

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

GUSTAVO DEMARCHI MARRAFON

**Aplicação do método dos painéis e algoritmos genéticos para otimizar a aerodinâmica de aviões
na competição SAE Aerodesign**

São João da Boa Vista

2024

Gustavo Demarchi Marrafon

**Aplicação do método dos painéis e algoritmos genéticos para otimizar a aerodinâmica de aviões
na competição SAE Aerodesign**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de
Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica
do Campus de São João da Boa Vista, Universidade
Estatual Paulista, como parte dos requisitos para
obtenção do diploma de Graduação em Engenharia
Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Daniel Sampaio de Souza

São João da Boa Vista

2024

M358a	Marrafon, Gustavo Demarchi Aplicação do método dos painéis e algoritmos genéticos para otimizar a aerodinâmica de aviões na competição SAE Aerodesign São João da Boa Vista 2024 / Gustavo Demarchi Marrafon. -- São João da Boa Vista, 2024 54 p. Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista Orientador: Daniel Sampaio Souza 1. Engenharia aeroespacial. 2. Algoritmos genéticos. 3. Aerodinâmica. I. Título.
-------	---

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**APLICAÇÃO DO MÉTODO DOS PAINÉIS E ALGORITMOS GENÉTICOS PARA
OTIMIZAR A AERODINÂMICA DE AVIÕES NA COMPETIÇÃO SAE
AERODESIGN**

Aluno: Gustavo Demarchi Marrafon
Orientador: Prof. Dr. Daniel Sampaio Souza

Banca Examinadora:

- Daniel Sampaio Souza (Orientador)
- Carlos do Carmo Pagani Junior (Examinador)
- Gabriel Rodrigues Pinto (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 398/2023)

São João da Boa Vista, 15 de janeiro de 2024

DADOS CURRICULARES

GUSTAVO DEMARCHI MARRAFON

NASCIMENTO 17 de abril de 1998 - Iracemápolis / SP

FILIAÇÃO Bruno Antonio Marrafon
Mersia Demarchi Marrafon

2016 / 2024 Bacharelado em Engenharia Aeronáutica
UNESP

AGRADECIMENTOS

É com muita alegria e gratidão que escrevo estas palavras, pois elas representam o fim de uma etapa muito importante da minha vida. Hoje, ao concluir o meu curso superior, quero agradecer a todas as pessoas que contribuíram para a minha formação acadêmica, pessoal e profissional.

Em primeiro lugar, quero agradecer à minha família, que sempre foi o meu porto seguro e o meu maior incentivo. Vocês me deram a base de uma educação de qualidade e o apoio incondicional para seguir os meus sonhos. Sem vocês, nada disso seria possível.

Em segundo lugar, quero agradecer aos meus amigos e colegas, que compartilharam comigo tantos momentos de aprendizado, diversão, desafios e superações. Vocês tornaram a minha jornada acadêmica mais leve. Vocês são parte da minha história e estarão sempre no meu coração.

Por fim, gostaria de agradecer aos meus professores, que foram os meus mestres e mentores, e que me transmitiram os conhecimentos, as habilidades e as competências necessárias para a minha profissão. Vocês dedicaram o seu tempo, a sua paciência, as suas oportunidades e as suas broncas para me fazer um aluno melhor e mais prudente.

A todos vocês, o meu muito obrigado!

Este trabalho contou com o apoio da(s) seguinte(s) entidade(s):
Unesp - Universidade Estadual Paulista

“Pois uma vez que você tenha experimentado o voo, você caminhará pela terra com os olhos voltados para o céu, pois lá você esteve e para lá desejará retornar.”
(John Hermes Secondari, 1965)

RESUMO

Este trabalho explora a importância da geometria dos aerofólios no desempenho geral das aeronaves em tamanho reduzido e como eles poderiam ser otimizados utilizando algoritmos genéticos para um contexto da competição SAE Aerodesign. O estudo começa com uma revisão bibliográfica da teoria de algoritmos genéticos, sua evolução, diferentes usos que ele pode ser empregado e como o algoritmo já foi utilizado para a alteração de geometrias de aerofólios. O trabalho faz uso de um teste com um aerofólio simétrico para avaliação de seus critérios e possíveis deficiências. Assim, são utilizados os aerofólios adequados para o aerodesign para passar pela otimização e por fim são comparados, o aerofólio original com o aerofólio desenvolvido neste presente estudo, de acordo com os parâmetros previamente expostos, com o fim de promover o aperfeiçoamento do desempenho em futuras competições.

PALAVRAS-CHAVE: otimização de aerofólios; algoritmo genéticos; método de painéis. xfrl5;

ABSTRACT

This paper explores the importance of airfoil geometry in the overall performance of size-restricted aircraft and how they could be optimized using genetic algorithms for a SAE Aerodesign competition context. The study begins with a bibliographical review of the theory of genetic algorithms, its evolution, different uses to which it can be used and how the algorithm has already been used to change airfoil geometries. The work uses a test with a symmetrical airfoil to evaluate its criteria and possible deficiencies. Thus, airfoils suitable for aerodesign are used to undergo optimization and finally, the original airfoil is compared with the airfoil developed in this present study, according to the configurations previously exposed, with the aim of promoting the improvement of performance in future competitions.

KEYWORDS: airfoil optimization; genetic algorithm; Panel method; xfrl5;

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Divisão sobre a superfície de um corpo com formato arbitrário em painéis. . . .	19
Figura 2	Representação de um aerofólio.	21
Figura 3	Fluxograma do algoritmo seguido pelo XoptFoil para otimização de aerofólio. .	22
Figura 4	Geometria de um aerofólio NACA 0012	24
Figura 5	Geometria do aerofólio melhorado	24
Figura 6	Sobreposição dos aerofólios	24
Figura 7	$C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$	25
Figura 8	$C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$	25
Figura 9	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$	26
Figura 10	$C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$	26
Figura 11	$C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$	27
Figura 12	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$	27
Figura 13	$C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	28
Figura 14	$C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	28
Figura 15	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	29
Figura 16	$C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	30
Figura 17	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	30
Figura 18	Geometria do aerofólio FX73	31
Figura 19	Geometria do aerofólio Selig 1210	31
Figura 20	Geometria do aerofólio Eppler 423	31
Figura 21	$C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$	32
Figura 22	$C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$	32
Figura 23	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$	33
Figura 24	$C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$	33
Figura 25	$C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$	34
Figura 26	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$	34
Figura 27	$C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	35
Figura 28	$C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	35
Figura 29	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	36
Figura 30	Comparação entre as geometrias dos aerofólios Eppler 423	37
Figura 31	$C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$	37
Figura 32	$C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$	38
Figura 33	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$	38
Figura 34	$C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$	39
Figura 35	$C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$	39
Figura 36	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$	40
Figura 37	$C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	40

Figura 38	$C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	41
Figura 39	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	41
Figura 40	Comparação entre as geometrias dos aerofólios FX73	42
Figura 41	$C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$	42
Figura 42	$C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$	43
Figura 43	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$	43
Figura 44	$C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$	44
Figura 45	$C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$	44
Figura 46	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$	45
Figura 47	$C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	45
Figura 48	$C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	46
Figura 49	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	46
Figura 50	Comparação entre as geometrias dos aerofólios Selig 1210	47
Figura 51	$C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$	47
Figura 52	$C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$	48
Figura 53	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$	48
Figura 54	$C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$	49
Figura 55	$C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$	49
Figura 56	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$	50
Figura 57	$C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	50
Figura 58	$C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	51
Figura 59	$\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$	51

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Condição de operações	23
Tabela 2 – Parâmetros do Algoritmo Genético	23
Tabela 3 – Parâmetros do XFOIL	23

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
NPC	<i>Non Playable Character</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista

LISTA DE SÍMBOLOS

C_L	Coeficiente de Sustentação
C_D	Coeficiente de Arrasto
Re	Número de Reynolds
α	Ângulo de Ataque

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
2	OBJETIVOS	16
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
4	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
4.1	Método dos painéis	19
4.2	Algoritmo genético	20
4.3	Metodologia XFOIL	20
4.4	Perfil aerodinâmico	21
5	DESCRIÇÃO DO MÉTODO	22
5.1	Critérios utilizados	22
5.2	Teste de viabilidade	24
5.2.1	Conclusões do teste	29
6	APRESENTAÇÃO DOS AEROFÓLIOS UTILIZADOS	31
7	COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS	37
8	CONCLUSÃO	53
	REFERÊNCIAS	54

1 INTRODUÇÃO

Projetos de aerodesign são atividades que envolvem o planejamento, a construção e o teste de aeronaves controladas remotamente, que devem atender a requisitos específicos de desempenho, estabilidade, carga e segurança. A SAE organiza competições de aerodesign como uma oportunidade para os estudantes aplicarem os conhecimentos adquiridos na sala de aula em um ambiente real de trabalho, além de desenvolverem suas habilidades de comunicação e trabalho em equipe. Tal competição desafia os estudantes a projetar, construir e testar uma aeronave controlada por rádio que possa decolar, pousar e cumprir os requisitos da missão.

A importância da SAE Aerodesign é que ela estimula o interesse e a inovação na área de engenharia, principalmente a aeronáutica, essencial para o desenvolvimento tecnológico e a sustentabilidade do setor aeroespacial. A competição também permite que os estudantes interajam com profissionais e empresas da indústria, ampliando sua rede de contatos e possibilidades de carreira.

A aerodinâmica é fundamental para a competição SAE Brasil Aerodesign, pois ela determina as características de sustentação, arrasto, estabilidade e controle das aeronaves projetadas pelas equipes. Sendo assim sua relevância faz com que durante a competição os estudantes busquem otimizar a forma e o desempenho das aeronaves, buscando atender aos requisitos e aos desafios propostos pelo regulamento da competição. Por exemplo, a escolha do perfil aerodinâmico, influencia diretamente na capacidade de carga, na velocidade, na eficiência e na segurança da aeronave, análise do escoamento do ar em torno da aeronave, que pode revelar possíveis fontes de arrasto parasita, de separação de camada limite ou de interferência entre os componentes.

2 OBJETIVOS

O objetivo deste trabalho é aplicar algoritmos genéticos por meio do programa XoptFoil para realizar mudanças na geometrias de aerofólios para serem utilizados na competição SAE Aerodesign.

Para isso, validaremos a metodologia do código em um teste prévio sobre um aerofólio NACA 0012 para a corroboração da aplicação deste algoritmo sobre aerofólios utilizados pela equipe Adelphi da UNESP São João da Boa Vista.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Os Algoritmos genéticos foram propostos pela primeira vez por John Holland na década de 1960 e aprimorados por ele e seus alunos e colegas da Universidade de Michigan nas décadas de 1960 e 1970. Seu objetivo era entender o fenômeno da adaptação como ocorre na natureza e desenvolver formas de aplicar os mecanismos de adaptação natural em sistemas computacionais. O livro de Holland, *Adaptation in Natural and Artificial Systems*, de 1975, apresentou o algoritmo genético como uma mímica da evolução biológica e forneceu uma estrutura teórica para a adaptação no contexto destes algoritmos.

O algoritmo consiste em gerar uma nova população de cromossomos (por exemplo, sequências de bits que representam soluções candidatas para um problema) a partir de uma população inicial, usando uma espécie de seleção em conjunto com os operadores inspirados na genética como, cruzamento, mutação e inversão. Os cromossomos são formados por genes e cada gene é formado por alelos específicos (0 ou 1). O operador de seleção seleciona os cromossomos da população que poderão se reproduzir, com os cromossomos mais aptos gerando, em média, mais descendentes do que os menos aptos. O cruzamento combina partes de dois cromossomos, imitando aproximadamente a recombinação biológica entre dois organismos com um único cromossomo (Equivalente a haploides); a mutação modifica aleatoriamente os valores dos alelos de alguns locais do cromossomo; e a inversão reverte a ordem de uma seção contígua do cromossomo, reorganizando assim a ordem em que os genes são organizados (MITCHELL, 1995).

Os algoritmos genéticos se tornaram um dos desenvolvimentos computacionais mais populares e amplamente usados para otimização e busca global ao longo do tempo. Como resultado, algoritmos genéticos têm sido aplicados em muitos problemas científicos e de engenharia nas últimas décadas. Além disso, várias variantes da abordagem original do algoritmo genético foram propostas na literatura, na maioria das vezes adaptadas para resolver problemas especializados de otimização do mundo real na indústria e em outras áreas assistidas por computador.

Alguns dos avanços recentes em relação ao uso de algoritmos genéticos para problemas desafiadores do mundo real em campos não convencionais, como engenharia reversa para manufatura (reconstrução de curvas e superfícies a partir de nuvens de pontos), medicina e bioinformática (previsão, detecção e diagnóstico de câncer; classificação e tratamento do câncer; e COVID-19), animação por computador e videogames (animação comportamental de NPCs para videogames) e robótica (planejamento de trajetória de robôs) (IGLESIAS A., 2023).

Na aeronáutica os algoritmos genéticos são utilizados para uma imensa gama de objetivos, como pode ser encontrado em Sébastien (2010) que busca a melhora no uso de materiais para construção de aviões, Crispin (1992) que usa os algoritmos para encontrar uma maneira de diminuir o peso das aeronaves, passando por aperfeiçoamento de rotas aeronáuticas encontrado em Patron Aniss Kessaci (2013) e desenvolvimento de formatos de fuselagens em Liu (2005) e de asas Sasaki e Obayashi (2002).

Neste artigo utilizamos os algoritmos genéticos para aperfeiçoamento de geometrias de aerofólios

em diferentes missões para que ele fosse requerido, como Lian (2006) em aperfeiçoamento de pás de compressores, que utilizaram o algoritmo genético justamente por suas propriedades de resolver problemas com vários objetivos e restrições, sendo seu objetivo aumentar a pressão no compressor e reduzindo o volume retido, dentro das restrições estruturais de deformação das pás e restrições aerodinâmicas de ter a mesma vazão mássica do compressor inicial,

Bizzarrini F. Grasso (2011) utilizou o algoritmo genético para aperfeiçoamento da aerodinâmica de pás eólicas, já que um elemento-chave no projeto aerodinâmico de turbinas eólicas é o uso de aerofólios especialmente adaptados para aumentar a relação entre captura de energia e a carga estrutural e assim reduzir o custo de energia.

Por fim, Yamamoto (1995) foi onde o método de otimização aerodinâmica foi desenvolvido, com diferentes métodos para chegar a este aerofólio ótimo (Minimizar C_D , maximizar $\frac{L}{D}$ e por análise inversa).

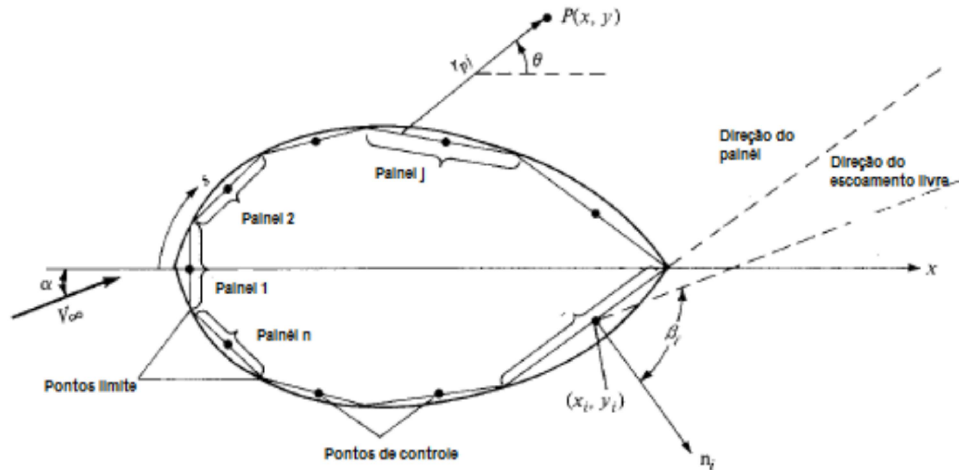
4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

4.1 MÉTODO DOS PAINÉIS

O método de painéis na aerodinâmica é uma técnica numérica que usa elementos de escoamento potencial, como fontes, dipolos ou vórtices, para representar a superfície de um corpo imerso em um fluido ideal, incompressível e invíscido. O objetivo é encontrar a intensidade desses elementos de modo que a superfície do corpo seja uma linha de corrente do escoamento combinado com o escoamento livre (KATZ; PLOTKIN, 1991).

Um perfil pode ser dividido em vários segmentos de linhas retas chamados painéis, que formam a sua linha de contorno. Em cada ponto desses painéis, há um ponto de singularidade onde há vórtices que geram velocidades no fluxo e nos outros painéis do perfil (ANDERSON., 2011).

Figura 1 – Divisão sobre a superfície de um corpo com formato arbitrário em painéis.



Fonte: (ANDERSON., 2011).

O processo é mostrado na Figura 1, que divide o perfil em painéis na parte de cima e de baixo. Cada painel tem um vórtice central que produz uma velocidade induzida em um ponto qualquer $P(x,y)$, distante r_{pj} , determinada pela equação 1, retirada de Anderson. (2011)

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

Onde: λ_j é a força exercida por um ponto de vorticidade do painel j , sendo capaz de induzir um potencial $d\Phi$ em $P(x,y)$.

Sendo a distância r_{pj} dada pela equação 2:

$$r_{pj} = \sqrt{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2} \quad (2)$$

Considerando o ângulo do escoamento e a sua velocidade em relação ao perfil estudado, podemos determinar como um painel afeta os outros, como é descrito na equação 3:

$$\frac{\lambda_i}{2} + \sum_{j=1}^n \frac{\lambda_j}{2\pi} \int_j \frac{\partial}{\partial n_i} (\ln r_{pj}) ds_j + V_{\infty} \cos(\beta_i) = 0 \quad (3)$$

Onde: λ_i é a força exercida por um ponto de vorticidade do painel i;

λ_j é a força exercida por um ponto de vorticidade do painel j;

V_{∞} a velocidade relativa do escoamento;

β_i o ângulo entre o último painel da parte inferior e o escoamento na saída do perfil.

4.2 ALGORITMO GENÉTICO

O algoritmo genético é uma técnica de otimização que se inspira na evolução biológica. Ele funciona da seguinte forma no XoptFoil

Primeiro, é preciso definir uma população inicial de soluções candidatas para o problema, chamadas de indivíduos. Cada indivíduo é representado por uma sequência de genes, estes genes são gerados a partir de características que são perturbadas por uma magnitude e por um número de funções de forma usadas para parametrizar a superfície superior e inferior do aerofólio, explicitadas nas opções de otimização

Em seguida, é preciso definir uma função de aptidão que avalia o quão boa é cada solução, atribuindo um valor de aptidão para cada indivíduo. Quanto maior o valor de aptidão, melhor a solução.

Depois, é preciso aplicar um processo de seleção que escolhe os indivíduos mais aptos para formar uma população intermediária. Existem vários métodos de seleção, como roleta, torneio, elitismo. Para este trabalho foi escolhida a seleção via torneio onde dois ou mais indivíduos são escolhidos aleatoriamente da população e competem entre si. O mais apto entre eles é selecionado. Esse processo é repetido até completar a população intermediária.

A partir da população intermediária, são gerados novos indivíduos por meio de operações genéticas, como cruzamento e mutação. O cruzamento combina genes de dois indivíduos pais para gerar um ou mais indivíduos filhos. A mutação altera aleatoriamente alguns genes de um indivíduo. Essas operações introduzem variação na população, permitindo explorar novas regiões do espaço de busca.

O resultado das operações genéticas forma uma nova população, que substitui a população inicial. Esse ciclo se repete até que algum critério de parada seja atingido, como número máximo de gerações, tempo limite, convergência ou parada manual.

Por utilizar vários parâmetros ao invés de somente um, é criada uma frente de Pareto, onde uma resposta ótima é gerada para cada parâmetro. Para resolver a frente de Pareto o algoritmo realiza um último torneio entre o melhor aerofólio para cada parâmetro de entrada, nos dando somente um aerofólio de saída, o indivíduo com maior valor de aptidão.

4.3 METODOLOGIA XFOIL

XFOIL remonta a 1986 e foi escrito pelo Dr. Mark Drela, professor de aerodinâmica do MIT. Ele usa um método de painel de alta ordem e um método de interação viscoso/inviscido totalmente acoplado para avaliar o arrasto, a transição da camada limite e a separação (GUDMUNDSSON, 2014).

O XFOIL é amplamente utilizado na indústria aeronáutica e, de modo geral, é uma ferramenta confiável. O XFOIL permite ao usuário realizar análises viscosas e invíscidas de aerofólios existentes. O usuário pode especificar onde uma camada limite laminar faz a transição para uma camada turbulenta ou fazer com que o programa preveja o movimento do ponto de transição com ângulo de ataque. A análise viscosa pode ser usada para prever C_L , C_D e C_M , entre outros.

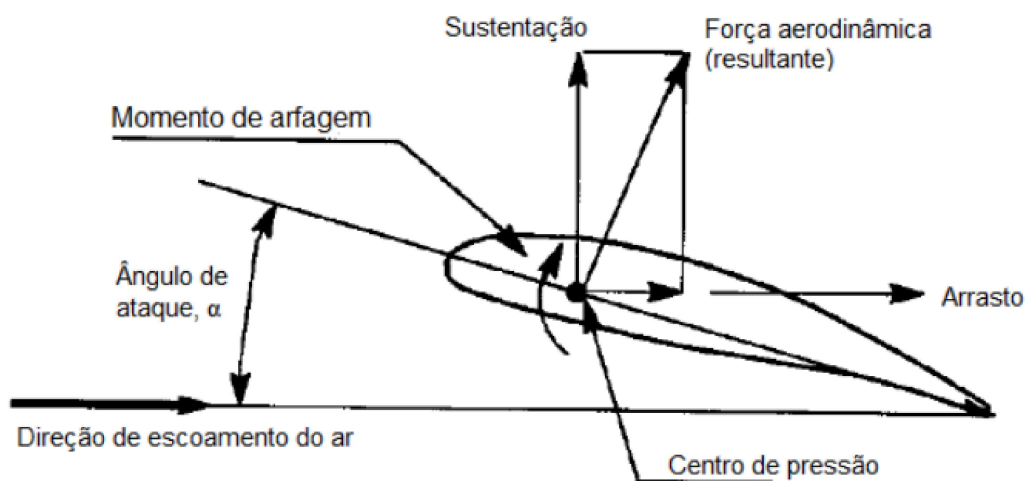
O programa permite ao usuário simular a deflexão da superfície de controle especificando o ponto de articulação e o ângulo de deflexão (GUDMUNDSSON, 2014).

4.4 PERFIL AERODINÂMICO

Um perfil aerodinâmico é a forma de um objeto que permite uma interação mais favorável com o ar, gerando forças como sustentação e arrasto. Um exemplo de perfil aerodinâmico é a asa de um avião, que tem um formato específico para criar uma diferença de pressão entre a parte superior e inferior, fazendo com que o avião se mantenha no ar.

Um perfil aerodinâmico é definido por algumas características geométricas, como a corda, que é a distância entre a borda de ataque e a borda de fuga; a espessura, que é a altura máxima do perfil em relação à corda; e o ângulo de ataque, que é o ângulo entre a corda e a direção do vento relativo. Essas características influenciam no desempenho aerodinâmico do perfil, que pode ser medido por coeficientes de sustentação e arrasto, que dependem do número de Reynolds e do número de Mach do escoamento, a figura 2 mostra um perfil genérico mostrando suas características.

Figura 2 – Representação de um aerofólio.



Fonte: (ROSKAM, 1997).

Neste trabalho, o foco será em perfis bidimensionais, isto é, asas com envergadura ilimitada que não sofrem arrasto devido às pontas das asas. No caso de uma asa tridimensional, o ângulo entre um ponto específico da corda da asa e um eixo que corta a aeronave ao meio é chamado de ângulo de enflechamento. Por outro lado, o ângulo entre a superfície da asa e um plano paralelo ao solo é chamado de ângulo de diedro.

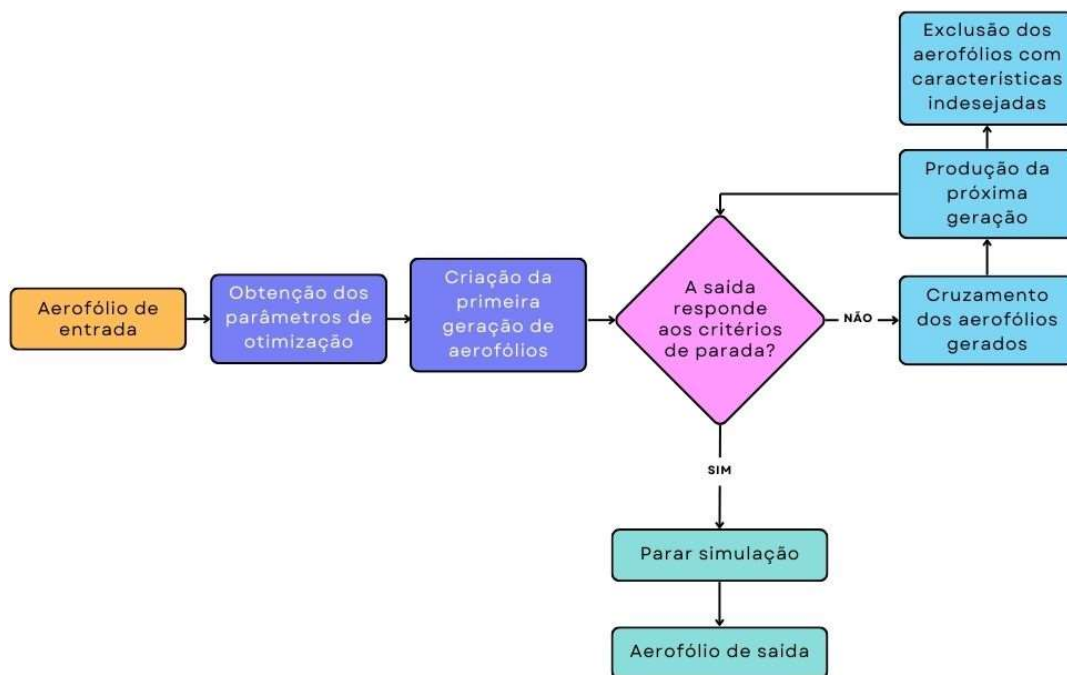
5 DESCRIÇÃO DO MÉTODO

O XoptFoil gera uma população aleatoriamente com características próximas ao aerofólio inicial e em seguida esses projetos mesclam características entre si para formar outros perfis. Utilizando o XFOIL estes designs são testados pelos parâmetros de entrada e os aerofólios com melhores características aerodinâmicas que o aerofólio raiz, que seria o mesmo que o aerofólio de entrada, são empregados para a segunda geração de cruzamentos de características e isto é refeito até que o critério de parada seja satisfeito.

Esses designs pais são emparelhados e as características de ambos são combinadas para produzir descendentes, se os descendentes tiverem um desempenho melhor do que alguns dos membros existentes da população, estes serão descartados. Este processo também tende a convergir para um único design, dadas iterações suficientes (PROSSER, 2019).

O diagrama a seguir detalha a rotina utilizada pelo programa para otimizar as geometrias:

Figura 3 – Fluxograma do algoritmo seguido pelo XoptFoil para otimização de aerofólio.



Fonte: Produção do próprio autor.

5.1 CRITÉRIOS UTILIZADOS

Foram escolhidos oito critérios para a busca da otimização, que serão descritos na tabela 1. Estes critérios visam maximizar C_L e minimizar o C_D em ângulos de ataque utilizados nas missões de

decolagem (8°) e cruzeiro (0°). Além disso foram utilizados números de Reynolds 100.000, 500.000 e 1.000.000 para ser possível uma análise em diferentes escoamentos. A velocidade utilizada foi retirada de Spadão (2022) sendo 33 m/s ou Número de Mach de 0,087.

A tabela 1 traz estes parâmetros de otimização organizados.

Tabela 1 – Condição de operações

Condição	Ângulo de ataque [$^\circ$]	Critério de otimização	Número de Reynolds
1	0	Máxima sustentação	100.000
2	0	Máxima sustentação	1.000.000
3	0	Mínimo arrasto	100.000
4	0	Mínimo arrasto	1.000.000
5	8	Máxima sustentação	100.000
6	8	Máxima sustentação	1.000.000
7	8	Mínimo arrasto	100.000
8	8	Mínimo arrasto	1.000.000

fonte: Produção do Próprio Autor.

Para a atuação do algoritmo genético dentro do XoptFoil é necessário aplicar parâmetros sobre a quantidade de cruzamentos, mutações e número de iterações, para o funcionamento da simulação. A tabela 2 apresenta tais parâmetros.

Tabela 2 – Parâmetros do Algoritmo Genético

Parâmetro	Valor
Número de designs na população	80
Tolerância	0,0000001
Número de iterações máxima	1500
Fração de pais selecionados	0,5
Método de seleção de genitores	Torneio
Fração de participação no torneio	0,025
Probabilidade de mutação	0,75
Razão de mutação dos cromossomos	0,05
Magnitude máxima de mutação	0,5
Fator de faixa de cruzamento	0,5

fonte: Produção do Próprio Autor.

Por fim, na tabela 3, são descritos os parâmetros que serão utilizados pelo XFOIL para os cálculos aerodinâmicos e para a avaliação dos aerofólios gerados.

Tabela 3 – Parâmetros do XFOIL

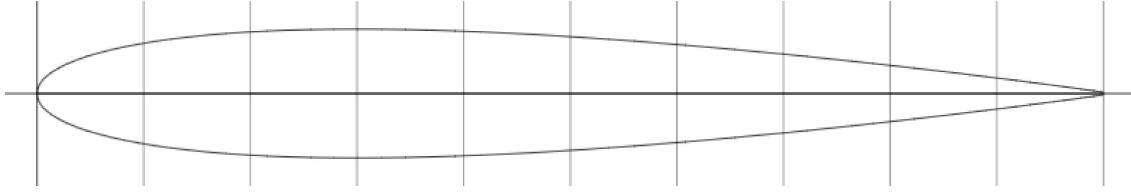
Parâmetro	Valor
Número de painéis	160
Densidade dos painéis	1,0
N crítico	9,0
Regime de escoamento	Viscoso
Número de iterações	100

fonte: Produção do Próprio Autor.

5.2 TESTE DE VIABILIDADE

Para atestar a viabilidade dos métodos e critérios de parada utilizados, foi feito um teste preliminar com um aerofólio simétrico NACA 0012.

Figura 4 – Geometria de um aerofólio NACA 0012

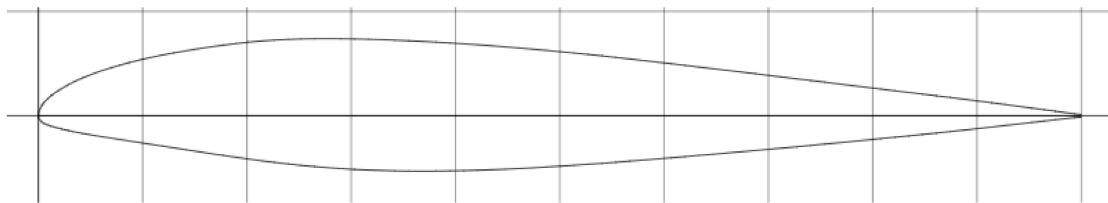


Fonte: Próprio autor.

Este aerofólio foi escolhido por ser um aerofólio amplamente utilizado em estudos de otimização (CHEN, 2013).

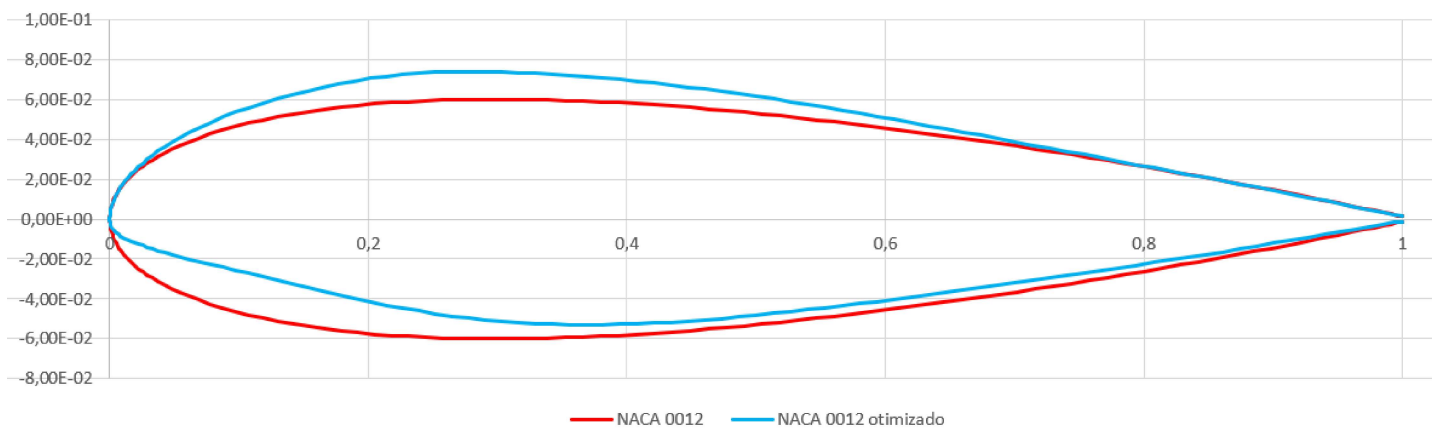
Ao final da simulação, a figura 5 revela o aerofólio selecionado pelo algoritmo como mais apto substituto.

Figura 5 – Geometria do aerofólio melhorado



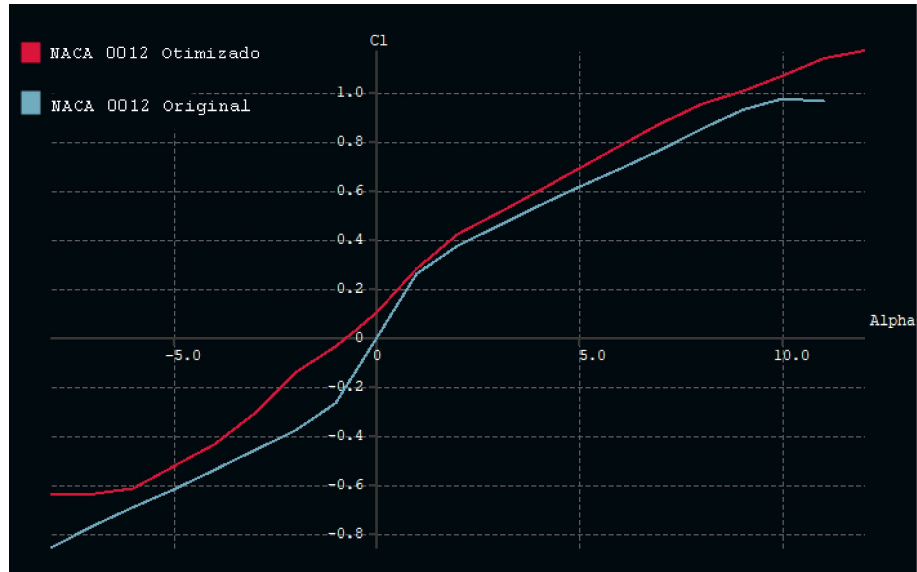
Fonte: Próprio autor.

Figura 6 – Sobreposição dos aerofólios

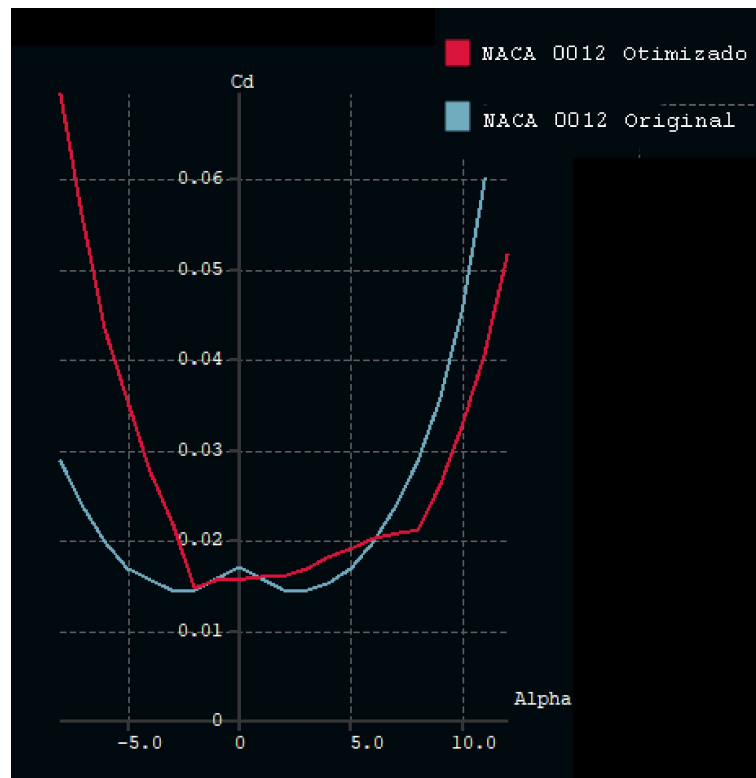


Fonte: Próprio autor.

A seguir são comparadas as características aerodinâmicas do aerofólio otimizado com as do NACA 0012, focando nos coeficientes que foram requerido nos parâmetros de entrada (Máx C_L , Mín C_D) com ângulos de ataque entre -8° e 12° .

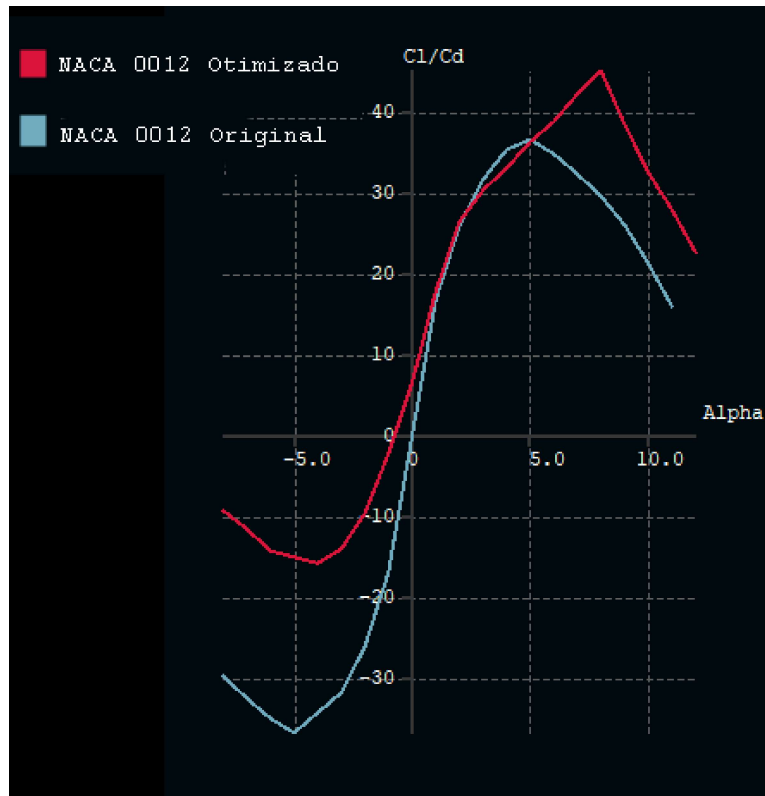
Figura 7 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 8 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$ 

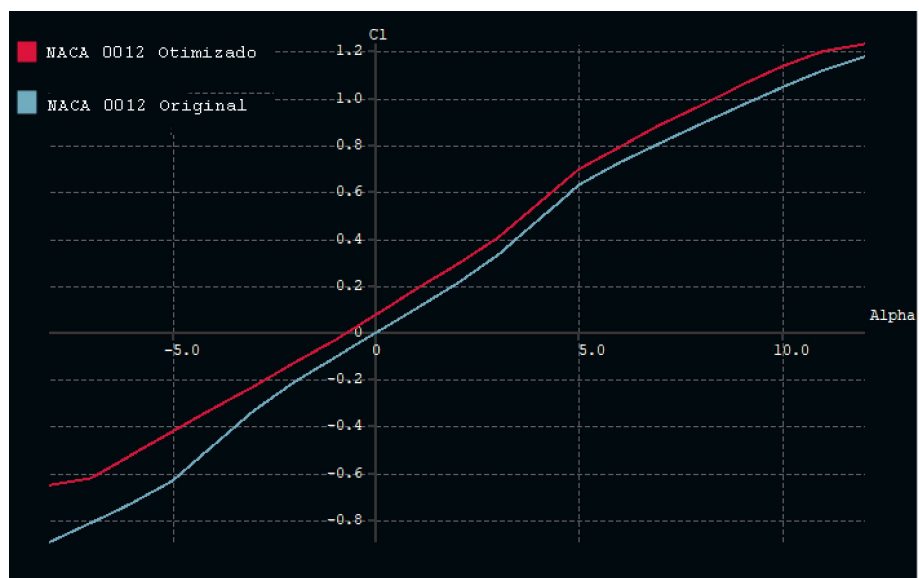
Fonte: Próprio autor.

Figura 9 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$



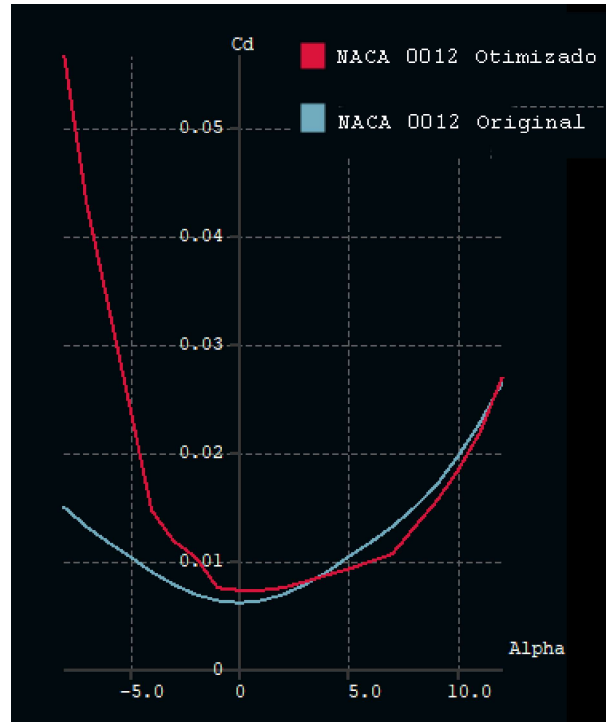
Fonte: Próprio autor.

Figura 10 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$



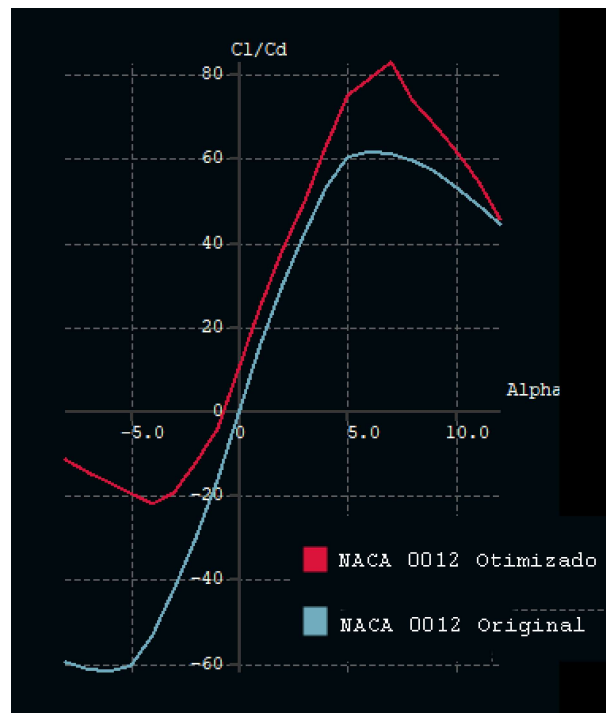
Fonte: Próprio autor.

Figura 11 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$

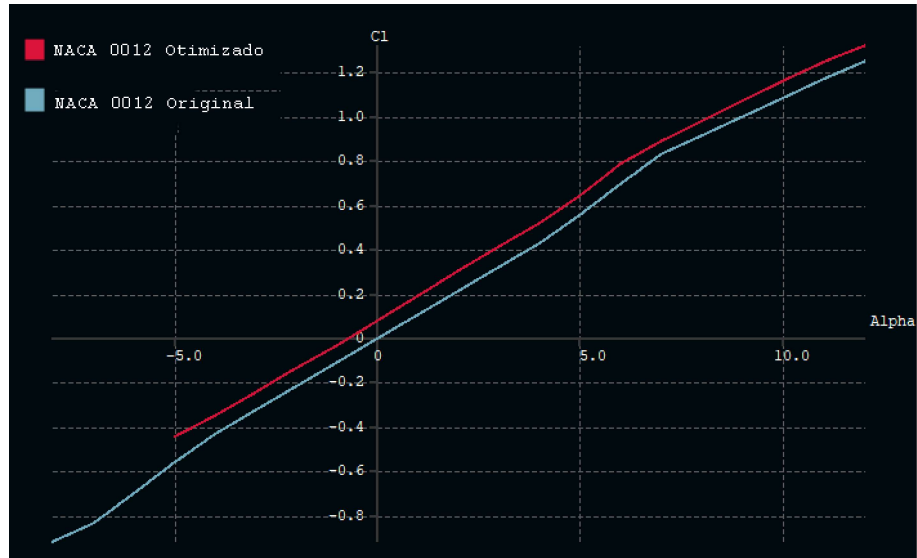


Fonte: Próprio autor.

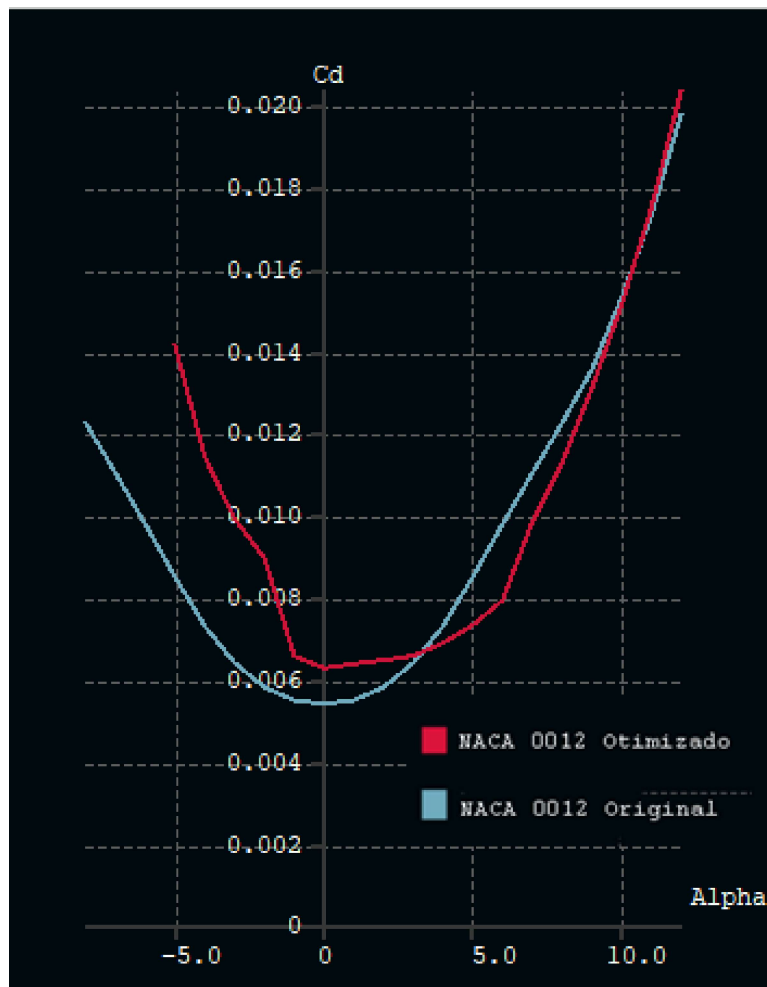
Figura 12 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$



Fonte: Próprio autor.

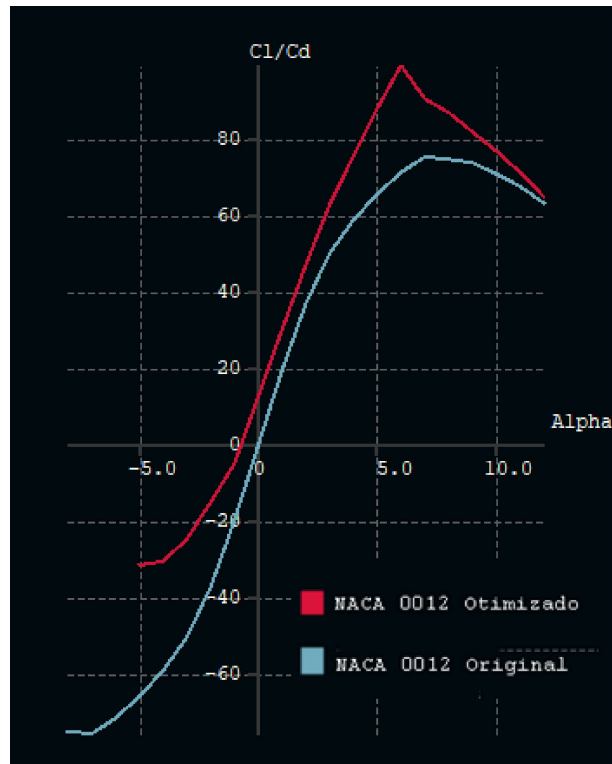
Figura 13 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 14 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 15 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

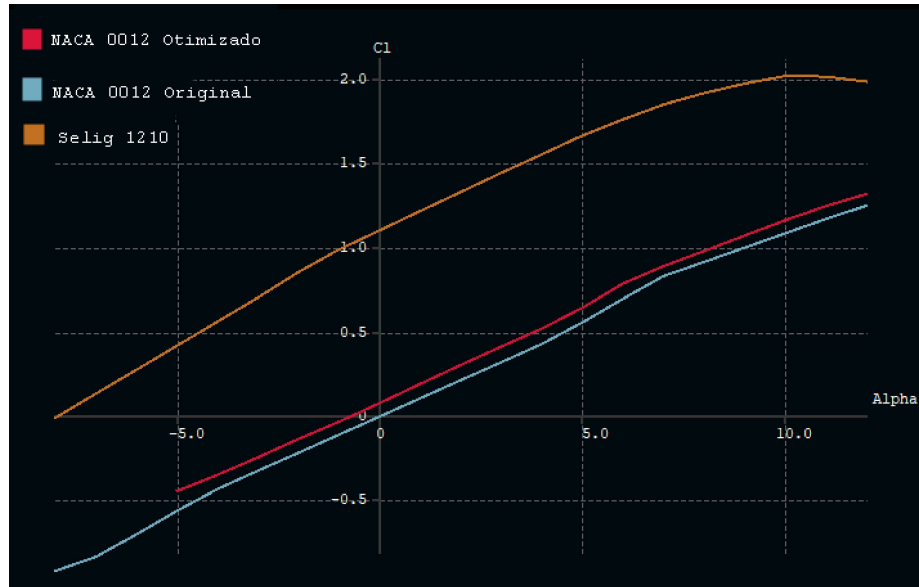
5.2.1 Conclusões do teste

Como pode ser visto pelas figuras 7 a 15 o algoritmo se mostrou capaz em gerar um aerofólio melhor que o raiz nas características pedidas e em todos os regimes Reynolds, porém não se mostrou suficiente para gerar um aerofólio que poderia ser utilizado na competição, o que era de se esperar pois algoritmos genéticos são usados para chegar nas proximidades do ótimo local.

Porém, o aerofólio Selig 1210, que foi utilizado pela equipe Adelphi nos últimos anos têm um coeficiente de sustentação muito acima do aerofólio que foi gerado pelo algoritmo (OLIVEIRA, 2022), como indicado nas figuras 16 e 17.

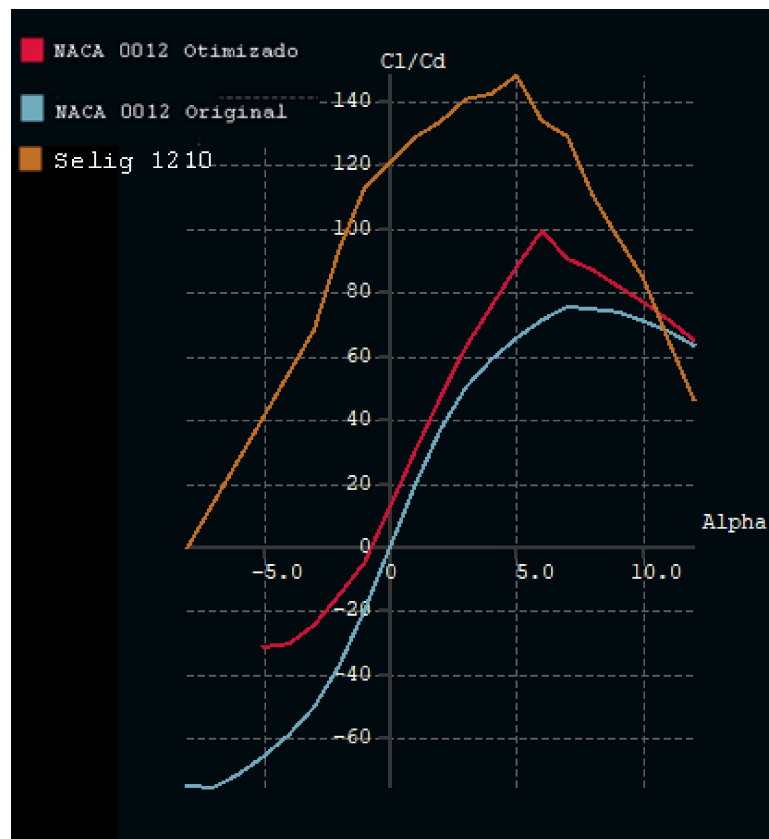
Por isso precisamos de perfis que sejam utilizados na competição para realizar um aprimoramento superior.

Figura 16 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

Figura 17 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

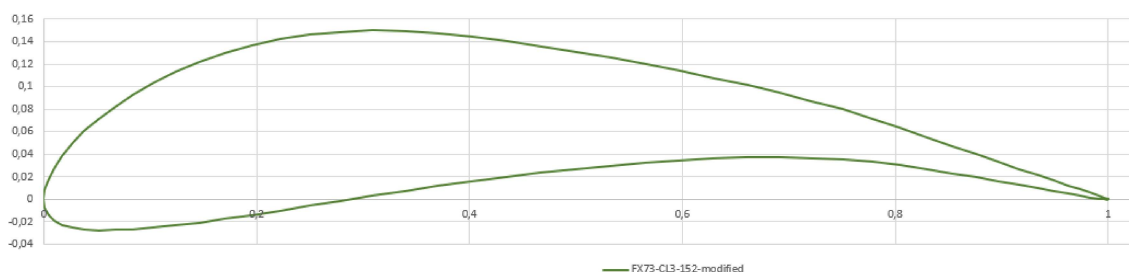
6 APRESENTAÇÃO DOS AEROFÓLIOS UTILIZADOS

Neste capítulo, serão utilizados os mesmos parâmetros anteriores, porém em aerofólios que já foram utilizados pela equipe Adelphi em outras competições, onde poderemos observar se utilizando um aerofólio de base mais próximo do utilizado na competição, se é gerado um aerofólio que poderá ser usado na competição.

Dos aerofólios que foram experimentados pela equipe Adelphi em 2022 foram escolhidos os aerofólios FX73, Selig 1210 e Eppler 423 para passarem pelo tratamento do algoritmo.

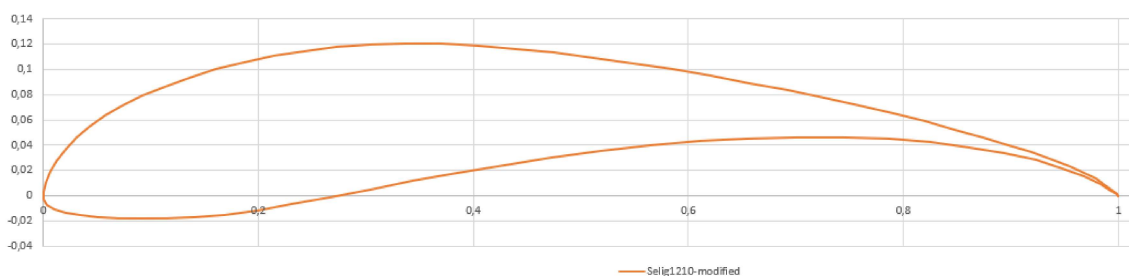
Estes aerofólios foram escolhidos por terem alta sustentação e baixo arrasto em condições de baixa velocidade e baixo número de Reynolds, que seria a condição de voo experimentada pelas aeronaves durante a competição.

Figura 18 – Geometria do aerofólio FX73



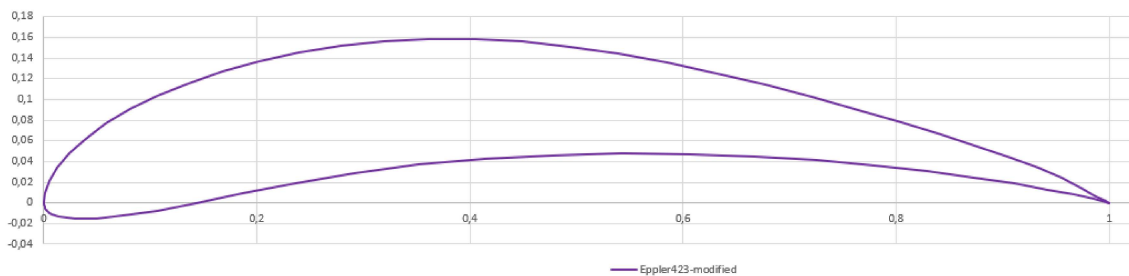
Fonte: Próprio autor.

Figura 19 – Geometria do aerofólio Selig 1210



Fonte: Próprio autor.

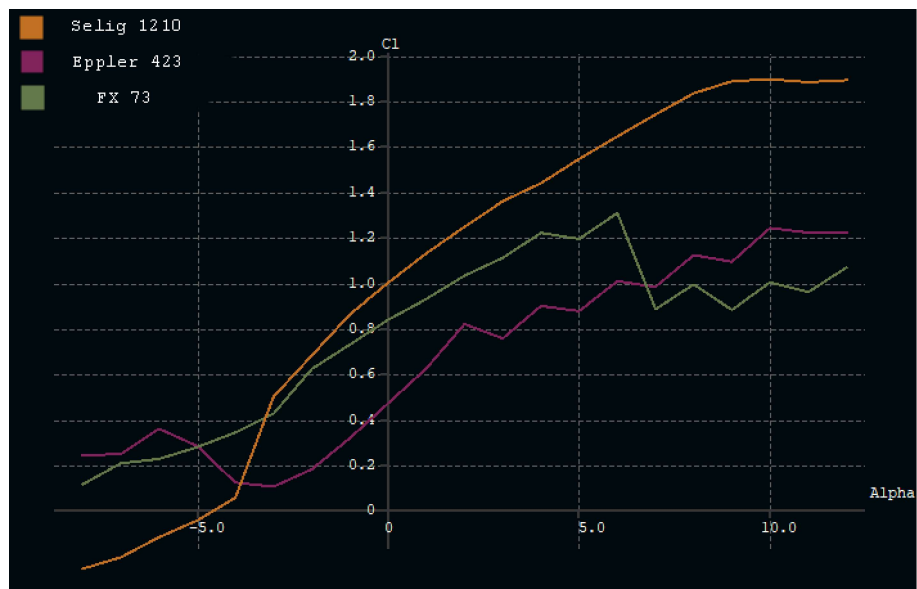
Figura 20 – Geometria do aerofólio Eppler 423



Fonte: Próprio autor.

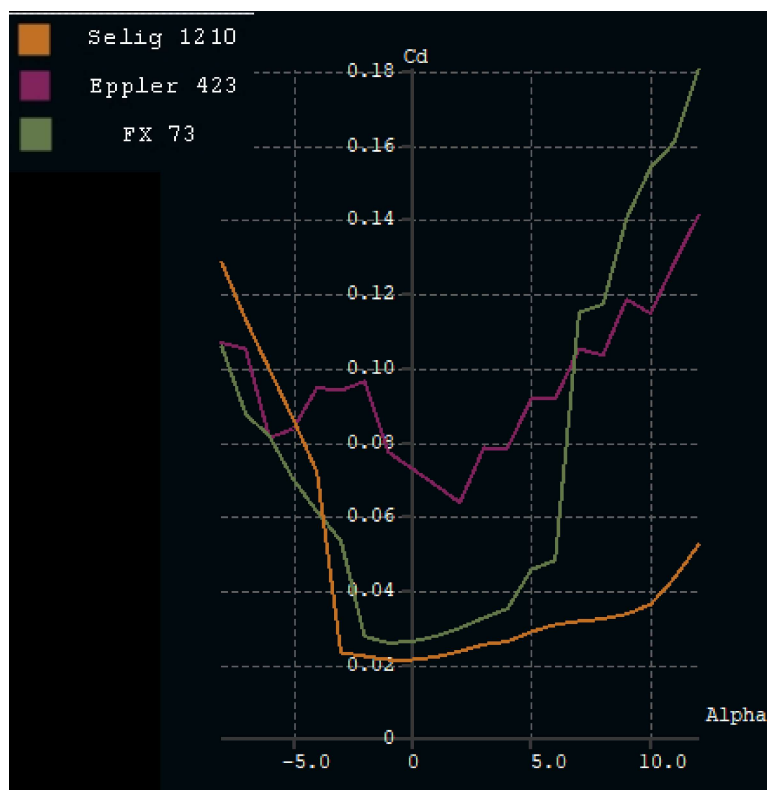
Comparando as características aerodinâmicas dos aerofólios antes do tratamento pelo algoritmo genético, temos as figuras 21 a 29.

Figura 21 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$



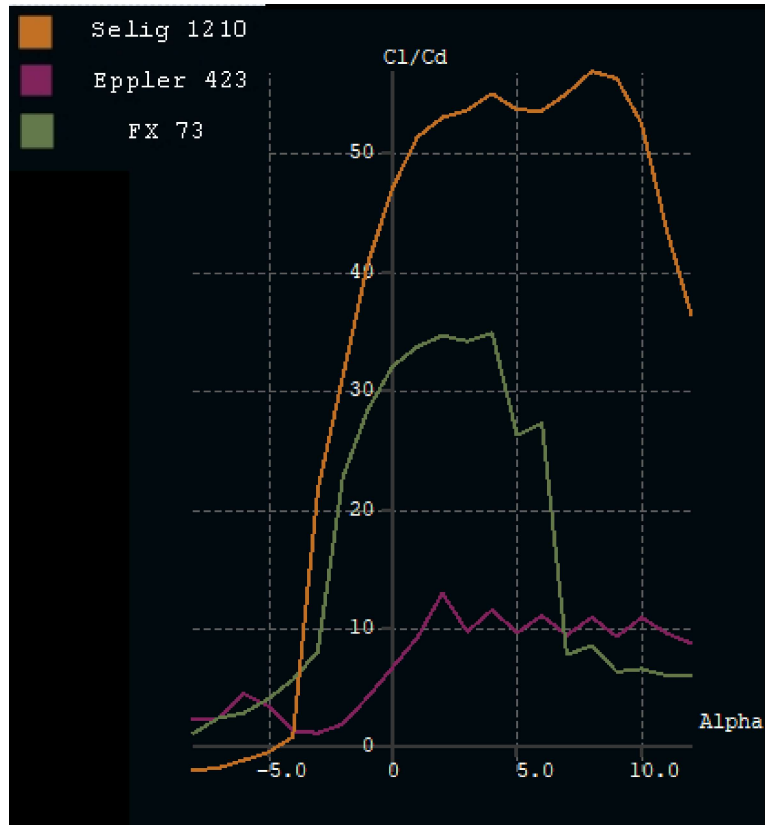
Fonte: Próprio autor.

Figura 22 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$



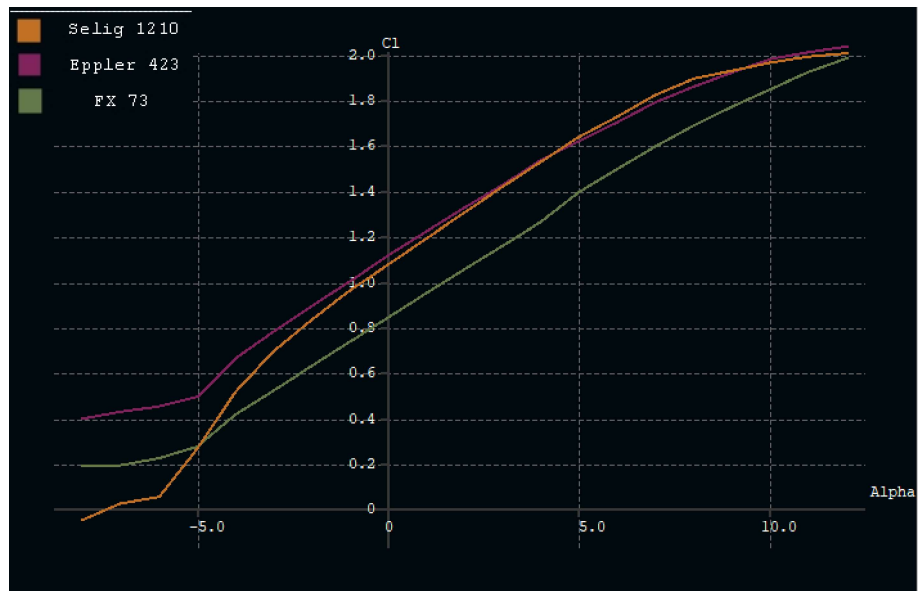
Fonte: Próprio autor.

Figura 23 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$



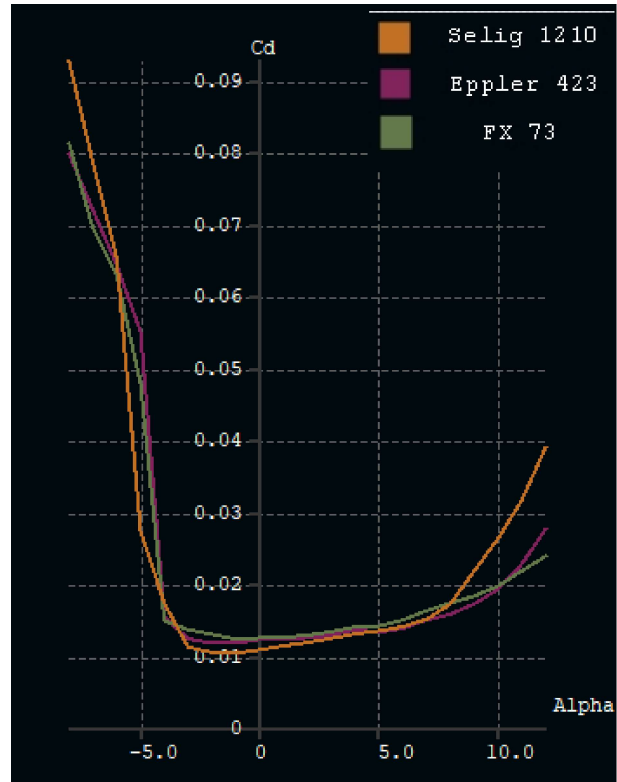
Fonte: Próprio autor.

Figura 24 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$



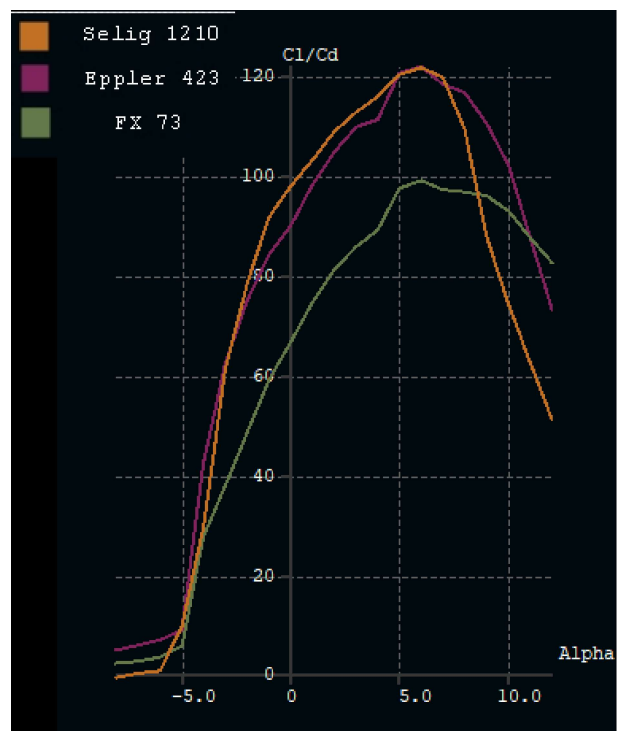
Fonte: Próprio autor.

Figura 25 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$

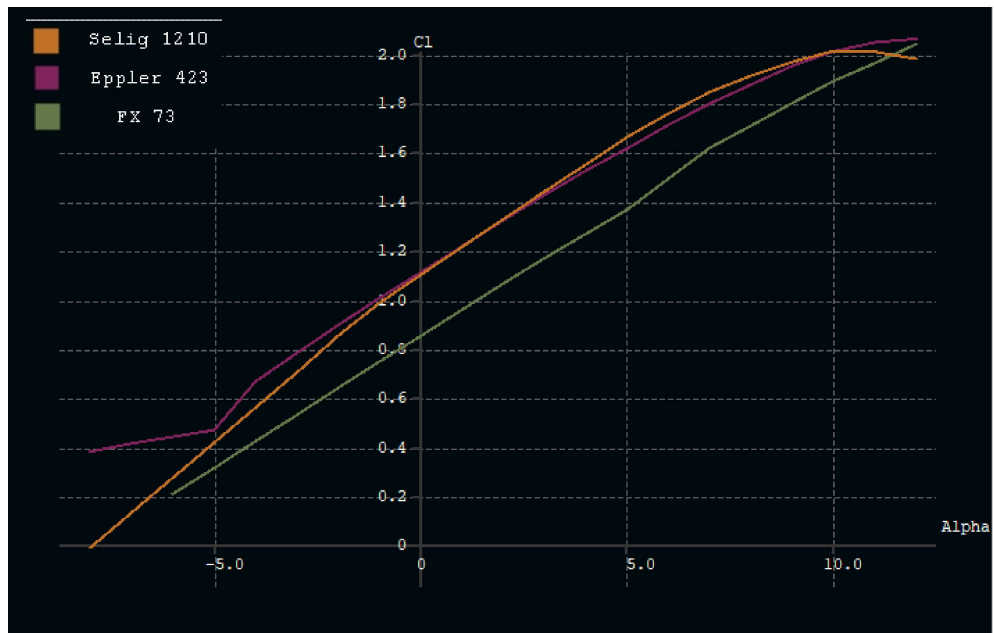


Fonte: Próprio autor.

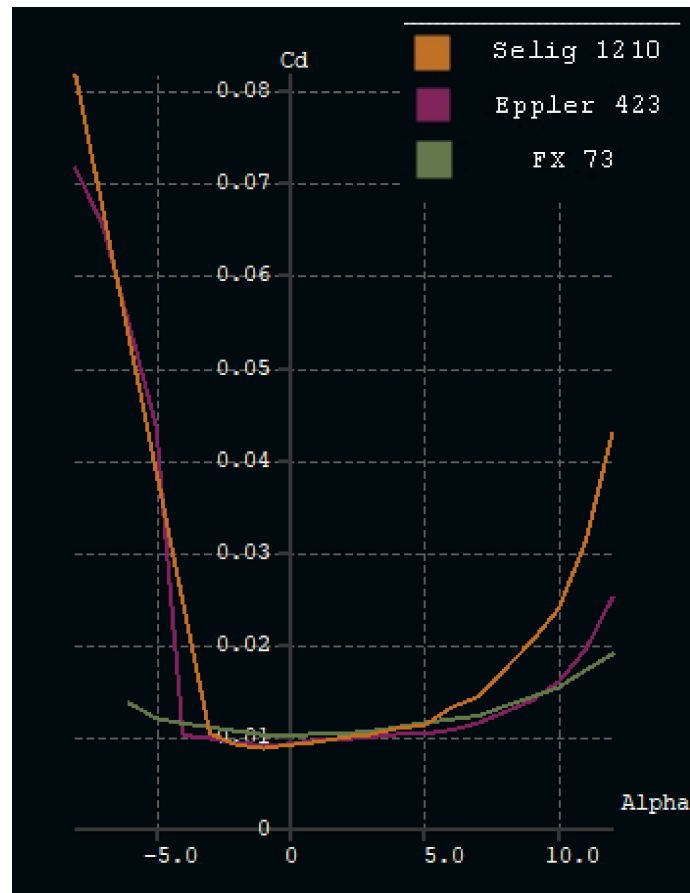
Figura 26 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$



Fonte: XFRL5.

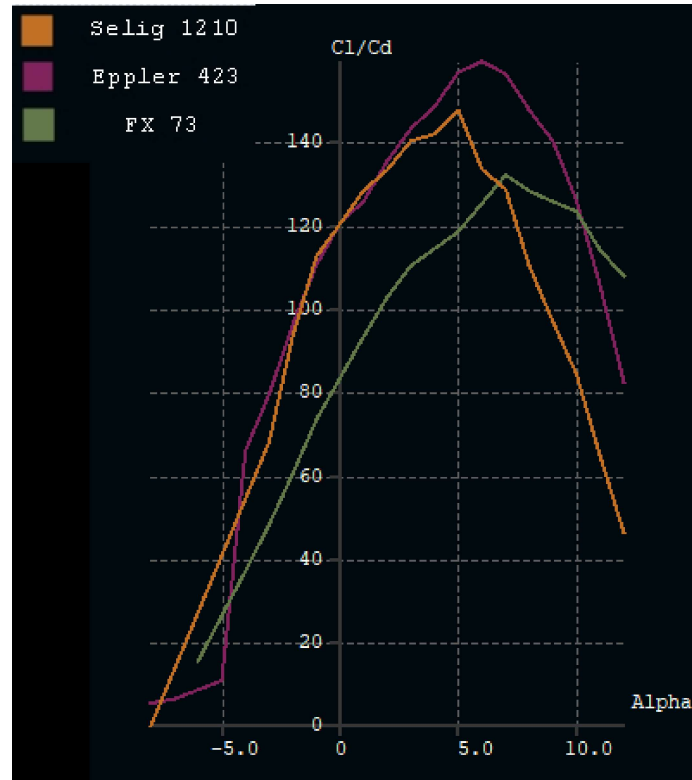
Figura 27 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 28 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 29 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



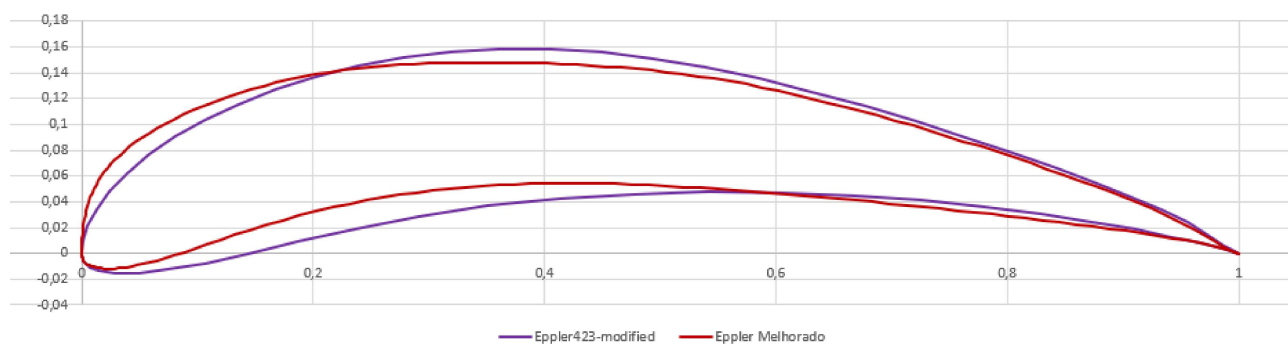
Fonte: Próprio autor.

A equipe Adelphi optou por utilizar o aerofólio Selig 1210 em seu projeto de aeronave na competição de 2022, pois esse aerofólio foi escolhido por apresentar um desempenho aerodinâmico superior aos demais, de acordo com os critérios de avaliação da competição. O aerofólio Selig 1210 possui um alto coeficiente de sustentação, além de ter um baixo coeficiente de arrasto. Essas características são vantajosas para o número de Reynolds encontrados durante a competição de aerodesign, o número de Reynolds é baixo e o aerofólio Selig 1210 foi mais eficiente do que outros aerofólios apresentados na razão $\frac{C_L}{C_D}$.

7 COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

Começando a comparação pelos aerofólios Eppler 423, no que se diz respeito a geometria, o aerofólio otimizado pelo algoritmo genético houve uma redução de 13% na espessura do aerofólio e mesma posição de camber.

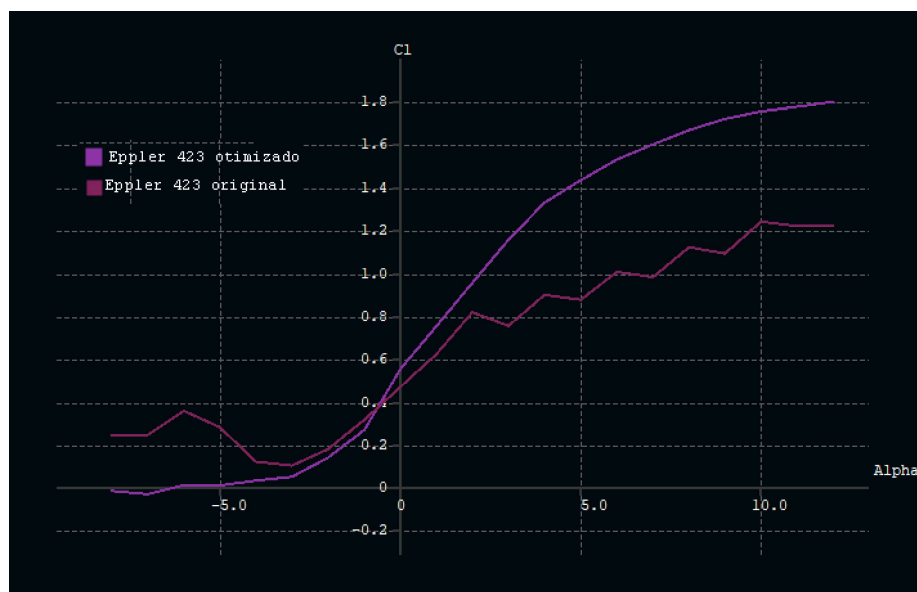
Figura 30 – Comparação entre as geometrias dos aerofólios Eppler 423



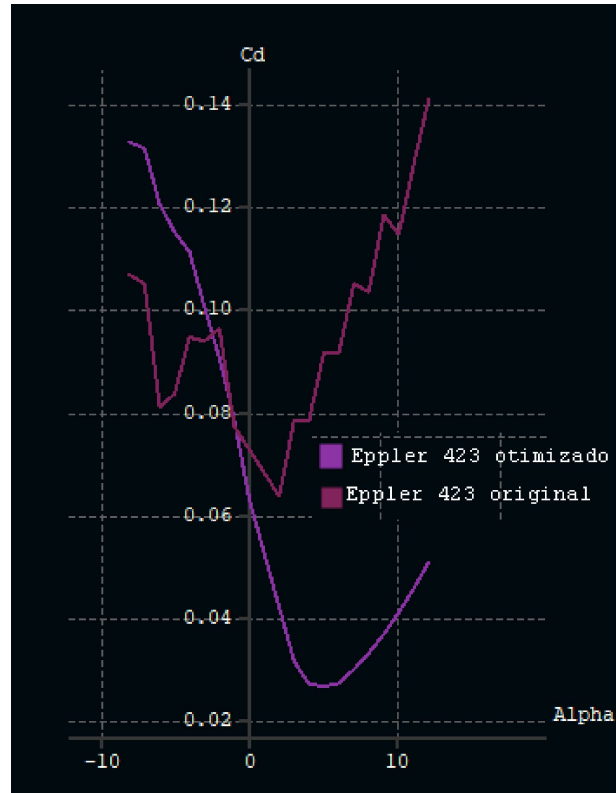
Fonte: Próprio autor.

A seguir, nas figuras 31 a 39, temos uma comparação entre as características aerodinâmicas dos aerofólios:

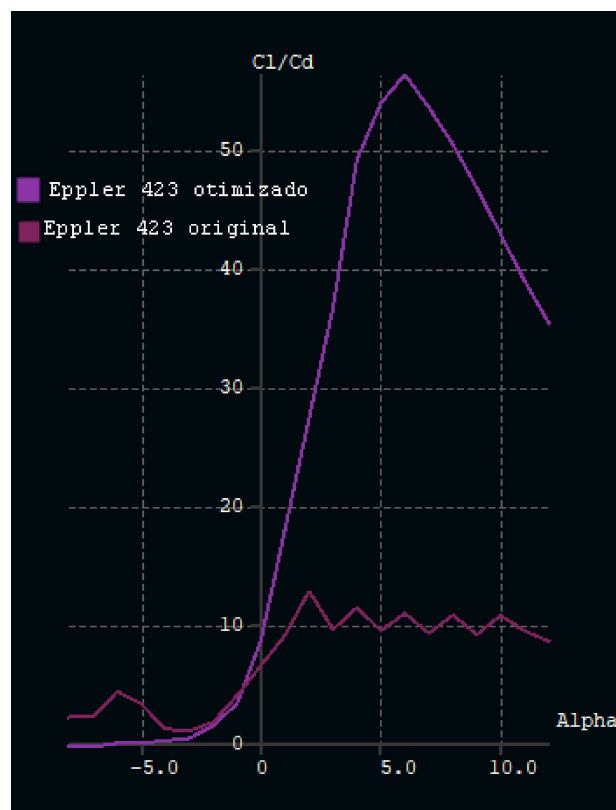
Figura 31 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$



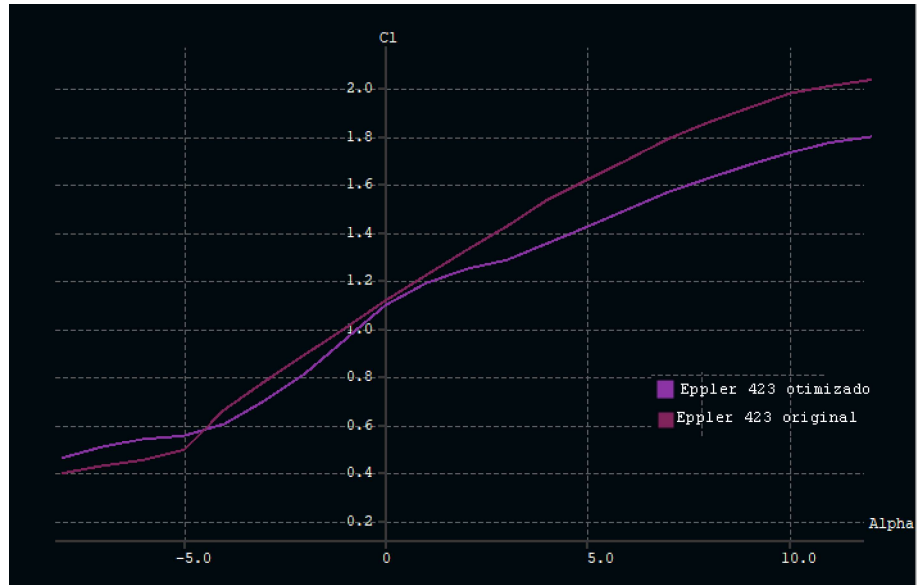
Fonte: Próprio autor.

Figura 32 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$ 

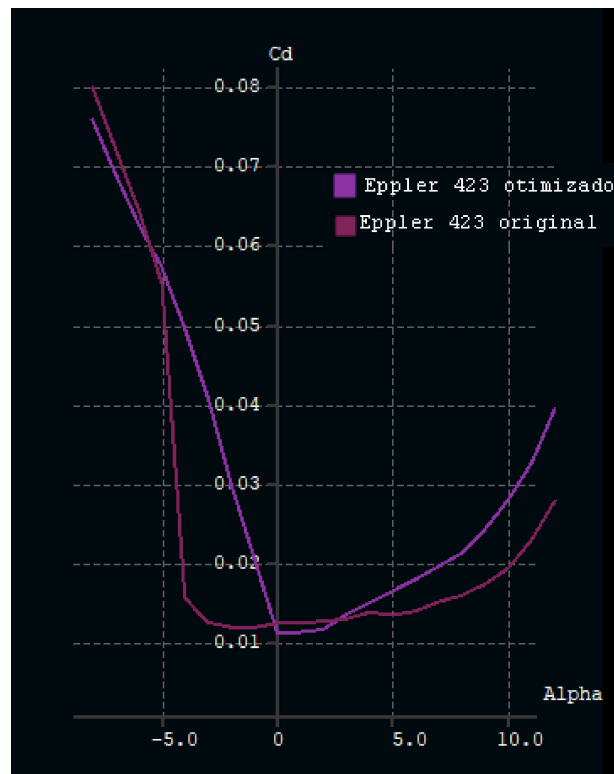
Fonte: Próprio autor.

Figura 33 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$ 

Fonte: Próprio autor.

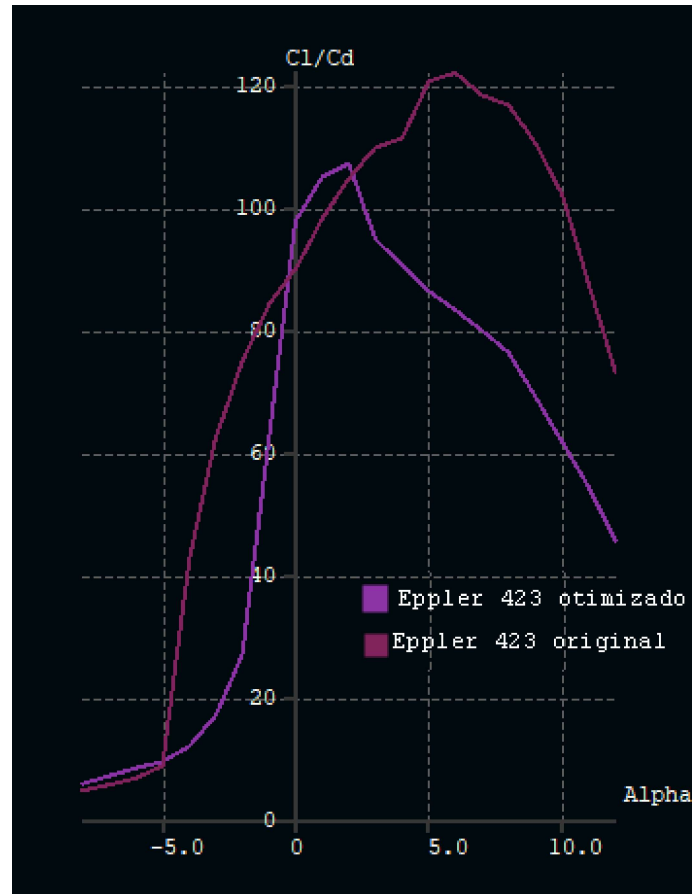
Figura 34 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 35 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$ 

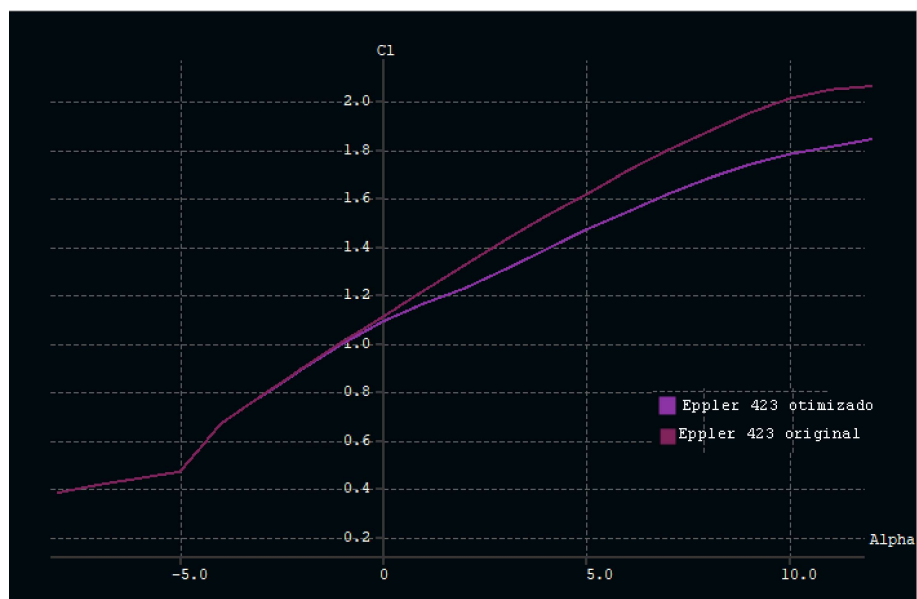
Fonte: Próprio autor.

Figura 36 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$



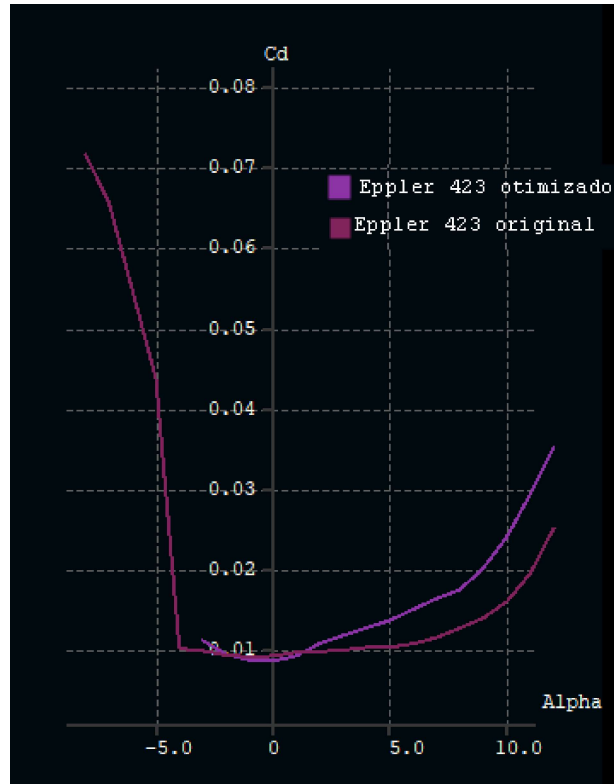
Fonte: Próprio autor.

Figura 37 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



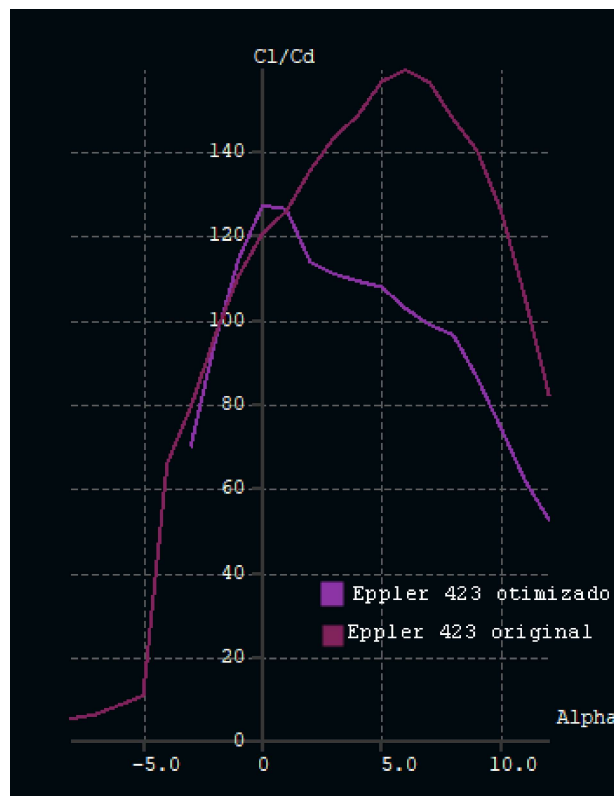
Fonte: Próprio autor.

Figura 38 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

Figura 39 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



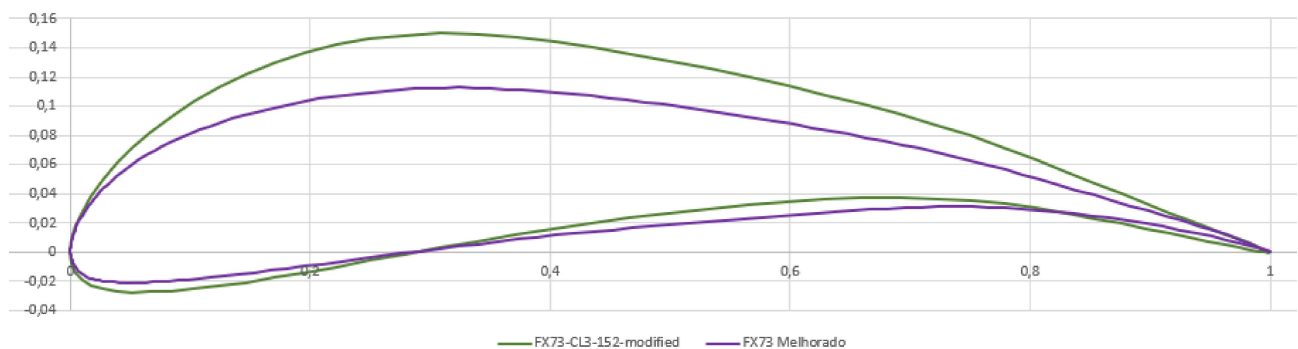
Fonte: Próprio autor.

Como visto nas figuras 31 a 39, o algoritmo consertou uma das fraquezas do aerofólio Eppler

423, que é o seu baixo desempenho em regime de Reynolds de 100.000, fazendo o ganhar bastante sustentação e diminuindo seu arrasto, porém essa ganho não foi visto para regimes de Reynolds maiores. Com isso, o algoritmo não foi o suficiente para substituir o aerofólio raiz no contexto da competição de aerodesign, já que um número de Reynolds de 100.000 estaria no limite inferior ao experimentado pela asa de um aeromodelo, mantendo a vantagem do original sobre o que foi tratado pelo algoritmo.

Continuando a comparação pelos aerofólios FX73, também vemos um estreitamento do aerofólio comparado com a geometria raiz de 25%, além de uma diminuição do camber, já baixo do aerofólio.

Figura 40 – Comparação entre as geometrias dos aerofólios FX73



Fonte: Próprio autor.

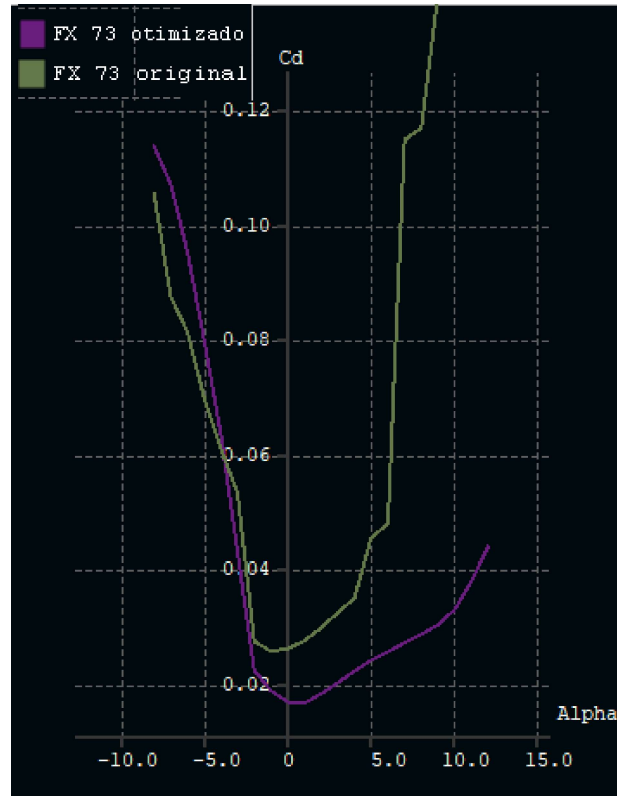
Em seguida, nas figuras 41 a 49 temos a comparação das características aerodinâmicas dos aerofólios.

Figura 41 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$



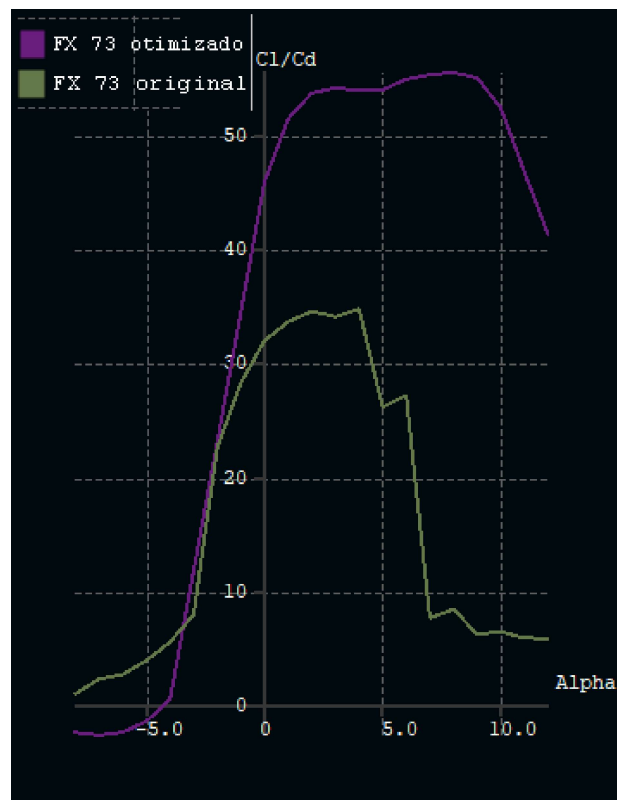
Fonte: Próprio autor.

Figura 42 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$



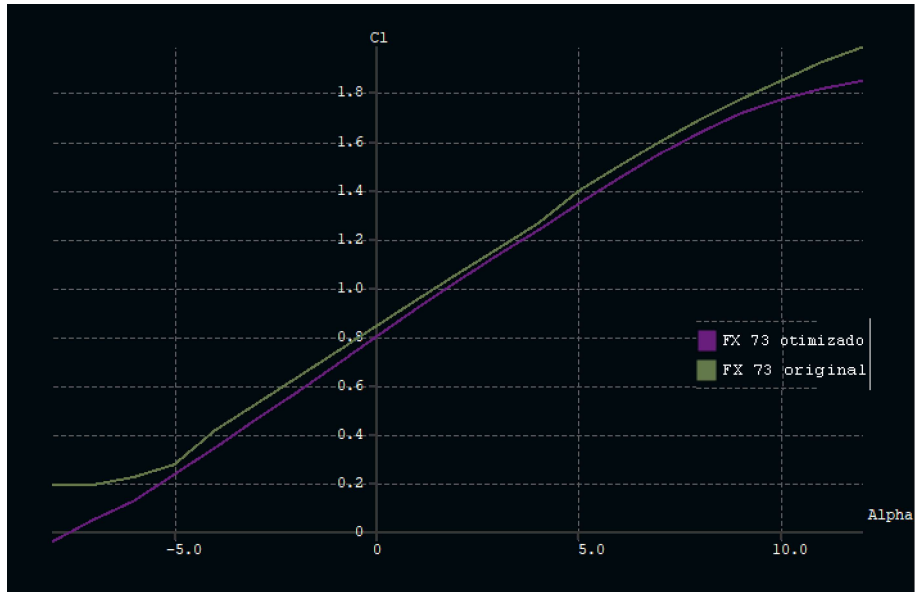
Fonte: Próprio autor.

Figura 43 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$



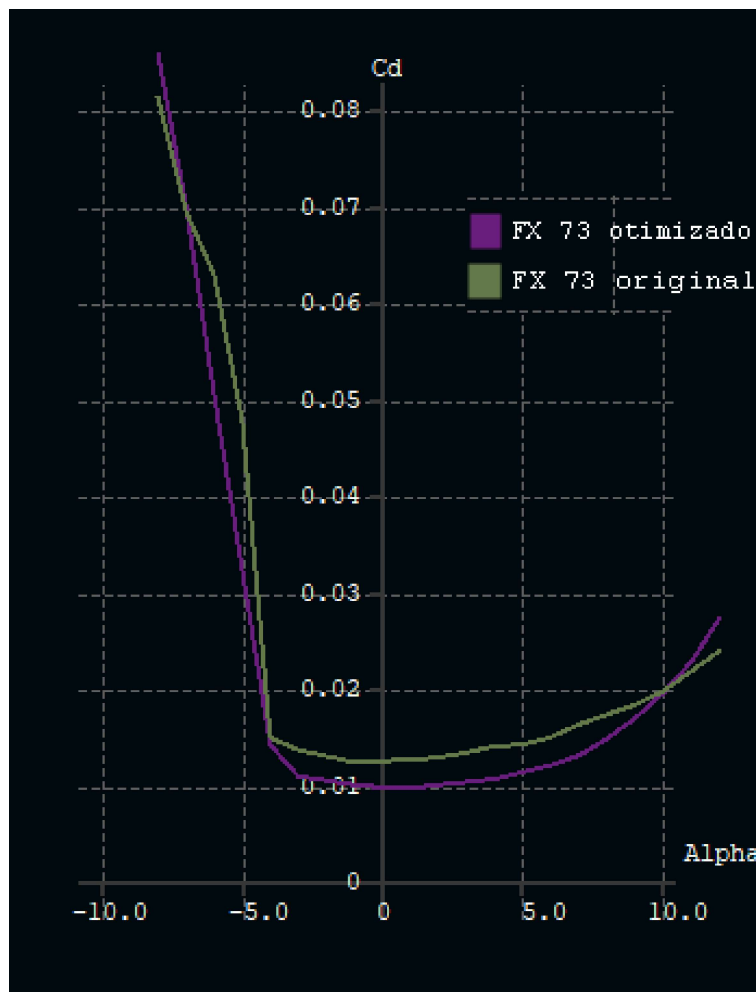
Fonte: Próprio autor.

Figura 44 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$



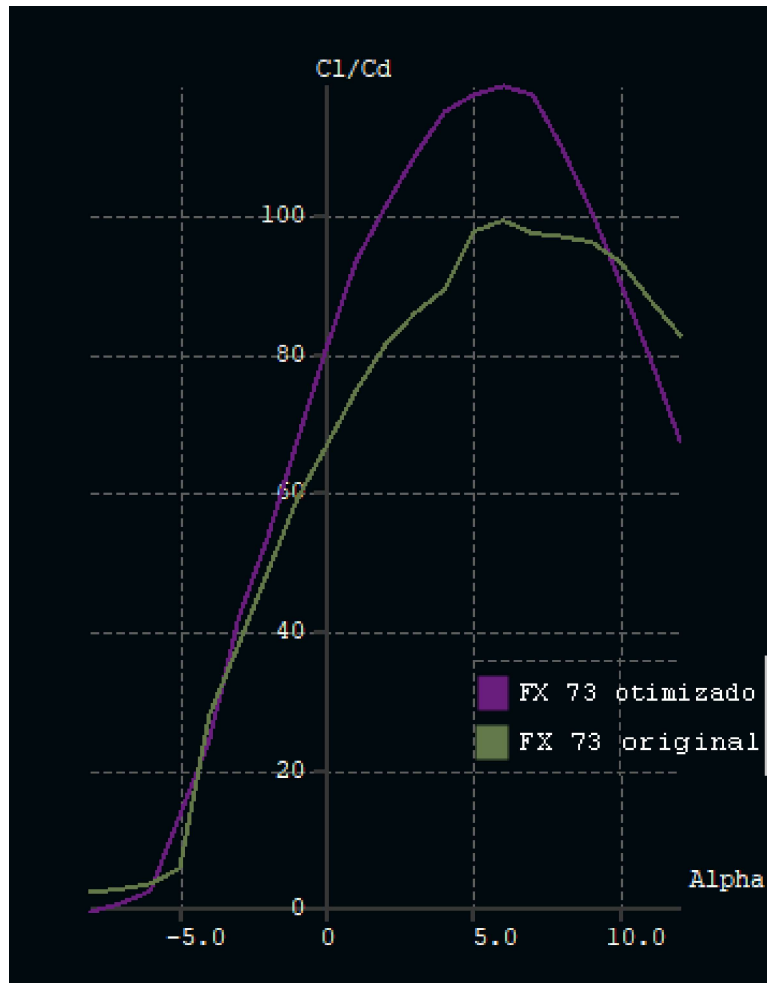
Fonte: Próprio autor.

Figura 45 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$



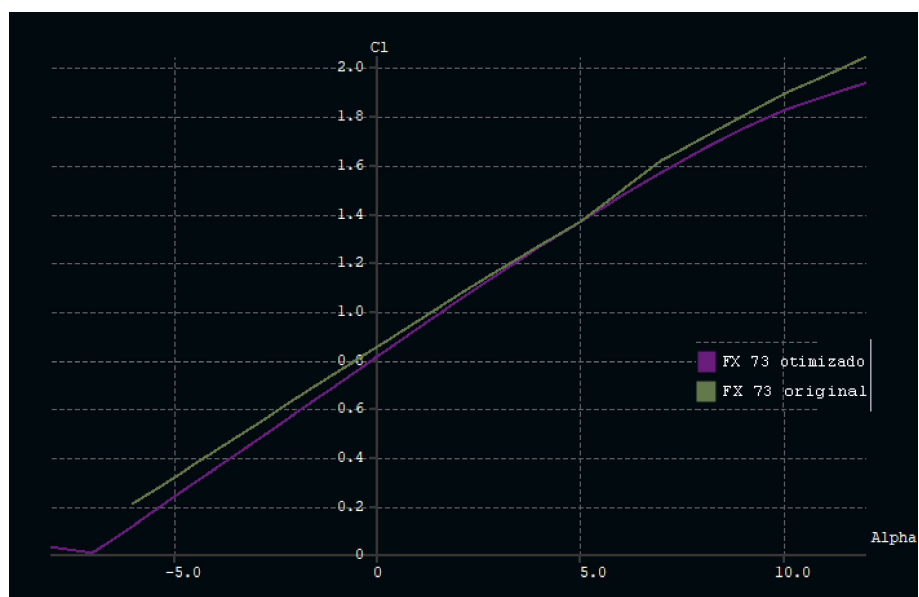
Fonte: Próprio autor.

Figura 46 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$

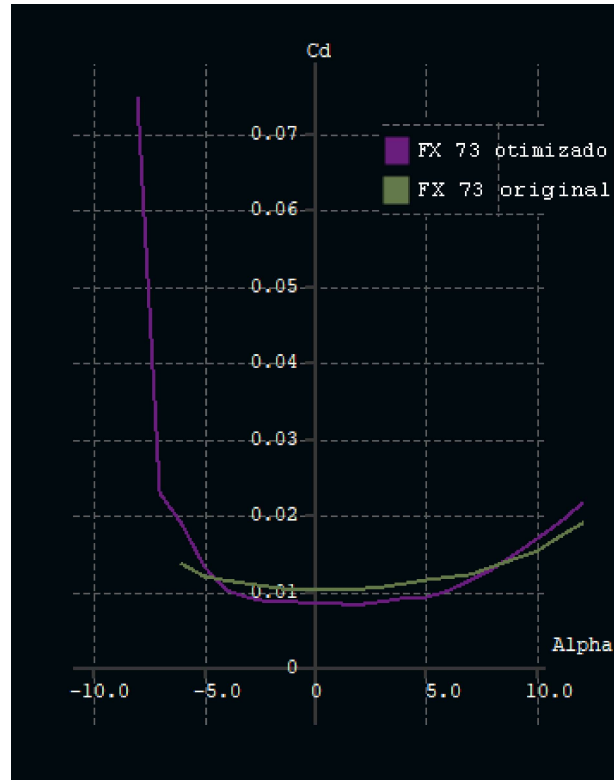


Fonte: Próprio autor.

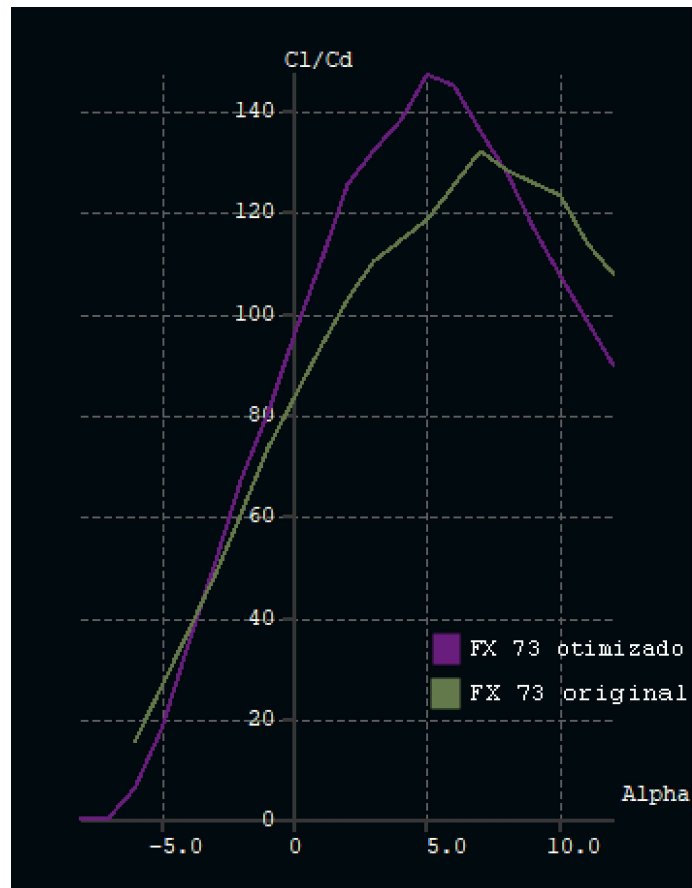
Figura 47 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

Figura 48 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$ 

Fonte: Próprio autor.

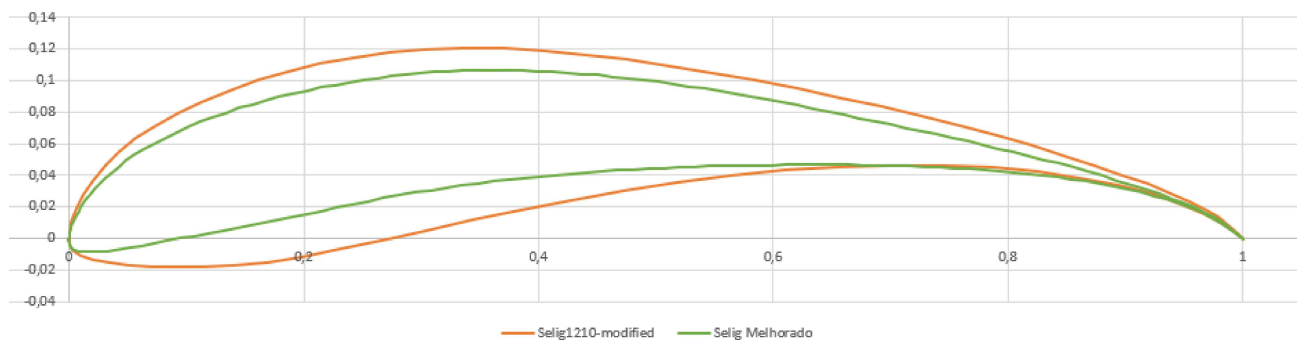
Figura 49 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Como pode ser visto pelas figuras 41 a 49, o aerofólio raiz teve o melhor coeficiente de sustentação entre todos os regimes de escoamento, porém o algoritmo reduziu o coeficiente de arrasto, fazendo o $\frac{C_L}{C_D}$ ser melhor para todos os regimes de Reynolds e assim sendo um bom substituto para o aerofólio raiz, caso a aeronave não esteja com dificuldades de decolagem nos 55 metros requeridos pela competição, assim sendo necessário o aumento do C_L da aeronave,

Comparando os aerofólios do tipo Selig, após 2500 iterações, houveram poucas mudanças na geometria dos aerofólios, uma diminuição de 35% na espessura do aerofólio e poucas mudanças no camber.

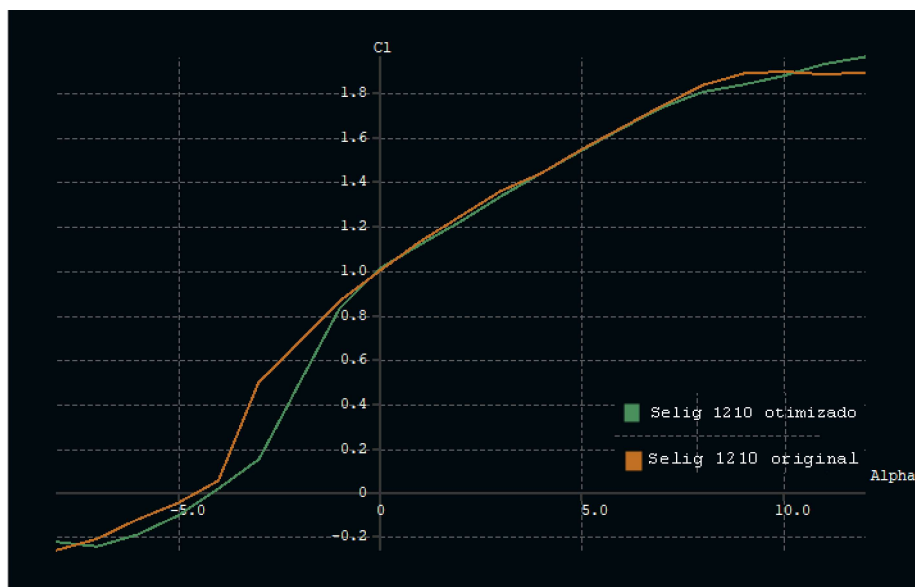
Figura 50 – Comparação entre as geometrias dos aerofólios Selig 1210



Fonte: Próprio autor.

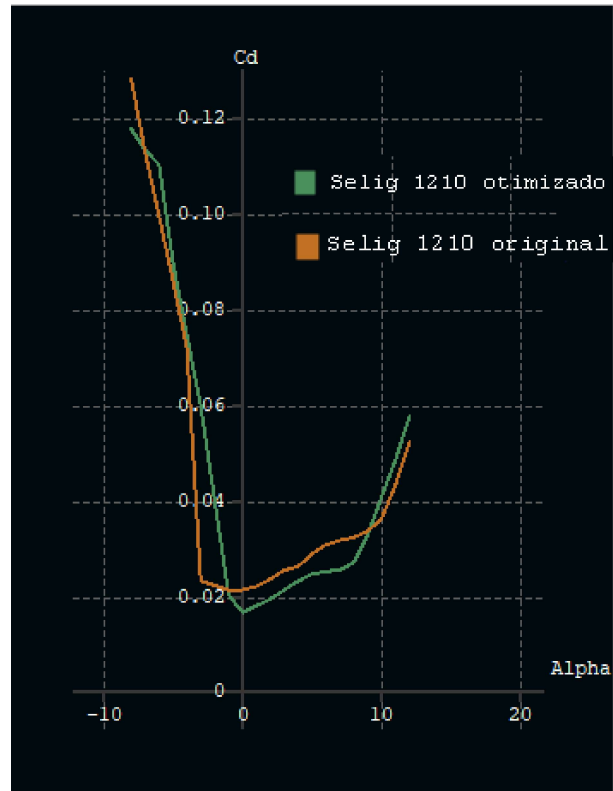
Nos gráficos da figura 51 a 59 são comparados os aerofólios do tipo Selig:

Figura 51 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 100.000$



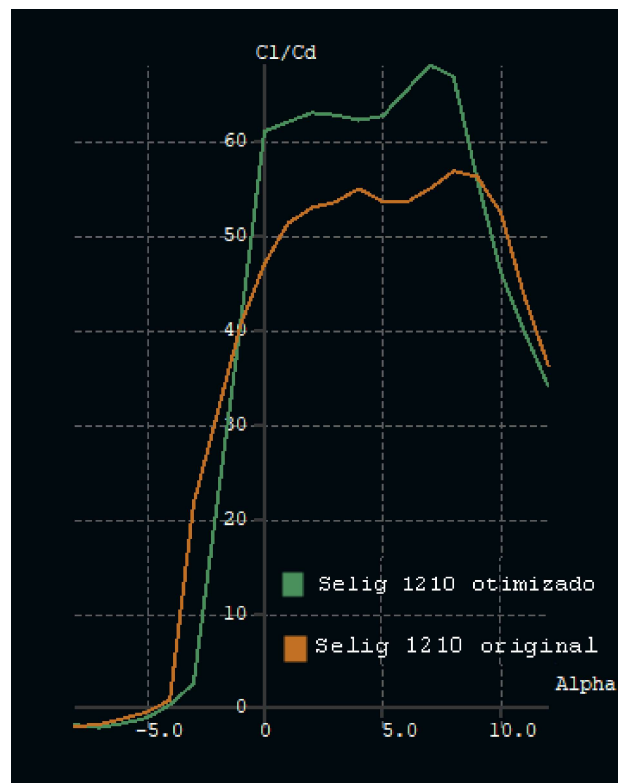
Fonte: Próprio autor.

Figura 52 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 100.000$

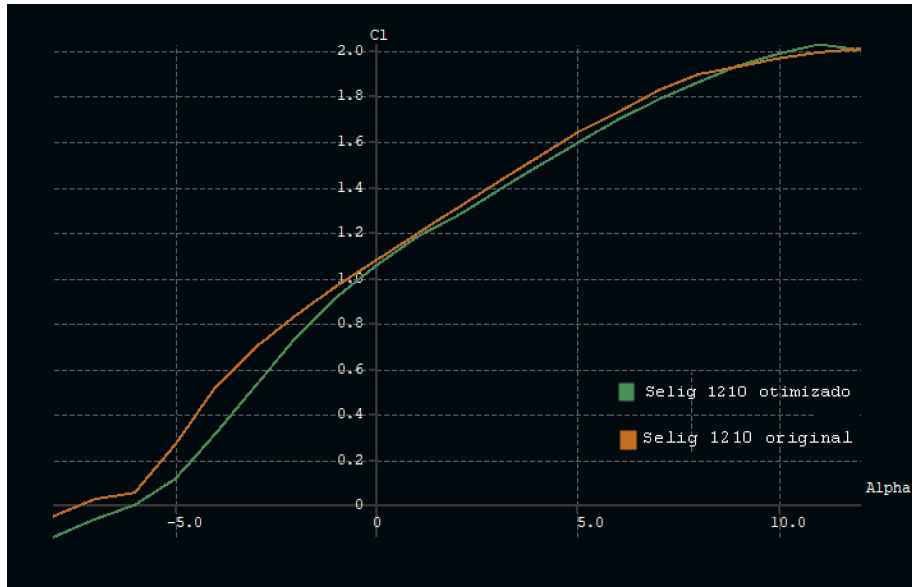


Fonte: Próprio autor.

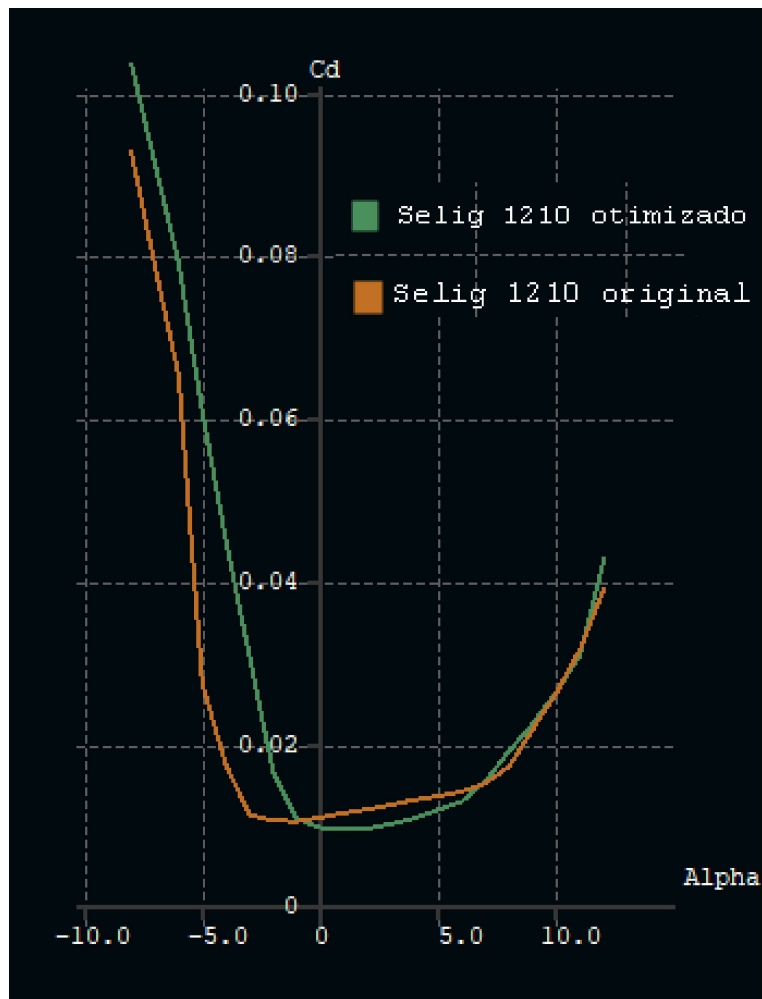
Figura 53 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 100.000$



Fonte: Próprio autor.

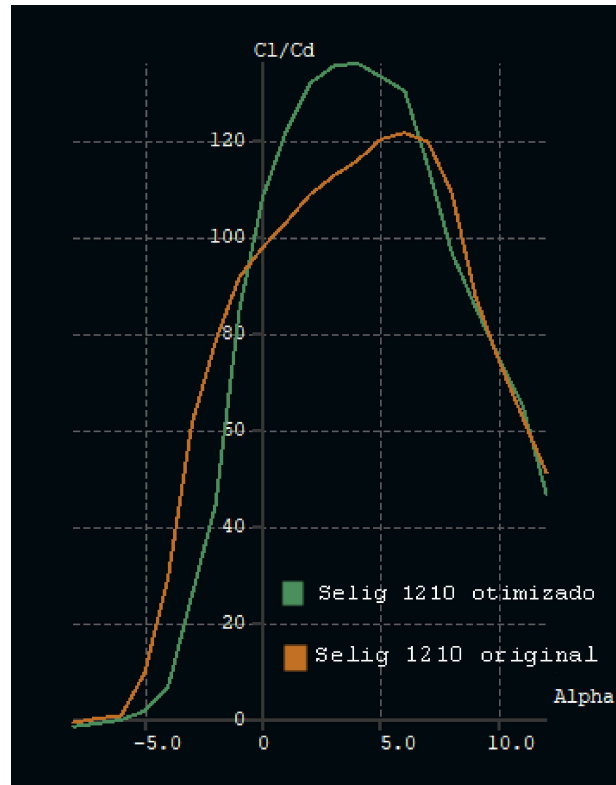
Figura 54 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 500.000$ 

Fonte: Próprio autor.

Figura 55 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 500.000$ 

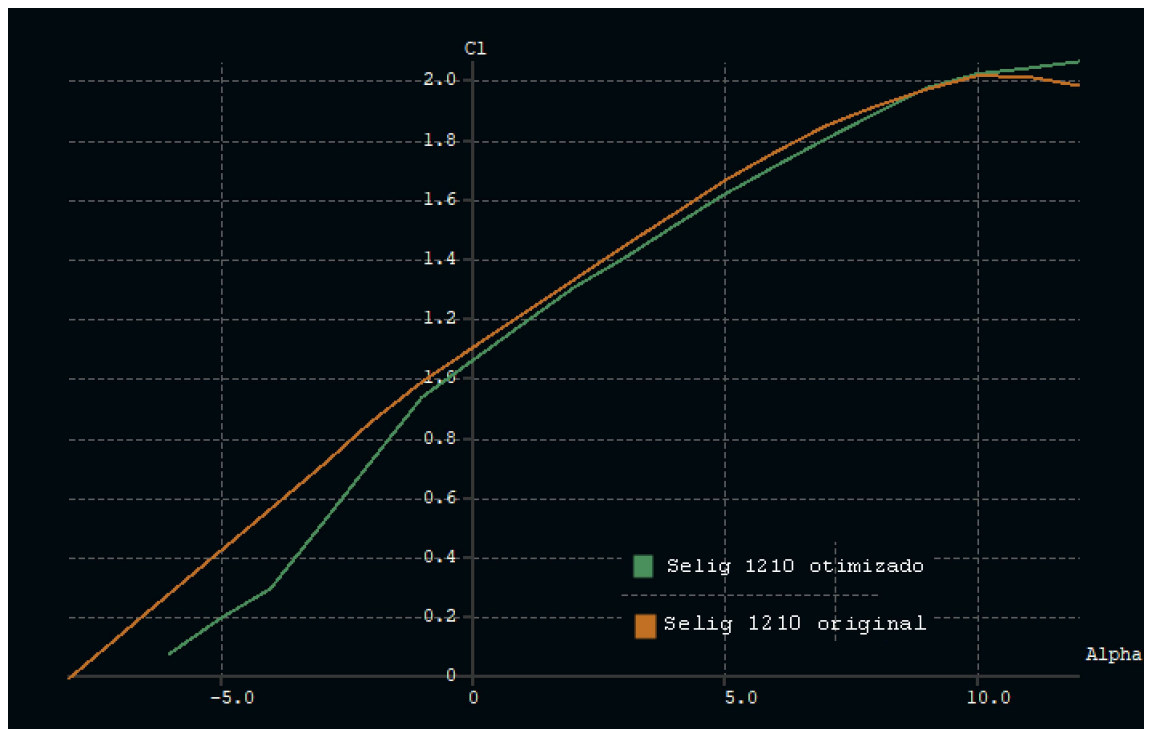
Fonte: Próprio autor.

Figura 56 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 500.000$



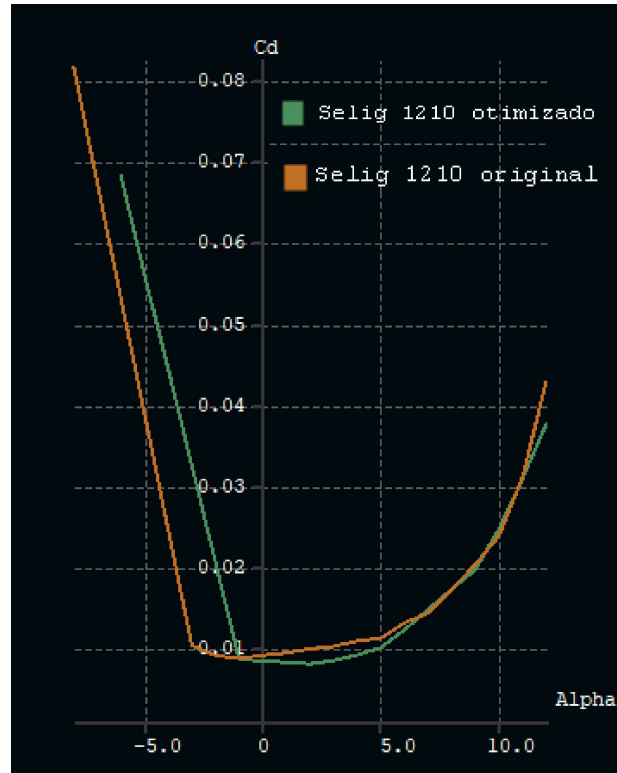
Fonte: Próprio autor.

Figura 57 – $C_L \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



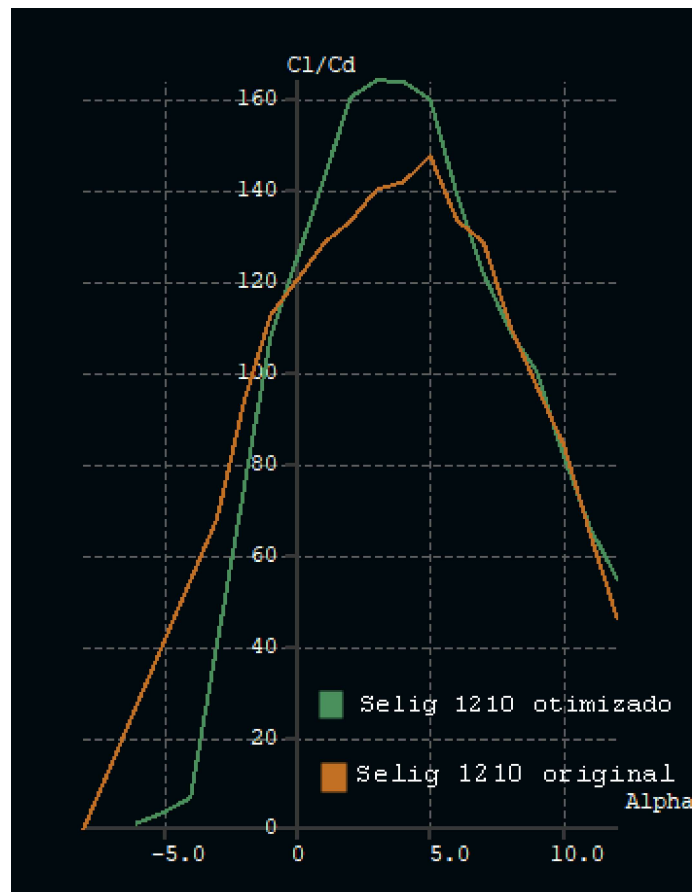
Fonte: Próprio autor.

Figura 58 – $C_D \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

Figura 59 – $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$ para $Re = 1.000.000$



Fonte: Próprio autor.

Comparando as figuras 51 a 59, percebemos que o tratamento pelo algoritmo genético, não melhorou as características de C_L do aerofólio, porém obteve sucesso em diminuir o C_D , assim conseguindo uma razão $\frac{C_L}{C_D}$ melhor, principalmente entre -1° e 7° , para todos os regimes de Reynolds. Sendo assim, este aerofólio se mostra como um bom substituto para o aerofólio raiz.

8 CONCLUSÃO

Neste artigo, foram realizadas mudanças de geometrias em aerofólios por parâmetros inseridos em um algoritmo genético, com objetivo de aumentar a performance aerodinâmica de um perfil em aeronaves participantes da SAE Aerodesign.

Os resultados obtidos mostraram que com os mesmos parâmetros de entrada, os perfis otimizados apresentaram diferentes desempenhos em termos de sustentação e arrasto, comparado aos perfis de entrada, para uma faixa de números de Reynolds e ângulos de ataque simulados.

Portanto, para os aerofólios que foram testados, foram encontrados melhorias pontuais que poderiam melhorar distância de decolagem e pouso, além de um aumento na carga paga levada pelo aeromodelo, levando a um aumento na pontuação da competição em carga paga levada pelo aeromodelo, ter uma decolagem válida, distância de pouso e ter um projeto com alta confiabilidade.

Para dar continuidade a esta pesquisa, propõe-se que se façam mais experimentos para explorar outras geometrias. Além disso, é sugerido que se examine a sensibilidade dos parâmetros empregados na simulação, para se medir o seu impacto nos resultados alcançados. Finalmente, se faz necessário testar o aerofólio otimizado em um modelo de asa inteira, para se avaliar o seu comportamento em uma configuração tridimensional, levando em conta os efeitos de ponta de asa e de interação com a fuselagem e a empenagem.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON., J. D. **Fundamentals Of Aerodynamics**. Nova York, NY - EUA: McGraw Hill, 2011.
- BIZZARRINI F. GRASSO, D. C. N. Genetic algorithms in wind turbine airfoil design. **EWEA**, 2011.
- CHEN, R. K. A. X. Shape optimization of airfoils in transonic flow using a multi-objective genetic algorithm. **Sage Journal**, v. 228, n. 9, 2013.
- CRISPIN, Y. Adaptive optimization of general aviation aircraft. **AIAA Aircraft Design Systems Meeting**, p. 1–9, 1992.
- GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design**. Oxford - UK: Elsevier, 2014.
- IGLESIAS A., G. A. Genetic algorithm applications for challenging real-world problems: Some recent advances and future trends. **Springer**, p. 21 – 50, 2023.
- KATZ, J.; PLOTKIN, A. Low-speed aerodynamics: from wing theory to panel methods. **The aeronautical Journal**, v. 96, n. 955, p. 204–205, 1991.
- LIAN, M.-S. L. Y. Aerostructural optimization of a transonic compressor rotor. **Journal of Propulsion and Power**, v. 22, n. 4, 2006.
- LIU, J.-L. Intelligent genetic algorithm and its application to aerodynamic optimization of airplanes. **AIAA Journal**, v. 43, n. 3, 2005.
- MITCHELL, M. Genetic algoritrhms: An overview. **Complexity**, p. 1 – 9, 1995.
- OLIVEIRA, M. P. A. Análise de cargas e estruturas em asas de aeronaves sae aerodesign. **Repositório Institucional Unesp**, v. 1, n. 41, p. 1 – 66, 2022.
- PATRON ANISS KESSACI, R. M. B. R. F. Flight trajectories optimization under the influence of winds using genetic algorithms. **AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference**, 2013.
- PROSSER, D. **Github - MontagDude**. 2019. Disponível em: <<https://github.com/montagdude/Xoptfoil/blob/master/FAQ>>.
- ROSKAM, C.-T. E. L. . J. **Airpalne Aerodynamics and Performance**. Lawrence, Kansas - EUA: DAR Corporation, 1997.
- SASAKI, G. Y. D.; ODAYASHI, S. Automated aerodynamic optimization system for sst wing-body configuration. **AIAA/ISSMO**, 2002.
- SPADÃO, J. P. Projeto de piloto automático para um vant de pequena escala: Modelagem e simulação. **Repositório Institucional Unesp**, v. 1, n. 41, p. 1 – 109, 2022.
- SéBASTIAN, S. M. Y. L. D. T. P. Genetic algorithm for design and manufacture optimization based on numerical simulations applied to aeronautic composite parts. **AIP Conf. Proc.**, p. 1150–1159, 2010.
- YAMAMOTO, O. I. K. Applications of genetic algorithm to aerodynamic shape optimization. **AIAA**, 1995.