

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

OTIMIZAÇÃO ESTRUTURAL DE MECANISMO APLICADO A PERFIL
AERODINÂMICO

por

Felipe Arbogast Diefenthaler

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, maio de 2021

CIP - Catalogação na Publicação

Diefenthäler, Felipe Arbogast
OTIMIZAÇÃO ESTRUTURAL DE MECANISMO APLICADO A
PERFIL AERODINÂMICO / Felipe Arbogast Diefenthäler. --
2021.
25 f.
Orientador: Felipe Tempel Stumpf.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto
Alegre, BR-RS, 2021.

1. Perfil adaptativo. 2. Otimização estrutural. I.
Stumpf, Felipe Tempel, orient. II. Título.

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

Felipe Arbogast Diefenthaler

OTIMIZAÇÃO ESTRUTURAL DE MECANISMO APLICADO A PERFIL
AERODINÂMICO

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. Mário Roland Sobczyk Sobrinho
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Áreas de concentração: Mecânica dos Sólidos

Orientador: Felipe Tempel Stumpf

Comissão de Avaliação:

Felipe Tempel Stumpf

Jakson Manfredini Vassoler

Daniel Milbrath De Leon

Porto Alegre, maio de 2021.

Diefenthaler, Felipe. **Otimização estrutural de mecanismo aplicado a perfil aerodinâmico**. 2021. 25. Monografia de Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2021.

RESUMO

O projeto auxiliado por computador, permitiu o desenvolvimento de abordagens não convencionais nas últimas décadas, uma área que tem se beneficiado amplamente com essas novas ferramentas, é a indústria aeronáutica. O presente trabalho objetiva o desenvolvimento de um mecanismo flexível capaz de otimizar a eficiência de uma asa, considerando diferentes ângulos de ataque. Através da utilização de algoritmo genético de otimização, simulando o mecanismo via método de elementos finitos e avaliando as características aerodinâmicas do aerofólio pela abordagem de escoamento potencial, foi possível a obtenção de um mecanismo capaz de aumentar em 15% a máxima eficiência aerodinâmica do perfil NACA 23012. Foi, ainda, obtido um aumento na eficiência média de 24% no intervalo entre 0 e 20° de ângulo de ataque, em relação ao perfil original.

PALAVRAS-CHAVE: mecanismo flexível, asa adaptativa, otimização estrutural.

Diefenthaler, Felipe. **Structural optimization of a mechanism in an airfoil**. 2021. 25. Mechanical Engineering End of Course Monography – Mechanical Engineering degree, The Federal University of Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2021.

ABSTRACT

The computer-aided project has allowed the development of unconventional approaches in recent decades, an area that has benefited widely from these new tools, is the aeronautical industry. The present work aims to develop a compliant mechanism capable of optimizing the efficiency of a wing, considering different angles of attack. Making use of a genetic optimization algorithm, simulating the mechanism via finite element method and evaluating the aerodynamic characteristics of the airfoil by the potential flow approach, it was possible to obtain a mechanism capable of increasing the maximum aerodynamic efficiency of the NACA 23012 profile by 15%. Additionally, the mechanism proposed reaches an average efficiency 25% higher than that of the original wing in the interval between 0 and 20° of angle of attack.

KEYWORDS: compliant mechanism, adaptative wing, structural optimization.

NOMENCLATURA

Símbolos

C_L Coeficiente de sustentação

C_D Coeficiente de arrasto

C_P Coeficiente de pressão

E Eficiência
(Sustentação/Arrasto)

Re Número de Reynolds

Símbolos gregos

ρ Massa específica [kg/m³]

φ Função potencial de
velocidade

Δ Laplaciano

∇ Operador diferencial

Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	1
2. Fundamentação.....	2
2.1. Aerodinâmica em perfis de asa.....	2
2.2. Simulação da estrutura	3
2.3. Otimização via algoritmo genético	3
2.4. Escoamento potencial	5
3. METODOLOGIA	6
3.1 Geração da estrutura	7
3.2 Análise da estrutura	8
3.3 Análise aerodinâmica	8
3.4 Otimização.....	8
3.5 Análise do perfil sob carregamento aerodinâmico.....	9
4. RESULTADOS	9
5. CONCLUSÃO.....	12
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	14
APÊNDICE A – PERFIL ÓTIMO PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE	15

1. INTRODUÇÃO

Mecanismos flexíveis são empregados a milhares de anos em diversas aplicações, sendo estruturas capazes de se deformar elasticamente e transmitir movimento. Um exemplo bem conhecido é o arco e flecha, que é capaz de acumular grande energia potencial elástica, e liberá-la de forma rápida, transformando-a em energia cinética na flecha.

Embora estes mecanismos sejam empregados em diversos produtos, a maioria dos mecanismos atualmente é baseado em corpos excessivamente rígidos e juntas rotuladas. No entanto, muita pesquisa tem sido feita nas últimas décadas afim de desenvolver métodos de projeto deste tipo de mecanismo, pois muitas vezes seu projeto é pouco intuitivo, necessitando de simulações computacionais e algoritmos de otimização.

Uma área que nos primórdios de seu desenvolvimento utilizou-se de mecanismo flexíveis foi a aeronáutica. O *Flyer*, desenvolvido pelos irmãos *Wright* em 1903, empregava um mecanismo que era capaz de deformar elasticamente as asas, com a função de permitir a rolagem da aeronave. Nas ultimas décadas houveram algumas aeronaves que implementaram tecnologia semelhante, como a Boeing X-53 AAW em 2002 e a AFTI F111, ambas em caráter experimental.

O desenvolvimento de novos materiais, como compósitos, a utilização de simulações computacionais e novas tecnologias de fabricação, como manufatura aditiva, vem possibilitando novas abordagens de projeto de mecanismos. A possibilidade de simular estruturas com geometrias complexas através do método dos elementos finitos (MEF), possibilitou que códigos de otimização pudessem ser utilizados visando, na maioria das vezes, a redução de massa e aumento de rigidez de uma determinada estrutura. No entanto, abordagens que visam permitir maior flexibilidade e transmissão de movimento também são possíveis.

Através deste tipo de projeto, mecanismos clássicos de corpos rígidos, que são compostos por diversos componentes, podem ser simplificados para uma única peça que desempenha a mesma função. E outros mecanismos são possíveis ou viáveis somente através da utilização de mecanismos flexíveis.

A utilização de asas com geometria adaptativa através de mecanismos flexíveis vem sendo amplamente pesquisada. As possibilidades de aumento de eficiência dos perfis sob diferentes condições é algo que pode ser empregado, por exemplo, em aeronaves que apresentam variações tanto de carga quanto de condições de voo. Outra aplicação interessante é em turbinas eólicas, que poderiam trabalhar em condições otimizadas mesmo com variação da condição do vento.

A melhor eficiência de voo de uma aeronave de asa fixa é obtida para condições de voo específicas, porém, aeronaves apresentam grande variação nas necessidades aerodinâmicas durante os diferentes períodos do voo, seja devido ao carregamento, que varia devido ao consumo de massa de combustível, ou devido a condições climáticas e de tráfego. A geometria da asa é projetada de forma a apresentar o melhor desempenho durante a fase de cruzeiro.

Visando um melhor desempenho nas diferentes condições de voo, faz-se necessária uma alteração em tempo real do perfil aerodinâmico das asas, que pode ser gerada através do projeto de mecanismos flexíveis integrados ao perfil aerodinâmico.

Davidson, Chwalowski & Lazos (2003) investigaram a resposta dinâmica em veículos aéreos não tripulados, através de simulações da resposta dinâmica de uma aeronave equipada com asas e profundor com mudanças de geometria, utilizando controle em malha aberta e fechada. Foi obtido grande aumento na manobrabilidade deste tipo de aeronave.

Isto é possível, pois, dependendo do projeto, a asa como um todo pode se tornar uma superfície de controle. Ao contrário do que ocorre, por exemplo com os ailerons, que representam apenas uma parcela da área da asa.

Vos et al. (2007) desenvolveram e testaram, em aeromodelo, um perfil de asa adaptável com atuadores piezoelétricos em substituição aos ailerons convencionais. O protótipo apresentou uma redução de 56 para 6 componentes na superfície de controle, redução de 59g para 3g no peso do atuador, alcançando uma capacidade de rolagem 38% maior do que o padrão.

Flanagan et al. (2007) testaram um protótipo construído com asas de geometria adaptativa, sendo possível variar o enflechamento das asas entre 15° e 35°, porém diferente de um mecanismo padrão, o protótipo também apresenta uma redução de 40% na área de asa, quando em seu enflechamento máximo, comparado a área para o mínimo enflechamento.

Yin & Ananthasuresh (2003) apresentaram uma abordagem para o projeto de mecanismos flexíveis com deformação distribuída, apresentando as vantagens deste tipo de mecanismos sobre os que apresentam deformações localizadas. Em estruturas com deformação distribuída, as tensões são menores e, conseqüentemente, a vida em fadiga é aumentada, além de a energia de deformação ser maior para o mesmo deslocamento.

Martins & Catalano (1998) avaliaram o aumento de alcance de uma aeronave através de um mecanismo flexível idealizado, otimizando o perfil aerodinâmico em função da redução de peso devido ao consumo de combustível em voo de cruzeiro. O resultado obtido para o mecanismo aplicado ao bordo de fuga foi de 7% de aumento no alcance e de 24% quando aplicado também ao bordo de ataque.

O objetivo do presente trabalho é desenvolver um código de otimização em Matlab e aplicá-lo à estrutura interna de uma nervura de perfil NACA 23012 que, quando acionada, atue como um mecanismo flexível. Este mecanismo deve gerar um novo perfil que apresente melhor eficiência aerodinâmica do que o perfil original, para diferentes ângulos de ataque. Esta avaliação de eficiência e mudanças na disposição dos elementos internos, é realizado via algoritmo genético de otimização.

Os cálculos estruturais do mecanismo serão feitos através de simulações via código em MEF, dentro do próprio Matlab, considerando as não-linearidades decorrentes de grandes deformações do mecanismo, e a avaliação aerodinâmica do perfil será feita pelo método de escoamento potencial, via *software XFOIL*.

2. FUNDAMENTAÇÃO

2.1. Aerodinâmica em perfis de asa

A sustentação em perfis aerodinâmicos é resultado da interação entre sua geometria e o escoamento de ar, e em geral são utilizados perfis assimétricos em aeronaves convencionais. Este tipo de perfil apresenta uma melhor eficiência, ou seja, relação de sustentação sobre arrasto do que os perfis simétricos. O coeficiente de sustentação de um perfil aerodinâmico é descrito por

$$C_L = \frac{2L}{\rho S V^2}, \quad (1)$$

onde L é a força de sustentação, ρ é a densidade do fluido, S é a área característica e V é a velocidade do escoamento. O aumento do coeficiente de sustentação permite gerar maior força de sustentação, e esta é uma estratégia usada por diversas aeronaves que possuem dispositivos hipersustentadores. Ao acionar *flaps* ou *slats*, há um grande aumento do coeficiente de sustentação da asa, permitindo que em situações de pouso e decolagem, por exemplo, a velocidade necessária para o voo seja reduzida. Porém a utilização de tais dispositivos aumenta também o coeficiente de arrasto, que é dado por

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

onde D é a força de arrasto. Sempre objetivamos reduzir o coeficiente de arrasto, pois este é proporcional à força necessária para propelir a aeronave e, portanto, ao consumo de combustível. A exceção é no caso de aterrisagens, onde um aumento do arrasto auxilia na parada da aeronave.

A eficiência de uma asa é dada pela relação entre a força de sustentação produzida pela força de arrasto. Quanto menor a eficiência, mais se gasta com o combustível. Para rotas médias, a utilização de um perfil de asa adaptativo pode reduzir entre 3% e 5% o consumo de combustível, segundo Barbarino et al. (2011).

A eficiência de um perfil é um fator de grande importância na escolha e projeto de um aerofólio, e é dado por

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}. \quad (3)$$

Outro fator importante no estudo de asas é o coeficiente de pressão que é obtido por

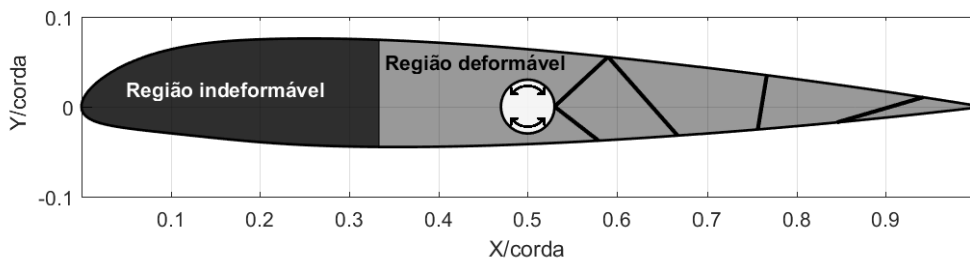
$$C_P = \frac{(P - P_\infty)}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2}, \quad (4)$$

onde P é a pressão no ponto analisado e P_∞ e V_∞ são respectivamente a pressão e a velocidade, ambas avaliadas na região não perturbada do escoamento.

2.2. Simulação da estrutura

A estrutura treliçada interna do perfil é submetida a carregamentos mecânicos advindos do campo de pressão do escoamento que atua ao longo do contorno do perfil aerodinâmico. O atuador, por sua vez, é responsável pela manutenção da topologia da treliça frente os carregamentos aerodinâmicos, a atuação é feita através da rotação da longarina, a estrutura interna do perfil pode ser vista na Figura 1.

Figura 1 – Perfil NACA 23012 com estrutura interna genérica e atuador.



O cálculo das tensões e deslocamentos gerados nas barras da treliça foi feito em um código de elementos finitos escrito em Matlab. As barras foram modeladas utilizando formulação de vigas de Timoshenko e o *solver* leva em conta não-linearidades geométricas.

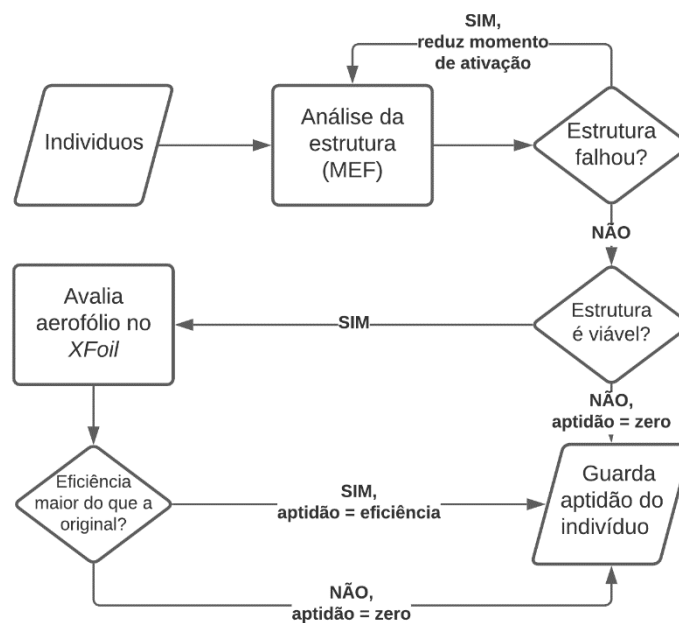
2.3. Otimização via algoritmo genético

Algoritmos genéticos de otimização são inspirados na teoria da seleção natural, onde os indivíduos com maior aptidão possuem maiores chances de deixarem descendentes.

No caso empregado algumas das características do mecanismo são definidas por cromossomos, e através da sequência de genes de um determinado cromossomo, é definida a característica correspondente.

Cada um dos indivíduos da população possui seus cromossomos que definem a estrutura correspondente, e o nível de aptidão de um indivíduo é definido como o quão bem ele se aproxima de um objetivo. No presente trabalho, a aptidão é máxima eficiência dentro do intervalo de ângulos de ataque do aerofólio. No entanto, alguns indivíduos são inviáveis e, portanto, têm sua aptidão reduzida a zero. Alguns exemplos são mecanismos impossíveis de serem fabricados, onde vigas se interceptam e perfis que quando acionados geram resultados piores do que o perfil original. O fluxograma deste processo é exibido na Figura 2.

Figura 2 – Fluxograma de avaliação dos indivíduos.

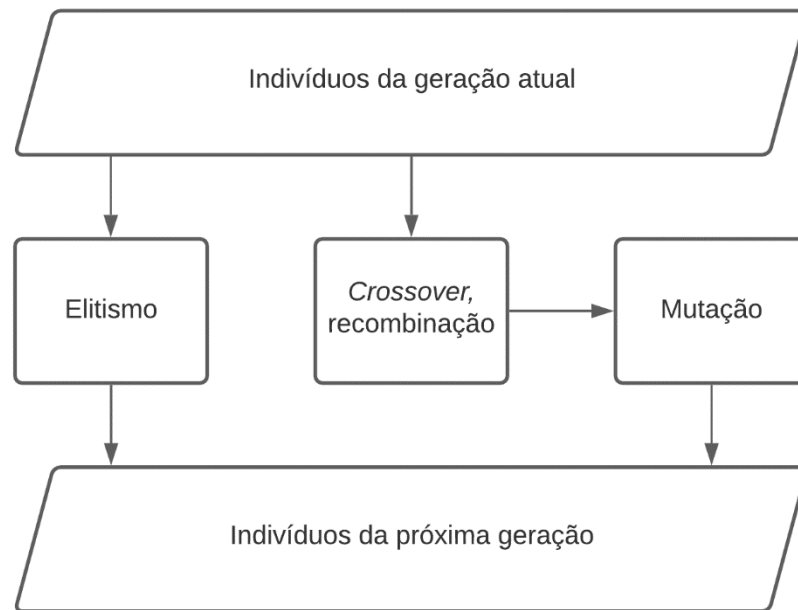


Após a avaliação do nível de aptidão de todos os indivíduos, é formada a próxima geração, onde há uma combinação dos genes de dois indivíduos que são sorteados. A chance de um indivíduo ser sorteado é proporcional ao quão bem ele é adaptado com relação aos demais. Para cada cromossomo é feito um sorteio do ponto onde estes serão recombinados.

Os indivíduos recombinados também passam por um processo de mutação. Este processo tem uma chance de alterar algum gene do indivíduo. Isso é importante para impedir que um máximo local atraia todos os indivíduos ao ponto de não haver mais exploração das variáveis de projeto.

Há, também, uma propriedade chamada *elitismo*, que garante que os indivíduos mais bem adaptados gerarão descendentes idênticos a si. Esse comportamento é útil porque garante aos melhores a perpetuação. Caso contrário, haveria a chance de que um indivíduo excepcional acabasse por não deixar descendentes. Este processo pode ser visualizado na Figura 3.

Figura 3 – Fluxograma de geração dos indivíduos da iteração seguinte.



O procedimento se reinicia com os novos indivíduos, e se repete até que se atinja a convergência ou o limite de iterações.

2.4. Escoamento potencial

O *software* utilizado foi o *XFOIL*, programa foi desenvolvido por Mark Drela, professor do Instituto de Tecnologia de Massachusetts, e possui licença GPL (*General Public License*), a qual permite a utilização do software de forma livre. A análise do escoamento é realizada através do que é conhecido por escoamento potencial, onde uma função potencial de velocidade é obtida, e todas as velocidades são obtidas a partir dessa função. Essa função potencial precisa atender duas premissas, que são

$$\nabla^2 \varphi = 0, \quad (5)$$

onde φ é a função potencial e ∇ é o operador divergente. A outra premissa é a de incompressibilidade do fluido, dada por

$$\nabla \vec{V} = 0, \quad (6)$$

onde \vec{V} é o vetor de velocidades do fluido. Nota-se, portanto, que a soma das derivadas espaciais da velocidade é sempre nula.

Para o caso de um escoamento que respeite ambas as premissas, a velocidade do escoamento pode ser descrita como

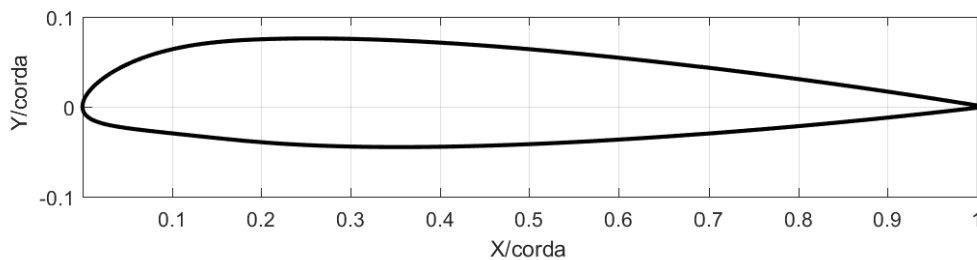
$$\vec{V} = \nabla \varphi. \quad (7)$$

Este tipo de escoamento não existe efetivamente, mas é uma aproximação que traz resultados próximos aos reais para a região pré-estol e para a região de baixo coeficiente de arrasto, segundo Coder & Maughmer (2014).

3. METODOLOGIA

O perfil utilizado como geometria base para o processo de otimização é exibido na Figura 4.

Figura 4 – Perfil NACA 23012.

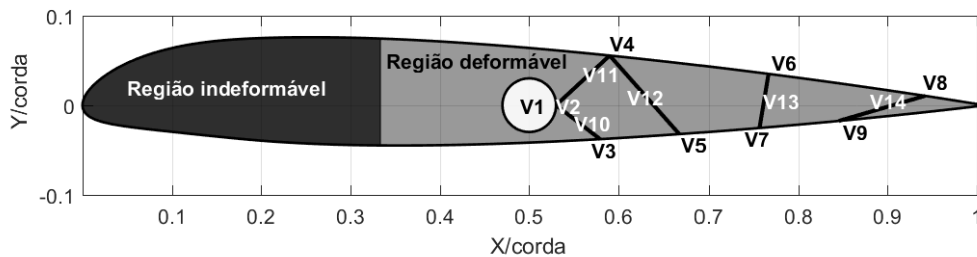


Este perfil foi discretizado em 300 pontos, e a porção entre o bordo de ataque e até 30% da corda foram mantidos fixos durante a otimização, ou seja, são geometrias consideradas imutáveis (ver Figura 5). O mecanismo considerado é composto 89 elementos de superfície ao todo. A corda da asa possui um metro de comprimento, quando indeformada.

Todas as simulações foram realizadas considerando somente a estrutura da nervura, não considerando o revestimento da asa.

O acionamento do mecanismo é feito através da rotação da longarina. Um mecanismo genérico é exposto na Figura 5, para melhor compreensão das variáveis envolvidas.

Figura 5 – Estrutura padrão para otimização e variáveis de projeto otimizadas.



A região indeformável é considerada rígida, não sendo deformável durante a atuação do mecanismo ou cargas aerodinâmicas. A região deformável é deformada tanto pela atuação do mecanismo quanto pelas cargas aerodinâmicas. Na tabela 1 são apresentadas as variáveis de projeto. O valor de cada variável de projeto é definido pelo algoritmo de otimização, o fluxo deste processo é mostrado na Figura 6.

Tabela 1 – Varáveis de projeto para otimização.

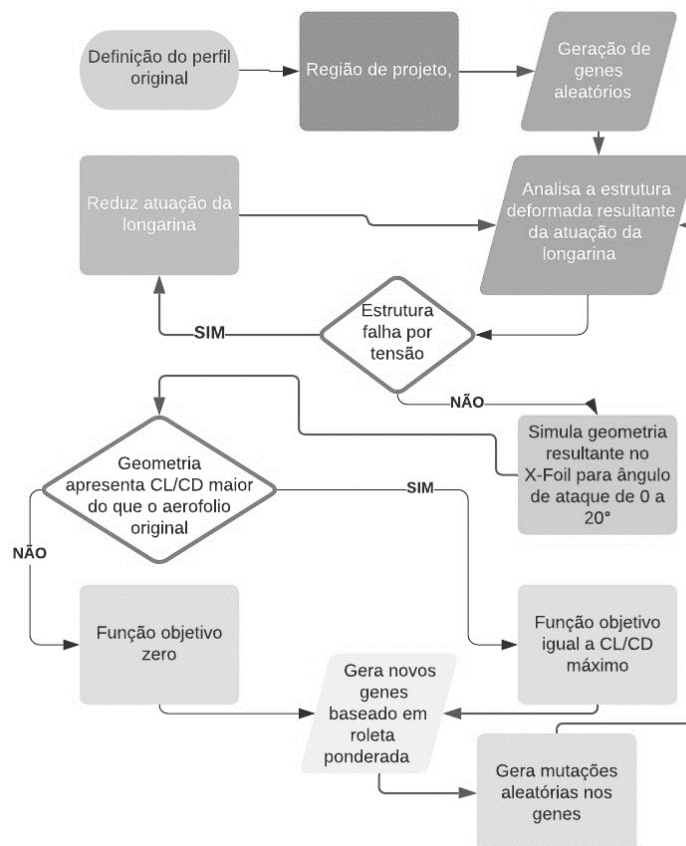
Varáveis	Propriedade
V1	Coordenada x do centro da longarina ativada
V2	Raio da longarina
V3, V4, V5, V6, V7, V8 e V9	Ponto de conexão com o perfil
V10, V11, V12, V13, V14	Altura da seção transversal de viga

O processo de otimização foi realizado considerando PLA (ácido poliláctico) como material da estrutura, que foi escolhido pois é de fácil prototipação em impressoras 3D. O material foi considerado trabalhar dentro do seu limite linear entre tensão e deformação e apresenta tensão de escoamento de 70 MPa, a qual foi escolhida como critério de falha.

3.1 Geração da estrutura

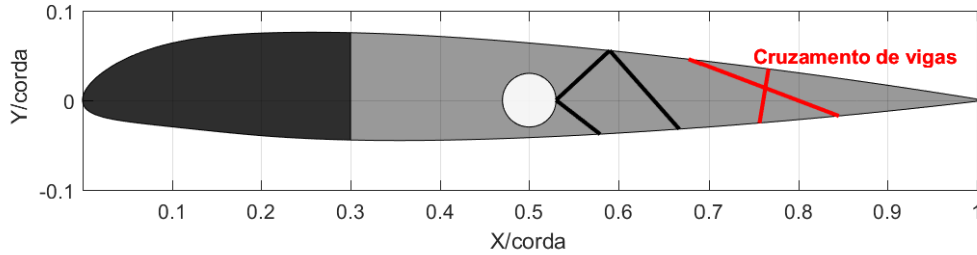
As nervuras de uma asa, são os elementos que definem a forma do perfil aerodinâmico, transmitindo os esforços entre o revestimento e a longarina. Para o caso simulado, o espaçamento considerado entre duas nervuras consecutivas, foi de 10 cm.

Figura 6 – Fluxograma de otimização.



A distribuição das vigas internas da nervura, é gerada pelos genes. Geometrias que apresentam cruzamento de vigas são descartadas, pois seriam de impossível fabricação. A Figura 7 mostra um exemplo deste tipo de geometria.

Figura 7 – Exemplo de mecanismo descartado durante o processo de otimização.



3.2 Análise da estrutura

Ao atuar na longarina através de uma rotação, um momento de entrada é imposto na estrutura treliçada do mecanismo. Esta condição de carregamento provoca deformação do perfil original, a que é calculada via código de MEF. A simulação então retorna o estado de tensões no mecanismo e verifica se houve falha com respeito a tensão em alguma barra. Caso esta tenha ultrapassado o limite pré-estabelecido, o nível de atuação da longarina, ou seja, o momento aplicado é reduzido, até que as tensões induzidas na estrutura estejam abaixo do limite.

Depois de se obter uma estrutura deformada que atenda ao requisito de tensão imposto, é então gerado um arquivo contendo as coordenadas dos elementos que compõem a parte externa da nervura.

3.3 Análise aerodinâmica

Os pontos obtidos do perfil deformado são combinados com os pontos da região compreendida entre o bordo de ataque e um terço do comprimento da asa e implementados no *XFOil* para se obter os valores de sustentação e arrasto. A configuração utilizada no *XFOil* é a de escoamento viscoso com número de Reynolds de 200000, com avaliação do ângulo de ataque variando entre -10° e 20° . Sendo obtidos os valores de C_d , C_l e C_p para cada configuração.

3.4 Otimização

Com os dados obtidos do *XFOil* para coeficiente de arrasto e sustentação, é calculada a máxima razão de sustentação sobre arrasto (C_L/C_D) para os diferentes ângulos de ataque. O cálculo da aptidão do indivíduo é feito por

$$F(S_i) = 0, \text{ se } \max\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{S_i} \leq \max\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_o, \quad (8)$$

$$F(S_i) = \max\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{S_i}, \text{ se } \max\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{S_i} > \max\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_o,$$

onde o subscrito S_i indica que está sendo avaliado um indivíduo da otimização, já o subscrito o , indica o perfil original.

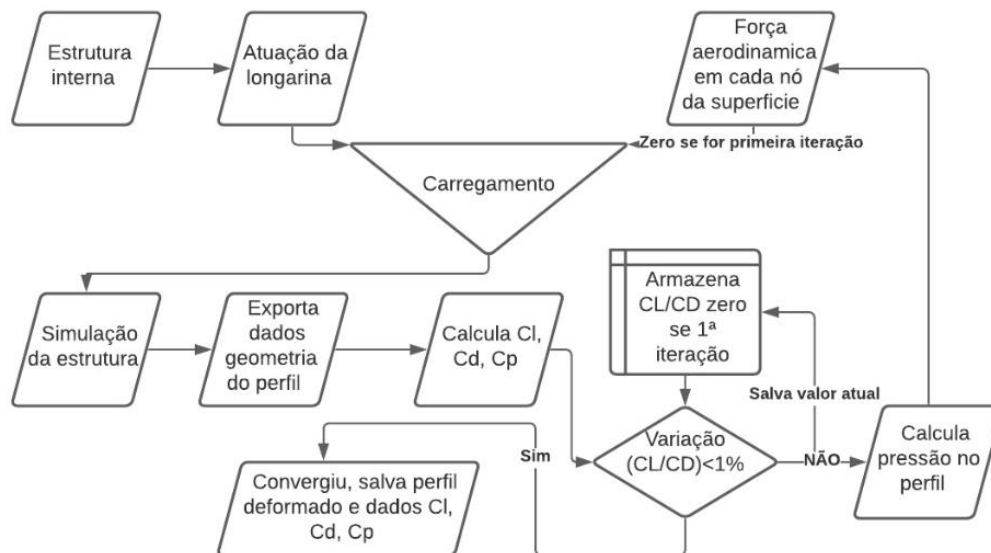
A chance de um indivíduo gerar descendentes para a próxima geração é proporcional à aptidão que ele obteve, sendo assim, indivíduos com aptidão nula não deixam descendentes. Há também o elitismo, que garante a permanência dos indivíduos que estão entre os 5% com maior aptidão na geração.

Outro procedimento que ocorre entre os indivíduos descendentes é a mutação aleatória de alguns genes, e isto ocorre com uma taxa que decresce conforme as gerações avançam. O ciclo de otimização continua até que sejam alcançadas 100 gerações ou que haja convergência entre os indivíduos.

3.5 Análise do perfil sob carregamento aerodinâmico

Em uma situação real de voo, as cargas aerodinâmicas alteram a geometria da asa. Para o caso de um mecanismo flexível, que apresenta grande flexibilidade, esta mudança devido ao carregamento deve ser considerada. Para o processo de otimização isto seria altamente custoso em tempo de máquina, visto que a estrutura se comporta de forma não linear, e há a necessidade de se recalcular a força aerodinâmica resultante de cada perfil deformado, a qual também não é linear. Na Figura 8 é exibido um fluxograma do processo de convergência do perfil sob carregamento aerodinâmico. Este processo de convergência é realizado para cada ângulo de ataque e para cada nível de atuação da longarina. Sendo realizado somente para o perfil selecionado como mais apto.

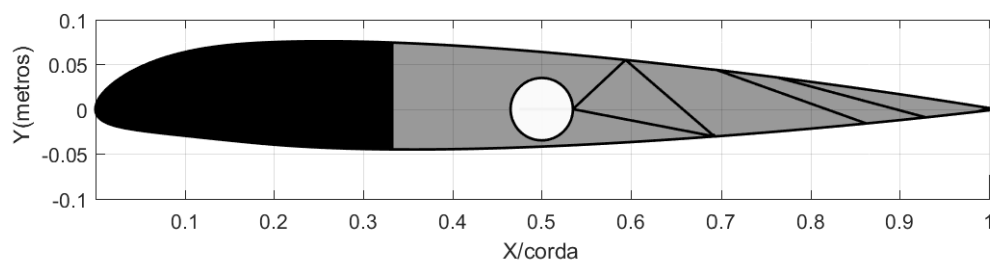
Figura 8 – Fluxograma do processo de obtenção do carregamento aerodinâmico.



4. RESULTADOS

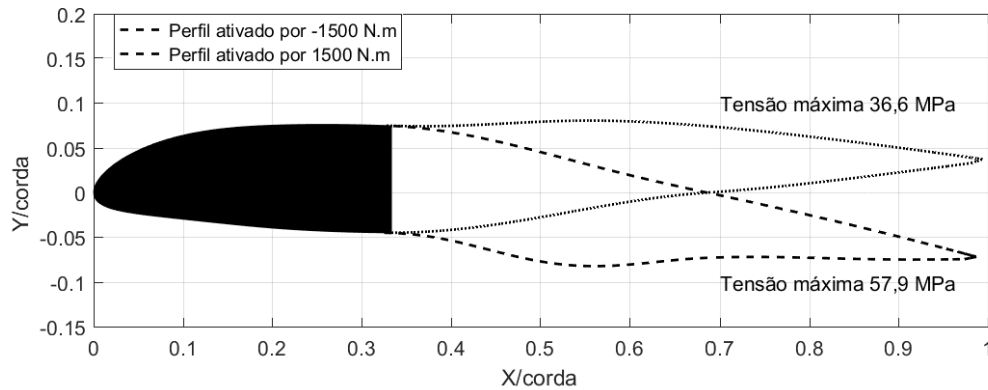
A estrutura resultante da otimização para o perfil NACA 23012 é mostrado na Figura 9.

Figura 9 – Estrutura interna otimizada.



A atuação máxima da longarina foi definida como 1500 N.m, tanto positivo quanto negativo. Ao se atuar o mecanismo com estes limites, as geometrias obtidas são mostradas na Figura 10.

Figura 10 – Deformações limites do perfil.



Os perfis apresentados são resultantes somente da atuação da longarina, desconsiderando o carregamento aerodinâmico. Esta condição somente seria obtida para o caso em que não há escoamento. As propriedades utilizadas para as simulações são apresentadas na tabela 2 e foram retiradas de FARAH, ANDERSON & LANGER, (2016). Os valores das variáveis de projeto do caso otimizado, são apresentados na tabela 3.

Tabela 2 – Propriedades mecânicas e da seção.

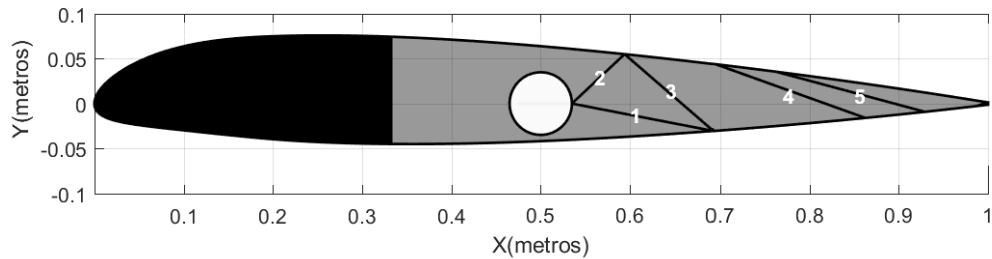
Módulo de elasticidade	3 GPa
Tensão de escoamento	70 MPa
Espessura da nervura	10 mm
Comprimento da corda da asa	1000 mm

Tabela 3 – Valores das variáveis de projeto, para o caso otimizado.

Variável	Valor
V1 – Coordenada x do centro da longarina	500 mm
V2 – Diâmetro da longarina	69 mm
V3 – Conexão da viga 1 com o intradorso	X=693 mm e Y=-30 mm
V4 – Conexão da viga 2 com o extradorso	X=594 mm e Y=55 mm
V5 – Conexão da viga 3 com o intradorso	X=693 mm e Y=-30 mm
V6 – Conexão da viga 4 com o extradorso	X=695 mm e Y=44 mm
V7 – Conexão da viga 4 com o intradorso	X=862 mm e Y=-16 mm
V8 – Conexão da viga 5 com o extradorso	X=762 mm e Y=36 mm
V9 – Conexão da viga 5 com o intradorso	X=929 mm e Y=-9 mm
V10 – Altura da seção da viga 1	32,9 mm
V11 – Altura da seção da viga 2	7,2 mm
V12 – Altura da seção da viga 3	40 mm
V13 – Altura da seção da viga 4	10,6 mm
V14 – Altura da seção da viga 5	36,6 mm

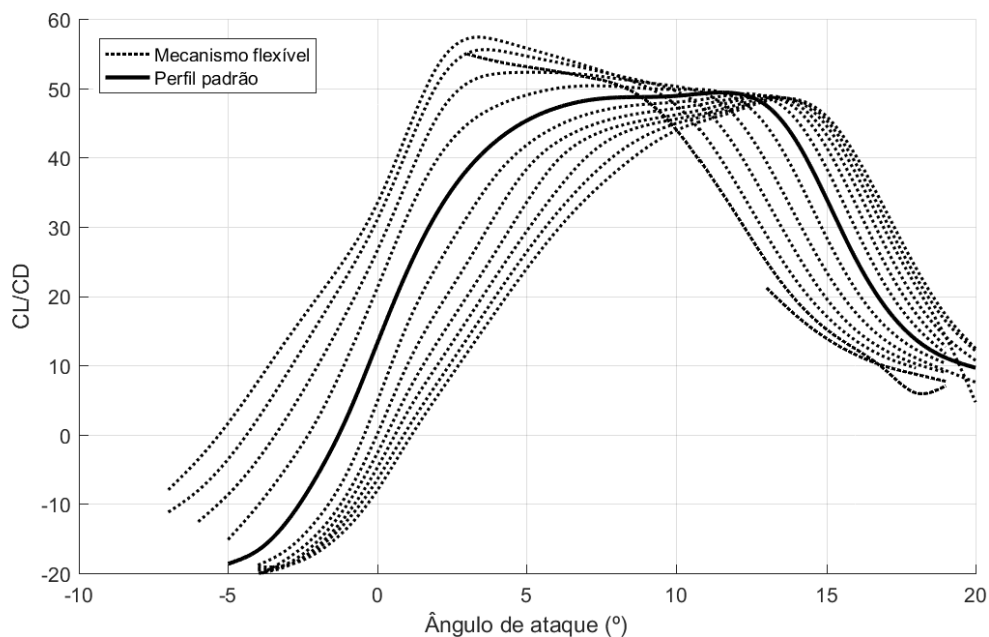
A disposição das vigas consideradas, é exibida na Figura 11.

Figura 11 – Disposição das vigas, após processo de otimização.



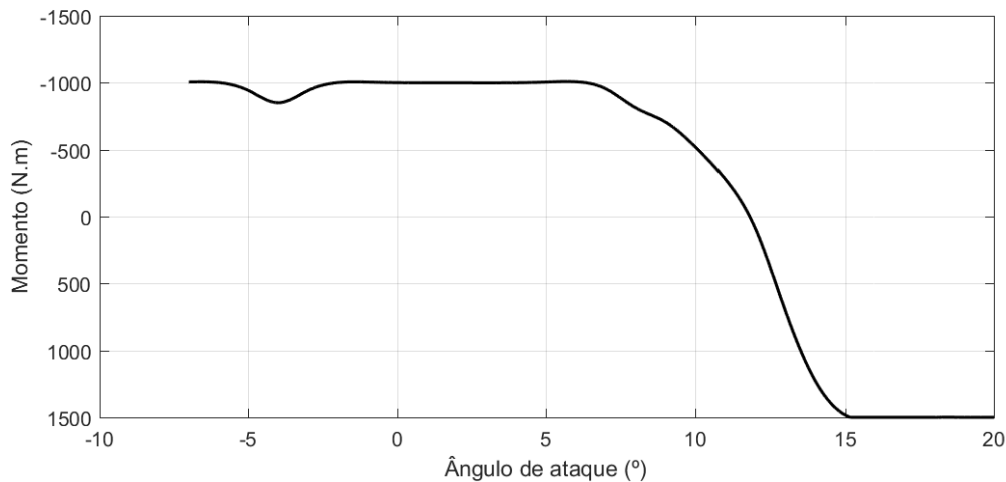
A Figura 12 mostra o resultado dos processos de otimização. Para cada ângulo de ataque da aeronave, se calculou o torque ótimo que leva o mecanismo flexível a maximizar a relação C_L/C_D do aerofólio, para uma velocidade de escoamento constante, respeitando a restrição de tensão máxima nas barras. É possível notar que para todos os ângulos de ataque analisados existe uma configuração possível do mecanismo que entrega uma relação C_L/C_D mais alta do que aquela do perfil original.

Figura 12 – Curvas de eficiência do perfil, para diferentes níveis de atuação do mecanismo.



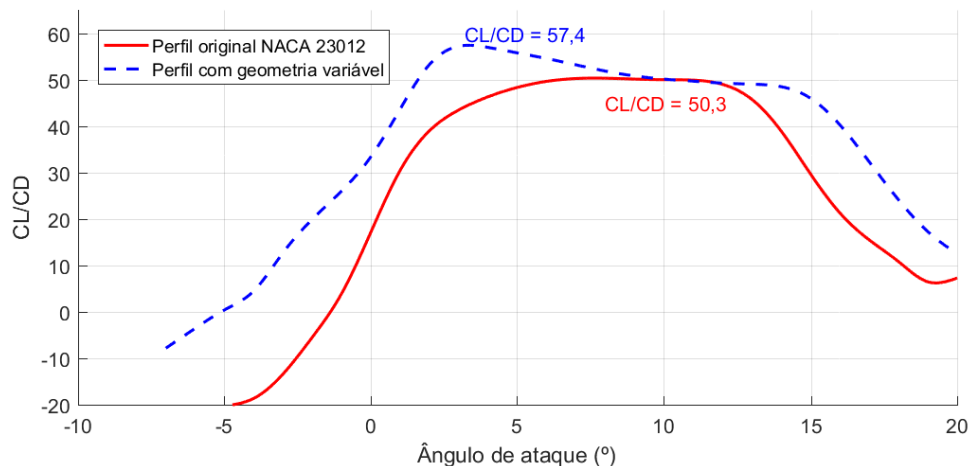
Para uma aeronave real, as curvas de eficiência e nível de atuação podem ser automatizadas, o que significa que o mecanismo atuaria de forma a garantir que a máxima eficiência seria obtida para cada ângulo de ataque imposto pelo controlador da aeronave. Para este caso automatizado, a curva de eficiência resultante é a máxima eficiência obtida por todos os níveis de atuação para cada ângulo de ataque. A ativação necessária para atingir a máxima eficiência é mostrada na Figura 13.

Figura 13 – Momento de ativação para obtenção da melhor eficiência aerodinâmica.



O perfil de eficiência obtido, utilizando a melhor ativação para cada ângulo de ataque, juntamente com a eficiência do perfil original, são mostrados na Figura 14.

Figura 14 – Perfis de eficiência dos perfis original e variável e seus valores máximos.



A eficiência máxima do perfil com geometria variável ocorre para o ângulo de ataque de $3,2^\circ$ e tem o valor de 57,4. Para o perfil original, a máxima eficiência é de 50,3 para um ângulo de ataque de $8,5^\circ$. O perfil proposto apresenta uma melhora de 14,8% de eficiência quando comparado ao original. Também há uma expansão da região de melhor eficiência do perfil, e isto é uma vantagem expressiva, visto que a condição de maior eficiência, para a qual a asa é projetada, nem sempre é alcançada durante o voo.

5. CONCLUSÃO

O trabalho realizado apresentou o desenvolvimento de uma abordagem de otimização para projeto de mecanismo flexível aplicado a nervuras de asas, com o objetivo de aumentar a eficiência máxima do perfil. Este objetivo foi alcançado, obtendo um aumento de 14,8% quando comparado ao perfil base (NACA 23012). Também se obteve como resultado positivo um

aumento de eficiência para variados ângulos de ataque, apresentando uma melhoria média de 24,4% na eficiência, no intervalo de 0° a 20°.

A simulação do funcionamento do mecanismo foi feita através de um código de elementos finitos em *MATLAB*, considerando a não linearidade decorrente da deformação da estrutura. Sobre a estrutura também foram impostas as cargas aerodinâmicas, e este processo foi feito de forma iterativa, pois a pressão imposta à superfície do perfil e a forma da asa são mutuamente dependentes. Para avaliar a eficiência aerodinâmica do perfil e as cargas devido à pressão, foi utilizado o software *XFoil*, sendo todo o processo realizado de forma automática via código em *MATLAB*.

O presente trabalho apresenta um estudo teórico da utilização de um método de projeto de aerofólio adaptativo, sendo que outras dimensões e materiais podem ser considerados, a fim de serem condizentes com a aplicação necessária.

Trabalhos futuros podem considerar materiais compósitos e otimizar sua composição, pois estes apresentam diversas vantagens quando comparados aos demais materiais. As propriedades aerodinâmicas podem ser avaliadas em diferentes velocidades ou valores de Reynolds, de forma a se obter um mecanismo que seja mais eficiente em uma gama ampla de condições de voo. A prototipação de uma estrutura projetada por este método, pode ser relevante a fim de validar a metodologia proposta.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

DAVIDSON, John; CHWALOWSKI, Pawel; LAZOS, Barry. Flight dynamic simulation assessment of a morphable hyper-elliptic cambered span winged configuration. In: **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit**. 2003. p. 5301.

Disponível em: < <https://doi.org/10.2514/6.2003-5301>>

VOS, Roelof et al. Post-buckled precompressed elements: a new class of control actuators for morphing wing UAVs. **Smart materials and structures**, v. 16, n. 3, p. 919, 2007. Disponível em: < <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/0964-1726/16/3/042>>

FLANAGAN, John et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1. In: **48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. 2007. p. 1707. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2007-1707>>

YIN, Luzhong; ANANTHASURESH, G. K. Design of distributed compliant mechanisms. **Mechanics based design of structures and machines**, v. 31, n. 2, p. 151-179, 2003. Disponível em: < <https://doi.org/10.1081/SME-120020289>>

MARTINS, André Luiz; CATALANO, Fernando Martini. Viscous drag optimization for a transport aircraft mission adaptive wing. In: **Prog. 21st ICAS Congress, Melbourne, Australia, A98-31499**. 1998. Disponível em: < http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1998/PAPERS/232.PDF>

BARBARINO, Silvestro et al. A review of morphing aircraft. **Journal of intelligent material systems and structures**, v. 22, n. 9, p. 823-877, 2011.

Disponível em: <https://doi.org/10.1177%2F1045389X11414084>

CODER, James G.; MAUGHMER, Mark D. Comparisons of theoretical methods for predicting airfoil aerodynamic characteristics. **Journal of Aircraft**, v. 51, n. 1, p. 183-191, 2014.

Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.C032232>

FARAH, Shady; ANDERSON, Daniel G.; LANGER, Robert. Physical and mechanical properties of PLA, and their functions in widespread applications—A comprehensive review. **Advanced drug delivery reviews**, v. 107, p. 367-392, 2016.

Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.addr.2016.06.012>

APÊNDICE A – PERFIL ÓTIMO PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE

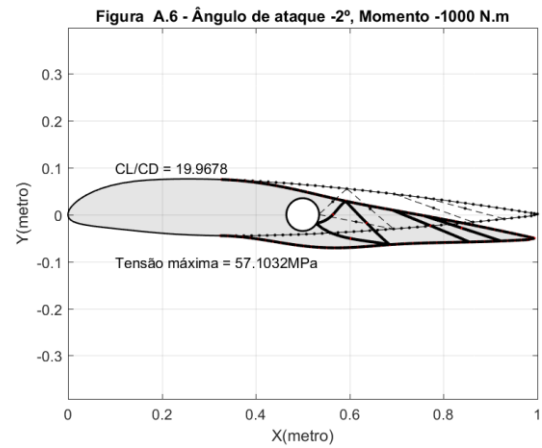
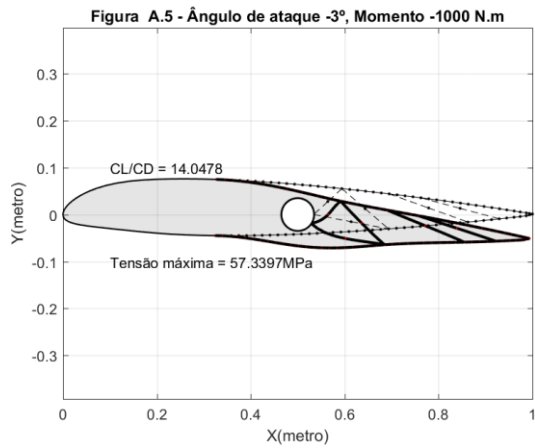
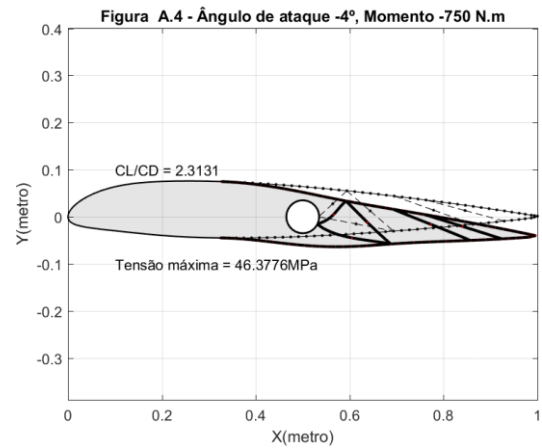
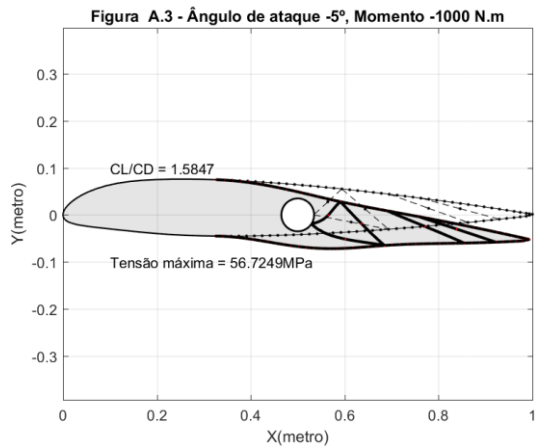
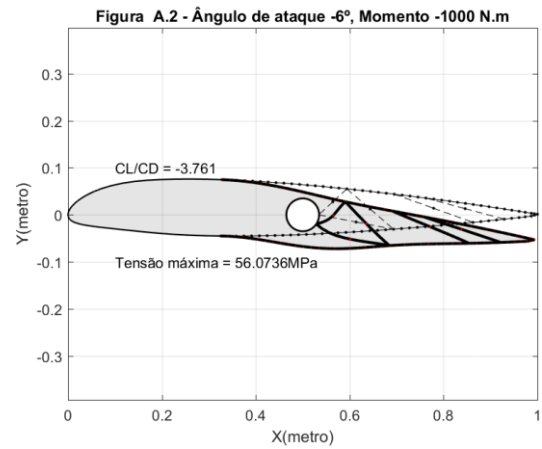
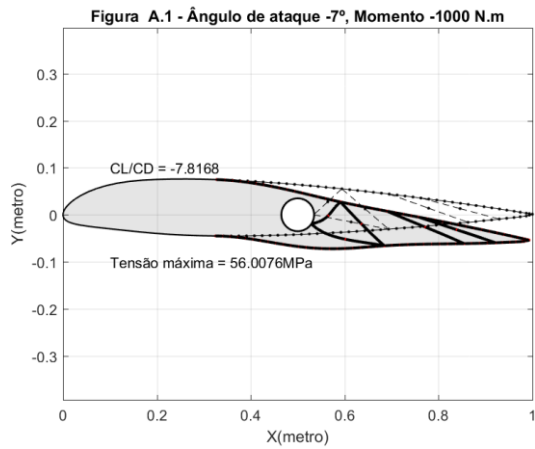
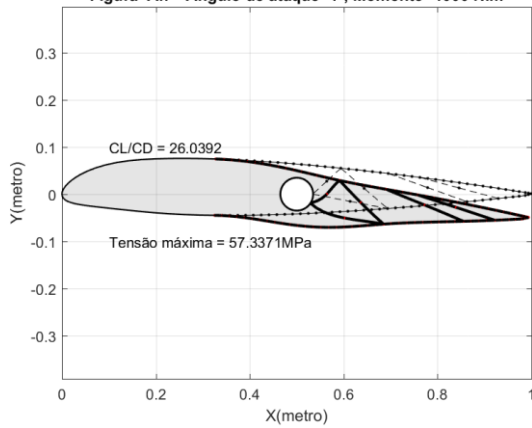
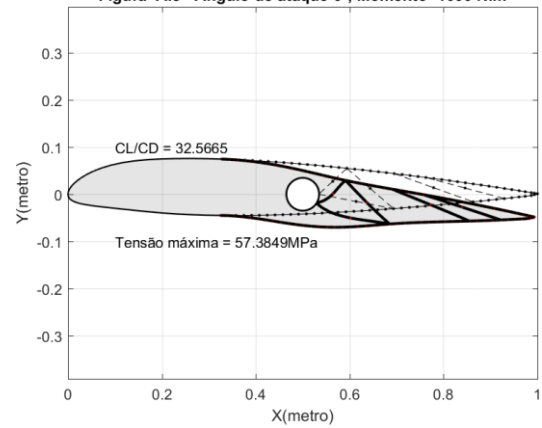
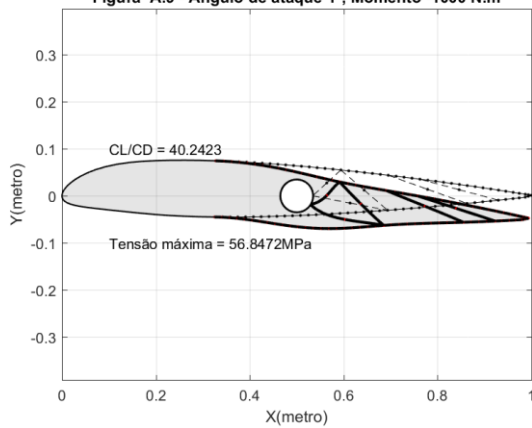
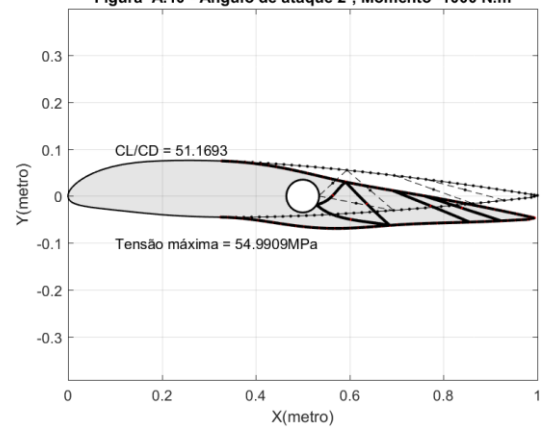
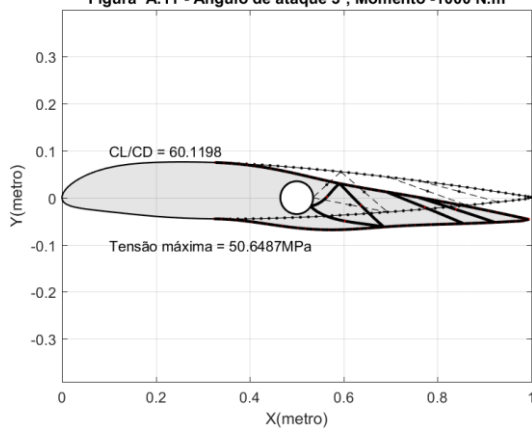
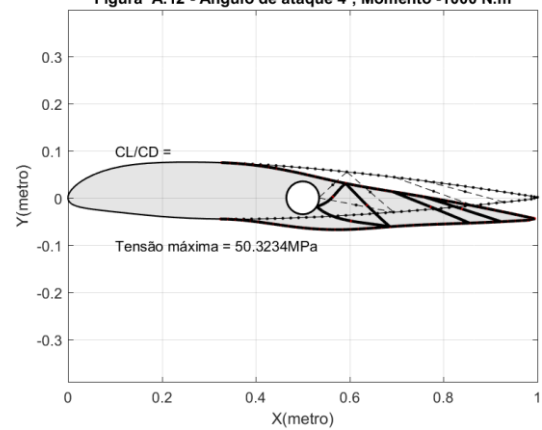
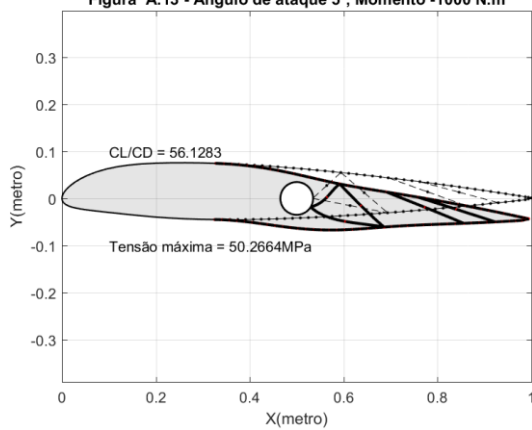


Figura A.7 - Ângulo de ataque -1° , Momento -1000 N.mFigura A.8 - Ângulo de ataque 0° , Momento -1000 N.mFigura A.9 - Ângulo de ataque 1° , Momento -1000 N.mFigura A.10 - Ângulo de ataque 2° , Momento -1000 N.mFigura A.11 - Ângulo de ataque 3° , Momento -1000 N.mFigura A.12 - Ângulo de ataque 4° , Momento -1000 N.mFigura A.13 - Ângulo de ataque 5° , Momento -1000 N.mFigura A.14 - Ângulo de ataque 6° , Momento -1000 N.m