

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL

ÍGOR SIMON

OTIMIZAÇÃO DE TRELIÇA DA ASA DE AERONAVE DE AERODESIGN

CAXIAS DO SUL

2017

ÍGOR SIMON

OTIMIZAÇÃO DE TRELIÇA DA ASA DE AERONAVE DE AERODESIGN

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do grau de Engenheiro Mecânico. Área de concentração: Projeto de Máquinas: Métodos de Síntese e Otimização Aplicados ao Projeto Mecânico.

Orientador Prof. Me Eng. Paulo Roberto Linzmaier

CAXIAS DO SUL

2017

ÍGOR SIMON

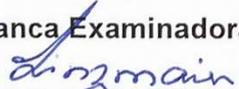
OTIMIZAÇÃO DE TRELIÇA DA ASA DE AERONAVE DE AERODESIGN

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Universidade de Caxias do Sul como requisito parcial à obtenção do grau de Engenheiro Mecânico. Área de concentração: Projeto de Máquinas: Métodos de Síntese e Otimização Aplicados ao Projeto Mecânico.

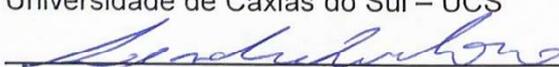
Orientador Prof. Me Eng. Paulo Roberto Linzmaier

Aprovado em: 27/05/2017

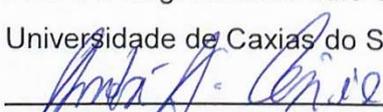
Banca Examinadora



Prof. Me Eng. Paulo Roberto Linzmaier

Universidade de Caxias do Sul – UCS


Prof. Dr. Eng. Leandro Luís Corso
Universidade de Caxias do Sul – UCS



Prof. Me. Eng. André Alaniz Cesário

Universidade de Caxias do Sul – UCS

RESUMO

Este trabalho tratará da aplicação de um método de otimização para o dimensionamento de uma treliça. Ela será utilizada como longarina da asa de uma aeronave rádio controlada, com destino a participar da competição SAE Brasil de AeroDesign. O objetivo geral será a aplicação de um método de otimização para dimensionamento da treliça, e os objetivos específicos serão analisar os carregamentos e os efeitos aerodinâmicos da asa, estudar os diversos métodos de otimização, desenvolver um conceito de estrutura adequado para ser otimizado, identificar a função objetivo do problema e suas restrições e implementá-las em um algoritmo que automatize o processo de cálculo das cargas, análise de tensões por meio do Método de Elementos Finitos e minimize sua massa. Foi realizada uma integração entre o algoritmo de otimização desenvolvido em linguagem MatLab, com software de Elementos Finitos comercial ANSYS. Como resultado foram obtidas geometrias com massa de meia asa de 0,492 kg e 0,575 kg, sendo a tensão máxima, quando carregadas, de 19,82 MPa e 22 MPa.

Palavras-chave: Otimização Estrutural. Treliça. Método de Elementos Finitos.

ABSTRACT

This work will deal with the application of an optimization method to scaling a truss. It will be used as a wing stringers of a radio controlled plane, with destination to participate of SAE Brasil Aerodesign competition. The main objective will be the application of an optimization method to dimension the truss, and the specific objectives will be analyze the loadings and the aerodynamic effects that going to happen at the wing, study several optimization methods, develop a suitable structure concept to be optimized, identify the problem's objective function and its constraints and implements them in an algorithm that automatize the process of load calculation, stress analysis by a Finite Element Method and minimize its mass. It was performed a integration between the optimizations algorithm, developed in MatLab language and commercial Finite Elements software ANSYS. As results was obtained geometries with half wing mass of 0,492 kg and 0,575 kg, being the maxima stress, when loaded, of 19,82 MPa and 22 MPa.

Keywords: Structural Optimization. Truss. Finite Element Method.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Aeronave com indicativo da nomenclatura de suas partes.....	17
Figura 2: Aeronave com indicativo da nomenclatura de suas partes.....	18
Figura 3: Perfil aerodinâmico com a indicação da nomenclatura de suas partes.	18
Figura 4: Aeronave 2014, com indicativo da nomenclatura das partes da asa.....	19
Figura 5: Representação da estrutura da asa da aeronave de 2014 da equipe Aerosul.	19
Figura 6: Representação da estrutura da asa da aeronave de 2016 da equipe Aerosul.	20
Figura 7: Representação da estrutura da asa da aeronave de 2017 da equipe Aerosul.	20
Figura 8: Distribuição de pressão e forças sobre o perfil aerodinâmico.....	21
Figura 9: Geração dos vórtices de ponta de asa.....	23
Figura 10: Vórtices de ponta de asa.	23
Figura 11: Gráfico do fator de arrasto induzido.	25
Figura 12: Diagrama v-n da aeronave da equipe Aerosul de 2017.....	26
Figura 13: Classificação dos métodos de otimização numérica.	30
Figura 14: Proposta de treliça para ser otimizada.	35
Figura 15: Regiões de concentração de carga sobre a longarina.....	38
Figura 16: Indicação das cargas sobre a estrutura.	38
Figura 17: Configuração das cargas no ANSYS com elementos de viga.	39
Figura 18: Gráfico do C_p , do aerofólio E-423, para ângulo de incidência de 0°	39
Figura 19: Linha de comando do Matlab para chamar o ANSYS.	40
Figura 20: Workbench do ANSYS.....	40
Figura 21: Elementos estruturais.	41
Figura 22: Ensaio de tração em corpo de prova de Fibra de Carbono.	41
Figura 23: Ensaio de tração em corpo de prova de Nós de Kevlar.....	42
Figura 24: Carregamento de viga tubular engastada.	42
Figura 25: Modelagem no ANSYS de viga tubular engastada, com elementos de viga.	43
Figura 26: Detalhes das propriedades do material.	43
Figura 27: Detalhes da malha do modelo.....	44
Figura 28: Histórico da função penalidade, com o método de Enxame de Partículas.	45
Figura 29: Histórico de tensão e deslocamento, com o Método de Enxame de Partículas...	45
Figura 30: Histórico da massa, com o Método de Enxame de Partículas.....	46
Figura 31: Histórico das variáveis de otimização, com o Método de Enxame de Partículas.	47
Figura 32: Comparativo de tensões da treliça da primeira (a) e da última (b) iterações, com o Método de Enxame de Partículas.....	48
Figura 33: Histórico das função penalidade, com o método de Busca Caótica.	48
Figura 34: Histórico de tensão e deslocamento, com o Método de Busca Caótica.	49

Figura 35: Histórico da massa, com o Método de Busca Caótica.....	49
Figura 36: Histórico das variáveis de otimização, com o Método de Busca Caótica.	50
Figura 37: Comparativo de tensões da treliça da primeira (a) e da última (b) iterações, com o Método de Busca Caótica.	51

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Comparativo entre a capacidade de carga e o peso vazio para diversos anos. ...	21
Tabela 2: Limites típicos do fator de carga.....	26

LISTA DE QUADROS

Quadro 1: Algoritmo de otimização.	37
Quadro 1: Algoritmo de otimização.	51

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de ataque
δ	Deslocamento total máximo
δ_{adm}	Deslocamento admissível
ΔCp_z	Distribuição da componente vertical da diferença de pressão sobre o perfil
λ_t	Fator de retração
ρ	Densidade do ar
σ_{adm}	Tensão máxima admissível
σ_{max_prin}	Tensão máxima principal
$\omega_{m\acute{a}x}$	Maior valor possível para o peso inercial
$\omega_{m\acute{i}n}$	Menor valor possível para o peso inercial
ω_t	Peso inercial
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque para sustentação nula no perfil
δ	Fator de arrasto induzido
λ	Afilamento da asa
a	Inclinação da curva do coeficiente de sustentação da asa
a_o	Inclinação da curva do coeficiente de sustentação do aerofólio
A_i	Área da sessão transversal de cada barra
AR	Alongamento da asa
b	Comprimento de envergadura da asa
br	Comprimento da envergadura da região reta da asa
c	Comprimento da corda do aerofólio
$c(y)$	Comprimento da corda em função da posição ao longo da envergadura
c_1	Parâmetro de escala cognitivo
c_2	Parâmetro de escala social
C_d	Coeficiente de arrasto do aerofólio
C_D	Coeficiente de arrasto da asa finita
C_{Di}	Coeficiente de arrasto induzido
ch_t	Variável do caos
\mathbf{CH}_t	Vetor caótico
C_l	Coeficiente de sustentação do aerofólio
C_L	Coeficiente de sustentação da asa finita
C_m	Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico do aerofólio
C_M	Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico da asa finita
CP	Carga paga

cr	Comprimento da corda na raiz da asa
ct	Comprimento da corda na ponta da asa
d	Arrasto do aerofólio
D	Arrasto da asa finita
e	Fator de eficiência da envergadura
EE	Eficiência estrutural
$f(\mathbf{x})$	Função objetivo
$f_p(\mathbf{x}) =$	Função penalidade
\mathbf{g}_{melh}	Melhor vetor já encontrado no sistema.
$g_j(\mathbf{x})$	Função restritiva de desigualdade
$h_k(\mathbf{x})$	Função restritiva de igualdade
l	Sustentação do aerofólio
L	Sustentação da asa finita
l_i	Comprimento de cada barra
$LE(y)$	Distribuição elíptica de sustentação em função da posição ao longo da envergadura
$LRT(y)$	Distribuição retotrapezoidal de sustentação em função da posição ao longo da envergadura
$LS(y)$	Distribuição de sustentação pela aproximação de Schrenk em função da posição ao longo da envergadura
$m(\mathbf{x})$	Função massa da treliça
m_{CA}	Momento em torno do centro aerodinâmico para o aerofólio
M_{CA}	Momento em torno do centro aerodinâmico para a asa finita
$n_{máx}$	Fator de carga máximo
$n_{eq_restr_des}$	Quantidade de equações restritivas de desigualdade
$n_{eq_restr_ig}$	Quantidade de equações restritivas de igualdade
\mathbf{p}_{meth}	Vetor dos melhores valores das variáveis de otimização
PV	Peso vazio
r	Parâmetro de penalidade
r_1	Valor randômico entre 0 e 1
r_2	Valor randômico entre 0 e 1
S	Área da asa
t	Número da iteração
$t_{máx}$	Número total de iterações
v	Velocidade do vento relativo
\mathbf{v}	Vetor da velocidade de modificação do vetor das variáveis de otimização

W	Peso total da aeronave
x	Vetor das variáveis de otimização
$x_{máx}$	Limite máximo das variáveis de otimização
$x_{mín}$	Limite mínimo das variáveis de otimização

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	JUSTIFICATIVA.....	15
1.2	OBJETIVOS.....	15
2	REFERENCIAL TEÓRICO	16
2.1	TRABALHOS ANTERIORES	16
2.2	TERMINOLOGIA DA AERONAVE	17
2.3	ESTRUTURA DA ASA	18
2.4	AERODINÂMICA	21
2.4.1	Sustentação de Asa Finita	24
2.4.2	Arrasto de Asa Finita	25
2.4.3	Momento de Asa Finita	25
2.5	DIAGRAMA V-N.....	26
2.6	CARGA	27
2.7	MÉTODOS DE OTIMIZAÇÃO	28
2.7.1	Método Metaheurístico	31
2.7.2	Otimização de Enxame de Partículas	31
2.7.3	Operador de Busca Caótica	32
2.7.4	Funções de Penalidade	33
2.8	MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.....	33
3	MATERIAIS E MÉTODOS	35
3.1	DADOS DA AERONAVE.....	35
3.2	PROBLEMA	35
3.3	MÉTODO DE RESOLUÇÃO	37
3.3.1	Cálculo de Cargas	38
3.3.2	Método de Elementos Finitos	40
3.3.3	Algoritmo de Otimização	44
4	RESULTADOS	45
4.1	RESULTADOS COM O MÉTODO DE ENXAME DE PÁRTICULAS.....	45
4.2	RESULTADOS COM O MÉTODO DE OPERADOR DE BUSCA CAÓTICA.....	48
4.3	COMPARATIVO DOS MÉTODOS	51
5	CONCLUSÃO	52

REFERÊNCIAS	54
APÊNDICE A - ALGORITMO DO MATLAB DE OTIMIZAÇÃO PELO MÉTODO DE ENXAME DE PARTICULAS	57
APÊNDICE B - ALGORITMO DO MATLAB DE OTIMIZAÇÃO PELO MÉTODO DE BUSCA CAÓTICA	59
APÊNDICE C - ALGORITMO DO MATLAB PARA OBTENÇÃO DA EQUAÇÃO DE DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO AO LONGO DO PERFIL.....	61
APÊNDICE D - ALGORITMO DO MATLAB PARA OBTENÇÃO DAS EQUAÇÕES DE DISTRIBUIÇÃO DE CARGA	62
APÊNDICE E - ALGORITMO DO MATLAB PARA CÁLCULO DA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO EM CADA NERVURA DA ASA.....	63
APÊNDICE F - ALGORITMO EM PYTHON DO ANSYS	64
ANEXO A - RELATÓRIO DE ENSAIO DE TRAÇÃO DE BARRA DE FIBRA DE CARBONO	65
ANEXO B - RELATÓRIO DE ENSAIO DE TRAÇÃO DE NÓS DE KEVLAR	66

1 INTRODUÇÃO

A equipe da UCS, Universidade de Caxias do Sul, Aerosul participa da Competição SAE Brasil de Aerodesign e a cada ano, conforme SAE BRASIL (2017a, 2017b e 2017c), deve-projetar, construir e realiza voos com uma aeronave rádio controlada. Para se consagrar campeã é necessário projetar a aeronave de maneira a se obter a maior pontuação possível. As principais formas de obtenção de pontuações elevadas na competição são através da Carga Paga (peso da carga transportada) e Eficiência Estrutural (razão entre carga paga e o peso vazio da aeronave). Para ambas as situações é necessário diminuir a massa da aeronave.

Neste contexto destaca-se a asa, que é o elemento que mais contribui para a massa da aeronave, por ser a maior estrutura e estar sujeita as maiores solicitações. Dessa situação surge a necessidade de se reduzir a massa da estrutura da asa, mas sem comprometer a integridade estrutural da mesma. De forma geral a equipe normalmente aplica dois tipos de estruturas principais para a asa, vigas e treliças, sendo esta segunda a mais utilizada nas últimas edições da competição.

Para o projeto e dimensionamento da estrutura da asa sempre é requerido do responsável um desprendimento de tempo. Quanto maior a complexidade das solicitações mecânicas, mais árdua é a atividade de análise estrutural do projetista, isso pois a estrutura precisa suportar as cargas estáticas e dinâmicas que se efetivam sobre ela, garantindo um certo coeficiente de segurança. Além disso a estrutura precisa ser capaz de ser construída, ou seja, as características da estrutura projetada precisam permitir sua construção com os meios e recursos disponíveis. Projetar uma estrutura de baixa massa, e com características de resistência mecânica elevada de nada adianta se não for possível sua de construção com os meios disponíveis.

A atividade de projeto estrutural é um processo onde se determina um conceito de estrutura, baseando-se na capacidade construtiva e nos materiais disponíveis, e a dimensiona de forma a se ter a resistência mecânica necessária. Por ser uma atividade extremamente dispendiosa, propõe-se a utilização de ferramentas que automatizem o processo de dimensionamento da estrutura definida, com o objetivo de encontrar o valor ótimo para cada um de seus parâmetros de projeto, e assim permitir ao projetista maior empenho na concepção de conceitos estruturais e na busca de materiais e meios de manufatura mais adequados.

1.1 JUSTIFICATIVA

Para a competição, devido aos requisitos de pontuação dos regulamentos, existe uma exigência que as aeronaves sejam leves, permitindo maior capacidade de carga a mesma, mas sem comprometer a resistência estrutural da mesma. A aplicação de um método de otimização para o dimensionamento da estrutura da asa da aeronave de 2017 permitirá a obtenção de uma geometria para a longarina da aeronave, minimizando sua massa, mas de forma a garantir a resistência mecânica.

O estudo do presente trabalho permitirá a obtenção de uma estrutura leve, para a asa, e que ainda assim atenda as solicitações mecânicas do sistema.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo geral deste trabalho será a aplicação de um método de otimização para dimensionamento de uma treliça, como estrutura da asa da aeronave. Para tanto tem-se como objetivos específicos:

- a) analisar os carregamentos sobre a asa da aeronave;
- b) estudar os métodos de otimização existentes;
- c) desenvolver um conceito de estrutura adequado para ser otimizado;
- d) identificar a função objetivo, restrições e parâmetros do problema de otimização;
- e) implementar a solução; e
- f) analisar o resultado obtido.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 TRABALHOS ANTERIORES

Para a construção do presente estudo realizou-se uma busca por trabalhos anteriores, tendo como resultado uma gama de artigos e relatórios tratando dos métodos de otimização e Método de Elementos Finitos, para diversas aplicações. No nível da universidade destaca-se os trabalhos de Martelli (2015), que realizou o estudo da aplicação de Método de Elementos Finitos na estrutura da asa da aeronave de 2014. Neste trabalho foram dimensionadas diversas estruturas com variadas características estruturais, seções distintas, e para vários materiais, e elas foram avaliadas através da aplicação do Método de Elementos Finitos por meio do *software* SolidWorks. E Trombetta (2016), que realizou a análise, ainda com a aplicação de Método de Elementos Finitos, mas sobre a estrutura da aeronave de 2016 (treliça de fibra de carbono). Neste segundo trabalho houve uma exaustiva busca por simplificação do modelo em análise, com vias à redução do custo computacional. Nele foi aplicado o *software* ANSYS.

Ambos realizaram a análise com *softwares* comerciais, já Bueno (2016), também no âmbito da universidade, realizou a modelagem de um algoritmo, baseado no Método de Elementos Finitos, para avaliação de treliça espacial. Ele realizou a validação do algoritmo com o *software* comercial ANSYS, e com um ensaio de carregamento sobre uma estrutura treliçada de fibra de carbono.

Esses três trabalhos se restringiam a análise por método de elementos finitos de estruturas para a asa de aeronaves, sem a implementação ou utilização de métodos de otimização ou algoritmos que alterem parâmetro da estrutura.

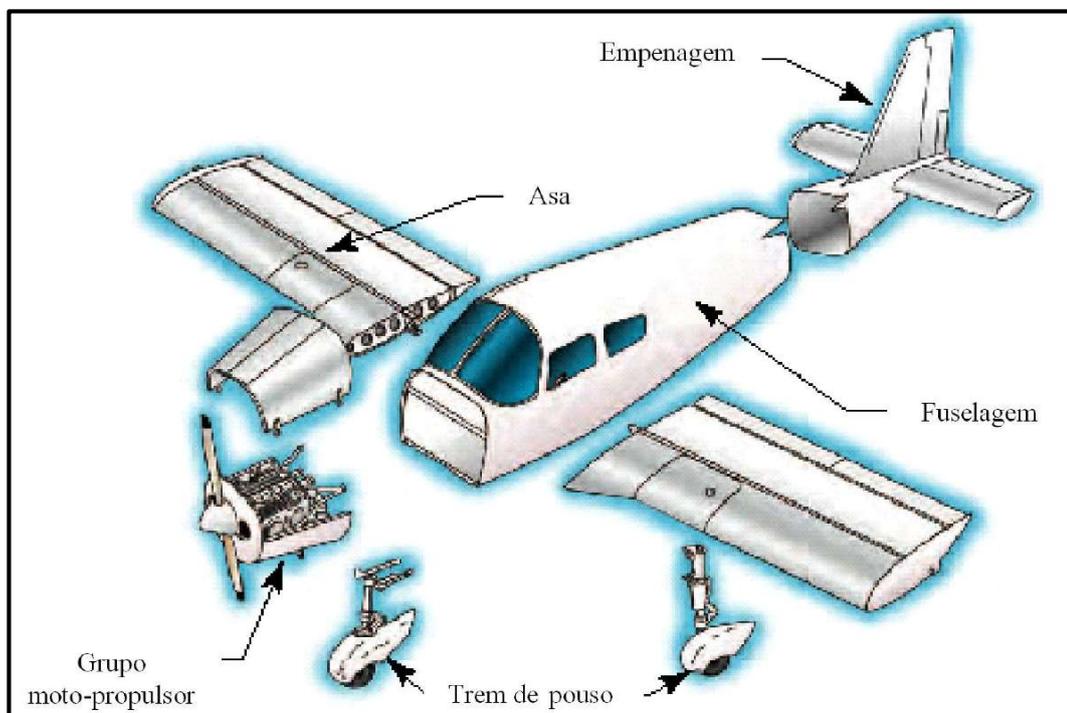
Já a otimização estrutural idealizada neste trabalho já foi tratada em diversos referenciais teóricos, com distintas finalidades e por amplos meios e formas de implementação, mas destaca-se o trabalho de Peña (2013), que realizou a aplicação de métodos de otimização sobre a estrutura de uma arquibancada temporária, com a finalidade de avaliar a integridade da estrutura, e encontrar os valores ótimos para as variáveis de projeto. Foi realizado o modelamento de dois métodos de otimização nativos do *software* ANSYS (Método de Aproximação de Subproblema e Método de Primeira Ordem), e um implementado no *software* Matlab (Método de Enxame de Partículas). Para essa segunda situação foi desenvolvido a interface de integração entre os *softwares* Matlab e o ANSYS com o objetivo de realizar a rotina de otimização através do *software* Matlab e a análise do carregamento e das tensões resultantes, por meio do Método de Elementos Finitos do ANSYS, de forma iterativa.

2.2 TERMINOLOGIA DA AERONAVE

Rodrigues (2011) considera como os principais componentes de qualquer aeronave a asa, a empenagem (que se trata do conjunto composto por superfícies estabilizadoras horizontal e vertical), a fuselagem, o trem de pouso e o grupo moto-propulsor. A figura 1 mostra a nomenclatura dessas partes sobre uma aeronave, com vias a identificação visual desses elementos.

Considerando o escopo deste trabalho, será dada atenção maior a asa, definindo-se suas características, e sua forma construtiva.

Figura 1: Aeronave com indicativo da nomenclatura de suas partes.



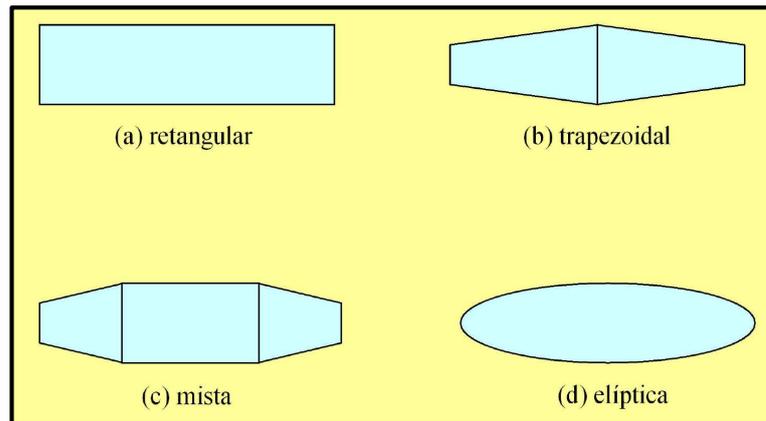
Fonte: RODRIGUES, 2011, p. 13.

Ainda conforme Rodrigues (2011), a asa possui como característica o seu formato na vista em planta, podendo ser asa retangular, asa trapezoidal, asa mista (mescla dos formatos retangular e trapezoidal) e asa elíptica. Esses formatos estão representados na figura 2.

Além do formato outra característica importante na asa é o seu perfil aerodinâmico, ou aerofólio, pois é ele, por meio de sua interação com o ar, que promove as forças que mantêm a aeronave em voo.

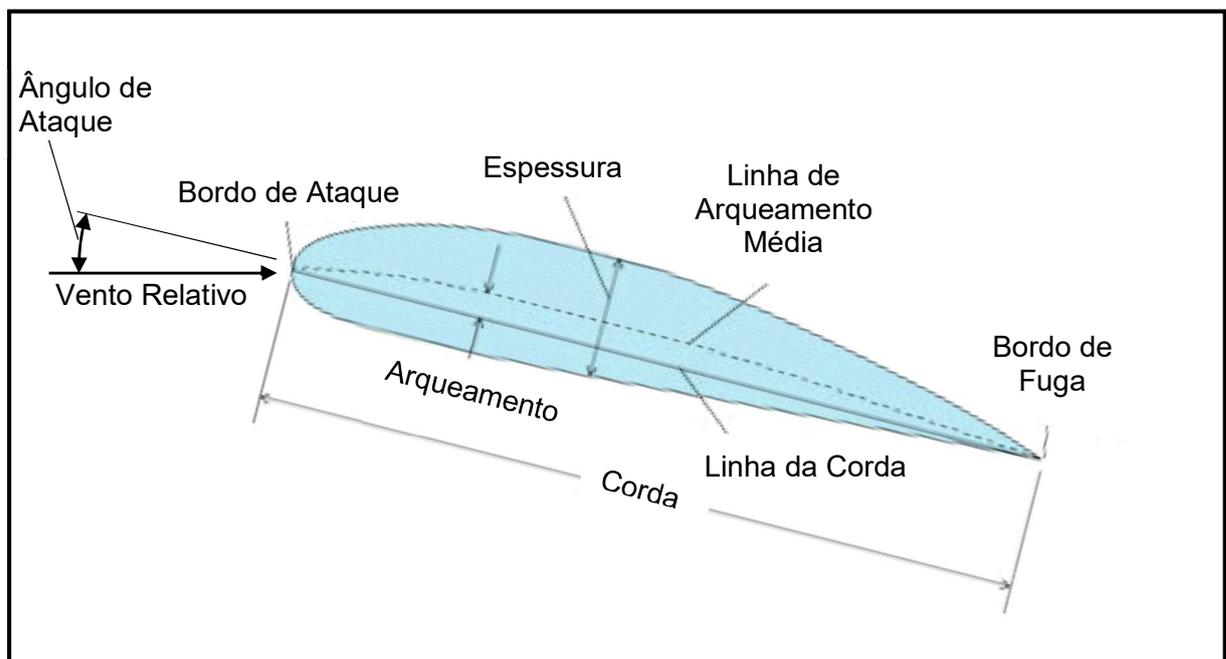
“Um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor” (RODRIGUES, 2011). As principais características do perfil aerodinâmico podem ser encontradas na figura 3:

Figura 2: Aeronave com indicativo da nomenclatura de suas partes.



Fonte: RODRIGUES, 2011, p. 53.

Figura 3: Perfil aerodinâmico com a indicação da nomenclatura de suas partes.



Fonte: RODRIGUES, 2011, p. 28 (adaptado).

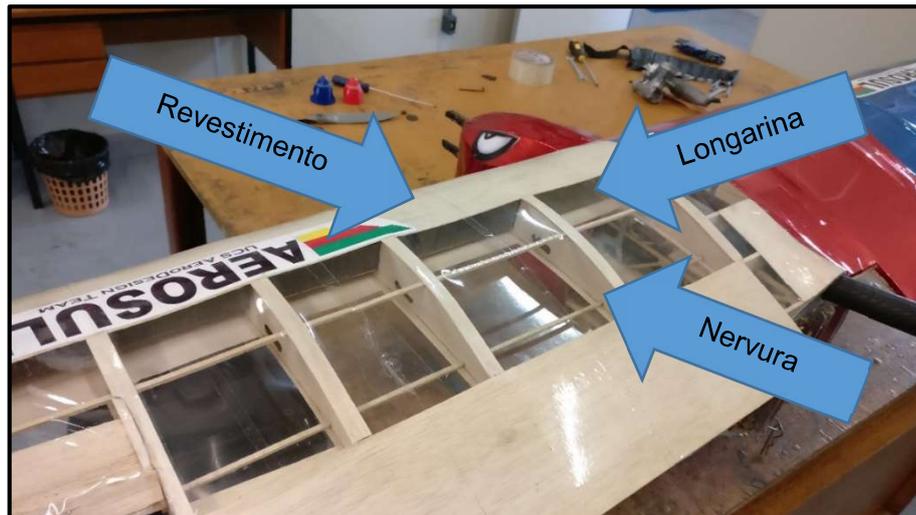
Outra definição importante é do ângulo de ataque, ângulo entre a linha da corda do aerofólio e o vento relativo (RODRIGUES, 2011).

2.3 ESTRUTURA DA ASA

As asas “representam os componentes fundamentais que suportam o avião no voo” (RODRIGUES, 2011), sendo sua função principal transmitir a carga de sustentação gerada na asa a fuselagem (MEGSON, 2007). A estrutura da asa, conforme Rodrigues (2011) e Megson (2007), é dividida em revestimento, nervuras e longarina, como representado na figura 4.

O revestimento é o elemento que promove a impermeabilidade da asa, resistindo a distribuição de pressão, e realizando a transferência da carga para as nervuras (MEGSON, 2007). As nervuras garantem o formato aerodinâmico da asa, e são responsáveis por transferir a carga oriunda do revestimento para a longarina e a longarina é o elemento que resiste as forças geradas na asa (RODRIGUES, 2011).

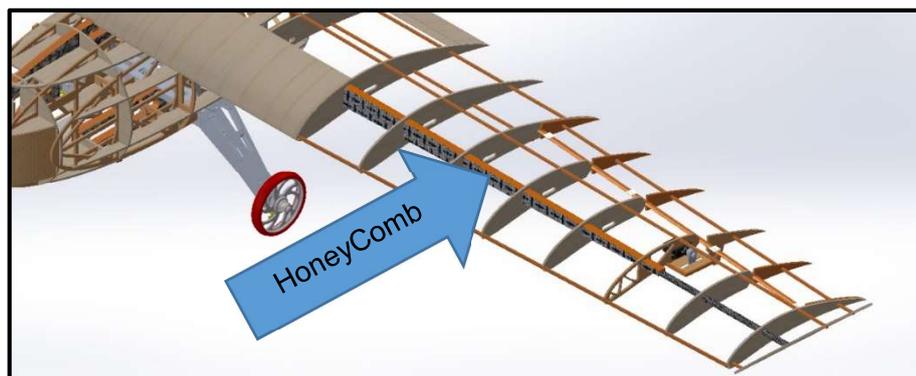
Figura 4: Aeronave 2014, com indicativo da nomenclatura das partes da asa.



Fonte: o autor.

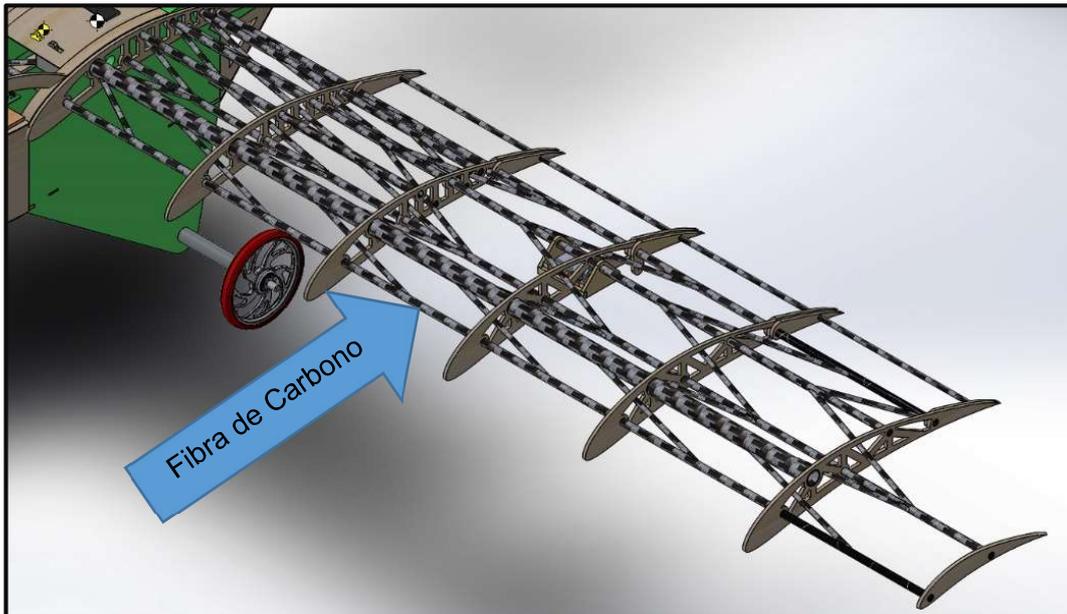
Historicamente a equipe utiliza, como revestimento, chapeamento de madeira balsa, revestido de um polímero termo retrátil. As nervuras também são fabricadas com madeira balsa. Como longarina são utilizadas duas concepções, a utilização de uma viga ou a construção de uma treliça. No ano de 2014 a equipe utilizou, como longarina (figura 5), uma viga de seção retangular de material tipo *honeycomb*. Essa estrutura se caracterizava por ser extremamente flexível e de baixa rigidez, principalmente para solicitações de torção. Já no ano de 2016 a longarina foi uma estrutura treliçada (figura 6), de fibra de carbono, gerando uma rigidez à flexão e a torção extremamente elevada.

Figura 5: Representação da estrutura da asa da aeronave de 2014 da equipe Aerosul.



Fonte: o autor.

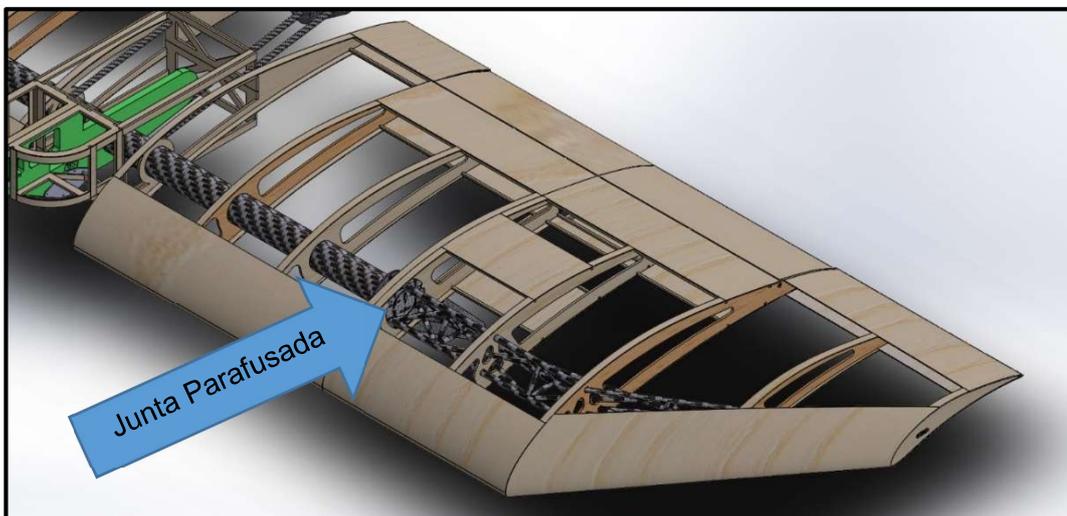
Figura 6: Representação da estrutura da asa da aeronave de 2016 da equipe Aerosul.



Fonte: o autor.

A proposta de longarina para a aeronave de 2017 é uma composição de viga e treliça, com uma junta parafusada realizando o papel de união entre as duas estruturas.

Figura 7: Representação da estrutura da asa da aeronave de 2017 da equipe Aerosul.



Fonte: o autor.

Para a composição eficiência estrutural da tabela 1 foi utilizada a equação (1), (SAE BRASIL, 2016c)

$$EE = \frac{CP}{PV} \quad (1)$$

Onde EE é a eficiência estrutural da aeronave, CP é a carga paga, carga transportada pela aeronave e PV é o peso vazio da aeronave.

O valor da carga paga pode ser obtido subtraindo-se o peso vazio da carga máxima, assim terá o maior valor da carga paga possível para a aeronave avaliada.

Tabela 1: Comparativo entre a capacidade de carga e o peso vazio para diversos anos.

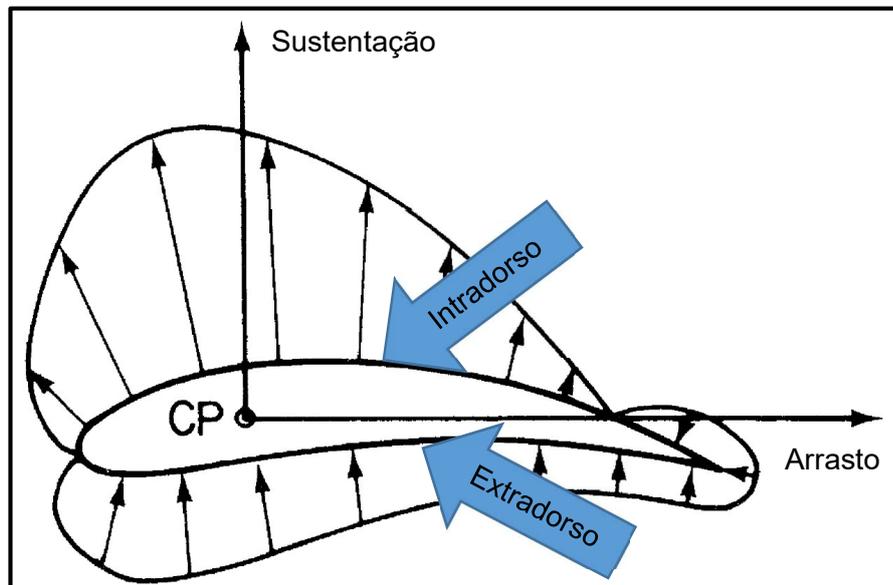
Ano	Carga Máxima (kg)	Peso Vazio (kg)	Carga Paga (kg)	Eficiência Estrutural
2014	10,500	2,560	7,940	3,1
2016	14,000	2,800	11,200	4,0
2017	15,090	3,100	11,990	3,8

Fonte: o autor.

2.4 AERODINÂMICA

Conforme Megson (2007) a estrutura da aeronave precisa resistir as cargas de solo, como as geradas durante o taxiamento e o pouso, e as geradas durante o voo. Ainda conforme Megson (2007) na asa, devido a seu perfil aerodinâmico e ao ângulo de incidência do fluxo de ar sobre sua superfície, ocorre a geração de uma diferença de pressão entre o intradorso (parte inferior do perfil) e o extradorso (parte superior do perfil). Essa diferença de pressão resulta nas forças de sustentação e arrasto, conforme demonstrado na figura 8.

Figura 8: Distribuição de pressão e forças sobre o perfil aerodinâmico.



Fonte: MEGSON, 2007, p.396 (adaptado).

O CP indicado na figura 8 representa o Centro de Pressão do perfil aerodinâmico. Conforme definido por Anderson (2001) e Rodrigues (2011) o Centro de Pressão é o ponto ao longo da linha da corda, em que o momento atuante sobre o aerofólio é nulo. Mas esse ponto é transiente, conforme as forças aerodinâmicas mudam. Sendo assim as forças

aerodinâmicas devem ser aplicadas sobre o Centro Aerodinâmico do perfil, pois nesse ponto, apesar de existir momento, que gera a torção da asa, ele é constante em relação ao ângulo de ataque (ANDERSON, 2001; RODRIGUES, 2011).

De forma resumida, o Centro de Pressão é o ponto onde a resultante da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso possui apenas componente de sustentação e de arrasto. Já O Centro Aerodinâmico é o ponto onde a resultante dessa diferença de pressão gera, além da sustentação e do arrasto, momento, sendo este último constante em relação ao ângulo de ataque.

Para análise dessas forças, são utilizadas as seguintes equações (RODRIGUES, 2011):

$$l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c \cdot C_l \quad (2)$$

$$d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c \cdot C_d \quad (3)$$

$$m_{CA} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c^2 \cdot C_m \quad (4)$$

Onde l é a força de sustentação e d a força de arrasto do perfil aerodinâmico, ambos denotados como força por unidade de envergadura [N/m]. m_{CA} é o momento atuante sobre o centro aerodinâmico do aerofólio, por unidade de envergadura [Nm/m]. ρ é a densidade do ar (função da altitude em que a aeronave se encontra), v velocidade de escoamento do fluxo de ar sobre a asa e c o comprimento da corda do perfil aerodinâmico. C_l , C_d e C_m são, respectivamente, os coeficientes de sustentação, arrasto e momento do aerofólio.

A equação (4) pode ser utilizada para a obtenção do momento sobre o centro aerodinâmico para o aerofólio.

Os valores de C_l , C_d e C_m são característicos do perfil aerodinâmico, sendo passíveis de serem obtidos através de ensaios em túnel de vento, ou por meio de programas específicos (RODRIGUES, 2011). São curvas, funções do seu ângulo de ataque e do número de Reynolds. Para fins de continuidade desse trabalho esses coeficientes foram obtidos por meio do *software* XFLR 5.

As equações (2), (3) e (4) devem ser utilizadas apenas para avaliação dos efeitos aerodinâmicos sobre o aerofólio (análise bidimensional), para se avaliar os valores de sustentação, arrasto e momento para uma asa finita é necessário utilizar um novo conjunto de equações, apropriadas para a avaliação das forças aerodinâmicas sobre uma asa (RODRIGUES, 2011):

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (5)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (6)$$

$$M_{CA} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c \cdot C_M \quad (7)$$

Onde L é a força de sustentação, D é a força de arrasto e M_{CA} é o momento ao redor do centro aerodinâmico e S é a área da asa. C_L , C_D e C_M são os coeficientes de sustentação, arrasto e momento, para a asa.

Os valores dos coeficientes, quando se trata de asas finitas, são menores, isso devido ao chamado arrasto induzido e aos vórtices de ponta de asa.

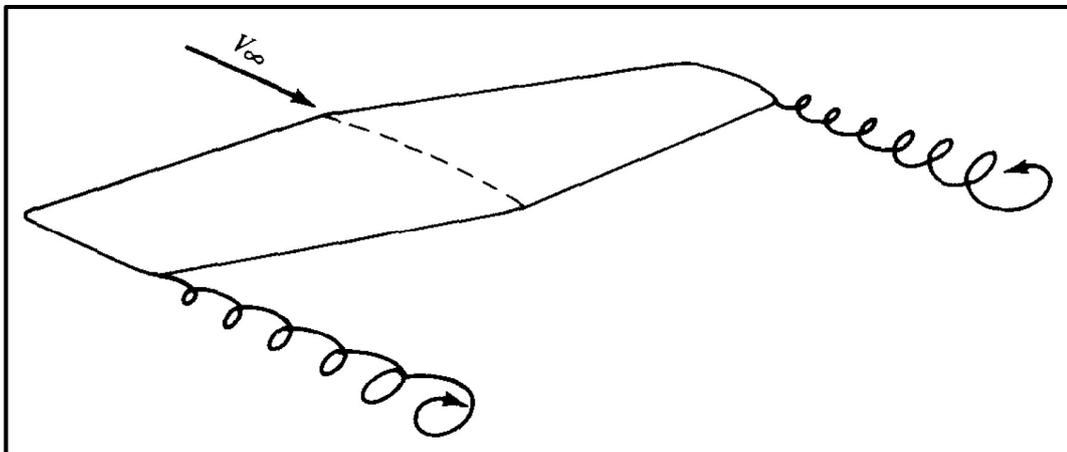
O arrasto induzido, de acordo com Anderson (2001), é gerado devido a existência de uma diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa, gerando um fluxo de ar no sentido de uniformizar as pressões (figura 9). O fluxo de ar ocorre no sentido de contornar a asa, gerando os vórtices de ponta de asa, figura 10.

Figura 9: Geração dos vórtices de ponta de asa.



Fonte: Anderson, 2001, p. 352 (adaptado).

Figura 10: Vórtices de ponta de asa.



Fonte: Anderson, 2001, p. 353.

2.4.1 Sustentação de Asa Finita

Com a definição do arrasto induzido, conforme Rodrigues (2011) o coeficiente de sustentação para asas finitas pode ser obtido através da seguinte equação:

$$C_L = a \cdot (\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (8)$$

Onde a é a inclinação da curva do coeficiente de sustentação da asa em função do ângulo de ataque e $\alpha_{L=0}$ é o ângulo de ataque que gera sustentação nula, para o perfil aerodinâmico. O valor de a pode ser obtido com a seguinte equação:

$$a = \frac{a_o}{1 + \frac{a_o}{\pi \cdot e \cdot AR}} \quad (9)$$

Onde a_o é a inclinação da curva do coeficiente de sustentação do perfil aerodinâmico em função do ângulo de ataque, AR é o alongamento da asa, encontrado com a equação (10), e e é o fator de eficiência da envergadura, definido pela equação (11):

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (10)$$

Onde b é o comprimento da envergadura da asa da aeronave.

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (11)$$

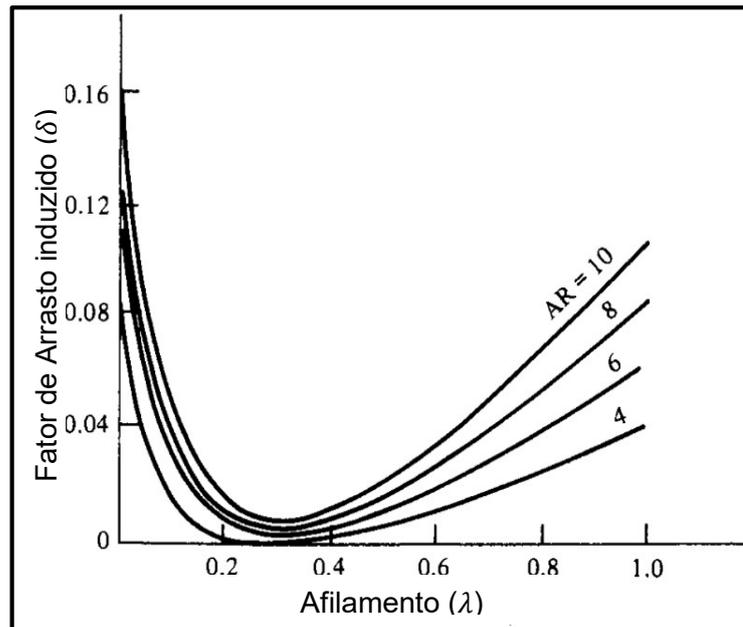
Onde δ é o Fator de Arrasto Induzido, e pode ser encontrado por meio da análise da figura 11.

O λ da figura 11 é o afilamento, que é a razão entre c_t e c_r (razão do comprimento da corda na ponta da asa pelo comprimento da corda na raiz da asa). O valor de afilamento 1 indica asa reta.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (12)$$

De acordo com Anderson (1999) e Rodrigues (2011) a equação (9) é válida apenas para asas com alongamentos iguais ou superiores a 4 e para fluxos de ar incompressíveis (número de Mach inferior a 0,3).

Figura 11: Gráfico do fator de arrasto induzido.



Fonte: Anderson, 2001, p. 376.

2.4.2 Arrasto de Asa Finita

Conforme Anderson (2001) e Rodrigues (2011) o arrasto de uma asa finita, assim como para a sustentação, difere do arrasto do aerofólio. O coeficiente de arrasto da asa (C_D) pode ser obtido por meio da seguinte equação:

$$C_D = C_d + C_{Di} \quad (13)$$

Onde C_d é o coeficiente de arrasto gerado pelo aerofólio e C_{Di} é o coeficiente de arrasto induzido, obtido pela seguinte equação (ANDERSON, 1999):

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (14)$$

2.4.3 Momento de Asa Finita

O momento sobre a asa ocorre devido a distribuição não uniforme da pressão sobre a superfície do aerofólio. Essa distribuição de pressão é função da velocidade do fluxo de ar sobre a asa, e de seu ângulo de ataque. A distribuição de pressão, C_p , pode ser obtida por meio do *software* XFLR 5, para qualquer valor de velocidade e ângulo de ataque da aeronave.

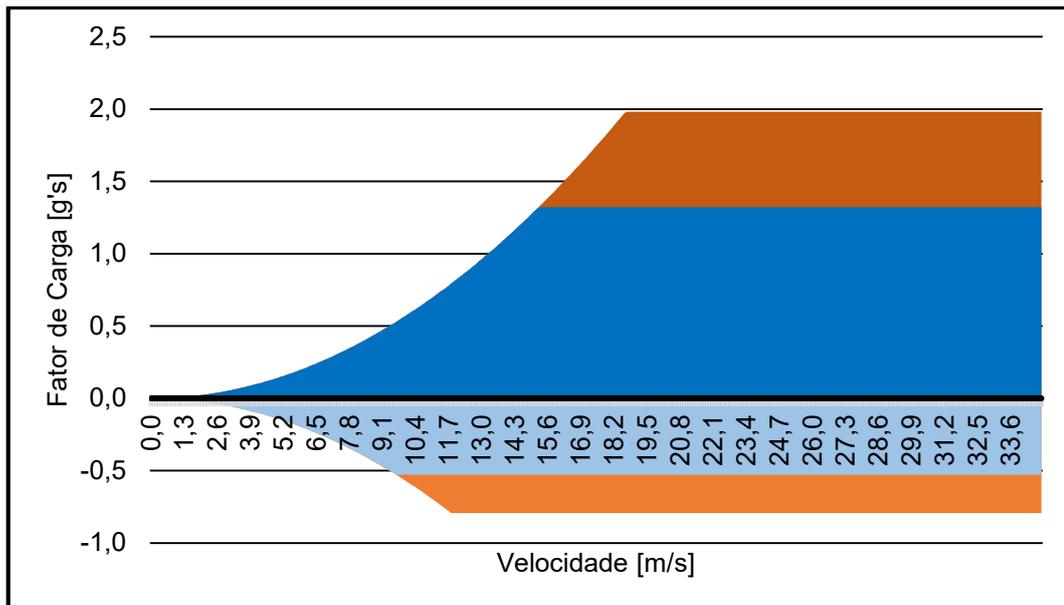
Essa distribuição de pressão ao longo da corda do aerofólio gera um momento. O valor do momento é diferente para cada valor de ângulo de ataque, e para cada posição ao

longo da corda, mas, conforme Rodrigues (2011), no Centro Aerodinâmico (1/4 da corda do aerofólio), o momento se torna constante em relação ao ângulo de ataque. Sendo assim, independentemente do ângulo de ataque a que a aeronave está sujeita, o valor do momento é fixo.

2.5 DIAGRAMA V-N

O diagrama v-n (figura 12) é utilizado para indicar os limites operacionais da aeronave, delimitar as condições máximas de voo, em função da velocidade da aeronave (RODRIGUES, 2011). A região azul da figura representa voo normal, sem deformação permanente na aeronave. E a região laranja representa o voo em condição que pode gerar deformação permanente na aeronave. As linhas delimitadoras dessas regiões pode ser obtida por meio da tabela 2.

Figura 12: Diagrama v-n da aeronave da equipe Aerosul de 2017.



Fonte: AEROSUL, 2017b, p. 19.

Tabela 2: Limites típicos do fator de carga.

Descrição	Fator de Carga Positivo	Fator de Carga Negativo
Aviação Geral – Normal	2,5 à 3,8	-1 à -1,5
Aviação Geral – Utilitário	4,4	-1,8
Aviação Geral - Acrobático	6	-3
Transporte	3 à 4	-1 à -2
Caça	6,5 à 9	-3 à -6

Fonte: RAYMER, 1992, p. 336 (adaptado).

Para o AeroDesign devido as aeronaves não serem tripuladas, e a existência de um ambiente de competição, o fator de carga ($n_{m\acute{a}x}$) utilizado para o ano de 2017 será de 1,32. Esse valor é oriundo da equação (15) (RODRIGUES, 2011).

$$n_{m\acute{a}x} = \frac{L}{W} \quad (15)$$

Onde W é o peso total da aeronave, somatório do peso vazio com a carga paga.

A equação (15), indica que o valor de $n_{m\acute{a}x}$ deva ser a razão entre a capacidade de sustentação da aeronave, obtida com a equação (5), e o peso total da aeronave, definido pelo limite operacional da competição: limite de pista de decolagem, limite de pista de pouso, limite de tração do motor definido na competição.

Essa definição resulta em um fator de carga inferior ao determinado na tabela 2.

2.6 CARGA

Raymer (1992) separa as cargas em categorias, sendo elas:

- a) cargas aéreas: provenientes dos efeitos aerodinâmicos da aeronave e deflexão de superfícies de controle;
- b) cargas de aterrissagem;
- c) cargas durante a decolagem;
- d) cargas de empuxo e propulsão;
- e) cargas de taxiamento, manobras em solo; e
- f) cargas inerciais: devido as acelerações e desacelerações da aeronave.

Apenas as cargas aéreas e inerciais que geram influência no modelo de asa proposto. Para o dimensionamento estrutural da asa da aeronave, faz-se necessário encontrar o modelo de distribuição de carga alar ao longo de sua superfície (RODRIGUES, 2011).

A força de sustentação máxima a que a aeronave estará sujeita pode ser obtida pela equação (16), (RODRIGUES, 2011):

$$L = n_{m\acute{a}x} \cdot W \quad (16)$$

Onde, $n_{m\acute{a}x}$ é o fator de carga máximo, obtido pela análise do diagrama v-n, e W é o peso total da aeronave.

A distribuição de sustentação não é homogênea sobre a asa da aeronave, ela segue a média aritmética da distribuição elíptica e da distribuição retotrapezoidal, esse procedimento é chamado de aproximação de Schrenk (RODRIGUES, 2011):

$$LS(y) = \frac{LE(y) + LRT(y)}{2} \quad (17)$$

Onde $LE(y)$ é a distribuição elíptica de sustentação, capaz de ser encontrada por meio da equação (18) e $LRT(y)$ é a distribuição retotrapezoidal, que se baseia na variação geométrica da asa, ao longo da envergadura, equação (19).

$$LE(y) = \frac{4 \cdot L}{b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (18)$$

$$LRT(y) = \frac{L \cdot c(y)}{S} \quad (19)$$

Onde b é a envergadura da asa da aeronave, y é a posição em análise, $c(y)$ é a corda da asa em função da envergadura, obtido por meio de avaliação geométrica da asa, explicitado na equação (20), e S é a área de sustentação da asa.

$$c(y) = \begin{cases} cr & \text{se } y \leq \frac{br}{2} \\ ct + \frac{(b - 2 \cdot y) \cdot (cr - ct)}{b - br} & \text{se } y > \frac{br}{2} \end{cases} \quad (20)$$

Onde cr é a corda na raiz da asa, a corda da região reta, ct é a corda na ponta da asa e br é a envergadura da parte reta.

Realizando-se a integração da equação (18) para uma determinada região da asa, terá a força de sustentação para aquela sessão. Assim sendo, é possível obter a força de sustentação para cada nervura que compoña a asa.

2.7 MÉTODOS DE OTIMIZAÇÃO

Como definido por Bhatti (2000) a Função Objetivo é uma sentença que deverá ser minimizada, e as Restrições são sentenças que devem ser garantidas, em detrimento da função objetivo. Se for encontrado um ponto onde a função objetivo seja mínima, mas as restrições não forem atendidas, esse ponto não é o valor ótimo do problema. Como forma de

exemplificar, se a função objetivo for minimização de massa do componente mecânico, e a restrição for tensão no componente inferior a tensão admissível do projeto, o ponto ótimo será o ponto de minimização de massa, dentro da condição de tensão máxima inferior a tensão admissível. Esse tipo de problema pode ser representado pela equação (21).

$$\begin{aligned} & \text{minimizar } f(\mathbf{x}) \\ & \text{sendo } \begin{cases} g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \\ h_k(\mathbf{x}) = 0 \\ \mathbf{x}_{min} \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}_{m\acute{a}x} \end{cases} \end{aligned} \quad (21)$$

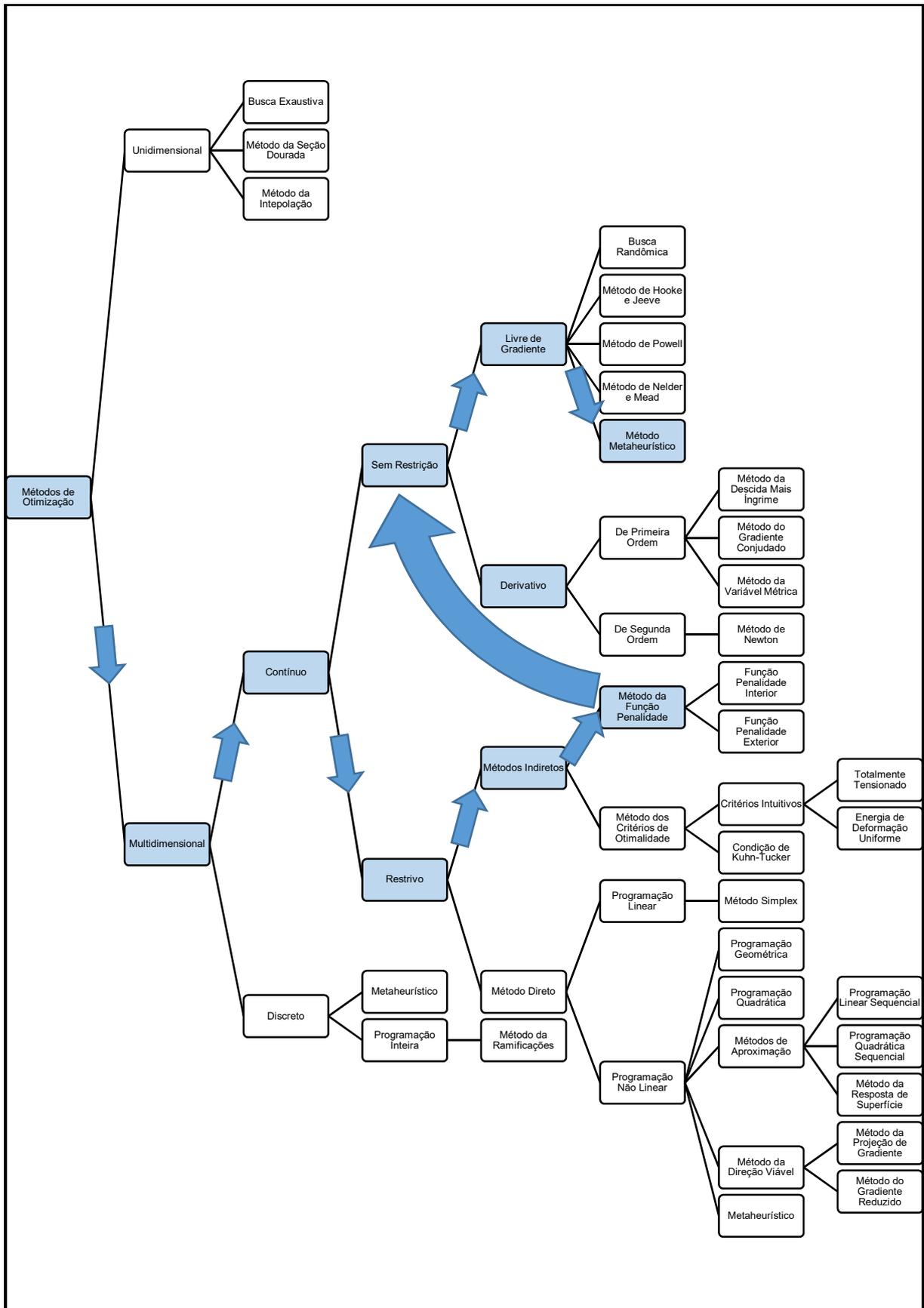
Onde $f(\mathbf{x})$ é a função objetivo, a equação a ser minimizada, \mathbf{x} é o vetor das variáveis de otimização, $g_i(\mathbf{x})$ representa o conjunto de inequações restritivas de desigualdade do tipo “menor que”, sendo j variando de 1 à $n_{eq_restr_des}$ (quantidade de equações restritivas de desigualdade) $h_j(\mathbf{x})$ representa o conjunto de equações restritivas de igualdade, sendo k variando de 1 à $n_{eq_restr_ig}$ (quantidade de equações restritivas de igualdade) e \mathbf{x}_{min} e $\mathbf{x}_{m\acute{a}x}$ são os vetores que representam os limites das variáveis de otimização (BHATTI, 2000).

Para resolução desse tipo de problema pode-se aplicar diversos métodos, tais como os exemplos da figura 13.

Observa-se pela análise da figura que para cada tipo de problema de otimização existem métodos específicos para a sua resolução. Dentre todos os métodos da figura 13, será dado uma importância maior ao método Metaheurístico e a Função Penalidade.

A Função Penalidade por permitir transforma um problema de otimização restritivo em um problema livre de restrição. E o método Metaheurístico por dispensar a necessidade de se derivar a Função Objetivo.

Figura 13: Classificação dos métodos de otimização numérica.



Fonte: GANDOMI, 2013, p. 28 (adaptado).

2.7.1 Método Metaheurístico

Conforme GANDOMI et al. (2013) é aquele baseado em uma procura, dentro de um domínio pré-determinado, pelo valor das variáveis de otimização que promovam a minimização da função objetivo. Sua aplicação é realizada quando não é possível a utilização de um método mais preciso (ZAVALA, 2013).

Esse método se subdivide em duas técnicas distintas, que atuam da seguinte maneira:

- a) definindo-se valores iniciais para as variáveis de otimização, verificando-se o valor da função objetivo para cada caso e realiza a seleção das variáveis para “reprodução”, criando novos valores para as variáveis de otimização. Essa técnica é chamada de Algoritmo Evolucionário (ZAVALA, 2013); ou
- b) por meio da atualização dos valores das variáveis de otimização com os resultados obtidos na iteração anterior, e dessa forma aproximar do valor ótimo (ZAVALA, 2013).

Ambas as técnicas são iterativas, sendo determinado um valor inicial para as variáveis de otimização, e então, por meio das iterações, aproximá-los do valor ótimo. Para o presente trabalho será considerado apenas os algoritmos para a segunda técnica.

2.7.2 Otimização de Enxame de Partículas

É um método Metaheurístico e se baseia no ajuste da trajetória de um conjunto de partículas. Foi descoberto inicialmente por Kennedy e Eberhart (1995) durante simulações de modelos sociais de pássaros em computador. Foram utilizados dois conceitos para cada partícula (pássaro) encontrar a melhor posição no sistema: a melhor posição já encontrada por cada partícula (memória da partícula), e a melhor posição encontrada por qualquer partícula (relação social da partícula com as partículas vizinhas). Com essas duas informações cada partícula pode ajustar sua trajetória de forma a se aproximar da posição ideal.

Conforme Shojaee, Arjomand e Khatibinia (2013) e Wang e Liu (2016), o método funciona baseado na definição randômica de dois vetores, um para os valores das variáveis de otimização (x) e outro com a velocidade de modificação desses valores (v). O vetor velocidade é responsável por atualizar o valor do vetor das variáveis de otimização, isso é feito com as seguintes equações:

$$\mathbf{v}_{t+1} = \omega_t \cdot \mathbf{v}_t + c_1 \cdot r_1 \cdot (\mathbf{p}_{melh} - \mathbf{x}_t) + c_2 \cdot r_2 \cdot (\mathbf{g}_{melh} - \mathbf{x}_t) \quad (22)$$

$$\mathbf{x}_{t+1} = \mathbf{x}_t + \mathbf{v}_{t+1} \quad (23)$$

Onde t é o número da iteração, ω_t é o peso inercial, responsável por definir a inercia da velocidade (controla a aceleração do sistema), sendo atualizado a cada iteração por meio da equação (24), c_1 é o parâmetro de escala cognitivo (relativo a memória da partícula) e c_2 o parâmetro de escala social (relativo a interação social da partícula com as partículas vizinhas), sendo para ambos, c_1 e c_2 utilizado o valor de 2 (KENNEDY e EBERHART, 1995) r_1 e r_2 são dois valores randômicos, entre 0 e 1, \mathbf{p}_{melh} é o melhor valor que uma das variáveis de otimização já encontrou e \mathbf{g}_{melh} é o melhor valor já encontrado por uma variável de otimização em todo o sistema.

$$\omega_t = \omega_{m\acute{a}x} - \frac{\omega_{m\acute{a}x} - \omega_{m\acute{i}n}}{t_{m\acute{a}x}} \cdot t \quad (24)$$

Onde $\omega_{m\acute{a}x}$ e $\omega_{m\acute{i}n}$ são o maior e o menor valores para ω_t , esses parâmetros são determinados antes do laço iterativo do algoritmo, e $t_{m\acute{a}x}$ o número máximo de iterações. Valores elevados para $\omega_{m\acute{a}x}$ e $\omega_{m\acute{i}n}$ permitem uma exploração mais acentuada das variáveis do problema, já valores menores auxiliam no encontrar localmente o valor ótimo do problema (TALATAHARI, S. et al., 2012).

Observa-se por essa equação que a medida que o algoritmo se aproxima do número máximo de iterações, o valor de ω_t se reduz, isso pois os valores do vetor das variáveis de otimização estariam se aproximando de uma convergência.

2.7.3 Operador de Busca Caótica

Nesse método, conforme Wang e Liu (2016), o valor do vetor das variáveis é atualizado conforme a seguinte equação:

$$\mathbf{x}_t = (1 - \lambda_t) \cdot \mathbf{g}_{melh} + \lambda_t \cdot \mathbf{CH}_t \quad (25)$$

Onde λ_t é o fator de retração, função do número da iteração, conforme a equação (26) e \mathbf{CH}_t é o vetor caótico, encontrado com a equação (27).

$$\lambda_t = \frac{t_{m\acute{a}x} - t + 1}{t_{m\acute{a}x}} \quad (26)$$

$$\mathbf{CH}_t = \mathbf{x}_{min} + ch_t \cdot (\mathbf{x}_{m\acute{a}x} - \mathbf{x}_{min}) \quad (27)$$

Onde $\mathbf{x}_{m\acute{a}x}$ é o vetor que possui os menores valores admissíveis para \mathbf{x} e \mathbf{x}_{min} os maiores. E ch_t é a variável do caos, sendo seu valor encontrado, para cada iteração, por meio da seguinte equação:

$$ch_{t+1} = 4 \cdot ch_t \cdot (1 - ch_t) \quad (28)$$

2.7.4 Funções de Penalidade

A Função de Penalidade é utilizada para transformar um problema de otimização restritivo em um problema equivalente de otimização sem restrições (BHATTI, 2000). Pode ser definida por:

$$f_p(\mathbf{x}) = f(\mathbf{x}) + r \cdot \sum_{j=1}^{n_{eq_restr_des}} (\max(0, g_j))^2 + r \cdot \sum_{k=1}^{n_{eq_restr_ig}} h_k^2 \quad (29)$$

Onde r é o parâmetro de penalidade, que é um valor randômico dentro do intervalo entre 0 e 1. Observa-se que, caso o valor de g_j seja negativo (restrição atendida), não há penalidade promovida pela equação restritiva de desigualdade. De forma similar, caso o valor de h_k seja zero, também não haverá penalidade pela parcela.

2.8 MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

Conforme Xie e Steven (1997) o Método de Elementos Finitos é uma técnica que transforma uma estrutura complexa em uma montagem composta por estruturas mais simples, permitindo que a resolução de problemas complexos sejam resolvidos através de rotinas computacionais. É aplicado para, a partir de uma dada geometria, das cargas e das condições de contorno, encontrar as componentes de tensão e deslocamento sobre a estrutura (BELEGUNDU e CHANDRUPATLA, 1999). Esse método se baseia na resolução de equações diferenciais parciais e ordinárias, sendo necessário para sua modelagem a discretização do domínio em uma malha (BHATTI, 2006).

Para a aplicação desse tipo de método pode-se utilizar diversas formas de discretização da estrutura. Cada uma dessas simplificações possui características específicas relativas ao seu equacionamento e aplicação. Dentre os principais tipos de elementos

encontrados para modelagem pelo Método de Elementos Finitos destaca-se (ALVES FILHO, 2007):

- a) elemento de barra: transfere apenas cargas axiais;
- b) elemento de viga: restrito a transferência de cargas do tipo axial e fletor;
- c) elemento de casca;
- d) elemento sólido.

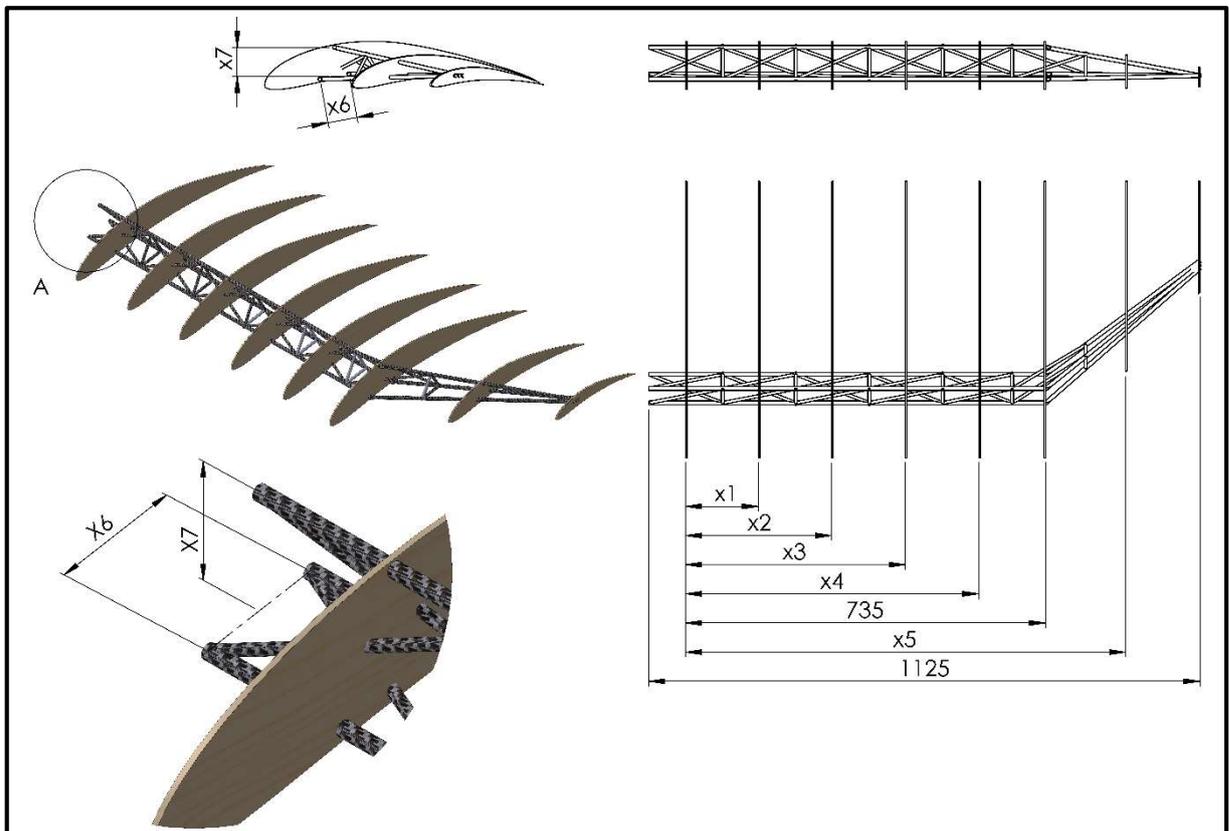
3 MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 DADOS DA AERONAVE

O estudo do presente trabalho foi realizado sobre a aeronave da equipe Aerosul, do ano de 2017. Essa aeronave possui como características uma envergadura total (apenas asa) de 2,1 m (b) envergadura da parte reta de 1,47 m (b_r), corda na raiz (c_r) de 0,569 m e corda na ponta (c_t) de 0,228 m. O projeto aeronáutico prevê um peso máximo (W) de 151 N para a decolagem e o perfil aerodinâmico da asa é o Eppler 423.

A estrutura a ser otimizada é uma treliça, conforme representado na figura 14.

Figura 14: Proposta de treliça para ser otimizada.



Fonte: o autor.

As variáveis eleitas para a otimização são as posições das nervuras (x_1 , x_2 , x_3 , x_4 e x_5), além das dimensões da treliça (x_6 e x_7), conforme indicação da figura 14).

3.2 PROBLEMA

A otimização estrutural será realizada sobre uma estrutura treliçada, carregada ao longo de seu comprimento nos pontos de localização das nervuras. A função objetivo do

problema será minimização de massa. A equação que representa a massa de uma estrutura treliçada é:

$$m(\mathbf{x}) = \rho \cdot \sum_{i=1}^{n_{ele}} A_i \cdot l_i \quad (30)$$

Onde ρ é a massa específica do material da estrutura, A_i é a área da seção transversal de cada barra que compõe a treliça, l_i é o comprimento de cada barra e n_{ele} é a quantidade de barras da estrutura.

A treliça deverá possuir uma resistência mínima, sendo então necessário a utilização da seguinte equação restritiva de desigualdade:

$$\sigma_{\max_prin} - \sigma_{adm} \leq 0 \quad (31)$$

Onde σ_{\max_prin} é a tensão máxima principal da estrutura, obtida com a aplicação do Método de Elementos Finitos. O MEF também traria como resultado o deslocamento da estrutura, devido a aplicação da carga e as propriedades do material, sendo assim, outra equação restritiva a ser considerada será:

$$\delta - \delta_{adm} \leq 0 \quad (32)$$

Onde δ é o deslocamento total máximo da estrutura e δ_{adm} é o deslocamento máximo admissível.

Além da resistência, a treliça possui o limitante geométrico, devido as restrições físicas da asa:

$$\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\max} \leq 0 \quad (33)$$

$$\mathbf{x}_{\min} - \mathbf{x} \leq 0 \quad (34)$$

Onde \mathbf{x}_{\max} e \mathbf{x}_{\min} são os vetores que delimitam, respectivamente, os valores máximos e mínimos para as variáveis e otimização (\mathbf{x}).

Como forma de representar o problema no formato padrão, tem-se a equação (35):

$$\begin{aligned}
 & \text{minimizar } m(\mathbf{x}) = \rho \cdot \sum_{i=1}^{n_{ele}} A_i \cdot l_i \\
 & \text{sendo } \begin{cases} \sigma_{\max_prin} - \sigma_{adm} \leq 0 \\ \delta - \delta_{adm} \leq 0 \\ \mathbf{x} - \mathbf{x}_{m\acute{a}x} \leq 0 \\ \mathbf{x}_{min} - \mathbf{x} \leq 0 \end{cases} \quad (35)
 \end{aligned}$$

3.3 MÉTODO DE RESOLUÇÃO

Para a resolução do problema foi aplicado o método iterativo de otimização. Esse método está definido no quadro 1.

O algoritmo do quadro 1 será implementado através do *software* Matlab, sendo que nele será realizado a parametrização do problema definido na equação (35), e do equacionamento dos métodos de otimização definidos acima. O Matlab irá comandar a resolução por meio do Método de Elementos Finitos para cada iteração, e dessa forma alimentar o algoritmo com valores de tensão na estrutura, possibilitando a obtenção de novos valores para as variáveis de otimização.

Quadro 1: Algoritmo de otimização.

1. Arbitrar valores iniciais para as variáveis do problema.
2. Loop até encontrar a solução ideal (convergir).
 - 2.1. Calcular as cargas sobre a estrutura por meio dos equacionamentos de Sustentação, Arrasto e Momento para a asa.
 - 2.2. Verificar a tensão e o deslocamento da estrutura por meio do Método de Elementos Finitos.
 - 2.3. Utilizar as tensões e as deformações para corrigir as variáveis do problema, por meio do método de otimização.
 - 2.4. Verificar convergência.
3. Escrever a solução.

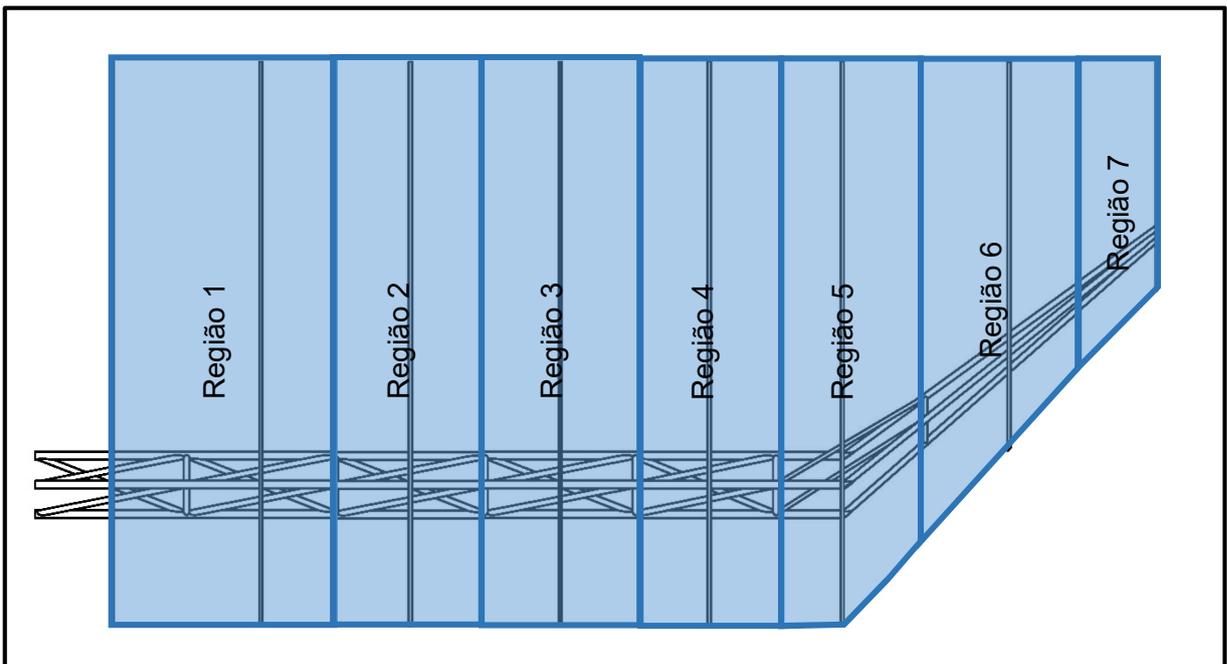
Fonte: o autor.

Foi utilizado o *software* ANSYS, com seus módulos de análise estática e análise modal para a resolução do Método de Elementos Finitos, e dessa forma obter as tensões e deslocamentos da estrutura, devido a aplicação de carga. Com os valores de tensão e deslocamento será possível encontrar novos valores de geometria e dar sequência a novas iterações. Os métodos de otimização definidos no presente trabalho possuem como única forma de saída o limite de iterações.

3.3.1 Cálculo de Cargas

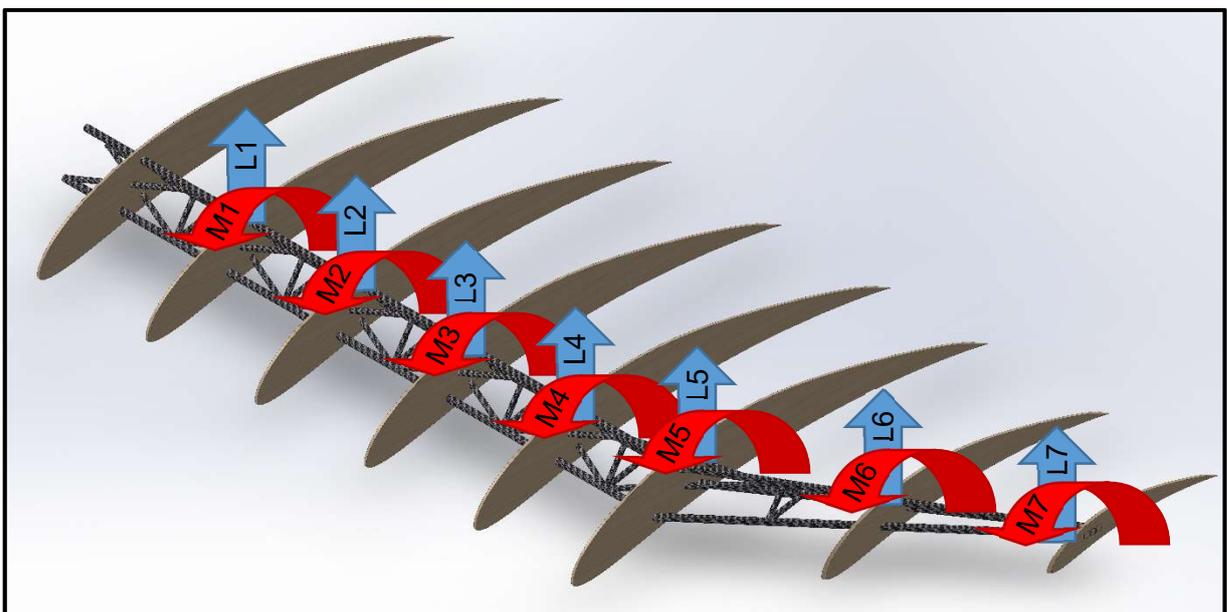
O cálculo das cargas sobre cada uma das nervuras da asa será realizado por meio da integração das equações (17) e (36), para cada uma das regiões da figura 15. O valor obtido com esse processo matemático será aplicado nas regiões indicadas na figura 16, sobre a estrutura modelada no *software* ANSYS, conforme indicado na figura 17.

Figura 15: Regiões de concentração de carga sobre a longarina.



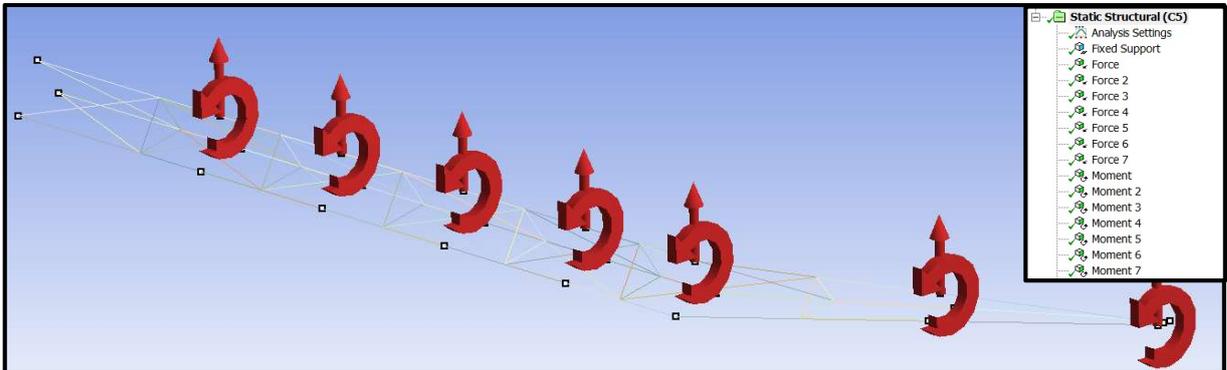
Fonte: o autor.

Figura 16: Indicação das cargas sobre a estrutura.



Fonte: o autor.

Figura 17: Configuração das cargas no ANSYS com elementos de viga.



Fonte: o autor.

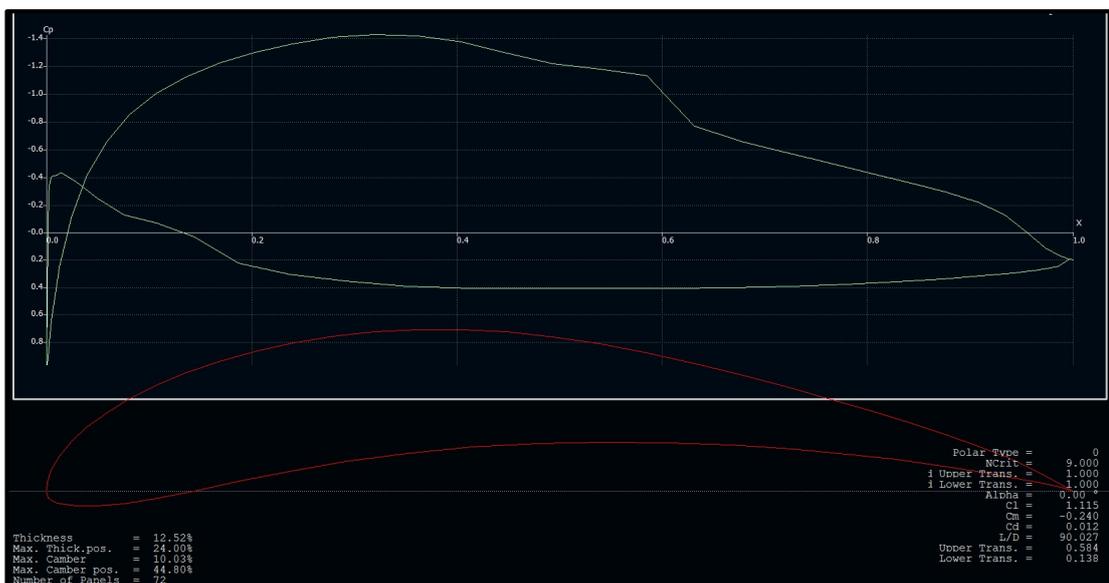
Como condição de contorno foi definido um engaste na região onde se encontraria a fuselagem da aeronave.

A equação (36) (AEROSUL, 2017a) é uma aproximação do momento sobre o perfil, obtida a partir da distribuição de pressão sobre ele.

$$M_{CA}(y) = \left[\int_{\frac{1}{4}}^1 \left(x - \frac{1}{4}\right) \cdot \Delta C p_z(x) dx - \int_0^{\frac{1}{4}} \left(\frac{1}{4} - x\right) \cdot \Delta C p_z(x) dx \right] \cdot c(y) \cdot \frac{L(y)_s}{\int_0^1 \Delta C p_z(x) dx} \quad (36)$$

Onde $\Delta C p_z(x)$ é a equação que representa a distribuição da componente vertical da diferença de pressão sobre o perfil, obtida a partir de uma aproximação polinomial de grau 8 das curvas geradas pelo *software* XFLR 5 (figura 18).

Figura 18: Gráfico do C_p , do aerofólio E-423, para ângulo de incidência de 0° .



Fonte: o autor.

O processo de análise da distribuição de pressão, para a obtenção da equação $\Delta C p_z(x)$ é realizado pelo algoritmo do Apêndice C.

3.3.2 Método de Elementos Finitos

O cálculo de tensões sobre a treliça se dará por meio do Método de Elementos Finitos do ANSYS, sendo o cálculo acionado por uma linha de comando do Matlab:

Figura 19: Linha de comando do Matlab para chamar o ANSYS.

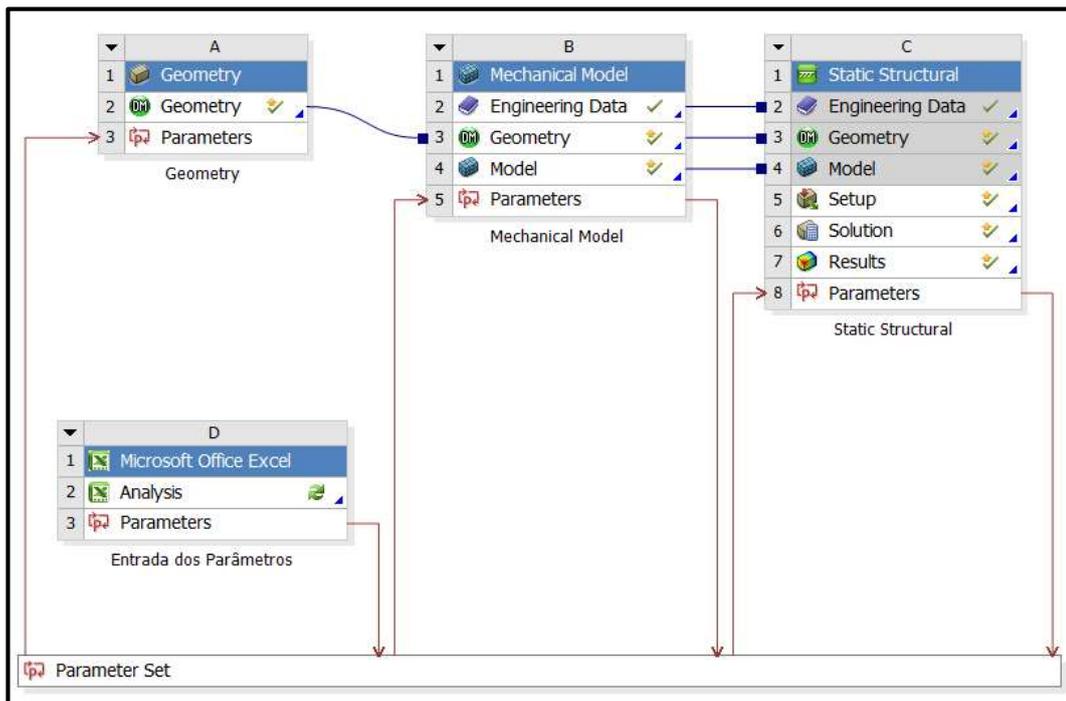
```
!"C:\Diretório de instalação do ANSYS\runwb2.exe" -b -r "ANSYS\Atualizar ANSYS.wbjn"
```

Fonte: o autor.

Essa linha de comando, conforme Gauchía (2017) e MathWorks (2017), realiza um comando do sistema operacional, sendo no caso, o acionamento de um script em Python (Apêndice F), no *software* ANSYS. Esse script realiza a atualização das variáveis de otimização, o cálculo das tensões na estrutura, e a exportação dos arquivos com os resultados.

A figura 20 indica a modelagem realizada no ANSYS. A atualização das variáveis de otimização, e das cargas, é realizada por meio de uma planilha do Excel. Onde o algoritmo do Matlab grava esses valores, e o código do ANSYS realiza a leitura e atualização.

Figura 20: Workbench do ANSYS.

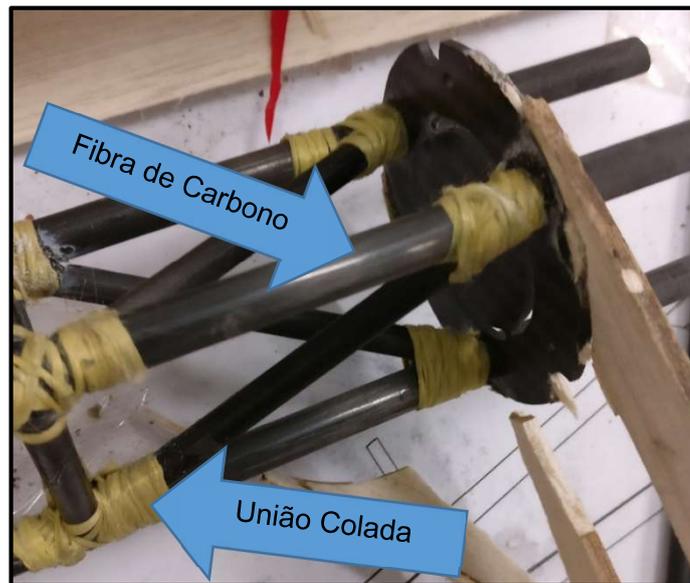


Fonte: o autor.

Após o cálculo é realizado a exportação dos resultados para um arquivo, onde o algoritmo de otimização pode realizar a leitura e o tratamento conforme métodos explicados nas sessões 2.7.2 e 2.7.3 .

Para validação do Método de Elementos Finitos, realizou-se uma busca por propriedades dos materiais, restringindo-se essa busca a barra de Fibra de Carbono; e as uniões coladas com Kevlar e Crianocilato, ambas indicadas na figura 21.

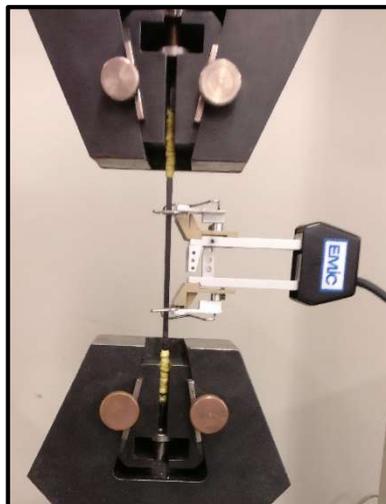
Figura 21: Elementos estruturais.



Fonte: o autor.

Para validação da modelagem da Fibra de Carbono realizou-se um ensaio de tração, com extensômetro sobre corpos de prova de fibra de carbono (figura 22) e sobre barra com nós de kevlar (figura 23).

Figura 22: Ensaio de tração em corpo de prova de Fibra de Carbono.



Fonte: o autor.

Figura 23: Ensaio de tração em corpo de prova de Nós de Kevlar.

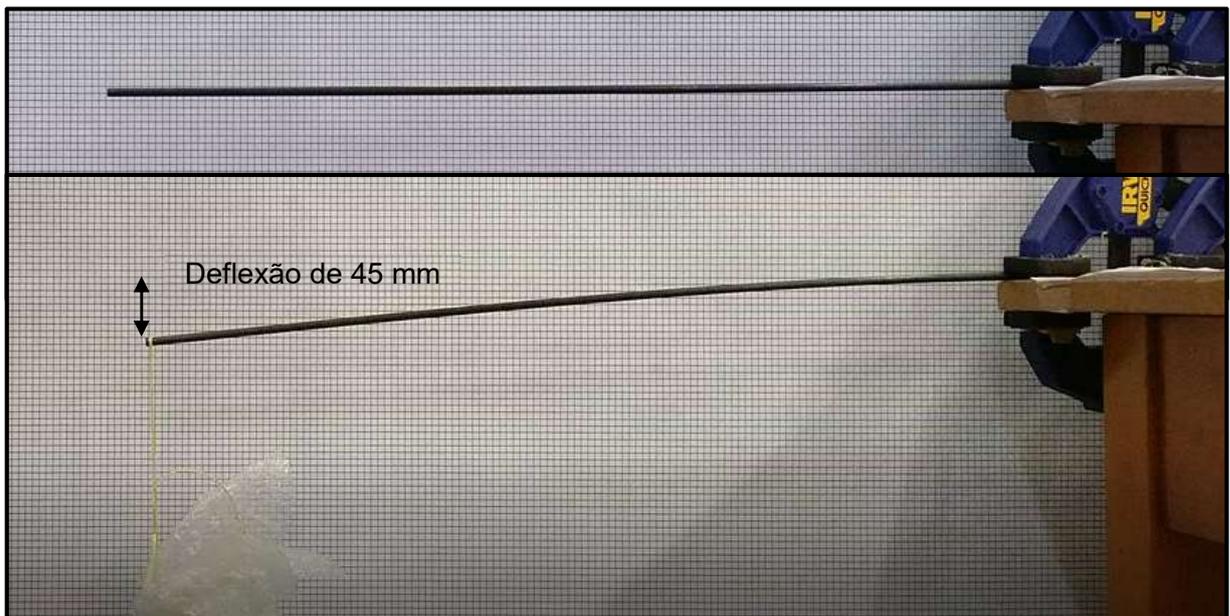


Fonte: o autor.

Os relatórios desses ensaios encontram-se no Anexo A e Anexo B. Neles é possível identificar que o limite de resistência a tração da fibra de carbono não foi atingido, e que o limite de resistência do nó de Kevlar fica com valor médio em 22 MPa.

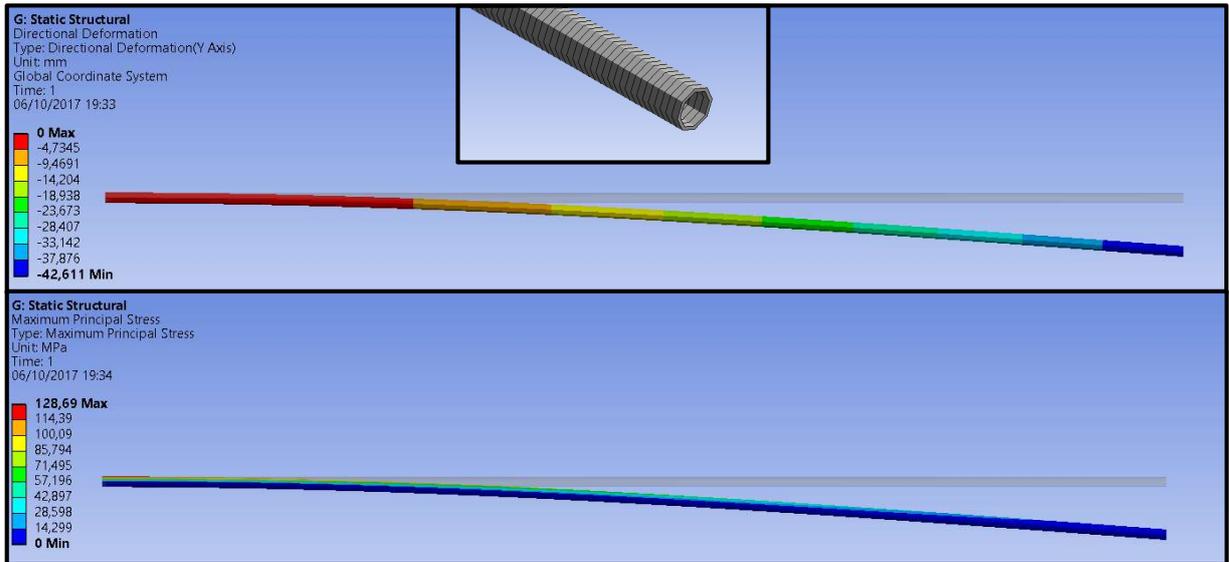
É um experimento de carregamento, puramente fletor, sobre um tubo de Fibra de Carbono de diâmetro externo de 6 mm e espessura de parede de 0,5 mm. Esse tubo foi engastado, garantindo-se um balanço de 600 mm. E então realizado o carregamento de 2,35 N.

Figura 24: Carregamento de viga tubular engastada.



Fonte: o autor.

Figura 25: Modelagem no ANSYS de viga tubular engastada, com elementos de viga.



Fonte: o autor.

Observa-se, através da escala de deslocamento da figura 25, um valor máximo de 42,61 mm, bem próxima do valor encontrado no experimento de bancada. As propriedades do material utilizadas na modelagem são oriundas do banco de dados no *software* ANSYS (figura 26), e a configuração de malha automática foi limitada a um tamanho de 1 mm (figura 27). Para essa modelagem foi escolhido elementos de vida.

Figura 26: Detalhes das propriedades do material.

Properties of Outline Row 3: Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	
2	Density	1,49E-09	mm ⁻³ t	
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			
8	Orthotropic Elasticity			
9	Young's Modulus X direction	1,21E+05	MPa	
10	Young's Modulus Y direction	8600	MPa	
11	Young's Modulus Z direction	8600	MPa	
12	Poisson's Ratio XY	0,27		
13	Poisson's Ratio YZ	0,4		
14	Poisson's Ratio XZ	0,27		
15	Shear Modulus XY	4700	MPa	
16	Shear Modulus YZ	3100	MPa	
17	Shear Modulus XZ	4700	MPa	
18	Orthotropic Stress Limits			
2B	Orthotropic Strain Limits			
3B	Tsai-Wu Constants			
42	Puck Constants			

Fonte: o autor.

Figura 27: Detalhes da malha do modelo.

Details of "Mesh"	
Display	
Display Style	Body Color
Defaults	
Physics Preference	Mechanical
<input type="checkbox"/> Relevance	0
Element Order	Program Controlled
Sizing	
Size Function	Curvature
Relevance Center	Coarse
Transition	Fast
Span Angle Center	Coarse
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (70,3950 °)
<input type="checkbox"/> Min Size	1,0 mm
<input type="checkbox"/> Max Face Size	1,0 mm
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,850)
Automatic Mesh Based Defeaturing	On
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (0,50 mm)
Minimum Edge Length	4,250 mm
Quality	
Inflation	
Advanced	
Statistics	

Fonte: o autor.

Com as propriedades descritas foi possível obter uma modelagem fidedigna a realizada.

3.3.3 Algoritmo de Otimização

Os métodos de otimização eleitos para resolução do presente problema foram: Função Penalidade, aplicada com a finalidade de tornar o problema de otimização restritivo em um problema livre de restrição; e o Método Metaheurístico. Para esse segundo aplica-se Otimização por Enxame de Partículas e Otimização de Busca Caótica, como métodos.

Como forma de operacionalizar e resolver o problema proposto, foi implementado o algoritmo do quadro 1, através dos dois métodos de otimização propostos: Método por Enxame de Partículas (Apêndice A) e Operador de Busca Caótica (Apêndice B).

Para ambas as situações foram utilizados, como tensão máxima admissível, o valor de 22 MPa, e deslocamento admissível, de 75 mm. A quantidade de iterações máximas para ambos os algoritmos foi limitada a 100. No caso do Método por Enxame de Partículas foram utilizados pesos inerciais máximo ($\omega_{m\acute{a}x}$) e mínimo ($\omega_{m\acute{i}n}$) 1,2 e 0,4 respectivamente e os parâmetros de escala cognitivo e social foram 2, para ambos. Para o algoritmo baseado no Método de Busca Caótica, foi utilizado como parâmetro inicial para a variável do caos (ch_0) um valor randômico.

4 RESULTADOS

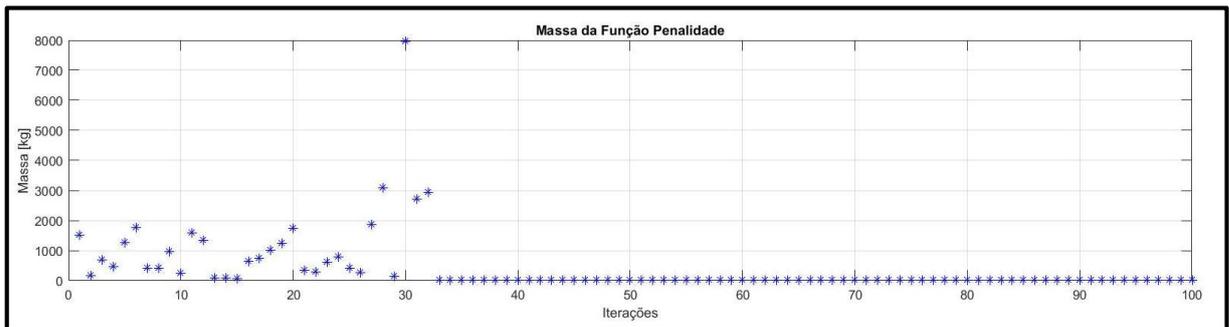
Com os algoritmos descritos no capítulo anterior foi possível realizar a otimização na longarina proposta. A otimização foi realizada com a função massa penalizada, conforme equação (29), para cada um dos métodos.

A modelagem do Elementos Finitos foi realizada com tubos de 14 mm de diâmetro externo, com 1 mm de parede.

4.1 RESULTADOS COM O MÉTODO DE ENXAME DE PÁRTICULAS

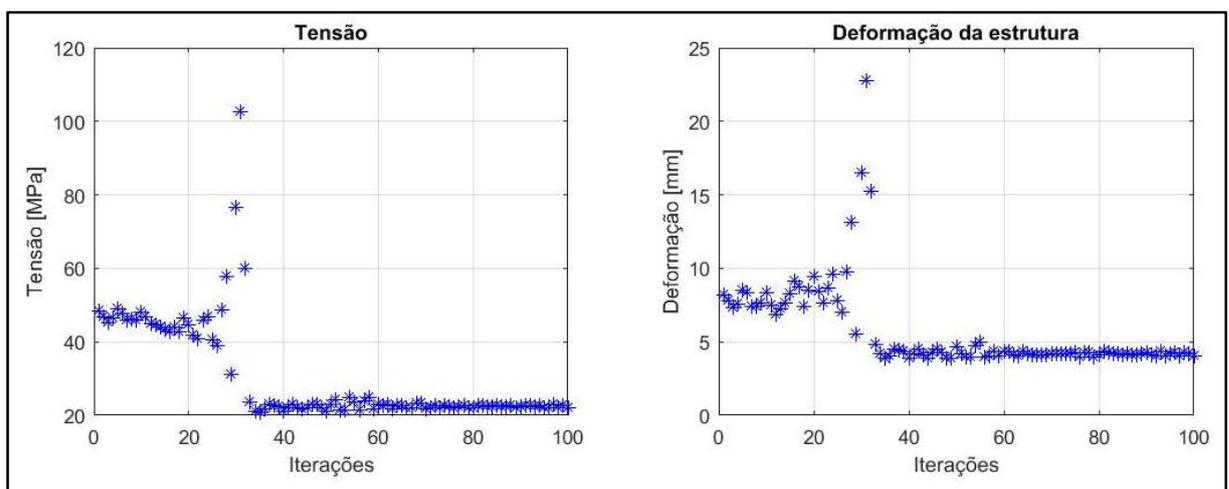
Com o algoritmo do Apêndice A foi obtida a otimização da função penalidade, sendo que o histórico do valor dessa função, pelas iterações, encontra-se na figura 28.

Figura 28: Histórico da função penalidade, com o método de Enxame de Partículas.



Fonte: o autor.

Figura 29: Histórico de tensão e deslocamento, com o Método de Enxame de Partículas.



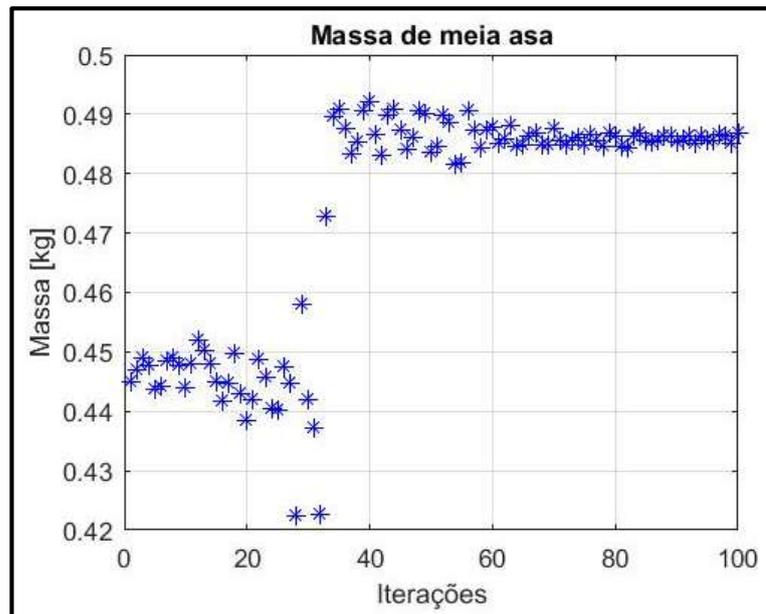
Fonte: o autor.

Pode-se uma convergência para um valor específico, sendo, dentro do domínio definido para o problema, encontrado um valor para cada uma das variáveis. O valor final da

massa da estrutura foi de 0,492 kg, e as restrições definidas foram atendidas, com um valor de tensão máxima em 19,82 MPa e deslocamento máximo de 4 mm. Na figura 29 estão representados o histórico de tensão e deslocamento da estrutura.

O gráfico da figura 28 representa a função massa penalizada pelos valores de tensão e deslocamento. Na avaliação da massa da estrutura (figura 30) tem-se um aumento. Isso devido a tentativa de minimizar a massa penalizada, o que se faz necessário a redução dos valores de tensão, e aumento da massa.

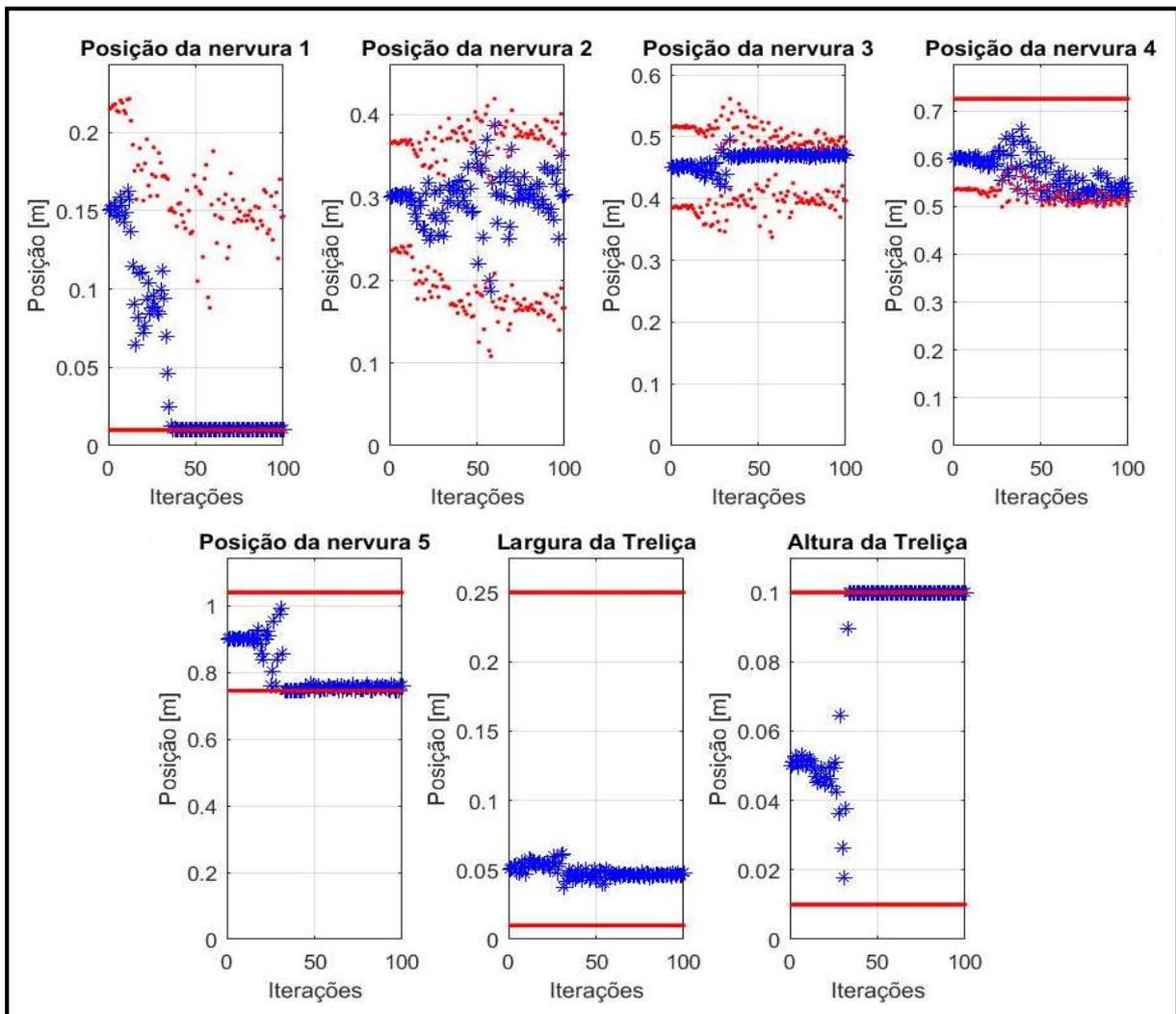
Figura 30: Histórico da massa, com o Método de Enxame de Partículas.



Fonte: o autor.

O histórico das variáveis de otimização do presente problema encontra-se na figura 31. É observada uma convergência das variáveis para valores específicos, dentro do domínio proposto foi encontrado.

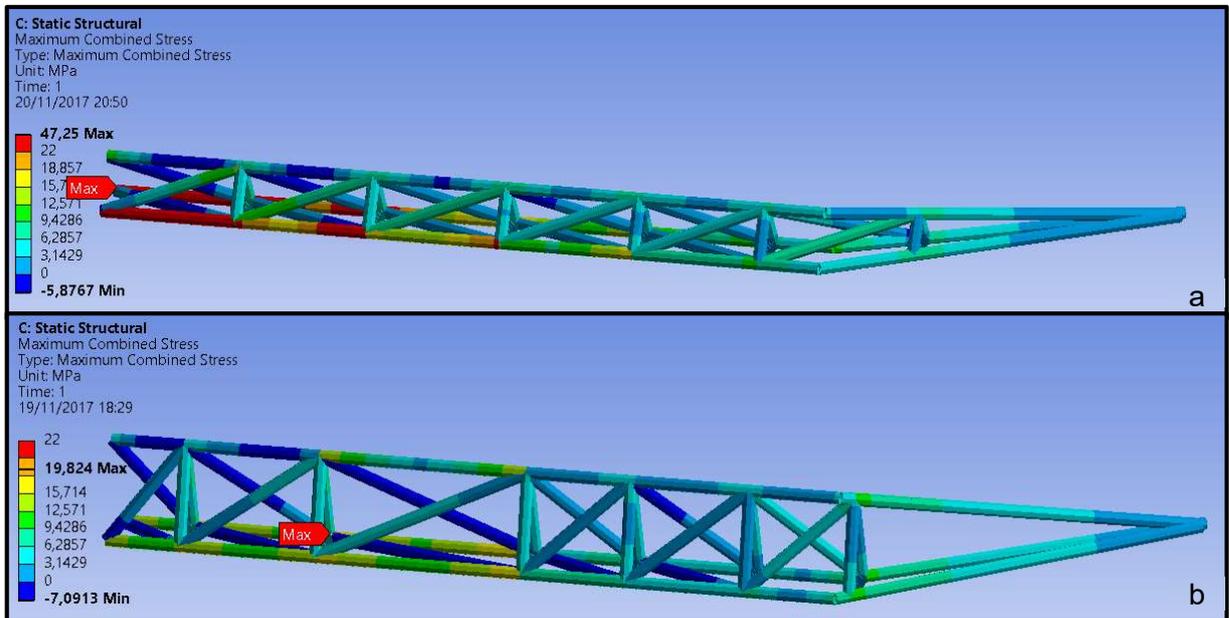
Figura 31: Histórico das variáveis de otimização, com o Método de Enxame de Partículas.



Fonte: o autor.

Na análise de tensões da estrutura otimizada (figura 32 a) verifica-se que não existe nenhum ponto com concentração de tensão superior ao tensão admissível definida. Tem-se, porém, regiões com tensões inferiores a definida como limite. Na figura 32 também é possível observar a comparação da primeira e última iterações do algoritmo.

Figura 32: Comparativo de tensões da treliça da primeira (a) e da última (b) iterações, com o Método de Enxame de Partículas.

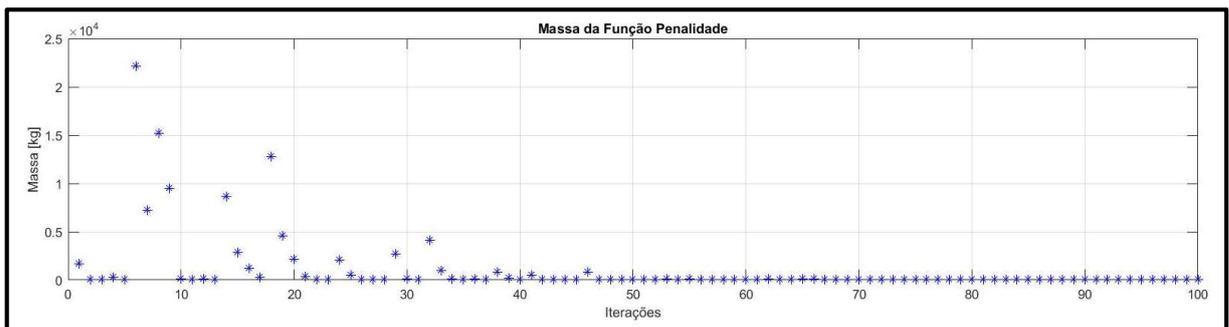


Fonte: o autor.

4.2 RESULTADOS COM O MÉTODO DE OPERADOR DE BUSCA CAÓTICA

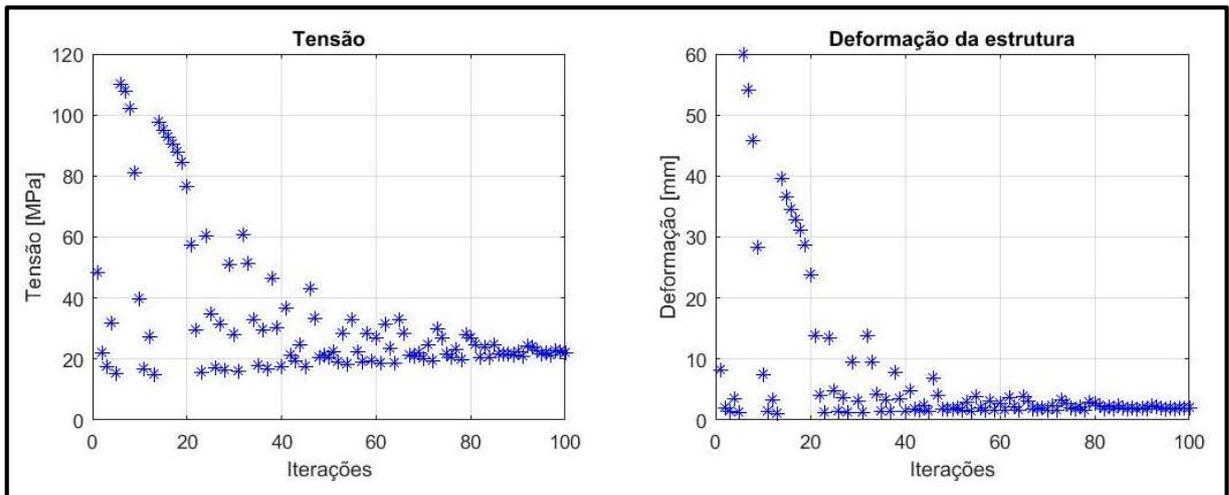
Com o algoritmo do Apêndice B tem-se, na figura 33, o histórico da função penalidade do problema proposto.

Figura 33: Histórico da função penalidade, com o método de Busca Caótica.



Ocorre também a minimização da função massa penalizada, e a obtenção do valor ótimo para o problema. Na figura 34 observa-se o histórico dos valores de tensão máxima e deslocamento máximo, com a convergência ocorrendo com 22 MPa e 3mm, respectivamente.

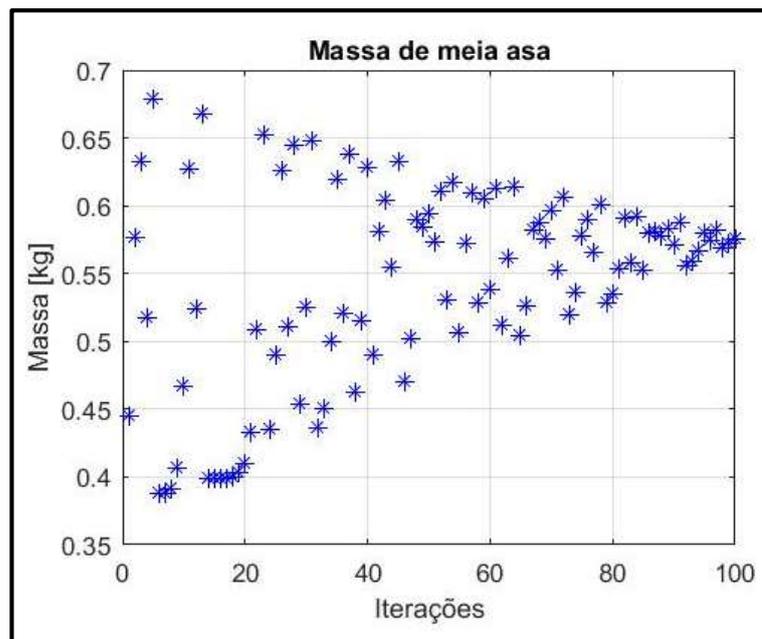
Figura 34: Histórico de tensão e deslocamento, com o Método de Busca Caótica.



Fonte: o autor.

Para a função máxima, como resultado encontra-se o valor de 0,575 kg. O histórico da função massa encontra-se na Figura 35

Figura 35: Histórico da massa, com o Método de Busca Caótica.

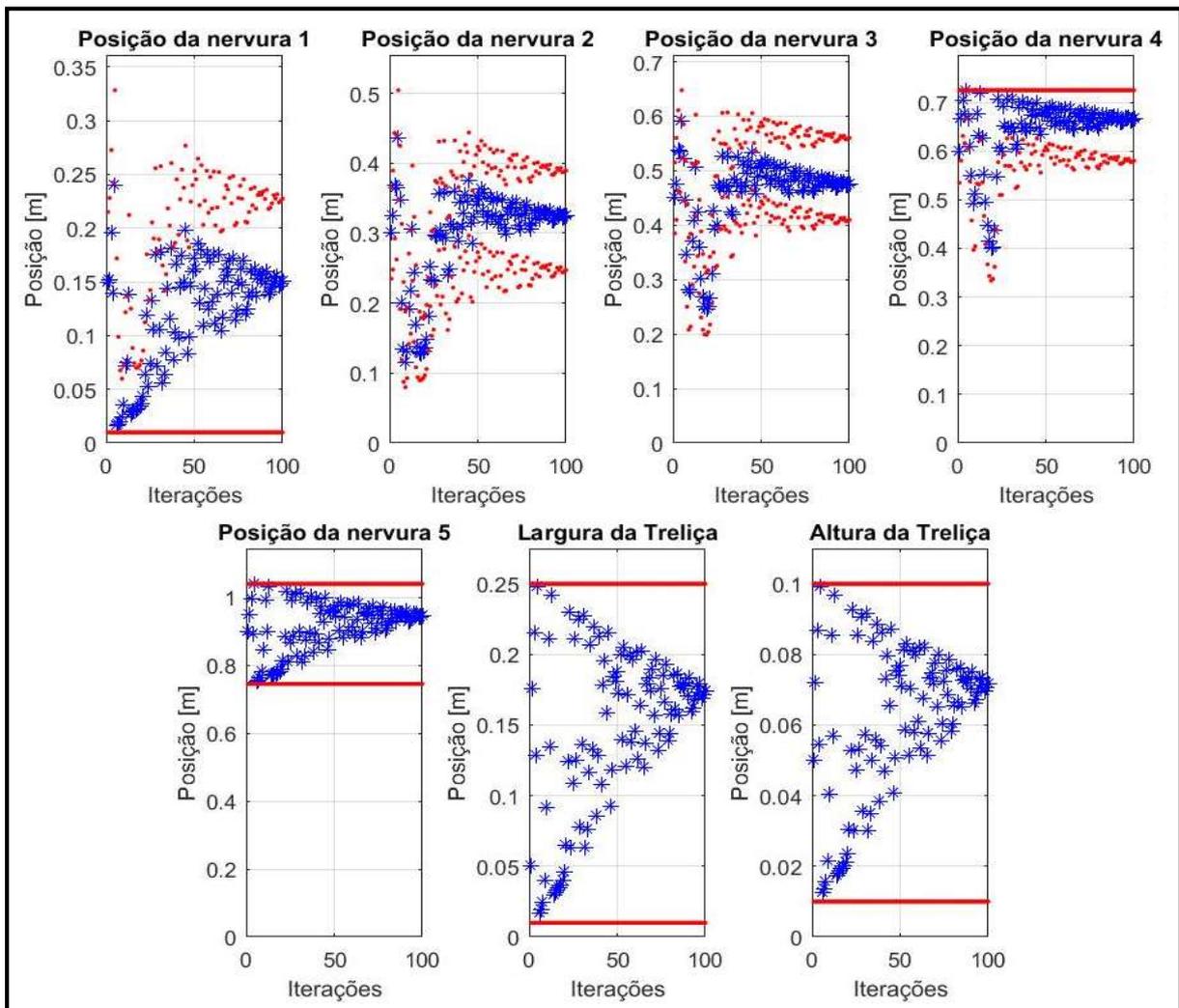


Fonte: o autor.

O histórico de valores das variáveis encontra-se na figura 36.

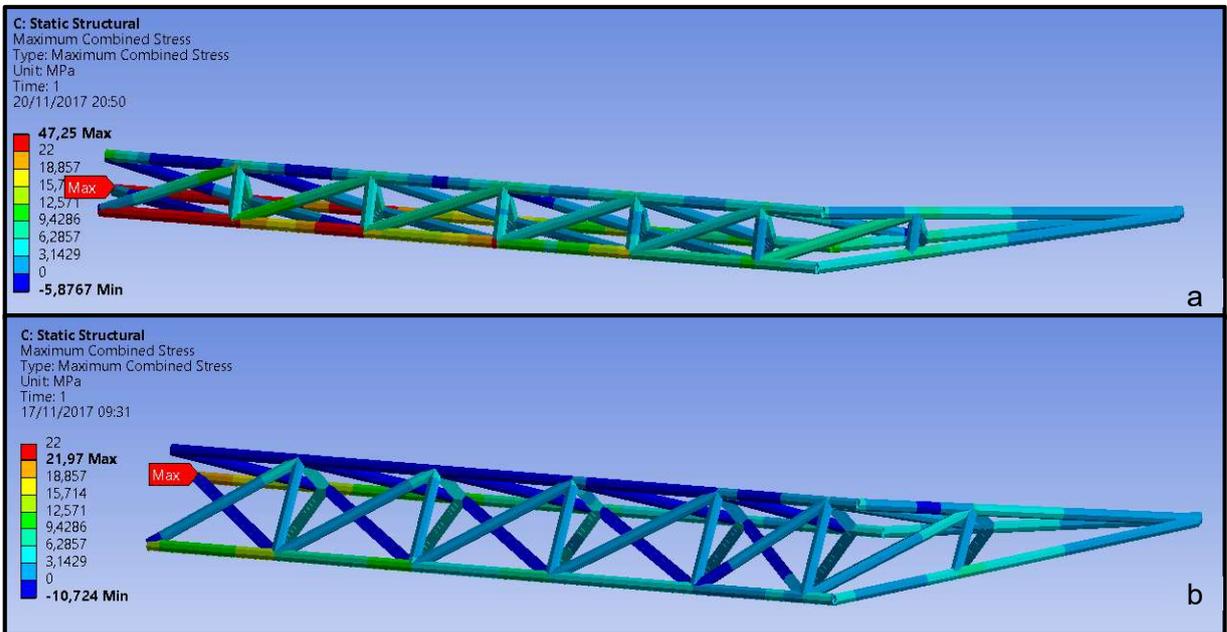
Na análise de tensões da estrutura resultante (figura 37) não há nenhum ponto com tensão máxima superior a tensão admissível.

Figura 36: Histórico das variáveis de otimização, com o Método de Busca Caótica.



Fonte: o autor.

Figura 37: Comparativo de tensões da treliça da primeira (a) e da última (b) iterações, com o Método de Busca Caótica.



Fonte: o autor.

4.3 COMPARATIVO DOS MÉTODOS

Percebe-se uma diferença de resolução entre os dois métodos de otimização. Os dados dos resultados de ambos os métodos encontram-se resumidos no quadro 2.

Quadro 2: Comparativo entre os resultados dos métodos de otimização

	Método de Enxame de Partículas	Método de Busca Caótica
Massa da Meia Asa	0,492 kg	0,575 kg
Tensão Máxima	19,82 MPa	22 MPa
Deslocamento máximo	4 mm	3 mm

Fonte: o autor.

Salienta-se que ambas as resoluções encontraram respostas que atendam as restrições impostas ao problema. Mas cada um dos métodos retornou valores diferentes de massa para a estrutura.

Isso se deve a diferença matemática dos métodos, e a sua forma de buscar dentro do domínio proposto a melhor solução.

Outra comparação possível de ser realizada entre as soluções é o peso computacional, porém para o presente caso não se torna relevante devido a maior demanda por recurso de processamento se dar devido a resolução do Método de Elementos Finitos, sendo idêntica para ambas.

5 CONCLUSÃO

Durante desenvolvimento do presente trabalho foi realizada a análise, e posterior modelagem, dos parâmetros aeronáuticos relativos a dimensionamento dos carregamentos que atuam sobre a longarina da aeronave. Com sucesso tem-se um algoritmo que realiza o cálculo iterativo de cargas sobre a longarina da aeronave.

Foi desenvolvido um modelo de longarina para ser otimizada, e dela foram selecionadas variáveis para otimização.

Também se realizou uma busca sobre os métodos de resolução de problemas de otimização que fossem passíveis de serem aplicados ao problema proposto. Dentre os diversos métodos de otimização existentes se elegeu os métodos metaheurísticos, por dispensarem a derivação da da Função de Otimização e permitir a utilização de MEF para obtenção dos valores de tensão e deslocamento da estrutura. Foram aplicados os métodos de Otimização por Enxame de Partículas e o Operador de Busca Caótica como métodos matemáticos a serem implementados.

Com a utilização desses algoritmos foram obtidas estruturas otimizadas, com a minimização da função massa penalizada, porém com uma diferença entre as soluções encontradas por cada um dos métodos. Para a otimização por Enxame de Partículas obteve-se uma estrutura com massa inferior a massa da estrutura obtida pelo método de Busca Caótica. Isso devido a dificuldade do segundo método em realizar a busca próximo dos limites do domínio.

De forma geral o objetivo do trabalho foi alcançado, pois com sucesso foi aplicado um método de dimensionamento para a treliça da asa da aeronave, encontrando-se uma solução que atenda as restrições do problema, e que garanta uma aproximação da situação ótima. Salienta-se a diferença entre os métodos, em que o Enxame de Partículas é mais adequado para buscas próximas da fronteira do domínio. Já o Método de Busca Caótica possui dificuldade na proximidade desses limites, devendo ser evitado quando se busca um mínimo nessa região.

Com os estudos e dificuldades encontradas no presente trabalho sugere-se, para trabalhos futuros:

- a) estudar as juntas coladas da treliça, por serem os elementos mais frágeis;
- b) estudar outras formas construtivas para a longarina da aeronave, devido ao subdimensionamento excessivo que se gera pela fragilidade das juntas coladas;
- c) utilização de método de CFD para obtenção dos dados de entrada da carga alar;

- d) estudar a aplicação da otimização estrutural, considerando os parâmetros de aeroelasticidade, devido a esta área de estudo ser um requisito moderno do regulamento da competição; e
- e) utilizar os métodos de otimização estudados em outras aplicações estruturais.

REFERÊNCIAS

- AEROSUL. **Relatório de projeto 16ª competição SAE BRASIL AeroDesign**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2014.
- AEROSUL. **Cargas e aeroelasticidade**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2017.
- AEROSUL. **Desempenho**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2017.
- ALVES FILHO, Avelino. **Elementos finitos: A base da tecnologia CAE**. São Paulo: Érica, 2007.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **D3039/D3039M – 14 Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials**. West Conshohocken. Estados Unidos: ASTM, 2014. 13 f
- ANDERSON, John David. **Aircraft performance and design**. New York, NY: McGraw-Hill, 1999.
- ANDERSON, John David. **Fundamentals of aerodynamics**. 3. ed. New York, NY: McGraw-Hill, 2001.
- BELEGUNDU, Ashok D., CHANDRUPATLA, Tirupathi R. **Optimization concepts and applications in engineering**. Upper Saddle River: Printice-Hall, 1999.
- BHATTI, M. Asghar. **Advanced topics in finite element analysis of structures: With Mathematica and MATLAB computations**. New Jersey, Estados Unidos: John Wiley & Sons, 2006.
- BHATTI, M. Asghar. **Practical optimization methods: With mathematica applications**. New York: Springer, 2000.
- BUENO, Maurício. **Desenvolvimento de programa de cálculo para o dimensionamento de asa com estrutura treliçada do projeto AeroDesign**. 2016. 54 f. Trabalho de Conclusão de Curso, (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2016.
- GANDOMI, Amir Hossein. et al. **Metaheuristic applications in structures and infrastructures**. London: Elsevier, 2013.
- GAUCHÍA, A. et al. **Integration of MATLAB and ANSYS for advanced analysis of vehicle structure**. Disponível em: <<https://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/47435.pdf>>. Acesso em: 1 out. 2017.
- HASSANI, Behrooz, HINTON, Ernest. **Homogenization and structural topology optimization: Theory, practice and software**. London: Springer, 1999.
- MARTELLI, Alaur. **Metodologia para o projeto estrutural de asa aplicada a uma aeronave rádio controlada participante da competição AeroDesign**. 2015. 72 f. Trabalho de Conclusão de Curso, (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2015.

MATHWORKS. **Run External Commands, Scripts, and Programs**. Disponível em: <https://www.mathworks.com/help/matlab/matlab_external/run-external-commands-scripts-and-programs.html>. Acesso em: 1 out. 2017.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft structures for engineering students**. 5. ed. Oxford: Elsevier, 2007.

MEGSON, T. H. G. **An introduction to aircraft structural analysis**. Oxford: Elsevier, 2010.

KENNEDY, James e EBERHART, Russel. Particle swarm optimization. **Proceedings Of Icn95 - International Conference On Neural Networks**. [s.l.], v. 4, p.1942-1948, 1995.

PEÑA, Andrea Nataly Peña. **Atualização de modelos numéricos em elementos finitos para a análise de arquibancadas temporárias**. 2013. 87 f. Dissertação (Mestrado em Estruturas e Construção Civil) – Universidade de Brasília, Brasília, 2013.

RAYMER. Daniel P. **Aircraft design: A conceptual approach**. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

RODRIGUES, Luiz Eduardo José. **Fundamentos da engenharia aeronáutica: Aplicações ao projeto SAE – AeroDesign**. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, 2011.

SAE BRASIL. **18ª Competição SAE BRASIL AeroDesign 2016**. Disponível em: <http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/arquivos/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2016_Rev01.pdf>. Acesso em 01 mar. 2017.

SAE BRASIL. **19ª Competição SAE BRASIL AeroDesign 2017**. Disponível em: <http://portal.saebrasil.org.br/Portals/0/PE/AERODESIGN/AERO%202017/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2017_Rev00.pdf>. Acesso em 01 mar. 2017.

SAE BRASIL. **Torneio de Acesso à competição SAE BRASIL AeroDesign 2017**.

Disponível em:

<http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/arquivos/Regulamento_Torneio_de_Acesso_à_Competição_SAE_BRASIL_AeroDesign_2017_Rev01.pdf>. Acesso em 07 mar. 2017

SIMON. Ígor. **Relatório de estágio: Cálculo estrutural de uma aeronave rádio controlada na equipe UCS Aerodesign – Aerosul**. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2016.

SHOJAEI, S., ARJOMAND, M., KHATIBINIA, M. A hybrid algorithm for sizing and layout optimization of truss structures combining discrete PSO and convex approximation. **International journal optimization in civil engineering**. Iran, v. 3, n. 1, p. 57-83, jan. 2013.

TALATAHARI, S. et al. A multi-stage particle swarm for optimum design of truss structures. **Neural Computing And Applications**, [s.l.], v. 23, n. 5, p.1297-1309, 14 jul. 2012.

TAVARES, L. Valadares, CORREIA, F. Nunes. **Otimização linear e não linear: Conceitos, métodos e algoritmos**. 2. ed. Lisboa: Fundação Calouste Gulbenkian, 1999.

TROMBETTA, Tiago. **Avaliação estrutural da asa de veículo aéreo não tripulado aplicando o método dos elementos finitos**. 2016. 65 f. Trabalho de Conclusão de Curso, (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2015.

WANG, Chun-feng; LIU, Kui. A Novel Particle Swarm Optimization Algorithm for Global Optimization. **Computational Intelligence And Neuroscience**, [s.l.], v. 2016, p.1-9, 2016.

XIE, Y. M., STEVEN, G. P. **Evolutionary structural optimization**. Austrália: Springer, 1997.

ZAVALA, Gustavo R. et al. A survey of multi-objective metaheuristics applied to structural optimization. **Structural And Multidisciplinary Optimization**, [s.l.], v. 49, n. 4, p.537-558, 4 out. 2013.

APÊNDICE A - ALGORITMO DO MATLAB DE OTIMIZAÇÃO PELO MÉTODO DE ENXAME DE PARTICULAS

```

clear all, clc
syms x y
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Dados da Aeronave%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
W=151;%Mtow [N]
nmax=1.32;%Fator de Carga
b=2.1;%Envergadura de meia asa
br=b*0.7;%Envergadura da parte reta (asa dos dois lados) [m]
cr=0.569;%Corda na raiz [m]
ct=0.228;%Corda na ponta [m]
S=cr*br+ct*(b-br)+(cr-ct)*(b-br)/2;%Área total da asa [m²]
c(y)=(abs(y-br/2)+(y-br/2))/(2*y-br)*(ct+(b-2*y)*(cr-ct)/(b-br))+(abs(br/2-y)+(br/2-y))/(br-2*y)*cr;%Corda em qualquer ponto ao longo da envergadura, para uma asa regtrotrapezoidal
Re=500000;%Numero de Reynolds da análise

[DCpvz(x)] = Analise_do_Perfil_Aerodinamico(Re);

[LS(y),Mca(y)] = Calculo_da_Carga_na_Asa(W,nmax,c(y),b,S,DCpvz);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Dados da Estrutura%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
sigadm=22;%Tensão máxima principal admissível [MPa].
deltadm=75;%Deslocamento máximo admissível para a estrutura [mm]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Chute Inicial%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
x_otim(1,:)=[.15;.30;.45;.60;.9;0.05;0.05];%Valores inciaiais para a otimização

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Método Iterativo de Otimização%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
v_otim(1,:)=[0.001;0.001;0.001;0.001;0.001;0.001;0.001];

pbest=x_otim;
gbest=pbest;
imax=100;
wmin=.4;
wmax=1.2;
c1=2;%pbest
c2=2;%gbest

for i=1:imax

xmin(i,:)=[0.01;(x_otim(i,1)+x_otim(i,2))/2+0.01;(x_otim(i,2)+x_otim(i,3))/2+0.01;(x_otim(i,3)+x_otim(i,4))/2+0.01;br/2+0.01;0.01;0.01];

xmax(i,:)=[(x_otim(i,1)+x_otim(i,2))/2-0.01;(x_otim(i,2)+x_otim(i,3))/2-0.01;(x_otim(i,3)+x_otim(i,4))/2-0.01;br/2-0.01;b/2-0.01;0.25;0.1];

pos_nervura=[x_otim(i,1);x_otim(i,2);x_otim(i,3);x_otim(i,4);br/2;x_otim(i,5);b/2];

[L,M] = Sustentacao_e_Momento_em_cada_Nervura(LS,Mca,pos_nervura);

xlswrite('ANSYS\FEM_Otimizacao_files\dpall\XLS\Entrada de Dados no ANSYS.xls',[x_otim(i,:) '*1000;eval(L);eval(M)],'B2:B22')

!"C:\Diretório de instalação do ANSYS\runwb2.exe" -b -r "ANSYS\Atualizar ANSYS.wbjn"
result=readtable('output_ANSYS.csv','HeaderLines',6);

sig(i,:)=[table2array(result(1,47:51)),max(table2array(result(1,47:51))),max(table2array(result(1,47:51)))];
delt(i,:)=table2array(result(1,46));
massa(i,:)=[sum([table2array(result(1,73:76)),table2array(result(1,85)),table2array(result(1,94)),table2array(result(1,112:114))]),sum([table2array(result(1,77:78)),table2array(result(1,86:87)),table2array(result(1,95:96)),table2array(result(1,118:1

```

```

20))] , sum([table2array(result(1,52)),table2array(result(1,79:80)),table2array(resu
lt(1,88:89)),table2array(result(1,97:98)),table2array(result(1,124:125))] , sum([tab
le2array(result(1,56:58)),table2array(result(1,62:64)),table2array(result(1,81:84))
,table2array(result(1,90:93)),table2array(result(1,99:102))] , sum([table2array(resu
lt(1,68:69)),table2array(result(1,103:111))] , sum([table2array(result(1,53)),table2
array(result(1,59)),table2array(result(1,65)),table2array(result(1,70)),table2array
(result(1,115)),table2array(result(1,121))] , sum([table2array(result(1,54:55)),tabl
e2array(result(1,60:61)),table2array(result(1,66:67)),table2array(result(1,71:72))
,table2array(result(1,116:117)),table2array(result(1,122:123))] ]');

g1(i,:)=sig(i,)-sigadm;
g2(i,:)=delt(i,)-deltadm;
g3(i,:)=x_otim(i,)-xmax(i,);
g4(i,:)=xmin(i,)-x_otim(i,);

m(i,:)=massa(i,)+rand*max(g1(i,:),0).^2+rand*max(g2(i,:),0).^2+rand*max(g3(i,:),0)
.^2+rand*max(g4(i,:),0).^2;%Função objetivo.

mtot(i)=sum(m(i,:));

for j=1:7
    if m(i,j)<=min(m(:,j))
        pbest(1,j)=x_otim(i,j);
    end
end
if mtot(i)<=min(mtot)
    gbest=x_otim(i,:);
end

w(i)=wmax-(wmax-wmin)*i/imax;
if i~=imax
    for j=1:7
        r1=rand;
        r2=rand;
        v_otim(i+1,j)=w(i)*v_otim(i,j)+c1*r1*(pbest(j)-
x_otim(i,j))+c2*r2*(gbest(j)-x_otim(i,j));
        x_otim(i+1,j)=x_otim(i,j)+v_otim(i+1,j);
        if x_otim(i+1,j)>xmax(i,j)
            x_otim(i+1,j)=xmax(i,j);
        end
        if x_otim(i+1,j)<xmin(i,j)
            x_otim(i+1,j)=xmin(i,j);
        end
    end
end
end
end

```

APÊNDICE B- ALGORITMO DO MATLAB DE OTIMIZAÇÃO PELO MÉTODO DE BUSCA CAÓTICA

```

clear all, clc
syms x y
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Dados da Aeronave%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
W=151;%Mtow [N]
nmax=1.32;%Fator de Carga
b=2.1;%Envergadura de meia asa
br=b*0.7;%Envergadura da parte reta (asa dos dois lados) [m]
cr=0.569;%Corda na raiz [m]
ct=0.228;%Corda na ponta [m]
S=cr*br+ct*(b-br)+(cr-ct)*(b-br)/2;%Área total da asa [m²]
c(y)=(abs(y-br/2)+(y-br/2))/(2*y-br) * (ct+(b-2*y)*(cr-ct)/(b-br)) + (abs(br/2-
y)+(br/2-y))/(br-2*y) * cr;%Corda em qualquer ponto ao longo da envergadura, para
uma asa regtrotrapezoidal
Re=500000;%Numero de Reynolds da análise

[DCpvz(x)] = Analise_do_Perfil_Aerodinamico(Re);

[LS(y),Mca(y)] = Calculo_da_Carga_na_Asa(W,nmax,c(y),b,S,DCpvz);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Dados da Estrutura%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
sigadm=22;%Tensão máxima principal admissível [MPa].
deltadm=75;%Deslocamento máximo admissível para a estrutura [mm]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Chute Inicial%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
x_otim(1,:)=[.15;.30;.45;.60;.9;0.05;0.05];%Valores inciaiais para a otimização

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Método Iterativo de Otimização%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
gbest=x_otim;
imax=100;
ch(1)=rand;

for i=1:imax
xmin(i,:)=[0.01;(x_otim(i,1)+x_otim(i,2))/2+0.01;(x_otim(i,2)+x_otim(i,3))/2+0.01;(
x_otim(i,3)+x_otim(i,4))/2+0.01;br/2+0.01;0.01;0.01];
xmax(i,:)=[(x_otim(i,1)+x_otim(i,2))/2-0.01;(x_otim(i,2)+x_otim(i,3))/2-
0.01;(x_otim(i,3)+x_otim(i,4))/2-0.01;br/2-0.01;b/2-0.01;0.25;0.1];

pos_nervura=[x_otim(i,1);x_otim(i,2);x_otim(i,3);x_otim(i,4);br/2;x_otim(i,5);b/2];

[L,M] = Sustentacao_e_Momento_em_cada_Nervura(LS,Mca,pos_nervura);

xlswrite('ANSYS\FEM_Otimizacao_files\dpall\XLS\Entrada de Dados no
ANSYS.xls',[x_otim(i,:) '*1000;eval(L);eval(M)],'B2:B22')

!"C:\Diretório de instalação do ANSYS\runwb2.exe" -b -r "ANSYS\Atualizar
ANSYS.wbjn"

result=readtable('output_ANSYS.csv','HeaderLines',6);

sig(i,:)=[table2array(result(1,47:51)),max(table2array(result(1,47:51))),max(table2
array(result(1,47:51)))];
delt(i,:)=table2array(result(1,46));

massa(i,:)=[sum([table2array(result(1,73:76)),table2array(result(1,85)),table2array
(result(1,94)),table2array(result(1,112:114))]),sum([table2array(result(1,77:78)),t
able2array(result(1,86:87)),table2array(result(1,95:96)),table2array(result(1,118:1
20))]),sum([table2array(result(1,52)),table2array(result(1,79:80)),table2array(resu
lt(1,88:89)),table2array(result(1,97:98)),table2array(result(1,124:125))]),sum([tab
le2array(result(1,56:58)),table2array(result(1,62:64)),table2array(result(1,81:84)
),table2array(result(1,90:93)),table2array(result(1,99:102))]),sum([table2array(resu
lt(1,68:69)),table2array(result(1,103:111))]),sum([table2array(result(1,53)),table2
array(result(1,59)),table2array(result(1,65)),table2array(result(1,70)),table2array

```

```

(result(1,115)),table2array(result(1,121))] ,sum([table2array(result(1,54:55)),tabl
e2array(result(1,60:61)),table2array(result(1,66:67)),table2array(result(1,71:72)),
table2array(result(1,116:117)),table2array(result(1,122:123))] ]');

g1(i,:)=sig(i,)-sigadm;
g2(i,:)=delt(i,)-deltadm;
g3(i,:)=x_otim(i,)-xmax(i,);
g4(i,:)=xmin(i,)-x_otim(i,);

m(i,:)=massa(i,)+rand*max(g1(i,:),0).^2+rand*max(g2(i,:),0).^2+rand*max(g3(i,:),0)
.^2+rand*max(g4(i,:),0).^2;%Função objetivo.

mtot(i)=sum(m(i,));

if mtot(i)<=min(mtot)
    gbest=x_otim(i,);
end

lamb(i)=(imax-i+1)/imax;
CH(i,:)=xmin(i,)+ch(i)*(xmax(i,)-xmin(i,));
if i~=imax
    x_otim(i+1,:)=(1-lamb(i))*gbest(:)+lamb(i)*CH(i,);
end
ch(i+1)=4*ch(i)*(1-ch(i));

end

```

APÊNDICE C - ALGORITMO DO MATLAB PARA OBTENÇÃO DA EQUAÇÃO DE DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO AO LONGO DO PERFIL

```

function [DCpvz] = Analise_do_Perfil_Aerodinamico(Perfil,alpha,Re)

syms x

%Importação dos dados do Cp e do perfil
Cp_data=importdata('Perfil Aerodinâmico\E-423 - 0° - Re500000.txt',' ',6);%Importa
os dados do Cp, para análise
xz_data=importdata('Perfil Aerodinâmico\E-423.dat',' ');%Importa os dados do
perfil, para análise

%Separa em parte superior e parte inferior as curvas de Cpv e as coordenadas do
perfil
i=1;
while Cp_data.data(i,1)>Cp_data.data(i+1,1)
    xsup(i,1)=Cp_data.data(i,1);
    zsup(i,1)=xz_data.data(i,2);
    Cpvsup(i,1)=Cp_data.data(i,3);
    i=i+1;
end
j=1;
while i<=length(Cp_data.data(:,1))
    xinf(j,1)=Cp_data.data(i,1);
    zinf(j,1)=xz_data.data(i,2);
    Cpvinf(j,1)=Cp_data.data(i,3);
    i=i+1;
    j=j+1;
end

res_poly=8;

%Obtém as equações da distribuição do Cpv
pCpvsup=polyfit(xsup,Cpvsup,res_poly);%Obter os coeficientes da equação polinomial
da Cpv do extradorso
pzsups=polyfit(xsup,zsup,res_poly);%Obter os coeficientes da equação polinomial do y
do extradorso
pCpvinf=polyfit(xinf,Cpvinf,res_poly);%Obter os coeficientes da equação polinomial
da Cpv do intradorso
pzinf=polyfit(xinf,zinf,res_poly);%Obter os coeficientes da equação polinomial do y
do extradorso

%Calcular Cpvx e Cpvz
for i=1:length(xsup)
    Cpvsupx(i,1)=-sin(atan(polyval(polyder(pzsups),xsup(i))))*Cpvsup(i);
    Cpvsupz(i,1)=cos(atan(polyval(polyder(pzsups),xsup(i))))*Cpvsup(i);
end
for i=1:length(xinf)
    Cpvinfx(i,1)=-sin(atan(polyval(polyder(pzinf),xinf(i))))*Cpvinf(i);
    Cpvinfz(i,1)=cos(atan(polyval(polyder(pzinf),xinf(i))))*Cpvinf(i);
end

%Obtém as equações da distribuição do Cpvz
pCpvsupz=polyfit(xsup,Cpvsupz,res_poly);%Obter os coeficientes da equação
polinomial da Cpvz do extradorso
pCpvinfz=polyfit(xinf,Cpvinfz,res_poly);%Obter os coeficientes da equação
polinomial da Cpvz do intradorso

pDCpvz=pCpvinfz-pCpvsupz;%Obter os coeficientes da equação polinomial da DCpvz
DCpvz(x)=poly2sym(pDCpvz);%Transformar equação polynomial do Cpvz em equação
simbólica

```

APÊNDICE D - ALGORITMO DO MATLAB PARA OBTENÇÃO DAS EQUAÇÕES DE DISTRIBUIÇÃO DE CARGA

```

function [LS,Mca] = Calculo_da_Carga_na_Asa (W,nmax,c,b,S,DCpvz)

syms x y
%x é a posição na corda em percentual, digo 0, para bordo de ataque, início da asa
e 1 para bordo de fuga, fim da asa.
%y é a posição na envergadura.

Lmax=nmax*W;%Carga máxima na asa

%Cálculo da distribuição da sustentação, ao longo da envergadura
LE(y)=4*Lmax/b/pi*(1-(2*y/b)^2)^0.5;%Distribuição elíptica
LRT(y)=Lmax*c/S;%Distribuição geométrica
LS(y)=(LE(y)+LRT(y))/2;%Distribuição da carga pela aproximação de Sherenk

%Cálculo da distribuição de momento, ao longo da envergadura
Mca(y)=(int((x-.25)*DCpvz(x),x,.25,1)-int((.25-x)*DCpvz(x),x,0,.25))*c*LS(y)/int(DCpvz,x,0,1);

end

```

APÊNDICE E - ALGORITMO DO MATLAB PARA CÁLCULO DA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO EM CADA NERVURA DA ASA

```

function [L,M] = Sustentacao_e_Momento_em_cada_Nervura (LS,Mca,pos_nervura)

syms y

for i=1:length(pos_nervura)
    if i==1
        L(i,1)=int (LS (y) , y, 0, (pos_nervura (i)+pos_nervura (i+1))/2);
        M(i,1)=int (Mca (y) , y, 0, (pos_nervura (i)+pos_nervura (i+1))/2);
    elseif i==length (pos_nervura)
        L(i,1)=int (LS (y) , y, (pos_nervura (i-1)+pos_nervura (i))/2, pos_nervura (i));
        M(i,1)=int (Mca (y) , y, (pos_nervura (i-1)+pos_nervura (i))/2, pos_nervura (i));
    else
        L(i,1)=int (LS (y) , y, (pos_nervura (i-
1)+pos_nervura (i))/2, (pos_nervura (i)+pos_nervura (i+1))/2);
        M(i,1)=int (Mca (y) , y, (pos_nervura (i-
1)+pos_nervura (i))/2, (pos_nervura (i)+pos_nervura (i+1))/2);
    end
end
end

```

APÊNDICE F - ALGORITMO EM PYTHON DO ANSYS

```
Open(FilePath="C:/Diretório dos arquivos/ANSYS/FEM_Otimizacao.wbpj")
```

```
system1 = GetSystem(Name="XLS")
```

```
analysis1 = system1.GetContainer(ComponentName="Analysis")
```

```
setup1 = analysis1.GetExcelSetup()
```

```
xlsfile1 = setup1.GetFile(Name="File")
```

```
xlsfile1.Reload()
```

```
analysisComponent1 = system1.GetComponent(Name="Analysis")
```

```
analysisComponent1.Update(AllDependencies=True)
```

```
Update()
```

```
Parameters.ExportAllDesignPointsData(FilePath="C:/Diretório dos arquivos/output_ANSYS.csv")
```