inicial é pouco assimétrica. Contudo, estes valores ainda são muito inferiores aos teóricos apresentados por perfis com geometrias que se assemelham ao Eppler 423.

Em um primeiro instante, a comparação de dados teóricos favorece majoritariamente o perfil Eppler 423 otimizado no quesito sustentação, enquanto os valores de arrasto apresentam grande semelhança. Contudo, ao analisarmos ambos os perfis otimizados sob uma ótica experimental qualitativa, verificamos que o perfil NACA otimizado apresenta maior valor de sustentação e menor valor de arrasto. Perfis teóricos apresentam altos valores de sustentação, porém como necessitam de alto grau de qualidade e precisão construtivos, sofrem grandes perdas nos valores experimentais finais, tornando assim os perfis NACA mais adequados para uso.

Para projetos de aeronaves cargueiras subsônicas, perfis NACA são mais indicados por apresentarem uma grande variedade de dados experimentais disponíveis publicamente, além da possibilidade de adição de dispositivos de alta sustentação, tais como *flaps* e *slats*, apresentados por Raymer, 2004, e Rodrigues, 2013. O valor de arrasto gerado por estes também é muito inferior quando comparado a outras classes de perfil 2D, fato que impacta no consumo de combustível. Para a competição de *Aerodesign*, a adição de tais dispositivos ainda é pouco explorada e pode adicionar prejuízos estruturais e até mesmo aerodinâmicos quando mal projetados. Já o consumo de combustível não é fator limitador de projeto, uma vez que os voos realizados são curtos (aproximadamente 3 minutos).

Conclui-se que para futuros projetos de aeronave destinadas a competição *Aerodesign*, o perfil utilizado deve seguir bases de otimização referenciadas em perfis NACA e com alto controle dos processos construtivos. É importante que haja a obtenção de dados quantitativos experimentais de perfis teóricos, tais como a classe Eppler e Selig, para que sirvam de referência na obtenção de valores cada vez melhores. Testes experimentais também devem ser realizados em perfis com baixo grau de assimetria, uma vez que estes permitem com maior facilidade a quantificação das perdas relacionadas aos materiais e aos processos de fabricação.

Para as condições de contorno do escoamento presentes na competição e as baixas potências disponíveis no motor, é também essencial que hajam testes comprovatórios da asa na aeronave, uma vez que a interferência destas partes pode alterar drasticamente o comportamento do perfil.

7.1. Sugestões para trabalhos futuros

Vista as limitações de tempo, algumas recomendações são feitas para trabalhos que buscarão abordar o mesmo assunto:

- a) Novo projeto da bancada de aerodinâmica: alguns pontos devem ser repensados e melhorados buscando a obtenção de dados para análise qualitativa e quantitativa, sendo estes:
 - a.1) Posicionamento do perfil à frente da bancada: busca eliminar interferências de arrasto provenientes de estruturas que compõem a bancada;
 - a.2) Substituir a célula de carga B por uma de menor área e maior rigidez: busca reduzir as interferências de arrasto e evitar problemas com forças de segunda ordem que agregam valores indesejados na sustentação;
 - a.3) Sistema de referência para ângulo de ataque: permite construir as polares de arrasto e sustentação adequadamente.
- b) Impacto do método construtivo: comparação de modelos de asa construídos através de diferentes metodologias e materiais, possíveis de serem utilizados em futuros projetos de aeronaves do projeto de extensão *Aerodesign*.
- c) Otimização através de CFD: para um modelo bem estruturado, é possível a obtenção de novas geometrias e valores teóricos mais próximos ao experimental, porém ao custo de alto nível de processamento.
- d) Asa em escala 1:1: construir uma asa com o perfil otimizado para testes práticos na aeronave projetada.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Abbott, I. H. & Doenhoff, A. E. V., 1959. **Theory of Wing Sections - Including a summary of airfoil data**. s.l.:Dover.
- Anderson, J. J. D., 2010. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5th ed. s.l.:McGraw-Hill Education.
- Arora, J. S., 2004. **Introduction to Optimum Design**. 2nd ed. San Diego: Elsevier Academic Press.
- Da Silva, L. J., Gelaim, T. R. & Egert, F. A., 2016. **Development of an automated numerical methodology for layout optimization of a radio controlled aircraft**, São Paulo, SP.: SAE BRASIL.
- Drela, M., 1998. **Pros and Cons of Airfoil Optimization, chapter in "Frontiers of Computational Fluid Dynamics"**. s.l.:World Scientific, ISBN 981-02-3703-3.
- Drela, M. & Youngren, H., 2001. XFOIL 6.9 User Primer. s.l.:s.n.
- Drela, M. & Youngren, H. **XFOIL 6.9 User Primer**. 2001. MIT Aero & Astro.
- Eiben, A. E. & Smith, J. E., 2007. **Introduction to Evolutionary Computing**. 1st ed. New York: Springer.
- McBain, G. D., 2012. **Theory of Lift - Introductory computational aerodynamics in MATLAB/OCTAVE**. The University of Sydney: John Wiley & Sons, Ltd.

McLean, D., 2013. **Understanding Aerodynamics Arguing From The Real Physics**. Chichester, West Sussex, United Kingdom: Wiley.

Raymer, D. P., 2004. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 5th ed. Sylmar(California): s.n.

Robert, W. F., Philip, J. P. & Alan, T. M., 2015. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 8ª ed. Rio de Janeiro: LTC.

Roskam, D. J., 2005. **Airplane Design - Part I: Preliminary Sizing of Airplanes**. 4th ed. The University of Kansas, Lawrence: DARcorporation.

Roskam, D. J., 2008. **Airplane Design - Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics**. 4th ed. The University of Kansas, Lawrence: DARcorporation.

Roskam, D. J., 2011. **Airplane Design - Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles**. Lawrence: DARcorporation.

Storn, R. & Price, K., 1997. **Differential Evolution - A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces**. Journal of Global Optimization, pp. 341-359.

Theodorsen, T., 1931. **Theory of Wing Sections of Arbitrary Shape**. Washington, D.C., s.n., pp. 229-240.

Airfoil Tools, Banco de dados de perfis aerodinâmicos teóricos e experimental, <http://airfoiltools.com/>, acessado em 03/12/2017.

XOPTFOIL, rotina de otimização de perfis aerodinâmicos através de algoritmos evolutivos e XFOIL, <https://sourceforge.net/projects/xoptfoil/>, acessado em 05/10/2017.

XFOIL, programa de obtenção de dados relativos a perfis aerodinâmicos através do método dos painéis, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>, acessado em 10/09/2017. Massachusetts Institute of Technology. 2001.

SAE Brasil, <http://portal.saebrasil.org.br/>, acessado em 06/09/2017.

Administration, Federal Aviation Regulation (FAR). **Part 23: Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**. United States of America. 2017.

Administration, Federal Aviation Regulation. **Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category**. United States of America. 2017.

Kline, S.J.; McClintock, F. A., "Describing Uncertainties in Single-Sample Experiments" Mechanical Engineering, Vol. 75, NO. 1, January 1953: 3-8.

Möller S.V., Petry, A. P., Kothe L.B., Dias, G.C. **Experimental comparison of the velocity profiles of a wind tunnel after installation of an inlet nozzle**. 2016. UFRGS.

APÊNDICES

APÊNDICE I – Análise de incertezas

O cálculo de incertezas pode ser feito através do procedimento de propagação de incertezas de medição. Em tal procedimento, a estimativa de propagação é feita através da propagação do desvio padrão de uma grandeza r a partir do desvio padrão de suas variáveis dependentes X_i para i entre 1 e n . Segundo Kline e McClintock, 1953, a incerteza propagada δR de um resultado pode ser calculada por

$$\delta R = \left\{ \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial R}{\partial X_i} \delta X_i \right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}}, \quad (\text{A.1})$$

na qual δR é a incerteza do resultado, R é a equação que define a grandeza, X_i são as variáveis dependentes e δX_i é a incerteza da variável X_i .

No desenvolvimento deste trabalho, os instrumentos utilizados apresentam incertezas informadas em suas especificações técnicas (*data sheets*), representadas na Tabela A.1.

Tabela A.1 – Incerteza dos componentes da bancada

Instrumento	Incerteza
Célula de carga 5kg	$\pm(0,03\%+1D)$
Célula de carga 20kg	$\pm(0,03\%+1D)$
Módulo conversor HX711	40 mv

Como a amostra de dados é pequena, a análise deve ser feita com o desvio padrão amostral.

$$S = \left(\frac{\sum (x_i - \bar{x})^2}{n-1} \right)^{1/2}, \quad (\text{A.2})$$

na qual S é o desvio padrão amostral, x_i são os valores da amostra, \bar{x} é a média dos valores da amostra e n é o número total de eventos da amostra.

As incertezas podem ser calculadas através da distribuição de probabilidade t de Student

$$w_x^- = \frac{ts}{\sqrt{n}}, \quad (\text{A.3})$$

na qual w_x^- é a incerteza da média, t é o valor da distribuição para uma dada confiabilidade e um número de graus de liberdade v .

Como foram realizadas 50 medições para cada coeficiente, com confiabilidade de 98,72%, o que resultando em uma distribuição t de 2,0086.

APÊNDICE II – Coeficientes de sustentação e arrasto do perfil Eppler 423 original e após otimização.

Tabela A.2 - Valores de sustentação e arrasto do perfil semente Eppler 423, C_l e C_d , e o do perfil otimizado, C_{l-o} e C_{d-o} , desde o ângulo de ataque inicial de 0° até o final de 15° , com incrementos de 1° .

α	Não otimizado		Otimizado		Melhoria (%)	
	C_l	C_d	C_{l-o}	C_{d-o}	$C_{l-\%}$	$C_{d-\%}$
0	1,0957	0,0094	1,11020	0,00919	1,32%	2,23%
1	1,2000	0,0095	1,21480	0,00963	1,23%	-1,05%
2	1,3021	0,0099	1,32100	0,00975	1,45%	1,12%
3	1,4018	0,0101	1,42420	0,00992	1,60%	1,98%
4	1,4998	0,0105	1,52240	0,01021	1,51%	2,39%
5	1,5923	0,0102	1,61200	0,01023	1,24%	-0,39%
6	1,6811	0,0109	1,70800	0,01068	1,60%	1,75%
7	1,7659	0,0117	1,79460	0,01140	1,63%	2,40%
8	1,8456	0,0127	1,87170	0,01258	1,41%	1,02%
9	1,9141	0,0142	1,94840	0,01374	1,79%	3,24%
10	1,9754	0,0161	2,00720	0,01574	1,61%	2,48%
11	2,0178	0,0193	2,04510	0,01907	1,35%	0,94%
12	2,0389	0,0242	2,06090	0,02443	1,08%	-0,78%
13	2,0349	0,0322	2,05780	0,03255	1,13%	-0,99%
14	2,0148	0,0432	2,03360	0,04385	0,93%	-1,41%
15	1,9954	0,0557	1,99980	0,05813	0,22%	-4,36%

APÊNDICE III – Coeficientes de sustentação e arrasto do perfil NACA original e após otimização.

Tabela A.3 - Valores de sustentação e arrasto do perfil semente NACA, C_l e C_d , e o do perfil otimizado, C_{l-o} e C_{d-o} , desde o ângulo de ataque inicial de 0° até o final de 15° , com incrementos de 1° .

α	Não otimizado		Otimizado		Melhoria (%)	
	C_l	C_d	C_{l-o}	C_{d-o}	$C_{l-\%}$	$C_{d-\%}$
0	0,0308	0,0168	0,39270	0,00776	1176,66%	53,86%
1	0,4569	0,0163	0,50700	0,00655	10,97%	59,89%
2	0,5821	0,0159	0,60970	0,00680	4,74%	57,18%
3	0,6924	0,0160	0,72370	0,00712	4,52%	55,56%
4	0,7983	0,0166	0,83710	0,00747	4,86%	54,97%
5	0,8993	0,0173	0,94440	0,00850	5,02%	50,84%
6	0,9931	0,0179	1,04520	0,01032	5,25%	42,35%
7	1,0702	0,0189	1,14050	0,01141	6,57%	39,73%
8	1,0905	0,0252	1,25300	0,01252	14,90%	50,32%
9	1,1599	0,0319	1,35350	0,01384	16,69%	56,59%
10	1,2534	0,0404	1,45140	0,01506	15,80%	62,73%
11	1,2655	0,0515	1,54250	0,01663	21,89%	67,73%
12	1,2753	0,0652	1,61600	0,01917	26,72%	70,60%
13	1,1848	0,0832	1,63700	0,02412	38,17%	70,99%
14	1,1192	0,1077	1,65730	0,02980	48,08%	72,33%
15	1,0435	0,1221	1,65520	0,03929	58,62%	67,82%

ANEXOS

ANEXO I – Perfil de velocidades do túnel aerodinâmico.

Figura A.1 obtida em Möller *et al.*, 2016.

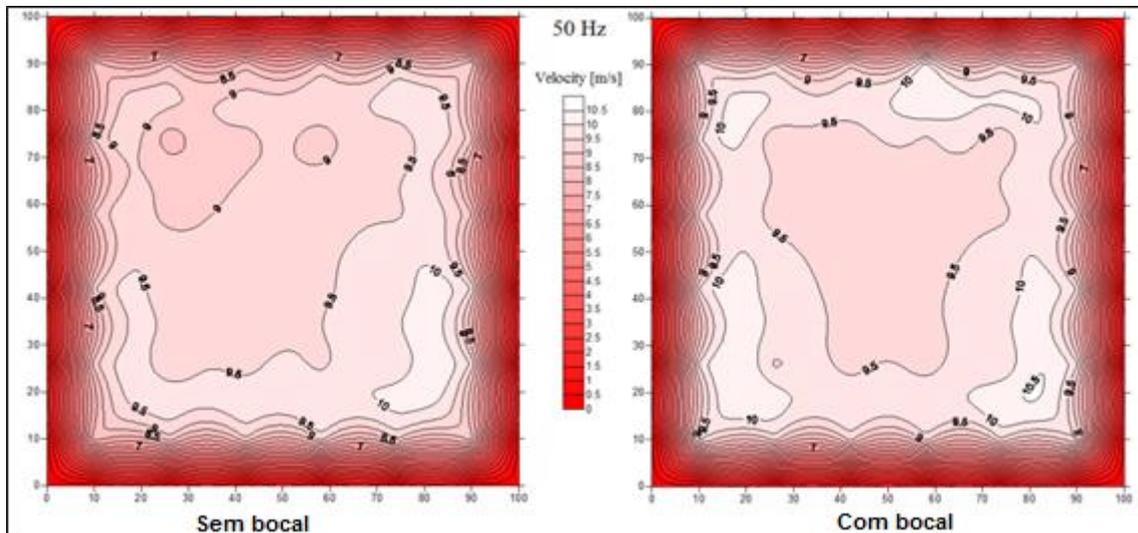


Figura A.1 – Perfil de velocidades da seção transversal do túnel aerodinâmico para uma frequência de alimentação de motor elétrico de 50 Hz. Eixo x representar a dimensão horizontal do túnel aerodinâmico em m e o eixo y a dimensão vertical em m.

ANEXO II – Especificações das células de carga

Especificações das células de carga utilizadas, obtidas em <https://www.seeedstudio.com/> em 30/11/2017.

Célula de carga A

Specification:
Capacity: 5KG
Rated output(MV/V): 2.0 ± 0.15
Accuracy class: C2
Maximum number of load cell verification intervals(N max): 2000
Minimum number of load cell verification intervals(Vmin): EMax/5000
Combined error(%RO): ± 0.030
Creep(%RO/30min): 0.03
Temperature effect on sensitivity(%RO/°C): 0.0016
Temperature effect on zero(%RO/°C): 0.003
Zero balance(%RO): 1.0
Input resistance(Ω): 402 ± 6
Output resistance(Ω): 350 ± 3
Insulation resistance($M\Omega < 50V >$): 5000
Recommended excitation voltage(V): 10~15
Compensated temperature range(°C): -10~+40
Operating temperature range(°C): -35~+80
Safe overload(%RO): 150
Ultimate overload(%RO): 200
Load cell material: Aluminium
Platform size: 350x350mm
Connecting cable: $\varnothing 4.2 \times 350$ mm
Method of connecting wire: Red(+),Black(-),Green(+),White(-)

Célula de carga B

Specification :
Capacity: 20KG
Rated output(MV/V): 2.0 ± 0.15
Accuracy class: C2
Maximum number of load cell verification intervals(N max): 2000
Minimum number of load cell verification intervals(Vmin): EMax/5000
Combined error(%RO): ± 0.030
Creep(%RO/30min): 0.03
Temperature effect on sensitivity(%RO/°C): 0.0016
Temperature effect on zero(%RO/°C): 0.003
Zero balance(%RO): 1.0
Input resistance(Ω): 402 ± 6
Output resistance(Ω): 350 ± 3
Insulation resistance($M\Omega < 50V >$): 5000
Recommended excitation voltage(V): 10~15
Compensated temperature range(°C): -10~+40
Operating temperature range(°C): -35~+80
Safe overload(%RO): 150
Ultimate overload(%RO): 200
Load cell material: Aluminium
Platform size: 350x350mm
Connecting cable: $\varnothing 4.2 \times 350$ mm
Method of connecting wire: Red(+),Black(-),Green(+),White(-)