

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA - CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

OTIMIZAÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO NACA 6412 ATRAVÉS DO MÉTODO DE
ENXAME DE PARTÍCULAS E VERIFICAÇÃO POR MÉTODOS COMPUTACIONAIS

por

Maurício Crestani

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, agosto de 2023

DADOS INTERNACIONAIS DE CATALOGAÇÃO

CIP - Catalogação na Publicação

Crestani, Maurício
OTIMIZAÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO NACA 6412 ATRAVÉS
DO MÉTODO DE ENXAME DE PARTÍCULAS E VERIFICAÇÃO POR
MÉTODOS COMPUTACIONAIS / Maurício Crestani. -- 2023.
28 f.
Orientador: Alexandre Vagtinski de Paula.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto
Alegre, BR-RS, 2023.

1. perfil aerodinâmico. 2. otimização. 3. enxame de
partículas. 4. XFLR5. 5. CFD. I. Vagtinski de Paula,
Alexandre, orient. II. Título.

Elaborada pelo Sistema de Geração Automática de Ficha Catalográfica da UFRGS com os
dados fornecidos pelo(a) autor(a).

Maurício Crestani

OTIMIZAÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO NACA 6412 ATRAVÉS DO MÉTODO DE
ENXAME DE PARTÍCULAS E VERIFICAÇÃO POR MÉTODOS COMPUTACIONAIS

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
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. Ignacio Iturrioz
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: Energia e Fenômenos de Transporte

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Vagtinski de Paula

Comissão de Avaliação:

Prof. Dr. Alexandre Vagtinski de Paula (Presidente)

Prof^a. Dr^a. Adriane Prisco Petry

Prof. Dr. Guilherme Henrique Fiorot

Porto Alegre, agosto de 2023

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais Mauro e Ades, por todo o apoio e compreensão durante esta jornada.

Às minhas irmãs Franciele e Gabriela, pelos aconselhamentos de vida.

À minha namorada Larissa, pelas palavras de incentivo nas horas certas.

Ao professor Alexandre, pela orientação e ensinamentos durante a realização deste trabalho.

Crestani, Maurício. **Otimização do Perfil Aerodinâmico NACA 6412 através do Método de Enxame de Partículas e Verificação por Métodos Computacionais**. 2023. 28 páginas. Monografia de Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2023.

RESUMO

Com o objetivo de obter um novo perfil aerodinâmico com características e eficiência aprimoradas, no presente trabalho é realizada uma otimização computacional do perfil aerodinâmico NACA 6412 através do método de Enxame de Partículas (PSO). Após, é realizada uma análise bidimensional dos perfis original e otimizado, fazendo-se uso do método dos painéis, através do *software* XFLR5. Os resultados obtidos mostram uma melhoria de 86,14% na relação C_L/C_D para o perfil otimizado, a uma condição de ângulo de ataque de zero graus. Posteriormente, é efetuada uma simulação por Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) com modelos 3D dos perfis aerodinâmicos com ângulo de ataque de zero graus, onde é verificado um aumento de 32,12% na relação C_L/C_D . Os resultados da análise com o método dos painéis e com o uso de CFD, mesmo sendo de diferentes magnitudes, indicam o bom desempenho do método por Enxame de Partículas na produção de um perfil aerodinâmico com características aprimoradas e ganhos de performance.

PALAVRAS-CHAVE: perfil aerodinâmico, otimização, enxame de partículas, XFLR5, CFD.

Crestani, Maurício. **NACA 6412 Airfoil Optimization by Particle Swarm Optimization and Computational Methods Verification.** 2023. 28 pages. Mechanical Engineering End of Course Monography – Mechanical Engineering degree, The Federal University of Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2023.

ABSTRACT

With the aim of obtaining a new airfoil with enhanced characteristics and efficiency, the present work performs a computational optimization of NACA 6412 airfoil by Particle Swarm Optimization method (PSO). Then, a two-dimensional analysis of both original and optimized airfoils is carried out applying a panel method through the XFLR5 software. The results obtained show an 86.14% improvement in C_L/C_D ratio for the optimized airfoil, at a zero-degree angle of attack. Furthermore, a Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation is executed with 3D models of the airfoils, at a zero-degree angle of attack, where a 32.12% improvement on C_L/C_D ratio is verified. Both results from the panel method analysis and the CFD simulations, even though they are of different magnitudes, point the good performance of Particle Swarm Optimization in generating an airfoil with enhanced characteristics and performance gains.

KEYWORDS: airfoil, optimization, particle swarm, XFLR5, CFD.

NOMENCLATURA

Símbolos

Re	Número de Reynolds	
V	Velocidade	[m.s ⁻¹]
L	Comprimento de corda	[m]
A	Área de referência do aerofólio	[m ²]
p	Pressão	[Pa]
g	Aceleração da gravidade	[m.s ⁻²]
z	Elevação ou variação de altura	[m]
C_L	Coeficiente de sustentação	
C_D	Coeficiente de arrasto	
F_L	Força de sustentação	[N]
F_D	Força de arrasto	[N]
p_i	Posição da partícula i no PSO	
v_i	Velocidade da partícula i no PSO	[m.s ⁻¹]
c_1, c_2	Constantes de aceleração do PSO	
r_1, r_2	Números aleatórios do PSO	
$pbest_i$	Melhor solução histórica da partícula i no PSO	
$gbest$	Melhor solução global obtida no PSO	
y^+	Distância adimensional à parede	
∂	Operador de derivada parcial	
∇	Operador nabla	
t	Tempo	[s]
U	Componente média da velocidade na direção x	[m.s ⁻¹]
V	Componente média da velocidade na direção y	[m.s ⁻¹]
W	Componente média da velocidade na direção z	[m.s ⁻¹]
\vec{U}	Componente média do vetor velocidade	[m.s ⁻¹]
k	Energia cinética turbulenta	[m ² .s ⁻²]
P	Componente média da pressão	[Pa]
u'	Componente flutuante da velocidade na direção x	[m.s ⁻¹]
v'	Componente flutuante da velocidade na direção y	[m.s ⁻¹]
w'	Componente flutuante da velocidade na direção z	[m.s ⁻¹]
G_k, G_ω	Termos de produção de k e ω	
Y_k, Y_ω	Dissipação de k e ω devido à turbulência	
S_k, S_ω	Fontes de k e ω definidas pelo usuário	
$G_b, G_{\omega b}$	Geração de turbulência em k e ω devido ao empuxo	
D_ω	Termo de difusão cruzada	

Símbolos gregos

α	Ângulo de ataque	[°]
ρ	Massa específica do fluido	[kg.m ⁻³]
μ	Viscosidade dinâmica	[Pa.s]
ω	Taxa de dissipação específica de k	[s ⁻¹]
τ_{ij}	Tensor de Reynolds	[Pa]
Γ_k, Γ_ω	Termos de difusividade efetiva de k e ω	

Abreviaturas e acrônimos

NACA	Comitê Nacional de Aconselhamento sobre Aeronáutica, do inglês <i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional, do inglês <i>Computational Fluid Dynamics</i>
CAD	Desenho Assistido por Computador, do inglês <i>Computer Assisted Drawing</i>
PSO	Otimização por Enxame de Partículas, do inglês <i>Particle Swarm Optimazation</i>
RANS	Equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds, do inglês <i>Reynolds-averaged Navier-Stokes</i>
SST	Transporte de Tensões Cisalhantes, do inglês <i>Shear-Stress Transport</i>
SIMPLE	Método Semi-implícito para Equações Ligadas à Pressão, do inglês <i>Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations</i>

SUMÁRIO

NOMENCLATURA.....	vii
1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Motivação	1
1.2 Justificativa	1
1.3 Objetivos.....	1
1.3.1 Objetivos gerais.....	1
1.3.2 Objetivos específicos.....	1
2. REVISÃO DE LITERATURA	2
3. FUNDAMENTAÇÃO.....	3
3.1 Número de Reynolds	3
3.2 Produção de Forças Aerodinâmicas.....	3
3.3 Coeficiente de Sustentação	4
3.4 Coeficiente de Arrasto	4
4. METODOLOGIA.....	4
4.1 Otimização por Enxame de Partículas	5
4.2 Método dos Painéis.....	7
4.3 Dinâmica dos Fluidos Computacional.....	8
4.3.1 Malha.....	9
4.3.2 Equações governantes e modelo de turbulência.....	10
4.3.3 Condições de contorno e solução	11
5. RESULTADOS	11
5.1 Otimização PSO no <i>software</i> XOptFoil.....	11
5.2 Análise bidimensional dos perfis no <i>software</i> XFLR5.....	12
5.3 Simulação dos perfis por CFD.....	13
5.3.1 Comparação entre análise bidimensional e CFD	14
6. CONCLUSÕES.....	15
6.1 Sugestões para trabalhos futuros.....	15
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	16
APÊNDICE A – Código de otimização por enxame de partículas no <i>software</i> XOptFoil	18

1. INTRODUÇÃO

1.1 Motivação

A evolução dos carros de corrida e do automobilismo é marcada por constante inovação e melhorias. Ao longo dos anos, a busca por o melhor desempenho possível levou a avanços significativos em diversas áreas e em especial na aerodinâmica. Diferentes modalidades de corridas exigem projetos de veículos com diferentes parâmetros e desempenhos; todavia, um dos componentes mais importantes no design de um carro em praticamente todas as categorias do automobilismo é o conjunto aerodinâmico, que desempenha um papel fundamental na determinação da estabilidade e das características de dirigibilidade, bem como na eficiência energética dos veículos. O uso de dispositivos aerodinâmicos tornou-se uma prática extremamente comum no automobilismo moderno e a implementação de asas invertidas é um marco nos avanços das características aerodinâmicas veiculares. Também, a otimização contínua desses dispositivos levou à melhoria do desempenho e ao aumento da competitividade.

1.2 Justificativa

A otimização de aerofólios e perfis aerodinâmicos tornou-se um aspecto importante da aerodinâmica atual e tem sido objeto de diversos estudos. Destacando o interesse do autor por automobilismo, aerodinâmica e buscando contribuir com esta área de estudo, neste trabalho, será explorado o uso do algoritmo de otimização pelo método de Enxame de Partículas (PSO – *Particle Swarm Optimization*), através de um código de otimização computacional de perfis aerodinâmicos denominado XOptFoil, visando otimizar um aerofólio com foco em determinadas características de desempenho. Após, serão realizadas análises bidimensionais e simulações com o uso de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD – *Computational Fluid Dynamics*), fazendo uso de *softwares* apropriados. Desta forma, serão avaliados os coeficientes de arrasto e sustentação obtidos (neste caso, a sustentação é negativa, denominada de *downforce*) e verificar de fato se a otimização produziu bons resultados.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivos gerais

O objetivo deste estudo é otimizar um perfil aerodinâmico a fim de melhorar seu desempenho, com foco em aumentar a relação C_L/C_D (coeficiente de sustentação ou *downforce* dividido pelo coeficiente de arrasto) em baixos ângulos de ataque por meio da modificação da forma e, em seguida, validar os resultados por meio da análise bidimensional pelo método dos painéis e pela simulação através da Dinâmica dos Fluidos Computacional.

1.3.2 Objetivos específicos

- Modificar a forma do perfil aerodinâmico para aumentar a relação C_L/C_D em baixos ângulos de ataque;
- Realizar análise bidimensional dos perfis aerodinâmicos pelo método dos painéis, através de *software* apropriado;
- Realizar simulações de CFD utilizando um *software* comercial para analisar o escoamento de ar ao redor do aerofólio e prever seu desempenho aerodinâmico;
- Comparar os resultados da otimização e da análise em CFD com análises bidimensionais dos perfis aerodinâmicos;

- Definir um perfil aerodinâmico mais eficiente e com uma performance aerodinâmica aprimorada, que possa ser utilizado em automóveis de cunho esportivo.

2. REVISÃO DE LITERATURA

Fornecendo a base teórica da mecânica dos fluidos e seus diferentes casos de estudo, como o de escoamentos viscosos, incompressíveis e externos, a obra de Fox et al. (2014) apresenta de forma didática os conceitos de camada-limite, arrasto e como a sustentação (*downforce*) é gerada em aerofólios sob movimento em algum meio fluido. Segundo Anderson (2017), o *lift* ou sustentação é uma força aerodinâmica vertical que age perpendicularmente ao escoamento de ar, gerada pela diferença de pressão entre a parte superior e inferior de um objeto em movimento, de acordo com o princípio de Bernoulli.

Trazendo uma abordagem técnica sob o ponto de vista da engenharia, Katz (2006) apresenta a evolução ao longo dos anos da aerodinâmica veicular, suas origens, primeiros dispositivos criados e a interação da performance aerodinâmica com outros componentes veiculares, como pneus e suspensão. A obra do autor relata a importância da produção de *downforce* aerodinâmico em modalidades automobilísticas e a relação da mesma com a melhoria na frenagem, na realização de curvas e na estabilidade veicular. Segundo Buljac et al. (2016), dispositivos como aerofólios neutralizam a força de sustentação geral do carro e aumentam a aderência dos pneus, melhorando a dinâmica do veículo sem incremento na massa do mesmo; os autores realizaram um estudo com o uso de CFD sobre a influência de asas traseiras na aerodinâmica automotiva em um veículo *sedan*, concluindo que a melhor relação *downforce*/arrasto é obtida com o aerofólio posicionado em 39% da altura entre a superfície superior do porta-malas e o teto do veículo.

Dispositivos como asas, com uma característica otimizada no que diz respeito ao perfil aerodinâmico, geralmente contribuem para a performance aerodinâmica de um carro; a adição de aerofólios traseiros normalmente produz, de forma geral, uma diminuição na sustentação traseira (produção de *downforce*) e um aumento no arrasto (DICKISON et al., 2020), o qual não é significativo desde que a asa fique posicionada “escondida” abaixo da linha tangencial ao teto do veículo, como em modelos superesportivos.

A característica aerodinâmica mais importante, dentre as existentes, varia de acordo com a proposta do veículo (KIM et al., 2022) e o efeito dos dispositivos aerodinâmicos varia conforme a forma e posicionamento dos mesmos. Tais parâmetros, por sua vez, afetam o escoamento de ar ao redor do veículo e do dispositivo em si e, por consequência, modificam as características aerodinâmicas do veículo de forma geral. Kim et al. (2022) realizaram uma análise das características aerodinâmicas de um veículo do tipo *fastback* com aerofólio traseiro acoplado, verificando um aumento do C_D e diminuição do C_L conforme aumento da altura e do ângulo de ataque do dispositivo.

Katz e Dykstra (1994) realizaram estudo sobre o desenvolvimento aerodinâmico de um veículo de corrida do tipo protótipo com aplicação de métodos computacionais, os quais conseguiram elucidar de maneira completa o comportamento do escoamento, ajudando no processo de design de um veículo ou dispositivo aerodinâmico, bem como reduzindo o tempo e otimizando o processo de forma geral.

Kurcewicz (2017) realizou estudo de otimização de perfis aerodinâmicos com a utilização de algoritmos genéticos e análise por método dos painéis. A metodologia de otimização empregada mostrou-se eficiente para o perfil da família NACA 4 dígitos, porém sem resultados expressivos com perfil Eppler 423, o qual originalmente já apresentava altos valores para o coeficiente de sustentação.

3. FUNDAMENTAÇÃO

3.1 Número de Reynolds

O número de Reynolds é um parâmetro adimensional definido como a relação entre as forças inerciais e as forças viscosas no fluido, na forma:

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (3.1)$$

onde ρ é a massa específica em kg/m^3 , V é a velocidade do fluido em m/s , L é a dimensão característica da geometria sob escoamento em metros (no caso do presente trabalho, L é o comprimento de corda do perfil aerodinâmico) e μ é a viscosidade dinâmica do fluido, em $\text{Pa}\cdot\text{s}$. O número de Reynolds é utilizado como um parâmetro de caracterização do escoamento. Números maiores indicam uma maior probabilidade de escoamento turbulento, caracterizado por flutuações e movimento aleatório de partículas, enquanto números menores indicam maior probabilidade de escoamento laminar (FOX et al., 2014).

3.2 Produção de Forças Aerodinâmicas

Considerando um escoamento incompressível e em regime permanente, a equação de Bernoulli, baseada nas leis de conservação de energia, afirma que a combinação de pressão, energia cinética e energia potencial em dois pontos distintos no escoamento de um fluido é constante (FOX et al., 2014), na forma:

$$\frac{p_1}{\rho} + \frac{V_1^2}{2} + gz_1 = \frac{p_2}{\rho} + \frac{V_2^2}{2} + gz_2 \quad (3.2)$$

Essa equação é utilizada para explicar a produção de sustentação ou *downforce* em uma asa: a equação indica que nos pontos onde a velocidade aumentar, a pressão deverá diminuir e onde a velocidade diminuir, a pressão irá aumentar. Assim, conforme a Fig. 1, o escoamento de ar ao passar sob o dorso de sucção da asa é acelerado (ex.: ponto 1), ocasionando uma redução da pressão naquela região. Da mesma forma, ao passar sob o dorso de pressão (ex.: ponto 2), o escoamento de ar é desacelerado, ocorrendo um aumento da pressão. Logo, essa diferença de pressão relativa entre a parte superior e inferior cria o efeito de sustentação na asa, puxando-o para cima. Analogamente, quando o perfil aerodinâmico é invertido em relação à horizontal, cria-se o efeito inverso, chamado de *downforce*, que ‘empurra’ o aerofólio para baixo.

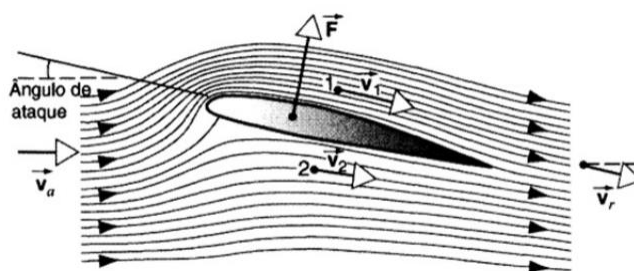


Figura 1: Produção de sustentação em uma asa conforme Bernoulli, $V_1 > V_2$ e $p_1 < p_2$.
(Fonte: Pinto, 2021)

3.3 Coeficiente de Sustentação

O coeficiente de sustentação é um parâmetro adimensional usado para descrever a sustentação gerada por um objeto em movimento em um meio fluido. É calculado como a razão entre a força de sustentação gerada pelo objeto e o produto da pressão dinâmica pela área de referência do objeto (FOX et al., 2014), na forma:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (3.3)$$

onde ρ é a massa específica em kg/m^3 , V é a velocidade do objeto em m/s e A é a área de referência do mesmo, em m^2 ; no caso de uma asa, é a área planiforme, obtida com a multiplicação do comprimento de corda pela envergadura.

3.4 Coeficiente de Arrasto

O coeficiente de arrasto é um parâmetro adimensional que descreve a força de resistência experimentada por um objeto em movimento através de fluido, como um automóvel ou aeronave, na forma:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (3.4)$$

Analogamente ao coeficiente de sustentação, é calculado como a razão entre a força de arrasto experimentada pelo objeto e o produto da pressão dinâmica pela área de referência do objeto (FOX et al., 2014). Um coeficiente de arrasto menor indica que o objeto experimenta menos resistência e é mais eficiente do ponto de vista aerodinâmico.

4. METODOLOGIA

O perfil NACA 6412, adotado neste trabalho, foi escolhido com base em sua ampla utilização tanto em aeronaves quanto em aerofólios automotivos, em especial em veículos de Fórmula SAE, categoria onde universidades competem na construção de um veículo estilo fórmula. O perfil NACA 6412 possui uma cambagem (curvatura) máxima de 6%, localizada a uma distância de 40% a partir do bordo de ataque e uma espessura máxima de 12%, sendo todos os percentuais relativos à medida do comprimento de corda. A alta relação entre sustentação e arrasto deste perfil aerodinâmico o tornam uma escolha atraente para aplicações veiculares, segundo estudos de Upadhye et al. (2021) e Chiplunkar et al. (2022), que utilizaram o perfil NACA 6412 no design de aerofólios traseiros.

Em um primeiro momento foi gerado um perfil NACA 6412 invertido, conforme ilustra a Fig. 2, no *software* XFLR5, o qual possui um módulo específico para o design de perfis aerodinâmicos. O número de pontos da curva 2D foi aumentado de 160 para 240, através de um refinamento da geometria.

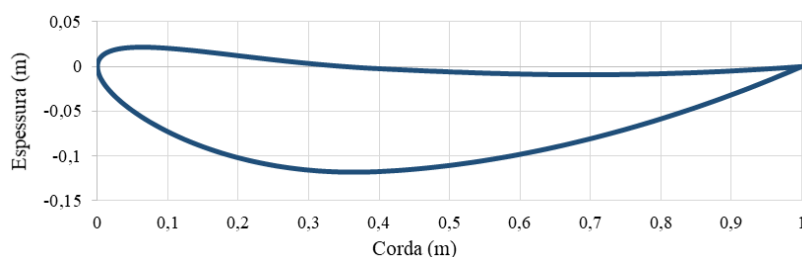


Figura 2: Perfil NACA 6412 invertido. (Fonte: Autor).

4.1 Otimização por Enxame de Partículas

Introduzido pela primeira vez por Eberhart e Kennedy (1995), a otimização por enxame de partículas (*Particle Swarm Optimization* – PSO) é uma técnica de otimização baseada na simulação do comportamento social de uma população, onde cada potencial solução para o problema de otimização proposto é um indivíduo ou partícula da população, se movendo no espaço com uma certa velocidade, ocorrendo uma troca global de informações, em que as partículas se beneficiam das descobertas e experiências anteriores das outras partículas (PARSOPOULOS; VRAHATIS, 2002). De acordo com o enunciado proposto por Eberhart e Kennedy (1995), duas equações principais estão presentes no algoritmo, sob a forma:

$$v_i^{t+1} = v_i^t + c_1 r_1 (pbest_i^t - p_i^t) + c_2 r_2 (gbest^t - p_i^t) \quad (4.1)$$

$$p_i^{t+1} = p_i^t + v_i^{t+1} \quad (4.2)$$

onde v_i e p_i correspondem, respectivamente, às velocidades e posições das partículas nas iterações t e $t+1$, c_1 e c_2 são constantes de aceleração, r_1 e r_2 são números aleatórios entre 0 e 1. Também, cada partícula mantém a memória das coordenadas de sua melhor solução encontrada até então (*pbest* – *personal best*), mesmo que esta mesma partícula já se encontre em outra posição; paralelamente, também é registrada a melhor solução global (*gbest* – *global best*), obtida até então por qualquer partícula da população (EBERHART; KENNEDY, 1995). Assim, a Eq. 4.1 calcula a velocidade de cada partícula para a próxima iteração e a Eq. 4.2 utiliza essa velocidade calculada e a posição atual para determinar a próxima posição de cada partícula. Após todas as partículas se moverem, uma nova iteração ocorre, e o enxame como um todo gradualmente se aproxima da solução ótima para a função objetivo do problema de otimização (GAD, 2022). A Fig. 3 exibe a procura das partículas pela melhor posição, convergindo para um espaço de busca cada vez menor.

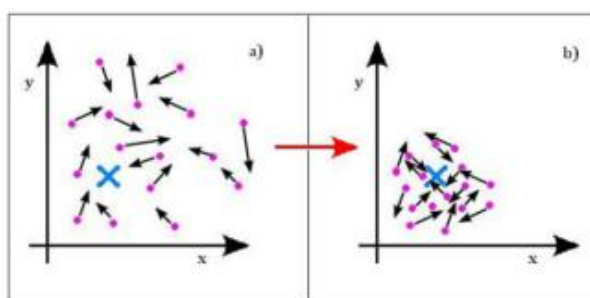


Figura 3: (a) Início do processo de otimização; (b) partículas gradualmente se aproximando da melhor posição. (Fonte: Trapani, 2021).

Com o uso do código computacional XOptFoil, realizou-se simulações a fim de obter um perfil aerodinâmico otimizado, tendo como perfil “semente” o NACA 6412 exibido anteriormente. Este processo de otimização por enxame de partículas é configurado a partir de um arquivo de texto, escrito em linguagem de programação Fortran, onde define-se os parâmetros do processo e as variáveis a serem modificadas, bem como o objetivo da otimização, seja um aumento da sustentação, redução de arrasto ou ambos simultaneamente, dentre outras opções. O programa XOptFoil é voltado para a otimização de aerofólios com aplicações aeronáuticas; portanto, o perfil semente NACA 6412 deve ser carregado em sua orientação padrão, não podendo estar invertido (espelhado em relação ao eixo x). Foram definidos dois pontos (condições) de operação para cada um dos cinco ângulos de ataque considerados, de acordo com os objetivos da otimização: um para maximização da sustentação e outro para redução do arrasto, totalizando dez pontos de operação. É importante ressaltar que, caso o *setup* seja feito com poucos pontos de operação (considerando apenas um ângulo de ataque, por exemplo), o resultado da otimização terá boa performance apenas sob aquelas condições, não operando bem em outros ângulos de ataque. Portanto, a inclusão de mais pontos de operação torna o resultado final da otimização mais robusto. Alguns parâmetros são mostrados na Tab. 1 e o código com a configuração completa da otimização é exibido no Apêndice A.

Tabela 1: Parâmetros de otimização do XOptFoil.

Velocidade do fluido considerada (m/s)	30
Nº de Reynolds	$3,866 \times 10^5$
Condição de operação 1	Máxima sustentação
Condição de operação 2	Mínimo arrasto
Ângulos de ataque (°)	0, 2, 4, 6, 8
População PSO	50
Raio de tolerância PSO	1×10^{-4}
Limite de iterações	10000

A Fig. 4 exibe o progresso da otimização. O critério de convergência (raio de tolerância do PSO) foi atingido em 2086 iterações, com 747 perfis gerados, sendo o de número 747 o resultado final.

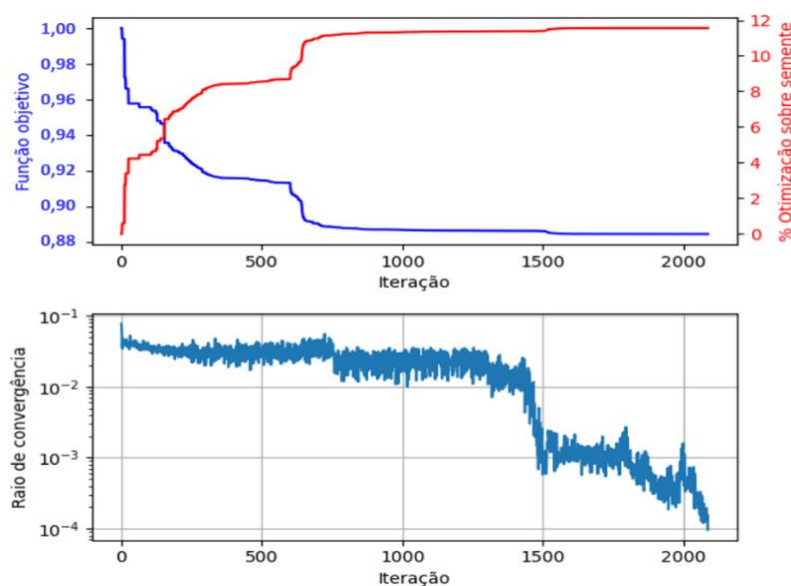


Figura 4: Progresso da otimização no *software* XOptFoil.

4.2 Método dos Painéis

O método dos painéis é uma técnica utilizada na análise bidimensional de perfis aerodinâmicos, bastante útil para determinar as distribuições de pressão, forças aerodinâmicas e momentos em um perfil aerodinâmico. A abordagem do método dos painéis baseia-se na divisão da superfície do perfil aerodinâmico em segmentos chamados painéis, os quais são distribuídos ao longo do contorno do perfil. No caso de um perfil aerodinâmico bidimensional, os painéis são modelados como segmentos de reta e cada painel é tratado como uma fonte de vorticidade, conforme ilustra a Fig. 5, a qual deve ser introduzida na modelagem do escoamento para gerar a circulação necessária para a produção de sustentação (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

A circulação por sua vez é o somatório da vorticidade em cada painel multiplicada pelo comprimento do mesmo. A componente normal da velocidade em um dado painel é a soma da componente normal da velocidade de escoamento livre com a componente normal gerada pela vorticidade de um painel; segundo as condições de contorno, esta soma deve ser igual a zero. Assim, os valores locais de vorticidade são iguais aos valores locais da velocidade tangencial em cada painel, sendo possível então determinar as distribuições de pressão ao longo da superfície do perfil através da equação de Bernoulli e, conseqüentemente, calcular as forças aerodinâmicas e os momentos atuando sobre o perfil (ANDERSON, 2017).

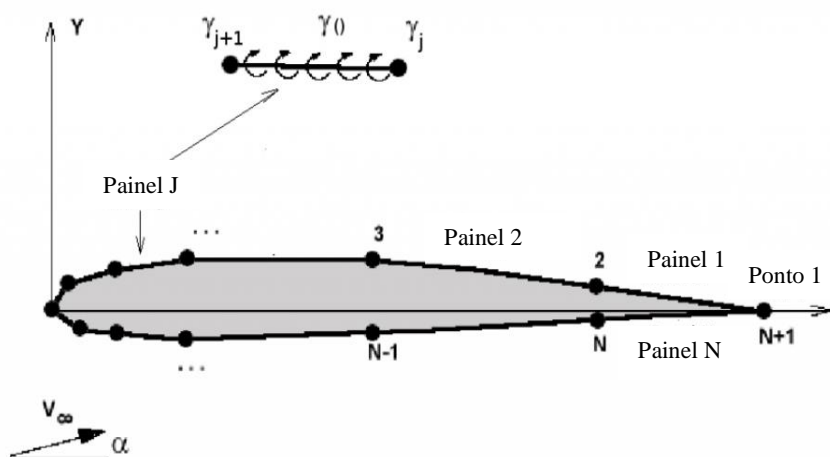
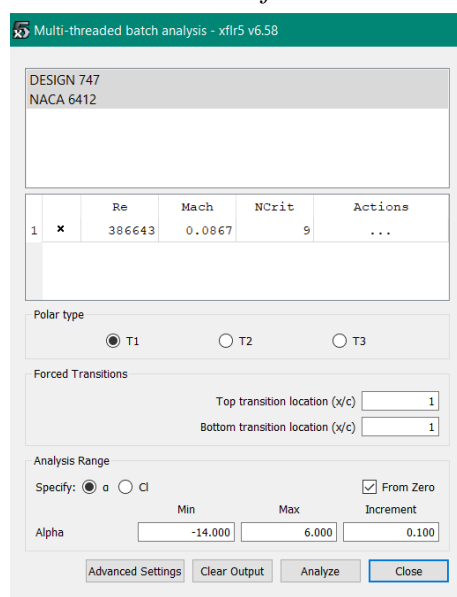


Figura 5: Representação do método dos painéis aplicado em uma asa bidimensional.
(Adaptado de www.aerodynamics4students.com)

No *software* XFLR5 foi realizada uma análise bidimensional dos perfis NACA 6412 e Design 747, a fim de obter os coeficientes de sustentação e arrasto. Através do setup do programa, define-se os principais parâmetros da análise, como o número de Reynolds e número de Mach, conforme Tab. 2 e Fig. 6. Também é possível definir um intervalo de ângulos de ataque e o valor do passo para os mesmos, o que se torna bastante útil para posteriormente analisar a curva polar de arrasto e identificar em qual ângulo de ataque o aerofólio possui a melhor relação C_L/C_D .

Tabela 2 (esquerda) e Figura 6 (direita): Parâmetros para análise 2D no *software* XFLR5.

Velocidade do fluido (m/s)	30
Pressão (atm)	1
Temperatura (°C)	25
Massa específica do ar (kg/m ³)	1,1839
Viscosidade dinâmica do ar (Pa.s)	$1,837 \times 10^{-5}$
Viscosidade cinemática do ar (m ² /s)	$1,552 \times 10^{-5}$
Comprimento de corda (m)	0,2
Número de Reynolds	$3,866 \times 10^5$
Número de Mach	0,0867
Ângulo inicial (°)	-14
Ângulo final (°)	6
Variação do ângulo (Δ°)	0,1



4.3 Dinâmica dos Fluidos Computacional

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) é um conjunto de ferramentas computacionais que utiliza métodos numéricos e algoritmos para simular o comportamento de fluidos, muito utilizada em diversos setores da indústria e da academia para estudar o escoamento de fluidos, prever e analisar fenômenos e otimizar o desempenho de projetos. O CFD foi aplicado neste trabalho através do *software* AnsysFluent para verificação dos coeficientes de sustentação (*downforce*) e arrasto e, principalmente, verificar se o perfil otimizado Design 747 obteve desempenho superior ao perfil NACA 6412.

A estratégia por trás do CFD está em substituir o domínio contínuo do problema para um domínio discreto, denominado de malha, sendo que cada variável do escoamento (pressão, velocidade, dentre outros) são definidas e resolvidas apenas nos pontos desta malha, e os valores nas outras localizações são determinados através de interpolações (Fox et al, 2014).

Com o auxílio de um *software* de CAD, foram modelados aerofólios em 3D a partir das coordenadas dos perfis aerodinâmicos, com dimensões de 0,2 m de corda e 0,5 m de envergadura, conforme Fig. 7.

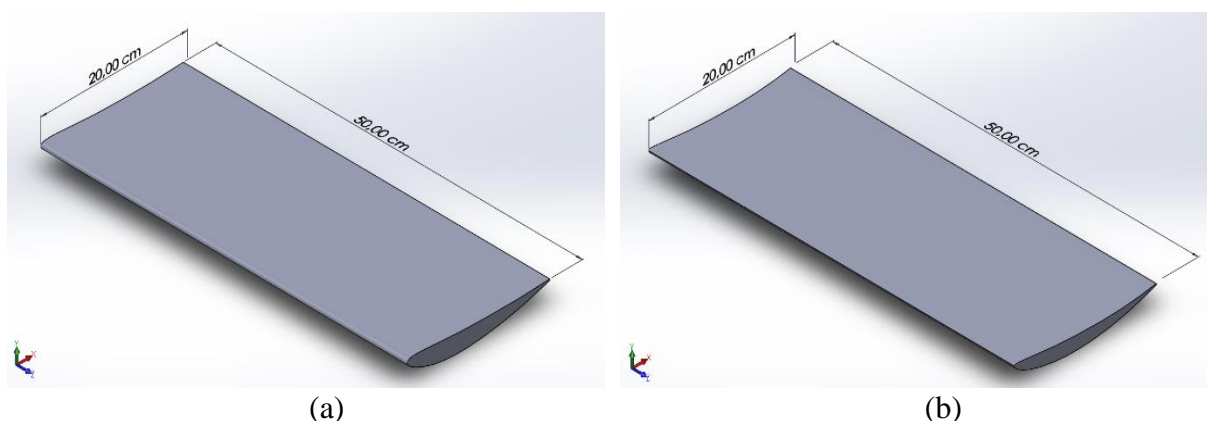


Figura 7: (a) Modelo 3D NACA 6412; (b) Modelo 3D Design 747.

4.3.1 Malha

Após, os modelos foram importados para o *software* Ansys, para discretização do domínio geométrico, denominada de malha. O domínio possui dimensões de 5 m de comprimento, 4 m de altura e 0,5 m de largura, conforme Fig. 8(a), com a borda de ataque do aerofólio posicionada a 2 m a da origem no eixo x e a 2 m de altura. A Fig. 8(b) exibe o refinamento ao redor do perfil NACA 6412. A malha gerada para o perfil Design 747 segue o mesmo conceito e é bastante semelhante à do perfil NACA 6412.

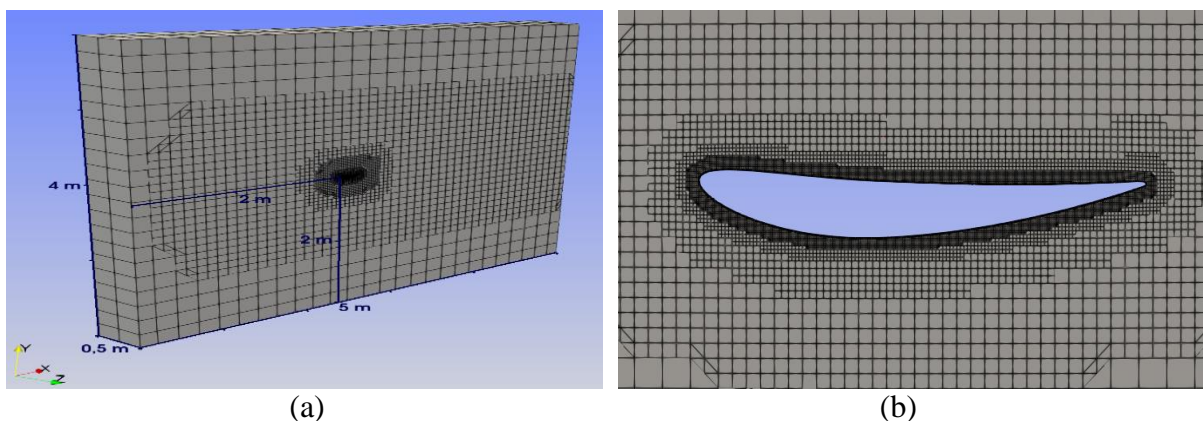


Figura 8: (a) Vista da malha no domínio geométrico; (b) Vista em detalhe do refinamento de malha ao redor do perfil NACA 6412.

Para melhor capturar os detalhes e a curvatura dos perfis aerodinâmicos, foram aplicados alguns refinamentos de malha, resumidos na Tab. 3. O parâmetro y^+ é a distância adimensional à parede (neste caso, à superfície do aerofólio), utilizado no recurso *inflation*, o qual gera camadas prismáticas sobre a superfície desejada a uma taxa de crescimento constante. Segundo Soliman (2018), é recomendado um valor de y^+ de 1 a 10, com 15 a 20 camadas para resolver a camada limite de forma completa. Também, segundo Soliman (2018), com um valor de y^+ próximo de 1, as equações são integradas em toda região próxima à parede, incluindo a subcamada viscosa (1ª região da camada limite).

Tabela 3: refinamentos de malha aplicados.

Refinamento	NACA 6412	Design 747
Bordo de ataque (mm)	1	0,25
Bordo de fuga (mm)	1	0,25
Borda de contorno do perfil (mm)	1	0,25
Superfície (mm)	2	1
<i>Inflation:</i>		
• y^+ considerado	1	1
• espessura da 1ª camada (mm)	$1,1372 \times 10^{-2}$	$1,1372 \times 10^{-2}$
• nº total de camadas	15	15
Nº total de elementos	2.226.839	4.732.025

Uma vez que o perfil Design 747 é mais delgado e possui borda de ataque com raio de curvatura menor e borda de fuga mais fina, foi necessária a aplicação de um refinamento superior neste perfil, resultando em uma malha com um número de elementos maior.

4.3.2 Equações governantes e modelo de turbulência

A solução utilizada pelo método de CFD é a resolução das equações da conservação da massa e da quantidade de movimento (Navier-Stokes), via conceito de médias de Reynolds (RANS), o qual decompõe as variáveis em componentes médias e flutuantes (ANSYS, 2021), na forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho(\nabla \cdot \vec{U}) = 0 \quad (4.3)$$

$$\rho \frac{\partial U}{\partial t} + \rho \nabla \cdot (U \vec{U}) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu \nabla^2 U + \left[\frac{\partial(-\rho \overline{u'^2})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{u'v'})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial z} \right] \quad (4.4a)$$

$$\rho \frac{\partial V}{\partial t} + \rho \nabla \cdot (V \vec{U}) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \mu \nabla^2 V + \left[\frac{\partial(-\rho \overline{u'v'})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'^2})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial z} \right] \quad (4.4b)$$

$$\rho \frac{\partial W}{\partial t} + \rho \nabla \cdot (W \vec{U}) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \mu \nabla^2 W + \left[\frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{w'^2})}{\partial z} \right] \quad (4.4c)$$

onde $\vec{U} = (U, V, W)$ é a componente média do vetor velocidade, t é o tempo, P é a componente média da pressão e u', v', w' são as componentes flutuantes turbulentas da velocidade na direção x, y e z respectivamente.

A partir da discretização do domínio pelo método dos volumes finitos, as equações diferenciais governantes são integradas em todos os volumes de controle e transformadas em um sistema de equações algébricas, as quais são resolvidas de forma iterativa (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Neste equacionamento surgem seis termos adicionais de tensão devido às interações entre as flutuações turbulentas, chamadas de tensões de Reynolds (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007), exibidas sob a notação de tensor, na forma:

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \begin{pmatrix} -\rho \overline{u'^2} & -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{u'w'} \\ -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{v'^2} & -\rho \overline{v'w'} \\ -\rho \overline{u'w'} & -\rho \overline{v'w'} & -\rho \overline{w'^2} \end{pmatrix} \quad (4.5)$$

Uma vez que há um número maior de incógnitas do que equações no sistema, é necessário, segundo Versteeg e Malalasekera (2007), um modelo de turbulência apropriado ao equacionar os escoamentos turbulentos pelo método RANS, de forma a prever as tensões de Reynolds e fechar o sistema de equações das componentes médias do escoamento.

Neste trabalho, foi empregado o modelo de 2 equações $k-\omega$ SST (*Shear-Stress Transport*), onde k corresponde à energia cinética turbulenta e ω (ômega) é a sua taxa de dissipação específica, na forma:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k + G_b \quad (4.6)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega + G_{\omega b} \quad (4.7)$$

sendo Γ_k e Γ_ω os termos de difusividade efetiva, G_k e G_ω são os termos de geração de k e ω , Y_k

e Y_ω representam a dissipação devido à turbulência, S_k e S_ω são fontes definidas pelo usuário, G_b e $G_{\omega b}$ são termos de geração de turbulência devido à efeitos de empuxo e D_ω é o termo de difusão cruzada (ANSYS, 2021). Este modelo é bastante popular para simular escoamentos aerodinâmicos, incluindo simulações de perfis aerodinâmicos, devido à sua capacidade de lidar com gradientes de pressão adversos e prever com precisão a separação do escoamento (MENTER, 1994), combinando o equacionamento do modelo $k-\omega$ nas regiões próximas às paredes com o modelo $k-\varepsilon$ (k -épsilon) atuando nas demais regiões de escoamento livre (ANSYS, 2021). O modelo $k-\omega$ SST se difere do modelo $k-\omega$ padrão por levar em conta o transporte das tensões de cisalhamento turbulentas (*Shear-Stress Transport*) na modelagem da viscosidade turbulenta, conseguindo prever mais adequadamente o início e a quantidade de separação do escoamento nas superfícies lisas (ANSYS, 2021).

4.3.3 Condições de contorno e solução

A simulação foi realizada considerando um escoamento incompressível e em regime permanente. O ar é o fluido de trabalho, a uma temperatura de 25°C, massa específica $\rho = 1,18393 \text{ kg/m}^3$ e viscosidade dinâmica $\mu = 1,83723 \times 10^{-5} \text{ Pa.s}$. As condições de contorno aplicadas no domínio são:

- *Velocidade de entrada*: aplicada na superfície do domínio à frente do aerofólio, com valor de 30 m/s na direção positiva do eixo x , intensidade turbulenta de 1% e razão de viscosidade turbulenta igual a 10.
- *Pressão de saída*: pressão manométrica de 0 Pa aplicada na superfície do domínio atrás do aerofólio, com intensidade turbulenta de 5% e razão de viscosidade turbulenta igual a 10.
- *Paredes*: as superfícies do aerofólio, bem como dos limites superior e inferior do domínio, foram consideradas paredes estacionárias com condição de não-deslizamento.
- *Simetria*: às superfícies correspondentes aos limites laterais do domínio foram aplicadas condições de simetria.

Foram utilizados os valores padrão do AnsysFluent para os parâmetros de intensidade turbulenta e da razão de viscosidade turbulenta, aplicados na entrada e saída do domínio; estes valores também foram empregados em trabalhos semelhantes (DUARTE, 2015; SIMON, 2021). Também, foram definidos valores de referência utilizados posteriormente para o cálculo de variáveis de interesse (C_L , C_D) como a área de referência do aerofólio, que é o comprimento de corda multiplicado pela envergadura, resultando em um valor de 0,1 m².

Para realizar o acoplamento entre a pressão e a velocidade, foi empregado o algoritmo SIMPLE, o qual é resolvido de maneira iterativa fazendo estimativas e correções para os campos de pressão e velocidade até atingir a convergência dos mesmos. As simulações foram executadas em um computador com processador Core i7 de 4ª geração, arquitetura x86 e 16 GB de memória RAM, sendo completadas em um tempo médio de 6 horas.

5. RESULTADOS

5.1 Otimização PSO no software XOptFoil

A Fig. 9 apresenta o design final (linha vermelha) correspondente à solução de número 747 obtida pela otimização por enxame de partículas no software XOptFoil, em comparação com o perfil semente NACA 6412 (linha azul). Nota-se um perfil um pouco mais delgado, com espessura máxima de 9,02% e com uma cambagem máxima de 7,78%, ambas porcentagens em

relação ao comprimento de corda. Verifica-se também um deslocamento da posição de máxima cambagem, de 40% do comprimento de corda no perfil NACA 6412, medido a partir do bordo de ataque, para 47,07% no perfil otimizado.

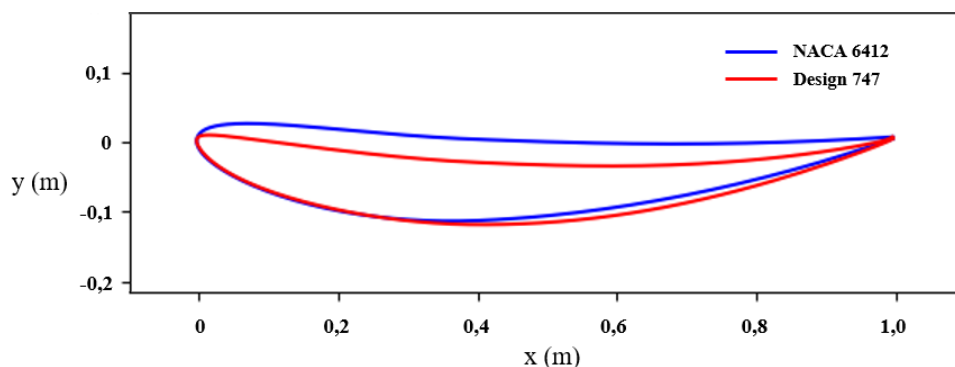


Figura 9: Perfil otimizado (Design 747) e perfil NACA 6412.

5.2 Análise bidimensional dos perfis no software XFLR5

Realizada a análise dos perfis no XFLR5, os resultados foram exportados para uma planilha eletrônica para elaboração dos gráficos e localização dos pontos de interesse, conforme Fig. 10. É importante ressaltar que, como os perfis aerodinâmicos estão invertidos em relação às suas linhas de corda e o objetivo dos mesmos é gerar *downforce* (sustentação negativa), os valores numéricos para o coeficiente de sustentação será negativo, assim como os valores da relação C_L/C_D também. Os resultados obtidos são exibidos na Tabela 4.

Tabela 4: Resultados da análise no software XFLR5.

Perfil	α (°)	C_L	C_D	C_L/C_D
NACA 6412	0	-0,66007	0,00998	-66,17
	-6,8	-1,35112	0,01308	-103,26
Design 747	0	-1,08544	0,00881	-123,17
	-3,8	-1,49378	0,01072	-139,30

Os dados mostram que o perfil Design 747, a uma condição de ângulo de ataque de 0° , possui um coeficiente de sustentação superior em 64,44% em relação ao perfil NACA 6412, indicando um maior desempenho do primeiro na produção de *downforce*; ambos os perfis possuem baixos coeficientes de arrasto, oferecendo resistência aerodinâmica reduzida, sendo o C_D do perfil Design 747 inferior em 11,72% em relação ao perfil NACA 6412.

Quanto à razão C_L/C_D , o perfil NACA 6412 apresentou um valor de -66,17 com α igual a 0° , indicando uma relação moderada entre a sustentação e o arrasto produzidos. No entanto, o ponto de destaque ocorreu a um ângulo de ataque de $-6,8^\circ$, onde o perfil alcançou uma razão C_L/C_D máxima de -103,26, indicando a produção de uma maior quantidade de sustentação em relação ao arrasto produzido, obtendo uma melhoria de 56,05% em relação à condição de ângulo de ataque de 0° .

Por sua vez, o perfil otimizado Design 747, sob a configuração de α igual a 0° , apresentou um valor de C_L/C_D de -123,17, indicando uma relação entre sustentação e arrasto consideravelmente melhor, com um aumento de 86,14% em comparação ao perfil NACA 6412. O ponto de máximo desempenho para o perfil Design 747 foi observado a um ângulo de ataque de $-3,8^\circ$, onde uma razão C_L/C_D máxima de -139,30 foi obtida, observando-se uma melhoria de

34,9% em relação a condição de ângulo de ataque de 0° . A partir da visualização do gráfico (a) da Fig. 10, percebe-se um deslocamento para a direita da curva C_L/C_D do perfil Design 747, indicando a melhor eficiência do mesmo em ângulos de ataque menores.

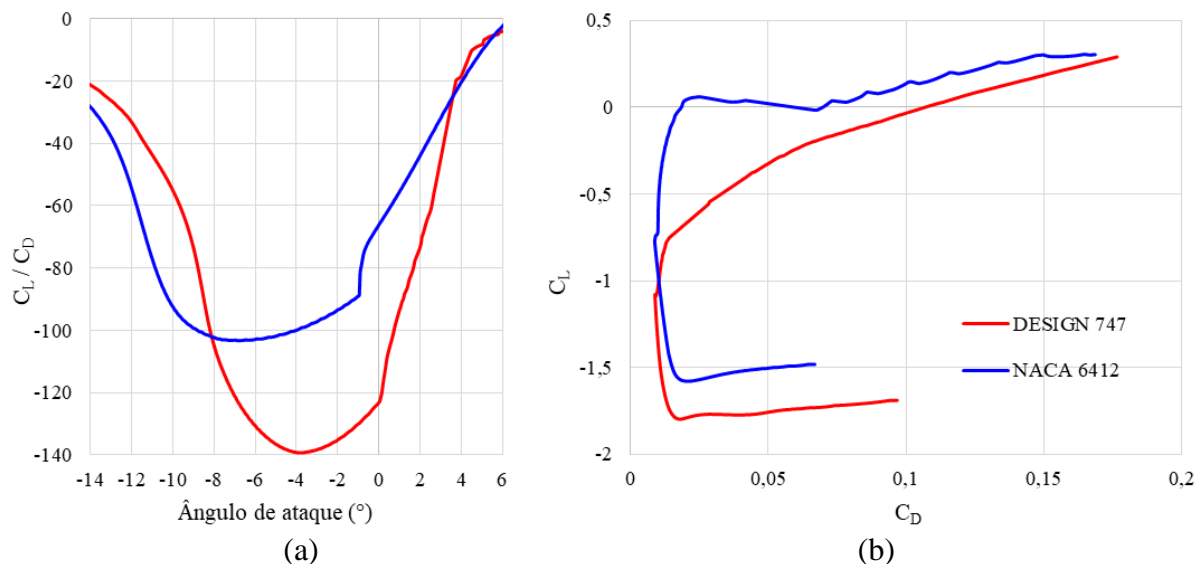


Figura 10: (a) Razão C_L/C_D em função do ângulo de ataque; (b) Curva polar de arrasto. (Fonte: Autor)

5.3 Simulação dos perfis por CFD

Os resultados das simulações por CFD complementam as análises bidimensionais feitas pelo método dos painéis, através de uma abordagem mais próxima à situação real de escoamento do ar. Após completado o processo de simulação, os resultados também foram exportados para o *software* ParaView, para pós-processamento e elaboração de imagens. As Figuras 11 e 12 exibem os contornos de pressão para os perfis.

A partir das imagens é possível observar que, no perfil Design 747 (Fig. 12), a pressão no bordo superior é maior e a pressão negativa no bordo inferior do mesmo abrange uma superfície mais ampla, em comparação ao perfil NACA 6412 (Fig. 11).

No AnsysFluent, é possível definir variáveis de interesse nas superfícies desejadas, para que o programa as calcule de forma automática, como os coeficientes de arrasto e sustentação (*downforce*) na superfície do aerofólio. Os resultados obtidos são exibidos na Tabela 5.

Tabela 5: Resultados obtidos por simulação com CFD.

Perfil	α ($^\circ$)	Downforce (N)	Arrasto (N)	C_L	C_D	C_L/C_D
NACA 6412	0	-32,14	0,74	-0,60324	0,01387	-43,48
Design 747	0	-42,20	0,73	-0,79203	0,01378	-57,45

Os dados mostram que o perfil Design 747 possui um melhor desempenho no que diz respeito à produção de *downforce*, com um C_L superior em 31,29% em relação ao perfil NACA 6412; já o arrasto manteve-se muito semelhante, com uma redução de aproximadamente 0,65% no perfil Design 747, mostrando que ambos os perfis têm boas características aerodinâmicas com coeficientes de arrasto baixos, o que é vantajoso sob o ponto de vista energético. Por sua vez, a razão C_L/C_D obteve uma melhoria de 32,12% no perfil otimizado, indicando uma performance aerodinâmica superior em relação ao perfil original NACA 6412.

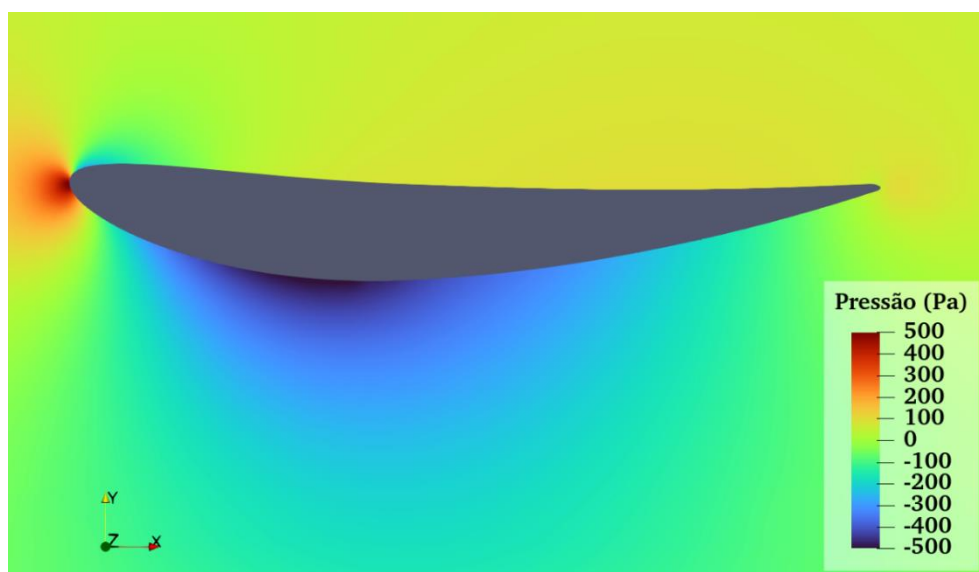


Figura 11: Contornos de pressão para o perfil NACA 6412. (Fonte: Autor)

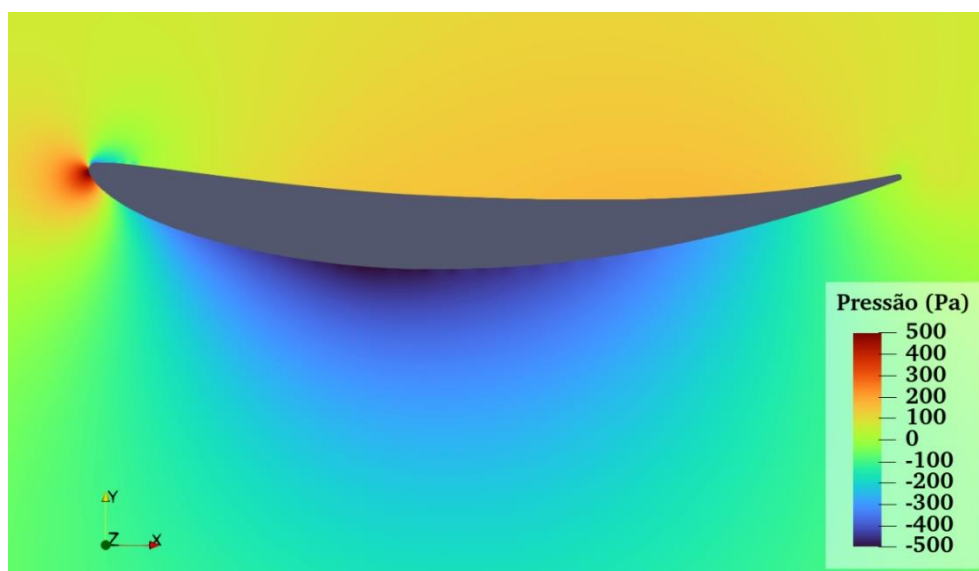


Figura 12: Contornos de pressão para o perfil Design 747. (Fonte: Autor)

5.3.1 Comparação entre análise bidimensional e CFD

Os resultados obtidos nos dois métodos de análise foram resumidos na Tabela 6. Para o perfil NACA 6412, o coeficiente de sustentação obtido pela simulação por CFD foi 8,61% menor em relação ao resultado do programa XFLR5, demonstrando uma diferença pequena entre os resultados. O mesmo não ocorreu para o perfil Design 747, no qual a simulação CFD do mesmo resultou em um coeficiente de sustentação 27,03% menor em relação ao resultado da análise bidimensional.

Os resultados para o C_D entre os dois métodos de análise tiveram diferenças mais expressivas, o que pode ser explicado pelo fato do programa XFLR5, ao analisar um perfil aerodinâmico, o considerar como uma asa de envergadura infinita. Desta forma, não são considerados os efeitos de arrasto induzido, o qual ocorre em decorrência da produção de sustentação por asas de dimensões finitas, resultando em valores menores para os coeficientes de arrasto obtidos na análise bidimensional.

Tabela 6: Comparação entre os resultados do programa XFLR5 e da análise por CFD.

Parâmetro	Perfil NACA 6412			Perfil Design 747		
	XFLR5	CFD	Diferença (%)	XFLR5	CFD	Diferença (%)
α (°)	0	0	-	0	0	-
C_L	-0,66007	-0,60324	-8,61	-1,08544	-0,79203	-27,03
C_D	0,00998	0,01387	38,98	0,00881	0,01378	56,41
C_L/C_D	-66,17	-43,48	-34,29	-123,17	-57,45	-53,36

6. CONCLUSÕES

Este estudo teve como objetivo a otimização do perfil aerodinâmico NACA 6412 por meio do método de otimização por enxame de partículas (PSO) e a posterior análise comparativa com o perfil resultante, denominado Design 747.

Os resultados obtidos a partir da análise por meio do método dos painéis revelaram um aumento considerável na razão C_L/C_D para o perfil Design 747 em comparação ao perfil NACA 6412. A um ângulo de ataque de 0° , o perfil Design 747 obteve uma razão C_L/C_D 86,14% maior em relação ao perfil NACA 6412, demonstrando o bom desempenho do método de otimização por enxame de partículas (PSO) na melhoria dos coeficientes e da performance aerodinâmica.

A continuação da análise por meio de simulações com uso de CFD confirmou a tendência observada nas análises bidimensionais. As simulações por CFD revelaram que, a um ângulo de ataque de 0° , o perfil Design 747 registrou uma razão C_L/C_D superior em 32,12% em relação ao perfil NACA 6412. Embora as magnitudes das razões C_L/C_D obtidas por CFD sejam menores em comparação aos resultados do método dos painéis, a superioridade do perfil otimizado Design 747 foi mantida, indicando um resultado adequado do processo de otimização.

Os resultados obtidos neste estudo sugerem que o processo de otimização por enxame de partículas (PSO) é eficaz na produção de um perfil aerodinâmico com características aprimoradas, indicando o potencial da otimização computacional na busca por maior performance aerodinâmica, contribuindo para avanços em áreas como o automobilismo e a aeronáutica.

6.1 Sugestões para trabalhos futuros

Sugere-se que o tema deste trabalho seja abordado futuramente explorando-se as seguintes recomendações:

- Inclusão de mais pontos de operação no código de otimização do XOptFoil, podendo abranger mais ângulos de ataque e/ou diferentes números de Reynolds;
- Atribuição de pesos diferentes para cada um dos pontos de operação no código do XOptFoil, por exemplo, ampliando ou reduzindo o peso das condições de aumento de sustentação ou de minimização do arrasto;
- Realização das simulações com CFD variando os ângulos de ataque do aerofólio, verificando se há correspondência entre os ângulos com maior razão C_L/C_D nas análises bidimensionais e nas simulações por CFD;
- Aplicação do perfil otimizado em modelos veiculares e realização de simulações via CFD para obtenção da performance aerodinâmica;
- Comparação dos resultados obtidos com valores experimentais obtidos da literatura.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 6^a ed. New York: McGraw-Hill Education, 2017.

ANSYS, Inc. **Ansys Fluent Theory Guide**. Versão 2021-R2, 2021.

BULJAC, A.; DZIJAN, I.; KORADE, I. et al. **Automobile aerodynamics influenced by airfoil-shaped rear wing**. International Journal of Automotive Technology, 17, 377–385 (2016).

CHIPLUNKAR, Viren et al. **Computational Fluid Dynamics Analysis for an Active Rear-Wing Design to Improve Cornering Speed for a High-Performance Car**. Materials Today: Proceedings, 77, 887-896 (2023).

DICKISON, Mike et al. **Investigation into the Aerodynamic Performance of a Concept Sports Car**. Journal of Applied Fluid Mechanics 13, 583-601 (2020).

DUARTE, Flávio L. **Análise das Forças Aerodinâmicas sobre um Veículo de Competição Empregando CFD**. 2015. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2015.

EBERHART, Russel; KENNEDY, James. **A New Optimizer Using Particle Swarm Theory**. Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science, Nagoya, Japão, 1995.

FOX, Robert; McDONALD, Alan; PRITCHARD, Philip. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 8^a ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014.

GAD, Ahmed G. **Particle Swarm Optimization Algorithm and Its Applications: A Systematic Review**. Archives of Computational Methods in Engineering, 29, 2531–2561 (2022).

HOUGHTON, Edward L.; CARPENTER, Peter W. **Aerodynamics for Engineering Students**. 5^a ed. Londres: Butterworth-Heinemann, 2003.

KATZ, Joseph. **Aerodynamics of Race Cars**. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 38, 2006.

KATZ, Joseph; DYKSTRA, Lee. **Application of Computational Methods to the Aerodynamic Development of a Prototype Race Car**. SAE Technical Paper 942498 (1994).

KIM, Pyungkee; CHOI, Wonseok; KIM, Kyu Hong. **Analysis of Aerodynamics Characteristics of Rear Wing Mounted on Fastback Type Vehicle**. International Journal of Automotive Technology, 23, 1255-1268 (2022).

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

MENTER, Florian. **Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications**. AIAA Journal. 32 (8), 1598–1605 (1994).

PARSOPOULOS, Konstantinos; VRAHATIS, Michael. **Particle Swarm Optimization Method for Constrained Optimization Problems** (2002).

PINTO, Eliado Avelino. **Análise da Vibração Induzida pelas Pás do Rotor Principal do Helicóptero H-50 (Esquilo)**. 2021. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2021.

SIMON, William. **Análise Numérica dos Contornos de Velocidade e Distribuições de Pressão do Escoamento Bidimensional sobre Perfis Veiculares Utilizando CFD**. 2021. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2021.

SOLIMAN, Paulo A. **Estudo Numérico do Controle Passivo de Camada Limite via Geradores de Vórtices em Perfil Aerodinâmico de um Veículo de Competição**. Dissertação de mestrado (Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2018.

TRAPANI, Michela. **Algoritmi di dinamiche di sciame di particelle per l'ottimizzazione del Machine Learning**. Tesi di Laurea Magistrale (Curso di Laurea Magistrale in Ingegneria Matematica) – Politecnico di Torino, Torino, 2021.

UPADHYE, Suyash et al. **Estimation of Drag and Down Forces Using Aerodynamic Profile on Formula Student Vehicle**. International Research Journal of Engineering and Technology, 08, 188-193 (2021).

VERSTEEG, Henk K.; MALALASEKERA, Weeratunge. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. 2ª ed. Harlow: Pearson Education Limited, 2007.

APÊNDICE A – Código de otimização por enxame de partículas no *software* XOptFoil

```

&optimization_options
search_type = 'global'
global_search = 'particle_swarm'
local_search = 'simplex'
seed_airfoil = 'naca'
airfoil_file = 'naca_6412.dat'
shape_functions = 'hicks-henne'
min_bump_width = 0.1
nfunctions_top = 4
nfunctions_bot = 4
initial_perturb = 0.025
restart = .false.
restart_write_freq = 10
write_designs = .true.
/

&operating_conditions
noppoint = 10
use_flap = .false.

op_mode(1) = 'spec-al'
optimization_type(1) = 'max-lift'
op_point(1) = 0
reynolds(1) = 386643
mach(1) = 0.0867
weighting(1) = 1.0
ncrit_pt(1) = 9.0

op_mode(2) = 'spec-al'
optimization_type(2) = 'min-drag'
op_point(2) = 0
reynolds(2) = 386643
mach(2) = 0.0867
weighting(2) = 1.0
ncrit_pt(2) = 9.0

op_mode(3) = 'spec-al'
optimization_type(3) = 'max-lift'
op_point(3) = 2
reynolds(3) = 386643
mach(3) = 0.0867
weighting(3) = 1.0
ncrit_pt(3) = 9.0

op_mode(4) = 'spec-al'
optimization_type(4) = 'min-drag'
op_point(4) = 2
reynolds(4) = 386643
mach(4) = 0.0867
weighting(4) = 1.0
ncrit_pt(4) = 9.0

op_mode(5) = 'spec-al'
optimization_type(5) = 'max-lift'
op_point(5) = 4
reynolds(5) = 386643
mach(5) = 0.0867

weighting(5) = 1.0
ncrit_pt(5) = 9.0

op_mode(6) = 'spec-al'
optimization_type(6) = 'min-drag'
op_point(6) = 4
reynolds(6) = 386643
mach(6) = 0.0867
weighting(6) = 1.0
ncrit_pt(6) = 9.0

op_mode(7) = 'spec-al'
optimization_type(7) = 'max-lift'
op_point(7) = 6
reynolds(7) = 386643
mach(7) = 0.0867
weighting(7) = 1.0
ncrit_pt(7) = 9.0

op_mode(8) = 'spec-al'
optimization_type(8) = 'min-drag'
op_point(8) = 6
reynolds(8) = 386643
mach(8) = 0.0867
weighting(8) = 1.0
ncrit_pt(8) = 9.0

op_mode(9) = 'spec-al'
optimization_type(9) = 'max-lift'
op_point(9) = 8
reynolds(9) = 386643
mach(9) = 0.0867
weighting(9) = 1.0
ncrit_pt(9) = 9.0

op_mode(10) = 'spec-al'
optimization_type(10) = 'min-drag'
op_point(10) = 8
reynolds(10) = 386643
mach(10) = 0.0867
weighting(10) = 1.0
ncrit_pt(10) = 9.0
/

&constraints
min_thickness = 0.05
max_thickness = 1000
min_camber = -0.10
max_camber = 0.10
min_te_angle = 4.0
check_curvature = .true.
max_curv_reverse_top = 0
max_curv_reverse_bot = 1
curv_threshold = 0.10
symmetrical = .false.
/

&naca_airfoil
family = '4'
maxt = 0.12
maxc = 0.060
xmaxc = 0.40
/

&initialization
feasible_init = .true.
feasible_limit = 50000
feasible_init_attempts = 1000
/

&particle_swarm_options
pso_pop = 50
pso_tol = 1.0E-04
pso_convergence_profile =
'exhaustive'
pso_maxit = 10000
/

&xfoil_run_options
ncrit = 9.0
xtript = 1.0
xtripb = 1.0
viscous_mode = .true.
silent_mode = .true.
bl_maxit = 100
vaccel = 0.01
fix_unconverged = .true.
reinitialize = .true.
/

&xfoil_paneling_options
npan = 100
cvpar = 1.0
cterat = 0.15
ctrat = 0.2
xsref1 = 1.0
xsref2 = 1.0
xpref1 = 1.0
xpref2 = 1.0
/

```