



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO
PRÓ-REITORIA DE GRADUAÇÃO
CENTRO DE ENGENHARIAS
CURSO DE ENGENHARIA CIVIL

ALISON KAIO DANTAS PEREIRA

**ANÁLISE E DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA LONGARINA DA ASA DE
UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

MOSSORÓ

2017

ALISON KAIO DANTAS PEREIRA

**ANÁLISE E DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA LONGARINA DA ASA DE
UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

Monografia apresentada a Universidade Federal Rural do Semiárido como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Civil.

Orientador: Ramsés Otto Cunha Lima, Prof. Dr.

MOSSORÓ

2017

©Todos os direitos estão reservados à Universidade Federal Rural do Semi-Árido. O conteúdo desta obra é de inteira responsabilidade do (a) autor (a), sendo o mesmo, passível de sanções administrativas ou penais, caso sejam infringidas as leis que regulamentam a Propriedade Intelectual, respectivamente, Patentes: Lei nº 9.279/1996, e Direitos Autorais: Lei nº 9.610/1998. O conteúdo desta obra tornar-se-á de domínio público após a data de defesa e homologação da sua respectiva ata, exceto as pesquisas que estejam vinculadas ao processo de patenteamento. Esta investigação será base literária para novas pesquisas, desde que a obra e seu (a) respectivo (a) autor (a) seja devidamente citado e mencionado os seus créditos bibliográficos.

Ficha catalográfica elaborada pelo Sistema de Bibliotecas
da Universidade Federal Rural do Semiárido, com os dados fornecidos por Alison Kaio Dantas Pereira.

D436a DANTAS PEREIRA, ALISON KAIO .
ANÁLISE E DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA
LONGARINA DA ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA
/ ALISON KAIO DANTAS PEREIRA. - 2017.
74 f. : il.

Orientador: Ramsés Otto CUNHA LIMA.
Monografia (graduação) - Universidade Federal
Rural do Semi-árido, Curso de , 2017.

1. AeroDesign. 2. Análise e dimensionamento
estrutural. 3. Estrutura da asa de uma aeronave
rádio controlada. 4. Métodos de análise de
tensões e deslocamentos. I. CUNHA LIMA, Ramsés
Otto , orient. II. Título.

O serviço de Geração Automática de Ficha Catalográfica para Trabalhos de Conclusão de Curso (TCC's) foi desenvolvido pelo Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação da Universidade de São Paulo (USP) e gentilmente cedido para o Sistema de Bibliotecas da Universidade Federal Rural do Semi-Árido (SISBI-UFERSA), sendo customizado pela Superintendência de Tecnologia da Informação e Comunicação (SUTIC) sob orientação dos bibliotecários da instituição para ser adaptado às necessidades dos alunos dos Cursos de Graduação e Programas de Pós-Graduação da Universidade.

Agradecimento especial ao meu pai (*In Memoriam*), Francisco Luiz Filho, todo o seu esforço e dedicação me fizeram chegar até aqui e realizar um sonho nosso. Hoje estou escrevendo isso com um aperto enorme pela sua ausência, mas a vida me ensinou da pior forma possível que temos que seguir em frente e lutar pelas pessoas que amamos. Eternamente presente no meu coração.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus pelo dom da vida e de conceber a persistência e paciência necessária para trilhar caminhos e vencer os obstáculos da vida.

A Universidade Federal Rural do Semiárido, pela oportunidade de fazer parte desta instituição renomada.

Aos meus pais, pela educação, amor e carinho que me foi repassado durante toda a minha vida, ao esforço contínuo para que eu pudesse realizar meus sonhos e atingir meus objetivos. Levarei por toda a minha trajetória todos os momentos felizes e de dificuldades que passamos, todos eles são de grande importância para a formação da minha personalidade e caráter.

As minhas irmãs e minha namorada, sempre tiveram muita paciência com a minha pessoa, até nos momentos mais complicados. O meu muito obrigado.

Aos meus professores, que sempre estão dispostos a nos passar valiosos conhecimentos adquiridos durante toda a vida.

Ao meu Orientador, Professor Doutor Ramsés Otto Cunha Lima, além de professor e orientador de trabalho de conclusão de curso e projeto de extensão, tornou-se um grande amigo que tenho como inspiração de vida, o Engenheiro Mecânico que eu mais respeito.

A todos da Equipe PegAzuls AeroDesign pelo acolhimento, irmandade e amor compartilhado entre nós, membros da equipe. Foram dois anos de muita dedicação, trabalho, esforço e compensação, tudo valeu muito a pena.

A todos os meus familiares, sempre preocupados com o meu bem-estar, minha caminhada e o meu futuro durante todos esses anos, o meu muito obrigado.

Aos meus amigos e irmãos que eu tive o prazer de ganhar ao longo da minha vida e da minha caminhada durante a minha vida acadêmica, a todos de Caicó que sempre estiveram do meu lado em todos os momentos da vida. A todos de Mossoró, que foram uma família nos últimos seis anos, toda a galega do grupo “Coisas de macho” e “Planetário”.

A banca examinadora, pela aceitação do convite e cordialidade para com a minha pessoa.

Para mim, um homem é um homem, isto apenas! Meço seu valor por seus atos, por seus sentimentos, nunca por sua posição social. Pertença ele às mais altas camadas da sociedade, se age mal, se é egoísta e negligente de sua dignidade, é, a meus olhos, inferior ao trabalhador que procede corretamente, e eu aperto mais cordialmente a mão de um homem humilde, cujo coração estou a ouvir, do que a de um potentado cujo peito emudeceu. A primeira me aquece, a segunda me enregela.

Allan Kardec

RESUMO

A indústria aeroespacial é uma área da engenharia que está em constante desenvolvimento, diversos estudos envolvendo materiais são constantemente aperfeiçoados a fim de aprimorar ainda mais resultados relevantes para a ciência. Neste contexto, os VANT's (veículos aéreos não tripuláveis) tem uma importante contribuição para o desenvolvimento e inovação de novas tecnologias empregadas na indústria aeroespacial, durante o seu processo evolutivo, houve uma significativa influência ao AeroDesign. Um dos principais desafios enfrentados pelo AeroDesign é de se chegar aos projetos estruturais ideais, que ora são superdimensionados, acarretando num aumento de massa indesejada, ou subdimensionado, trazendo sérios riscos à segurança da aeronave. O presente estudo tem como principal objetivo a análise, dimensionamento estrutural, construção e ensaio estrutural da asa da aeronave rádio controlada da equipe PegAzuls AeroDesign, usada no de 2015 na competição SAE Brasil AeroDesign, visando a verificação das metodologias utilizadas na literatura para esta finalidade. Para tanto, utilizou-se ensaios para a determinação das propriedades mecânicas dos materiais, análise de tensões e deslocamentos ao longo da longarina da asa, bem como sua definição geométrica e condições de contorno. Historicamente, várias teorias foram formuladas para explicar as falhas em materiais sob carregamentos estáticos, a teoria da tensão normal máxima, a teoria da máxima deformação normal, a teoria da energia total de deformação, a teoria de energia de distorção (Von Mises-Hencky) e a teoria da máxima tensão de cisalhamento. No estudo em questão aplicou-se o método dos trabalhos virtuais para a determinação da seção transversal da longarina, limitando o seu deslocamento, posteriormente avaliou-se o estado de tensões pelo método das cargas combinadas, elementos sujeitos a flexocompressão e método das falhas estáticas (tensão de Von Mises), verificando as que mais se aproximam da falha. Em seguida construiu-se a asa e foi realizado o ensaio estrutural com carregamento real para aferir os seus deslocamentos. De acordo com os resultados obtidos nos estudos e comparando diferentes metodologias para análise de tensões, percebeu-se que o método de elementos sujeitos a flexocompressão e a teoria das falhas estáticas apresentam-se bem próximos, sendo relevante a avaliação por ambos para a determinação de tensões atuantes em estruturas viga-coluna. O método de determinação dos deslocamentos pelo princípio dos trabalhos virtuais mostrou-se bastante satisfatório, obtendo resultados com boa acuracidade com relação ao teste estrutural real e a análise de elementos finitos, trazendo resultados muito próximos da realidade.

Palavras-chave: AeroDesign. Análise e dimensionamento estrutural. Estrutura da asa de uma aeronave rádio controlada. Métodos de análise de tensões e deslocamentos.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- VANT da Equipe PegAzuls AeroDesign do ano de 2015	20
Figura 2- Esquema de classificação para vários tipos de compósitos	21
Figura 3- Compósito de fibra de carbono	21
Figura 4- Direção dos materiais isotrópicos e anisotrópicos	22
Figura 5- Tecido de fibra de carbono bidirecional	23
Figura 6- Madeira balsa	24
Figura 7- Resina epóxi e catalisador	25
Figura 8- Laminação de fibra de carbono	25
Figura 9- Processo de laminação à vácuo	26
Figura 10- Máquina universal para ensaios mecânicos	27
Figura 11- Diagrama de tensão por deformação em um ensaio mecânico	27
Figura 12- Elemento sujeito a cisalhamento puro	30
Figura 13- Apoio de a) 1º gênero, articulação, b) 2º gênero, articulação fixa e c) 3º gênero, engaste	30
Figura 14- a) viga engastada sujeita a força externa P e b) os esforços internos do corte a-a .	31
Figura 15- Distribuição de tensões ao longo da seção transversal de um elemento submetido a um momento	31
Figura 16- Cisalhamento na flexão	32
Figura 17- Diagrama de estado de tensões na seção transversal submetida a cisalhamento à flexão	33
Figura 18- Viga-coluna com extremos deslocáveis sujeita a cargas verticais e horizontais no a) estado inicial e b) estado após a deformação	33
Figura 19- Distribuição de tensões em uma viga composta	35
Figura 20- Seção composta de dois materiais com propriedades diferentes	36
Figura 21- Viga com seção composto em materiais transformados	36
Figura 22- Viga sujeita a a) carga real e b) carga virtual	37
Figura 23- Tensões principais atuando em elemento tridimensional	39
Figura 24- Corpo de prova de fibra de carbono laminada com resina epóxi	40
Figura 25- corpos de prova de fibras de carbono para ensaio de compressão	40
Figura 26- Dimensões das amostras de madeira balsa para ensaio	41
Figura 27- Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa	42
Figura 28- Carregamento interpolado aplicado na asa	42

Figura 29- Detalhe da fixação asa-fuselagem na aeronave	43
Figura 30- Corte da seção transversal da longarina principal da asa.....	43
Figura 31- Vista lateral do perfil aerodinâmico utilizado na asa.....	43
Figura 32- Vista frontal e as condições de contorno da longarina da asa	44
Figura 33- Esboço da seção transversal da longarina.....	45
Figura 34- Estrutura do solver para dimensionamento da longarina.....	46
Figura 35- Idealização do ensaio estrutural da longarina	48
Figura 36- Ensaio de tração da fibra de carbono laminada com resina epóxi	50
Figura 37- Ensaio de compressão da fibra de carbono bidirecional laminada com resina epóxi	50
Figura 38- Média do diagrama de tensão x deformação do ensaio de compressão da balsa paralela as fibras	51
Figura 39- Média do diagrama de tensão x deformação do ensaio de compressão da balsa perpendicular as fibras.....	52
Figura 40- Diagrama de momento fletor ao longo da longarina	53
Figura 41- Diagrama de esforço normal ao longo da longarina	53
Figura 42- Diagrama de esforço cortante ao longo da longarina	54
Figura 43- Programação para a determinação das dimensões da seção transversal da longarina	55
Figura 44- Deflexão ao longo da longarina	56
Figura 45- Tensão de flexão ao longo da longarina	56
Figura 46- Tensão normal pura ao longo da longarina.....	57
Figura 47- Tensão cisalhante ao longo da longarina	58
Figura 48- Análise de tensões pelo método das cargas combinadas	58
Figura 49- Tensão ao longo da longarina devido a flexocompressão	59
Figura 50- Análise do estado de tensões ao longo da longarina.....	60
Figura 51- Análise dos coeficientes de falha.....	61
Figura 52- Análise de deformação da longarina da asa utilizando a análise de elementos finitos	62
Figura 53- Vista lateral do perfil e encaixe das mesas	62
Figura 54- Vista isométrica do projeto da asa e as fixações das almas	63
Figura 55- Confecção dos compósitos das mesas da longarina.....	63
Figura 56- Fixação das mesas e almas nos perfis aerodinâmicos.....	64

Figura 57- Longarina da aeronave fixada aos perfis aerodinâmicos	64
Figura 58- Asa da aeronave da Equipe PegAzuls do ano de 2016	65
Figura 59- Aeronave da Equipe PegAzuls do ano 2016.....	66
Figura 60- Aeronave da Equipe PegAzuls do ano 2016 executando um voo de teste	66
Figura 61- Cargas pontuais para ensaio estrutural.....	67
Figura 62- Sistema do ensaio estrutural	67
Figura 63- Deflexão na ponta da asa	68
Figura 64- Solver para dimensionamento estrutural da asa considerando diversas metodologias	69

LISTA DE TABELAS

Tabela 1-Propriedades mecânicas de diferentes fibras de carbono	23
Tabela 2- Propriedades da madeira balsa	24
Tabela 3- Solver para determinação da seção transversal inicial da longarina	45
Tabela 4- Cargas pontuais e posições do ensaio estrutural	49
Tabela 5- Propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional laminada com resina epóxi	51
Tabela 6- Propriedades da madeira balsa para ensaio de compressão paralela as fibras	52

LISTA DE SIMBOLOS

σ'_{rup}	Tensão de ruptura real
σ_r	Limite de resistência
σ_{rup}	Tensão de ruptura
σ_E	Limite de escoamento
σ_{lp}	Limite de proporcionalidade
E	Elasticidade longitudinal
ε	Deformação específica
P	Força axial
A	Área
τ_{cis}	Tensão cisalhante
M	Momento
R	Reação
V	Força cortante
y	Distância da linha neutra até o ponto analisado
I	Momento de inércia
Q	Propriedade geométrica da seção
t	Largura da seção transversal analisada
H	Força horizontal
M_{eq}	Momento equivalente
M_1	Momento de primeira ordem
M_{Δ}	Momento devido a força vertical
M_{δ}	Momento de uma força axial
L	Comprimento da barra
n	Fator de transformação
δ	Deslocamento
N	Força normal
T	Torque
G	Elasticidade transversal
μ	Energia de deformação
ϑ	Coefficiente de poisson
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$	Tensões principais

τ_{xy}	Tensão cisalhante no plano xy
τ_{yz}	Tensão cisalhante no plano yz
τ_{zx}	Tensão cisalhante no plano zx
σ_x	Tensão normal ao eixo x
σ_y	Tensão normal ao eixo y
σ_z	Tensão normal ao eixo z
b	Base da seção
h	Altura da seção
e	Espessura da mesa
w	Carregamento da sustentação
C_f	Coeficiente de falhas

LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1 – Módulo de elasticidade	28
Equação 2 – Tensão normal.....	29
Equação 3 – Tensão de cisalhamento puro.....	29
Equação 4 – Tensão de flexão	31
Equação 5 – Tensão de cisalhamento à flexão	32
Equação 6 – Momento equivalente pelo método de flexocompressão.....	34
Equação 7 – Momento equivalente pelo método de flexocompressão detalhadamente.....	34
Equação 8 – Transformação de seção composta	35
Equação 9 – Coeficiente de transformação de seção composta	35
Equação 10 – Deflexão pelo princípio dos trabalhos virtuais	37
Equação 11 - Deflexão pelo princípio dos trabalhos virtuais simplificada	37
Equação 12 – Energia de distorção pelo método das falhas estáticas	38
Equação 13 – Tensão de Von-Mises em três dimensões.....	39
Equação 14 – Tensão de Von-Mises em duas dimensões	39
Equação 15 – Polinômio da curva de distribuição do carregamento.....	42
Equação 16 – Momento de inércia externo em seção retangular	45
Equação 17 - Momento de inércia interno em seção retangular.....	45
Equação 18 – Decomposição em carga pontual de um carregamento distribuído	48
Equação 19 – ponto de aplicação de uma carga pontual pelo carregamento distribuído	49
Equação 20 – Coeficiente de falha	61

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	16
2. REFERENCIAL TEÓRICO.....	18
2.1. VANTs E SUA EVOLUÇÃO HISTÓRICA	18
2.2. MATERIAIS COMPÓSITOS	20
2.2.1. Fibra de carbono	22
2.2.2. Madeira Balsa	23
2.2.3. Resina epóxi	24
2.2.4. Laminação à vácuo	25
2.3. ENSAIOS MECÂNICOS – TRAÇÃO E COMPRESSÃO	26
2.4. TENSÃO.....	28
2.4.1 Tensão normal	28
2.4.2 Cisalhamento puro.....	29
2.4.3 Vigas e tensões na flexão.....	30
2.4.4 Cisalhamento à flexão	32
2.4.5 Elementos sujeitos a flexocompressão	33
2.5 VIGAS COM SEÇÃO TRANSVERSAL COMPOSTA.....	34
2.6 DEFLEXÃO EM VIGAS PELO MÉTODO DOS TRABALHOS VIRTUAIS	36
2.7 TEORIA DAS FALHAS ESTÁTICAS.....	38
3. METODOLOGIA	40
3.1 ENSAIOS MECÂNICOS DOS MATERIAIS	40
3.1.1 Fibra de carbono	40
3.1.2 Madeira Balsa	41
3.2 DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA ASA	41
3.2.1 Cargas atuantes na asa	41
3.2.2 Definição geométrica e estrutural da asa	42
3.2.3 Fixações e condições de contorno da asa	44
3.2.4 Dimensionamento estrutural da longarina principal da asa.....	44
3.2.4.1 Definição da seção transversal utilizando o método dos trabalhos virtuais	44
3.2.4.2 Análise de estado de tensões	46
3.2.4.2.1 Tensões de flexão.....	46
3.2.4.2.1 Tensões normais puras.....	46
3.2.4.2.2 Tensões cisalhantes.....	47

3.2.4.2.3	Análise do estado de tensão pelas cargas combinadas.....	47
3.2.4.2.4	Elementos sujeitos à flexocompressão	47
3.2.4.2.5	Análise do estado de tensão pelo método das falhas	47
3.3	ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS	47
3.4	CONSTRUÇÃO DA ASA.....	48
3.5	ENSAIO ESTRUTURAL DA ASA	48
4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES	50
4.1	PROPRIEDADES MECÂNICAS DOS MATERIAIS	50
4.1.1	Fibra de carbono	50
4.1.2	Madeira balsa.....	51
4.2	ESFORÇOS INTERNOS NA LONGARINA	52
4.3	DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA ASA UTILIZANDO O PRINCÍPIO DO TRABALHO VIRTUAL	54
4.4	ANÁLISE DE TENSÕES	56
4.4.1	Tensão de flexão (tração e compressão).....	56
4.4.2	Tensão normal pura	57
4.4.3	Tensões cisalhantes.....	57
4.5	ANÁLISE DO ESTADO DE TENSÃO PELO PRINCÍPIO DE CARGAS COMBINADAS.....	58
4.6	ANÁLISE DO ESTADO DE TENSÃO EM ELEMENTOS SUJEITOS A FLEXOCOMPRESSÃO.....	59
4.7	ANÁLISE DO ESTADO DE TENSÃO USANDO O MÉTODO DAS FALHAS ESTÁTICAS	60
4.8	ANÁLISE DOS COEFICIENTES DE FALHA.....	60
4.9	ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS	61
4.10	CONSTRUÇÃO DA ASA DA AERONAVE.....	62
4.11	ENSAIO ESTRUTURAL DA ASA	66
4.12	PROGRAMAÇÃO PARA DIMENSIONAMENTOS FUTUROS.....	68
5.	CONCLUSÕES	70
6.	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	71
7.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	72

1. INTRODUÇÃO

A SAE Brasil (Sociedade de Engenheiros de Mobilidade) trouxe dos EUA em 1999 a competição SAE AeroDesign, que propõe aos estudantes das engenharias, física e ciências aeronáuticas o desafio de projetar e construir um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulável), tendo como alguns objetivos promover o intercâmbio e a difusão de técnicas e conhecimentos na área de engenharia aeronáutica.

O objetivo principal da competição é construir uma aeronave rádio controlada com a maior eficiência estrutural possível, onde deve-se realizar um percurso de voo incluindo decolagem e aterragem. A equipe PegAzuls Aerodesign da Universidade Federal Rural do Semiárido anualmente participa desta competição.

No que se refere as principais partes das aeronaves do Aerodesign e até mesmo das aeronaves comerciais, a asa é um dos seus principais componentes, sendo responsável por suportar o peso em voo e gerar toda a sustentação necessária a mesma. Segundo Niu (1995), as asas são superfícies sustentadoras unidas a cada lado da fuselagem e representam os componentes fundamentais que suportem o avião em voo.

Segundo Lage (2009), na maioria dos casos as estruturas aeroespaciais são complexas, compostas por combinações de diferentes elementos estruturais, devido a isto, torna-se inviável descrevê-las com equações matemáticas separadamente, recorrendo assim a métodos de análise estrutural capazes de descrever estruturas de elevada complexidade, decompondo-as em estruturas mais simples e fáceis de formular em equações algébricas.

Neste contexto, Norton (2013) afirma que, historicamente, várias teorias foram formuladas para explicar as falhas nos materiais, sendo elas a teoria da máxima tensão normal, a teoria da máxima deformação normal, a teoria da energia total de deformação, a teoria da energia de distorção (Von Mises-Hencky) e a teoria da máxima tensão de cisalhamento, sendo a teoria de Von Mises-Hencky a mais precisa.

Visando uma melhor relação entre resistência e massa, a otimização do dimensionamento é um ponto crucial para obter resultados satisfatórios, não só para o AeroDesign, mas também para a indústria aeroespacial, onde o custo interfere diretamente na sua produção.

Um dos principais desafios enfrentados pelo AeroDesign é de se chegar aos projetos estruturais ideais, que ora são superdimensionados, acarretando num aumento de massa indesejado, ou subdimensionado, trazendo sérios riscos à segurança da aeronave. Neste contexto, a asa é uma superfície sustentadora que merece muita atenção, o seu rompimento

resulta na queda da aeronave, já excessivas deformações interferem diretamente na aerodinâmica, por outro lado, o seu superdimensionamento acarreta num aumento de massa significativo.

Este estudo tem uma relevância importante no que diz respeito ao dimensionamento estrutural da asa de uma aeronave radio controlada, as eficiências dos métodos de análise, bem como a utilização de material compósito, serão devidamente verificadas e comparadas. Sendo assim, visando a análise, o dimensionamento estrutural e a construção da asa de uma aeronave rádio controlada. O principal ponto de partida do estudo é a avaliação comparativa de diferentes metodologias e considerações para a análise de tensões e posteriormente uma validação do estudo com a construção da asa e ensaio estrutural.

Partindo deste esboço introdutório, o estudo tem objetivo geral a análise, dimensionamento estrutural, construção e ensaio estrutural da asa de uma aeronave rádio controlada, visando a verificação das metodologias utilizadas na literatura para esta finalidade. Deste objetivo geral, desdobram-se os seguintes objetivos específicos: analisar o comportamento de materiais compósitos para a construção de componentes voltados para a indústria aeroespacial, com o intuito de certificar-se do seu desempenho; verificação comparativa de diferentes metodologias propostas em literaturas no que se refere a análise de tensões e comprovar, através de ensaios estruturais, o correto dimensionamento da asa de uma aeronave radio controlada, aferindo os resultados aos esperados.

2. REFERENCIAL TEÓRICO

2.1. VANTs E SUA EVOLUÇÃO HISTÓRICA

Com a denominação de veículo aéreo não tripulável, VANT é um termo utilizado para descrever qualquer tipo de aeronave que não necessita de um piloto a bordo. Os VANTs podem ser aeronaves com controle remoto, ou podem voar de forma autônoma com base em planos pré-programados de voo, ou mais complexos sistemas de automação dinâmica (DAP, 2002).

Os primeiros registros de utilização de um veículo aéreo não tripulável datam de 22 de agosto de 1849, quando austríacos utilizaram balões não tripuláveis carregados de explosivos contra a cidade de Veneza, na Itália (ALMEIDA, 2014).

De acordo com Oliveira (2009), em 1863, na cidade de Nova York, foi concedida a patente de um bombardeio aéreo não tripulado para Charles Perley. O projeto era de um balão a ar quente com uma cesta carregada de explosivos que seria liberado por um mecanismo temporizado.

O conceito de veículo aéreo não tripulado começou a surgir na guerra civil Americana, utilizado posteriormente na segunda guerra mundial, pelo Japão e Estados Unidos. Desde então, esse tipo de ferramenta tem sido aperfeiçoada, ganhando maior destaque, não só no ramo militar, mas também no uso comercial, como exemplo no controle de tráfego aéreo, agricultura, segurança pública, entre outros (BONE E BOLKCOM, 2003).

Ainda segundo Bone. et al. (2003), durante a Segunda Guerra Mundial, os alemães desenvolveram o V-1, Arma de Vingança 1, que ficou bastante conhecido como “bomba voadora”, o que gerou a iniciativa para lançamentos de programas para desenvolvimento de VANT’s pós-guerra nos Estados Unidos.

Outro país que também desenvolveu um VANT com o advento da Segunda Guerra Mundial foi a Inglaterra, na década de 1930, denominado Queen Bees, era utilizado como alvo para a prática de tiro. Logo em seguida, os EUA também começaram a construir VANT’s com a mesma finalidade. Durante a Guerra Fria, um novo papel foi incorporado aos VANT’s, o de vigilância, e que ainda hoje perdura como uma das suas principais aplicações. O AQM-34, mais conhecido como Firebee, foi um dos resultados de grandes avanços na tecnologia de controle de sistemas não tripulados, usado com sucesso nas guerras da Coreia e Vietnã (DEGERMANO, 2004).

Com o passar dos anos, o desenvolvimento desses dispositivos não tripulados por forças militares foi constante. A cada ano, era produzida uma quantidade maior, com mais tecnologia

embarcada, maior capacidade de voo e de ataque, o que tornou esse equipamento altamente interessante pela sua característica principal, não ser tripulado, o que possibilitava a sua operação em cenários extremamente hostis sem expor os pilotos a perigos peculiares como a sua morte, acidentes e ainda a sua captura pelo inimigo (OLIVEIRA, 2009).

Visando o ambiente civil, os VANTs têm uma ampla utilização, vários setores utilizam estes aparelhos visando economia com operação segura. Oliveira (2009) fez um levantamento de algumas utilizações para estes equipamentos, como transporte de cargas, entregas de encomendas, busca e salvamento, pesquisas científicas e exploração mineral. Jacobsen, (2014) também lista algumas utilizações para veículos aéreos dotados de câmeras, citando os drones como exemplo, sendo elas: controle e vigilância nas áreas de fronteira, mapeamento e fiscalização de áreas rurais, fiscalização fundiária, levantamentos topográficos, controle de atividades ilegais (como a pesca, a caça, o extrativismo e o desmatamento), bem como detecção de incêndios e, até mesmo, para apenas fotografar áreas de difícil acesso.

Durante o processo evolutivo dos VANT's, houve uma significativa influência ao Aerodesign, tanto que a Sociedade de Engenheiros de Mobilidade (SAE) criou uma competição, conhecida como SAE AeroDesign, que ocorre nos Estados Unidos desde 1986, tendo sido concebida e realizada pela SAE International. A partir de 1999 esta competição passou a constar também do calendário de Programas Estudantis da SAE BRASIL, onde, ao longo de sua existência, tornou-se visivelmente, um evento crescente em quantidade e qualidade dos projetos participantes. A evolução, presente nas aeronaves atuais frente a suas precursoras, é considerável, não somente sob o ponto de vista construtivo, mas também nos métodos de projeto utilizados, desenvolvidos com o uso de ferramentas sofisticadas criadas pelas próprias equipes (AERODESIGN, 2017).

A competição é dividida em três categorias de aeronaves: Micro, Regular e Advanced, cada qual com suas restrições de projeto definidas em regulamento. Uma das avaliações da competição consiste na análise de projetos, nos quais os principais subsistemas são avaliados, sendo eles: Aerodinâmica, Estabilidade e Controle, Desempenho, Elétrica, Cargas e Estruturas. A segunda parte da avaliação consiste nas provas de voo, onde, para qualquer das categorias, a eficiência estrutural garante que a aeronave complete o percurso de voo transportando a maior quantidade de carga útil possível. A equipe PegAzuls AeroDesign da Universidade Federal Rural do Semiárido está inserida na classe Regular (PEREIRA; et. al., 2016).

Na Figura 1 é mostrado um VANT usado na competição SAE Brasil AeroDesign 2015 pela Equipe PegAzuls.

Figura 1- VANT da Equipe PegAzuls AeroDesign do ano de 2015



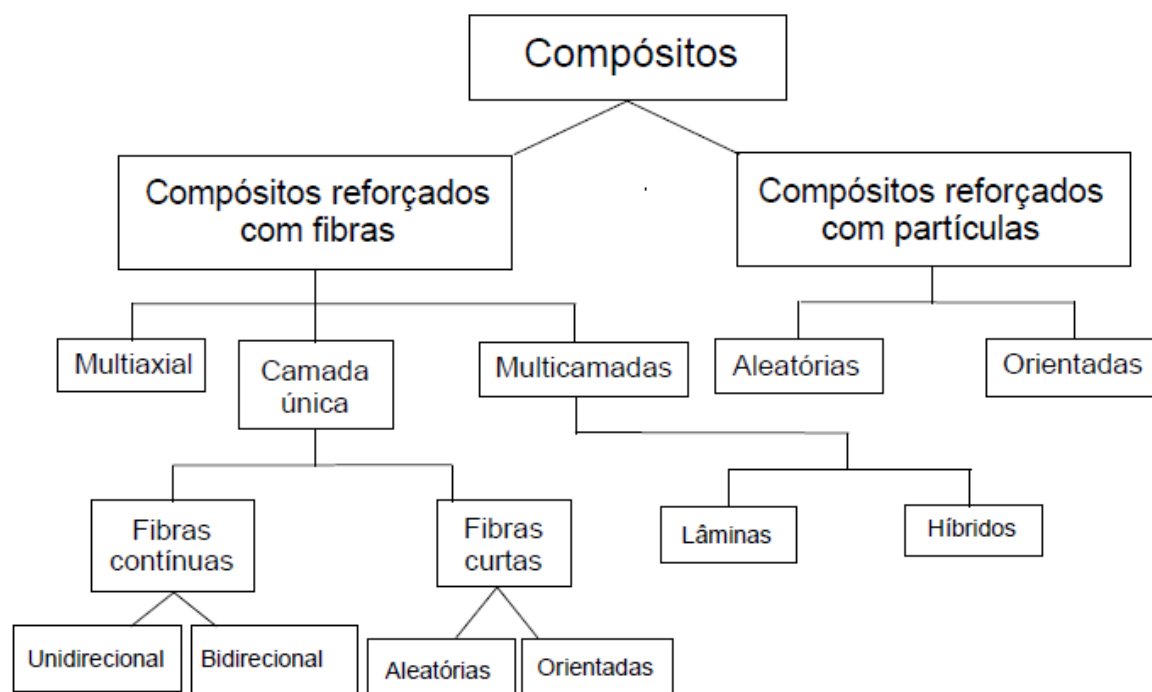
Fonte: Própria (2015)

2.2. MATERIAIS COMPÓSITOS

Os materiais compósitos podem ser determinados como um arranjo multifásico de dois ou mais constituintes devidamente separados por uma interface bem definida. Na maioria das vezes, esses materiais são formados por um componente que funciona como uma fase matriz, com uma resistência mecânica menor, sendo reforçado por outro componente de maior resistência, responsável por suportar as solicitações de carga no qual o material é submetido (PETERS, 1998).

Os materiais compósitos fazem parte de uma extensa e importante classe de materiais de engenharia, usados em uma grande variedade de aplicações, como exemplo, na indústria automotiva, aeronáutica, naval e em equipamentos médicos (MORTENSEN, 2007).

Levy Neto e Pardini (2006) afirmam que os compósitos podem surgir de combinações entre metais, cerâmicas e polímeros. O processamento adequado de materiais torna possível a obtenção de produtos com propriedades como: baixa massa específica, resistência mecânica elevada, alta tenacidade, resistência à corrosão, resistência química, estabilidade térmica e resistência a fadiga. Na Figura 2 é mostrado o esquema de classificação por vários tipos de compósitos.

Figura 2- Esquema de classificação para vários tipos de compósitos

Fonte: Levy Neto e Pardini (2006)

Os materiais compósitos laminados estruturais de elevado desempenho mecânico são amplamente utilizados em diversos setores industriais, grande parte desta viabilidade se deve às relações entre as propriedades mecânicas e o peso dos materiais. As indústrias náutica e aeronáutica são exemplos em que o desempenho do produto final deve garantir a segurança necessária, porém, se o peso do produtor final for excessivo, inviabiliza o seu uso para tais finalidades (CARVALHO, 2005).

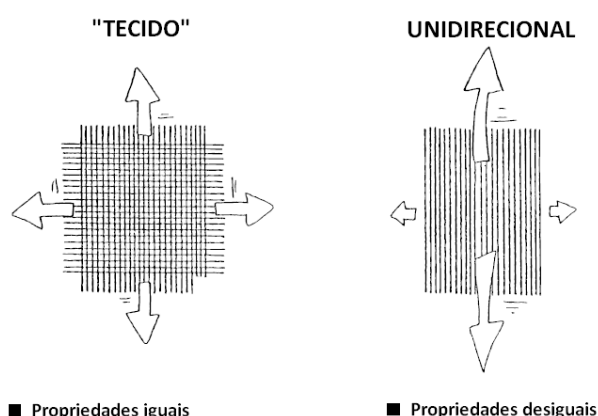
Na Figura 3 é mostrado um compósito de fibra de carbono com a matriz de madeira balsa.

Figura 3- Compósito de fibra de carbono

Fonte: Própria (2017)

Em um compósito as fibras são fortes e firmes, suportando grande parte das cargas aplicadas. A matriz contribui principalmente para a temperatura de serviço, tenacidade e resistência do composto. Compostos unidirecionais têm predominantemente propriedades mecânicas em uma direção, chamados, portanto de anisotrópicos. Materiais isotrópicos têm propriedades mecânicas iguais em todas as direções (STEPANSKI; SIGWALT, 2008). Na Figura 4 são mostradas as diferentes direções para os materiais isotrópicos e anisotrópicos

Figura 4- Direção dos materiais isotrópicos e anisotrópicos



Fonte: Manual Prepreg Technology - www.hexcel.com

2.2.1. Fibra de carbono

As fibras de carbono são muito usadas como reforços para aumentar a rigidez e resistência de materiais compósitos avançados leves, largamente utilizados em aeronaves e aplicações industriais. A expressão “Fibra de Carbono” geralmente se refere a uma variedade de produtos filamentosos compostos por mais de 90% de carbono e filamentos de 5 a 15 μm de diâmetro, produzidos pela pirólise da poliacrilonitrila (PAN), piche ou *rayn* (LUBIN, 1969).

Para Souto. *et al.* (2014), os compósitos reforçados com Fibra de Carbono têm ampla aplicação na fabricação de materiais esportivos, de construção civil, produtos de pesca, indústria automotiva, fuselagem de aviões, próteses, equipamentos radiológicos, maquinaria têxtil, instrumentos musicais, entre outros. Nas últimas décadas sua demanda tem tido um aumento considerável em decorrência de suas propriedades mecânicas.

Segundo Beber (2000), as fibras de carbono utilizadas em reforço estrutural apresentam-se de diversas formas, fabricadas em três tipos, sendo eles as Chapas Pultrudadas, que são chapas de fibras de carbono de alta resistência impregnadas com resina epóxi, resultando em perfis contínuos. Na Figura 5 é mostrado um tecido de fibra de carbono bidirecional.

Figura 5- Tecido de fibra de carbono bidirecional

Fonte: PegAzuls (2016)

Segundo Silva. *et al.* (2012), as fibras de carbono variam suas propriedades mecânicas e seus sistemas de produção dependendo da empresa fabricante. São produzidas através de poliacrilonitrila, e dependendo do tipo de tratamento recebido pela fibra básica, é possível fabricar fibras com variadas configurações de resistências e de módulo de elasticidade. Na tabela 1 são apresentadas propriedades mecânicas de diferentes fibras de carbono.

Tabela 1- Propriedades mecânicas de diferentes fibras de carbono

	Densidade (g/cm ³)	Resistência à tração (MPa)	Elasticidade longitudinal (GPa)
Carbono HS	1,8	3500	90-150
Carbono IM	1,8	5300	150-180
Carbono HM	1,8	3500	180-240
Carbono UHM	2,0	2000	240+

Fonte: Silva, et al. (2012)

2.2.2. Madeira Balsa

A madeira balsa, também conhecida como pau-de-balsa (*Ochroma pyramidale*), é uma espécie encontrada do sul do México até o norte da Venezuela e na costa oeste da América do Sul até a Bolívia. Dentre suas principais aplicações, podemos citar a construção de pequenos barcos, aeromodelos e o no revestimento estrutural de algumas aeronaves. Isso se deve ao fato de ser uma madeira leve e de fácil manuseio (SILVA. *et al.*, 2012).

Ainda de acordo com Silva. *et al.* (2012), a espécie alcança de 18 a 25 metros de altura e diâmetro à altura do peito de até 50 cm. Seu fuste é reto, cilíndrico e livre de ramas até 15 metros de altura ou mais, sendo a copa aberta. Possui casca lisa e acinzentada, mosqueada de branco a pardo. Sua madeira é muito leve e elástica, macia e fácil de trabalhar, é ideal para construção naval, aérea e civil. Na Figura 6 é mostrada uma chapa de madeira balsa.

Figura 6- Madeira balsa

Fonte: Própria (2017)

Estudos realizados por Silva. et al. (2012), definiram algumas propriedades da madeira balsa, conforma a Tabela 2:

Tabela 2- Propriedades da madeira balsa

	Densid. (g/cm ³)	Resistência (MPa)	Elasticidade longitudinal (MPa)
Compressão paralela a fibra	0,312	13,06	5994
Cisalhamento	0,312	3,6	-

Fonte: Soares (2014)

2.2.3. Resina epóxi

A resina epóxi utilizada é considerada uma matriz polimérica termofixa que se endurece ao se unir com um agente catalisador e vai agir estruturando as fibras de reforço, formando o compósito com as propriedades desejadas, muito usada no meio aeronáutico (PEGAZULS, 2016).

Ainda segundo PegAzuls (2016), a taxa de resina/catalisador da resina epóxi normalmente difere dos outros tipos de resina. A proporção adequada é de 1:2 partes em peso de resina e catalisador. Usualmente, são diversas as vantagens dessa resina em termos de versatilidade de processos de cura, o que as tornam populares entre uma grande variedade de aplicações com laminados de alta performance. Na Figura 7 é apresentada uma resina epóxi e um catalisador.

Figura 7- Resina epóxi e catalisador



Fonte: Própria (2017)

2.2.4. Laminação à vácuo

De acordo com Nasseh (2008), o processo de laminação manual se baseia em colocar vários reforços de fibra sobre um molde e em seguida aplicar resina sobre eles, e com o esforço manual, tentar dispersar a resina de modo uniforme sobre as fibras e esperar até a polimerização final da resina.

Tão importante quanto às combinações entre os materiais são os métodos de fabricação possíveis, uma vez que estes implicam em um rigoroso controle do processo produtivo e consequentemente, a qualidade final das peças fabricadas. A laminação manual é, sem dúvidas, o método mais difundido na fabricação de materiais compósitos. Apesar de ser pouco usada atualmente na indústria aeronáutica, em função do surgimento de laminações mais automatizadas, na aviação experimental ainda é bastante comum (PEGAZULS, 2016). Na Figura 8 é mostrada uma laminação de uma fibra de carbono.

Figura 8- Laminação de fibra de carbono



Fonte: PegAzuls (2016)

Ainda segundo PegAzuls (2016), melhores qualidades das propriedades de um compósito são obtidas com laminação à vácuo, sendo este considerado um aprimoramento da

laminação manual. O processo de laminação manual se repete da mesma forma, porém em seguida, a peça é envolvida por uma bolsa plástica conectada por uma mangueira a uma bomba de vácuo. Ao acionar a bomba, o ar é retirado da bolsa plástica, criando dentro da mesma uma pressão maior que a pressão atmosférica, o que auxilia na compactação da peça e na minimização das bolhas de ar. Na Figura 9 é mostrado um processo de envolvimento com a bolsa plástica e a laminação em andamento.

Figura 9- Processo de laminação à vácuo



Fonte: PegAzuls (2016)

2.3. ENSAIOS MECÂNICOS – TRAÇÃO E COMPRESSÃO

Segundo Norton (2013), as propriedades mecânicas de um material são geralmente determinadas por meio de testes destrutivos de amostras sob condições de carregamentos controladas e monitoradas. Os melhores dados de propriedades de materiais são obtidos a partir de ensaios destrutivos ou não destrutivos quando simulam cargas reais por processos reais de manufatura, isso normalmente se faz quando os riscos econômicos e de segurança não são altos. Os fabricantes de aviões, automóveis, motocicletas, equipamentos para fazenda, geralmente instrumentam e testam o conjunto acabado sob condições de serviço reais ou similares.

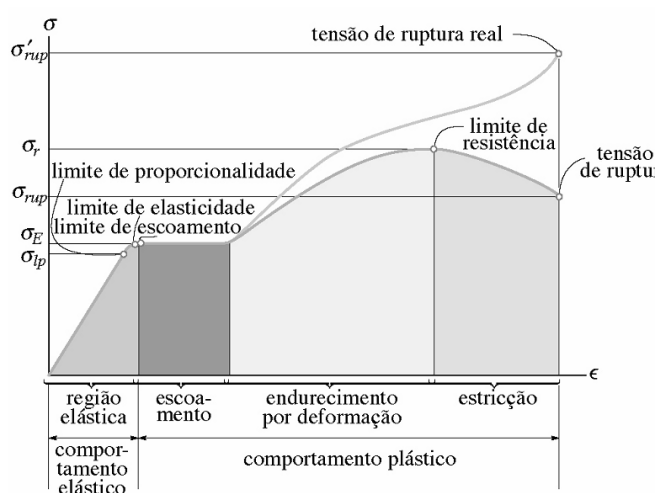
A resistência de um material depende de sua capacidade de suportar uma carga sem deformação excessiva ou ruptura. Essa propriedade é específica ao próprio material e deve ser determinada por métodos experimentais. Um dos testes mais importantes nesses casos é o ensaio de tração ou compressão, é um teste que relaciona a tensão normal média aplicada a um material com a deformação do mesmo. Desta forma, sendo possível determinar diversas propriedades mecânicas dos materiais ensaiados (HIBBELER, 2010). Na Figura 10 é mostrada uma máquina universal para ensaios mecânicos.

Figura 10- Máquina universal para ensaios mecânicos

Fonte: Própria (2017)

A tensão é definida como sendo uma força por unidade de área, a tensão é geralmente distribuída segundo uma função continuamente variável dentro de uma porção contínua do material. Todo elemento infinitesimal do material pode concebivelmente experimentar diferentes tensões ao mesmo tempo (NORTON, 2013).

Na Figura 11 é mostrado o diagrama de tensão normal média e a deformação específica de um material ideal submetido a um ensaio axial (tração ou compressão), observa-se que diversas propriedades mecânicas do material podem ser adquiridas através do gráfico.

Figura 11- Diagrama de tensão por deformação em um ensaio mecânico

Fonte: Hibbeler (2010)

O limite elástico marca o limiar entre as regiões de comportamento elástico ou comportamento plástico do material, neste limite é que se encontra a resistência ao escoamento do material. A tensão no corpo de prova continua a aumentar de forma não linear até o pico, ou o valor de resistência à tração ou compressão (dependendo do ensaio no qual esteja sendo efetuado), também chamado de tensão limite de resistência ou tensão limite de ruptura. (NORTON, 2013).

Segundo Gere e Goodno (2013), a relação linear entre a tensão e deformação específica para um material em tração ou compressão simples é expressa como sendo a elasticidade (E). A elasticidade é uma constante de proporcionalidade conhecida como módulo de elasticidade, que é a inclinação do diagrama tensão-deformação na região elástica linear, na Equação 1 é mostrado o módulo de elasticidade.

$$E = \frac{\sigma}{\epsilon} \quad (1)$$

Onde:

σ = Tensão;

ϵ = Deformação específica.

A equação $\sigma = E \cdot \epsilon$ é usualmente conhecida como Lei de Hooke, em homenagem ao famoso cientista inglês Robert Hooke (1635-1703), que foi o primeiro cientista a investigar cientificamente as propriedades mecânicas dos materiais (GERE; GOODNO, 2013).

Hibbeler (2010) ainda enfatiza que o módulo de elasticidade é uma das propriedades mecânicas mais importantes utilizadas no desenvolvimento de diferentes equações para análise estrutural, porém, é importante ressaltar que a Lei de Hooke só se aplica se o material se comportar na região linear elástica.

2.4 TENSÃO

2.4.1 Tensão normal

As tensões normais atuam na direção perpendicular (normal) à face do elemento e tende a puxá-lo (tensão normal de tração) ou empurrá-lo (tensão normal de compressão). Pressupõe-se que as duas forças opostas são colineares ao longo do eixo. A uma certa distância das extremidades onde as forças são aplicadas, a distribuição de tensões na seção transversal do elemento é essencialmente uniforme (NORTON, 2013). Na Figura 12 é mostrada a força axial gerando a) tração e b) compressão.

Figura 1: Força axial de a) tração e b) compressão



Fonte: Própria (2017)

A tensão normal média pode ser calculada através da Equação 2.

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (2)$$

Onde:

P= Força axial.

A= Área da seção transversal do elemento.

Como a tensão normal σ é obtida dividindo a força axial pela área da seção transversal, ela tem unidades de força por unidade de área. Em unidades SI (Sistema internacional), a força é expressa em Newtons (N) e a área em metros quadrados (m²). Consequentemente, a tensão tem unidades de Newton por metro quadrado (N/m²), isto é, Pascal (Pa) (GERE. *et al.* 2013).

2.4.2 Cisalhamento puro

A tensão cisalhante é empregada para quantificar a distribuição de forças atuando tangencialmente uma superfície. O cisalhamento é causado por forças que atuam paralelamente a uma superfície particular de algum elemento, tendo com resultado direto o cisalhamento ou a tendência ao cisalhamento do material nesta superfície (CRAIG JUNIOR, 2003).

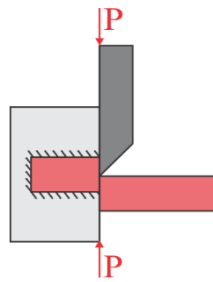
Na Equação 3 é apresentada a tensão de cisalhamento média desenvolvida num determinado material de área “As” devido a uma força “V”, onde atua apenas o cisalhamento puro, conforme mostrado na Figura 12.

$$\tau_{cis, méd} = \frac{V}{A_s} \quad (3)$$

Onde:

V = Força cisalhante;

As = Área transversal na qual a força “V” atua.

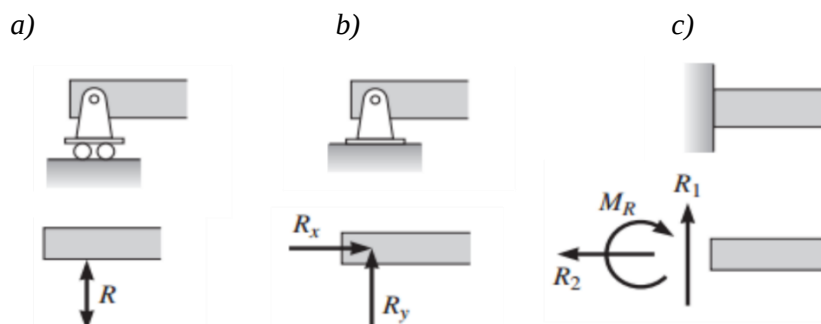
Figura 12- Elemento sujeito a cisalhamento puro

Fonte: Própria (2017)

2.4.3 Vigas e tensões na flexão

De acordo com Sussekind (1981), uma estrutura no espaço possui 6 graus de liberdade (3 transações e 3 rotações, segundo os 3 eixos tri ortogonais) que precisam ser restringidos para evitar a tendência de ruptura da estrutura, chegando assim ao seu equilíbrio. Esta restrição é dada por apoios, que devem impedir essa tendência através do aparecimento de reações dos mesmos sobre a estrutura.

Os apoios podem ser divididos em 3 gêneros, que são classificados de acordo com as reações resultantes nas estruturas. Os apoios de 1º gênero, ou ainda roletes, impedem o deslocamento apenas na direção vertical (Figura 13-a), os apoios de 2º gênero, chamados também de articulação fixa, impedem deslocamentos na vertical e na horizontal (Figura 13-b), e ainda os apoios de 3º gênero, conhecidos como engastes, estes restringem os deslocamentos verticais, horizontais e ainda a rotação da estrutura, gerando um momento interno (Figura 13-c) (SUSSEKIND, 1981).

Figura 13- Apoio de a) 1º gênero, articulação, b) 2º gênero, articulação fixa e c) 3º gênero, engaste

Fonte: Uang, et al. (2009)

Vigas são elementos muito comuns em estruturas e máquinas de todos os tipos, qualquer peça apoiada sujeita a esforços transversais a seu comprimento atuará como uma viga.

Geralmente as vigas são submetidas a uma combinação de tensões normais e de cisalhamento distribuídas em suas seções transversais (NORTON, 2013).

Quando uma viga sofre ação de forças perpendiculares e momentos externos, são criadas tensões e deformações internas nas suas seções transversais, a resultante das tensões pode ser ainda reduzida a uma força cortante V e um momento fletor M (GERE; GOODNO, 2013). Na Figura 14-a, uma força P é aplicada a uma viga engastada, na Figura 14-b estão representados os esforços internos do corte a-a desenvolvidos em função da carga P aplicada.

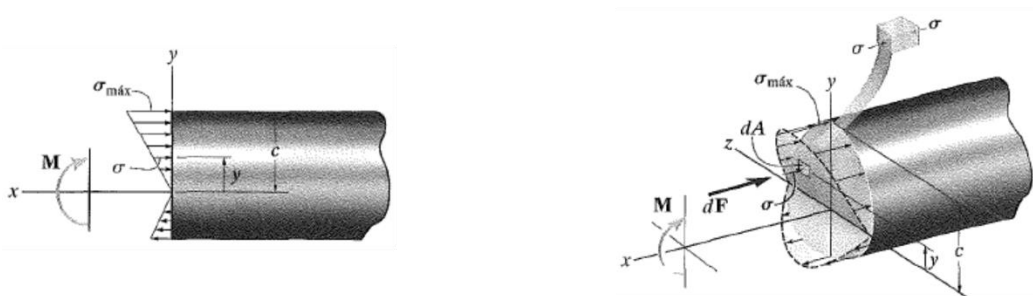
Figura 14- a) viga engastada sujeita a força externa P e b) os esforços internos do corte a-a



Fonte: Própria (2017)

Partindo da premissa de que o material se comporta de uma maneira linear elástica, de modo que a lei de Hooke se aplica, então, a variação linear de deformação normal deve ser consequência de uma variação linear da tensão normal. Logo, a tensão variará de zero, localizado no eixo neutro da seção transversal, até um valor máximo, à distância c mais afastada do eixo neutro. Para um momento M positivo, que age na direção $+z$, valores positivos de y dão valores negativos para σ , isto é, uma tensão de compressão, visto que age na direção x negativa. De forma análoga, valores negativos de y dão valores positivos para σ , ou seja, uma tensão de tração (HIBBELER, 2010), conforme é mostrado na Figura 15.

Figura 15- Distribuição de tensões ao longo da seção transversal de um elemento submetido a um momento



Fonte: Hibbeler (2010)

A equação da flexão para determinar as tensões normais atuantes nas seções transversais do elemento é mostrada na Equação 4.

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{I} \quad (4)$$

Onde:

M= Momento aplicado;

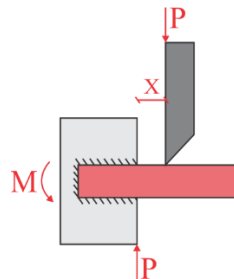
y= Distância da linha neutra até o ponto analisado;

I= Momento de inércia da seção transversal do elemento.

2.4.4 Cisalhamento à flexão

Segundo Norton (2013), a condição mais comum de solicitação de vigas é a combinação de força cortante e momento fletor aplicados a uma seção particular. Na Figura 16 é mostrado o elemento com uma pequena folga “x” entre a lâmina de corte e o engastamento da peça, criando um braço de momento, tornando o par de forças “P” em um binário e assim flexibilizando a peça, em vez de apenas cisalhá-la diretamente.

Figura 16- Cisalhamento na flexão



Fonte: Própria (2017)

Nestes Casos, a tensão de cisalhamento é apresentada na Equação 5. Na Figura 17 é mostrado o diagrama de estado de tensões na seção transversal submetida a cisalhamento à flexão.

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot t} \quad (5)$$

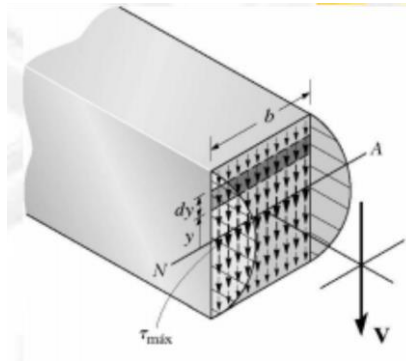
Onde:

V= Força cisalhante;

Q, t= Propriedades geométricas da seção;

I= Momento de inércia da seção.

Figura 17- Diagrama de estado de tensões na seção transversal submetida a cisalhamento à flexão



Fonte: Hibbeler (2010)

2.4.5 Elementos sujeitos a flexocompressão

Elementos estruturais comprimidos e esbeltos sujeitos a uma força de compressão axial são denominados de colunas, e a deflexão lateral que ocorre é denominada flambagem. Em elementos estruturais onde atuam simultaneamente compressão e flexão, são denominados vigas-colunas (HIBBELER, 2010).

O comportamento não linear de vigas-colunas com extremidade deslocável lateralmente (Figura 18) pode ser estudado decompondo-se em parcelas de configurações deformadas. Os deslocamentos são desmembrados em uma configuração retilínea ligando os extremos afastados lateralmente (PFEIL, et. al., 2013). Na Figura 18 é mostrada uma viga-coluna sujeita a uma carga vertical e outra horizontal, onde, na Figura 18-a apresenta o estado inicial da estrutura e na Figura 18-b o estado após a deformação.

Figura 18- Viga-coluna com extremos deslocáveis sujeita a cargas verticais e horizontais no
a) estado inicial e b) estado após a deformação



Fonte: Própria (2017)

Ainda segundo Pfeil. *et al.* (2013) o diagrama de momentos em estruturas sujeitas a flexocompressão podem ser decompostas em três parcelas, sendo elas em M_1 , que é o momento de 1ª ordem, calculado na situação da haste indeformada, $M\Delta$, que é o momento da força axial decorrente do descolamento lateral do extremo da haste e o $M\delta$, que é o momento de uma força axial devido ao deslocamento lateral no meio do eixo da haste (δ), tal qual o momento de 2ª ordem da viga-coluna com apoios extremos indeslocáveis.

Na Equação 6 é mostrado como se calcula o momento equivalente de um elemento sujeito à flexocompressão com carga vertical (V) e carga horizontal (H) gerando uma deformação lateral.

$$M_{eq} = M_1 + M\Delta + M\delta \quad (6)$$

Onde:

M_1 =Momento de primeira ordem;

$M\Delta$ = Momento gerado pela força vertical devido a deslocabilidade;

$M\delta$ = Momento de uma força axial devido a um deslocamento lateral em vigas-colunas com apoios indeslocáveis.

Na Equação 7 está representada a Equação 6 de forma detalhada.

$$M_{eq} = (H.L) + (V.x) + \left(\frac{8.\delta.E.I}{L^2} \right) \quad (7)$$

Onde:

H= Força horizontal;

L= Comprimento da barra;

V= Força vertical;

x= Deslocamento da haste;

δ = Deslocabilidade lateral;

E.I= Rigidez do material.

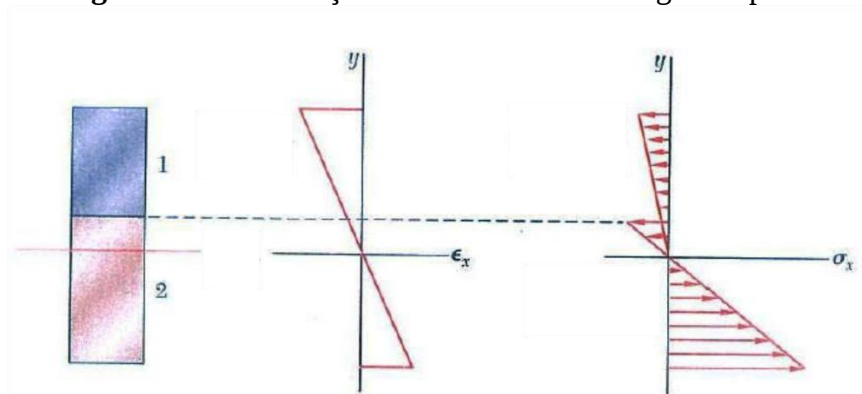
2.5 VIGAS COM SEÇÃO TRANSVERSAL COMPOSTA

Vigas constituídas com dois ou mais materiais de diferentes propriedades são denominadas vigas compostas, essas vigas são projetadas de acordo com as necessidades e tem como finalidade desenvolver meios mais eficientes de suportar cargas aplicadas, um exemplo comum é o concreto armado (HIBBELER, 2010).

Beer. *et al.* (1996), afirma que, se a barra submetida a flexão for constituída de dois ou mais materiais com diferentes módulos de elasticidade, a distribuição de tensão muda de acordo

com as propriedades. Na Figura 19 está representada a distribuição de tensões em uma viga composta de dois materiais com propriedades diferentes.

Figura 19- Distribuição de tensões em uma viga composta



Fonte: Beer, et al. (1996)

Hibbeler (2010) explica que a fórmula de flexão foi desenvolvida para vigas de material homogêneo, não podendo ser aplicada diretamente para determinar a tensão normal em uma viga composta. Para resolver este problema, desenvolveu-se um método para “transformar” uma seção transversal da viga em uma outra seção feita de um único material. Na Equação 8 é representada a transformação das seções.

$$E_1 \cdot \epsilon \cdot dz \cdot dy = E_2 \cdot \epsilon \cdot n \cdot dz \cdot dy \quad (8)$$

Ou ainda,

$$n = \frac{E_1}{E_2} \quad (9)$$

Onde:

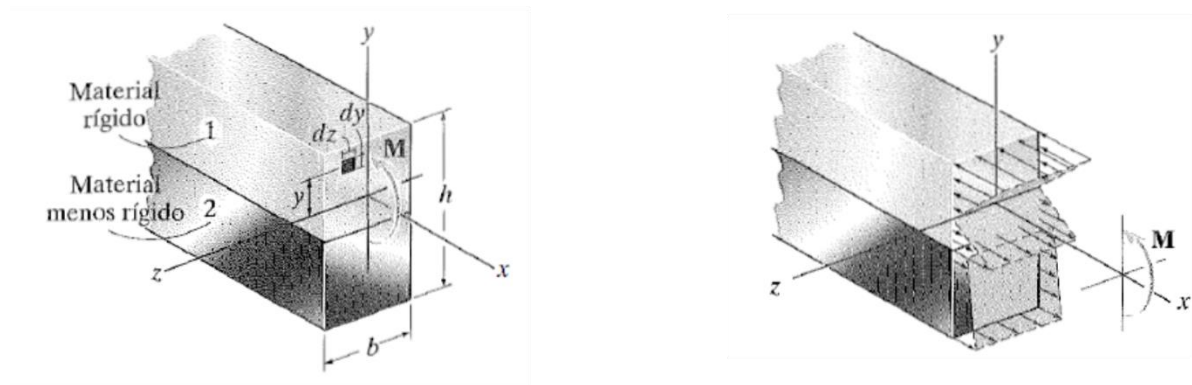
E_1 e E_2 = Módulos de elasticidade dos materiais

ϵ = Deformação do material

n = Fator de transformação

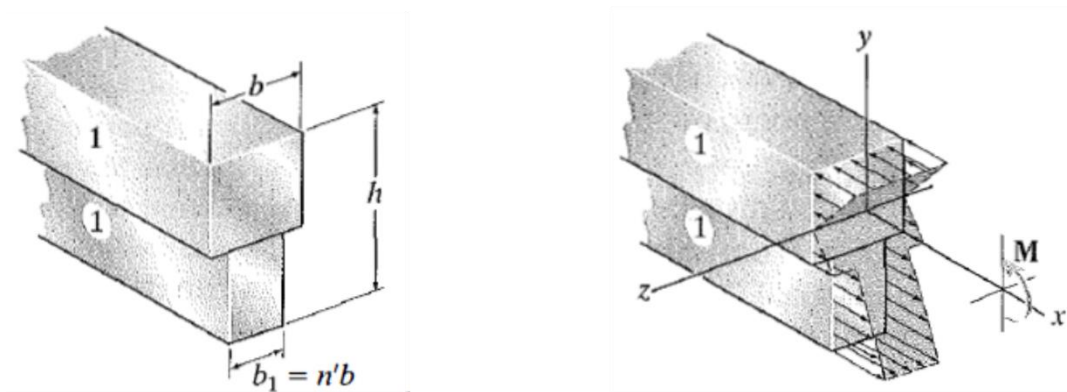
Na Figura 20 é apresentada uma seção composta de dois materiais com propriedades mecânicas diferentes submetidas a um momento M aplicado e sua distribuição de tensão, já na Figura 21 é mostrada a mesma seção e sua respectiva distribuição de tensão com aplicação da transformação de seção.

Figura 20- Seção composta de dois materiais com propriedades diferentes



Fonte: Hibbeler (2010)

Figura 21- Viga com seção composta em materiais transformados



Fonte: Hibbeler (2010)

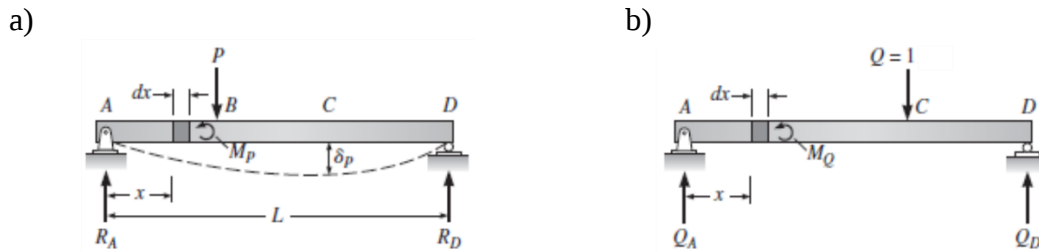
2.6 DEFLEXÃO EM VIGAS PELO MÉTODO DOS TRABALHOS VIRTUAIS

O princípio do trabalho virtual foi desenvolvido por John Bernoulli em 1717 e, como outros métodos de análise, baseia-se na conservação de energia. Esse método de aplicação do princípio do trabalho virtual costuma ser denominado método das forças virtuais, visto que se aplica uma força virtual, resultando no cálculo de um deslocamento externo. Nesse caso, a equação do trabalho virtual representa uma declaração de requisitos de compatibilidade para o corpo (HIBBELER, 2010).

Para calcular uma componente de deflexão de uma viga pelo trabalho virtual, deve-se aplicar uma carga fictícia no ponto onde a deflexão vai ser avaliada, esta carga fictícia deve necessariamente ser uma carga unitária. Uma viga é exemplificada na Figura 22, onde o deslocamento no ponto C deseja-se ser calculado. Na Figura 22-a uma força P (real) está sendo aplicada num determinado ponto, na Figura 22-b está sendo aplicada uma força Q (virtual) no

ponto onde deseja-se calcular a deflexão, desta forma, a deflexão neste ponto é determinada através da Equação 10 (LEET, *et al.* 2010).

Figura 22- Viga sujeita a a) carga real e b) carga virtual



Fonte: Uang, et al., (2009)

$$1. \delta = \int_0^L \frac{n.N}{A.E} dx + \int_0^L \frac{m.M}{E.I} dx + \int_0^L \frac{fs.v.V}{G.A} dx + \int_0^L \frac{t.T}{G.J} dx \quad (10)$$

Onde:

N, M, V, T= É o esforço normal real, momento fletor real, esforço cortante real e esforço torsor real, respectivamente;

n, m, v, t= É o esforço normal virtual, momento fletor virtual, esforço cortante virtual e esforço torsor virtual, respectivamente;

A= Área da seção transversal do material;

fs= Propriedade geométrica da seção;

E= Elasticidade longitudinal do material;

G= Elasticidade transversal do material;

I= Momento de Inércia do material;

J= Momento de inércia polar do material.

Hibbeler (2010) afirma que as deflexões em vigas provocadas por cisalhamento são desprezíveis em comparação com as provocadas por flexão, em particular se a viga for comprida e esbelta, desta forma a Equação 10 se reduz a Equação 11.

$$1. \delta = \int_0^L \frac{m.M}{E.I} dx \quad (11)$$

Onde:

m= Momento fletor virtual;

M= Momento fletor real;

E.I= Rigidez da viga.

2.7 TEORIA DAS FALHAS ESTÁTICAS

Uma peça pode falhar se suas deformações e distorções forem grandes o suficiente para que não funcione adequadamente, ou ainda sofrendo ruptura e separando-se. Ambas as condições são falhas, mas os mecanismos que as causam são totalmente diferentes. Apenas materiais dúcteis podem deformar significativamente antes de romperem, enquanto que materiais frágeis rompem sem mudanças significativas na forma (NORTON, 2013).

Para Beer. *et al.* (1996), os elementos estruturais e os componentes de máquinas são projetados de modo que o material que os compõe, sendo material dúctil, não venha a escoar pela ação dos carregamentos esperados. Quando um elemento estrutural está submetido a tensões multiaxiais, o estado plano de tensão é diferente do estado plano de tensão de um elemento uniaxial, que é o estado no qual o ensaio do material é realizado, deste modo, não é possível prever diretamente desse ensaio se o material que compõe o elemento estrutural em estudo vai se romper ou não. Diante deste problema, é necessário estabelecer algum critério que leve em conta o real mecanismo de ruptura do material, que permita estabelecer os efeitos dos estados de tensões multiaxiais.

Historicamente, várias teorias foram formuladas para explicar as falhas em materiais sobre carregamentos estáticos, a teoria da tensão normal máxima, a teoria da máxima deformação normal, a teoria da energia total de deformação, a teoria de energia de distorção (Von Mises-Hencky) e a teoria da máxima tensão de cisalhamento, dentre estas, a tensão de Von Mises-Hencky é a mais precisa (NORTON, 2013).

Segundo Craig Junior (2003), a teoria de energia de distorção é baseada nas distorções provocadas pela energia de deformação. A energia de deformação (μ) de um elemento de volume do material submetido às três tensões principais ($\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$), e se comportando de maneira linear elástica, aplicando a lei de Hooke, é apresentada na Equação 12. As tensões principais atuam no elemento conforme mostrado na Figura 23.

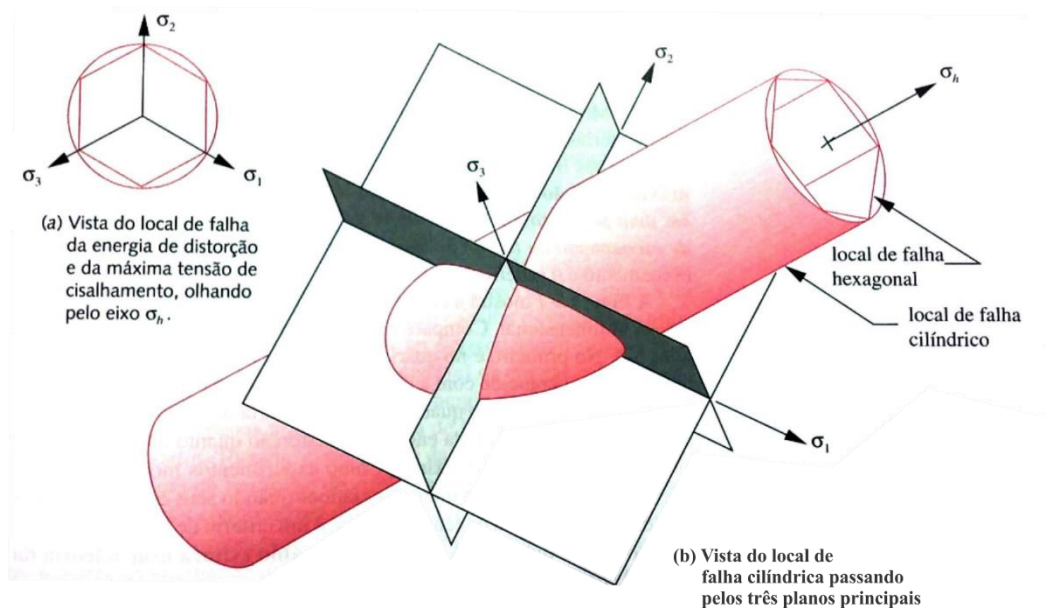
$$\mu = \frac{1}{2 \cdot E} [\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2 \cdot \vartheta \cdot (\sigma_1 \cdot \sigma_2 + \sigma_1 \cdot \sigma_3 + \sigma_2 \cdot \sigma_3)] \quad (12)$$

Onde:

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ = Tensões principais;

ϑ = Coeficiente de Poisson;

E = Elasticidade do material.

Figura 23- Tensões principais atuando em elemento tridimensional

Fonte: Norton (2013)

Para Norton (2013), com frequência, em situações que envolvem tensões combinadas normais e de cisalhamento no mesmo ponto, é conveniente definir uma tensão equivalente que possa ser usada para representar a combinação de tensões. A tensão equivalente de Von Mises (σ') é definida como a tensão de tração uniaxial que criaria a mesma energia de distorção que é criada pela combinação atual as tensões aplicadas, desta forma, podemos tratar casos de tensão multiaxial combinada a tensões de cisalhamento como se fossem devidos a um carregamento de tração pura.

A tensão equivalente de Von Mises para o caso tridimensional é demonstrada na Equação 13.

$$\sigma' = \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6.(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}{2}} \quad (13)$$

Para o caso bidimensional, a tensão de Von Mises é demonstrada na Equação 14.

$$\sigma' = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \cdot \sigma_y + 3. \tau_{xy}^2} \quad (14)$$

Onde:

$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ = Tensões normais nos eixos x, y e z respectivamente.

$\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$ = Tensões cisalhantes nos planos xy, yz e zx respectivamente.

3. METODOLOGIA

3.1 ENSAIOS MECÂNICOS DOS MATERIAIS

3.1.1 Fibra de carbono

Os ensaios de tração foram realizados segundo a norma ASTM – D3039. Os corpos de prova foram preparados em acordo com a norma, e visando também resolver problemas referentes aos aparatos disponíveis em laboratório, os corpos de prova para tração foram cortados com 20 mm de largura e 45 mm de comprimento útil, 85 mm de comprimento total e espessura de 0,6 mm (após a laminação). Na Figura 24 é mostrado um corpo de prova para tração de fibra de carbono laminado com resina epóxi.

Figura 24- Corpo de prova de fibra de carbono laminada com resina epóxi



Fonte: PegAzuls (2016)

Os ensaios de compressão foram realizados de acordo com a norma ASTM C365, os corpos de prova foram preparados baseados na normatização e disponibilidade de materiais e aparatos disponíveis na Equipe, chegando as dimensões de 20mm por 30mm de largura e altura respectivamente e 1,8mm de espessura, conforme mostrado na Figura 25.

Figura 25- corpos de prova de fibras de carbono para ensaio de compressão



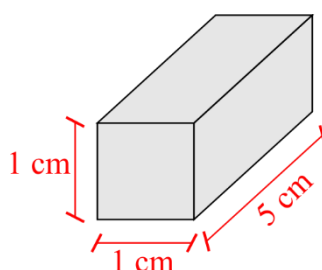
Fonte: Própria (2016)

3.1.2 Madeira Balsa

Para a realização do ensaio de compressão, utilizou-se a madeira balsa disponível no próprio projeto PegAzuls AeroDesign e uma máquina de ensaio universal com capacidade de 200 KN, apresentada na Figura 10.

As dimensões da seção transversal da madeira balsa são descritas de acordo como mostrado na Figura 26, a velocidade do ensaio foi de 10 MPa/min. As dimensões e procedimentos dos ensaios foram baseados de acordo com a NBR- 7190- Projeto de estruturas de madeira.

Figura 26- Dimensões das amostras de madeira balsa para ensaio



Fonte: Própria (2017)

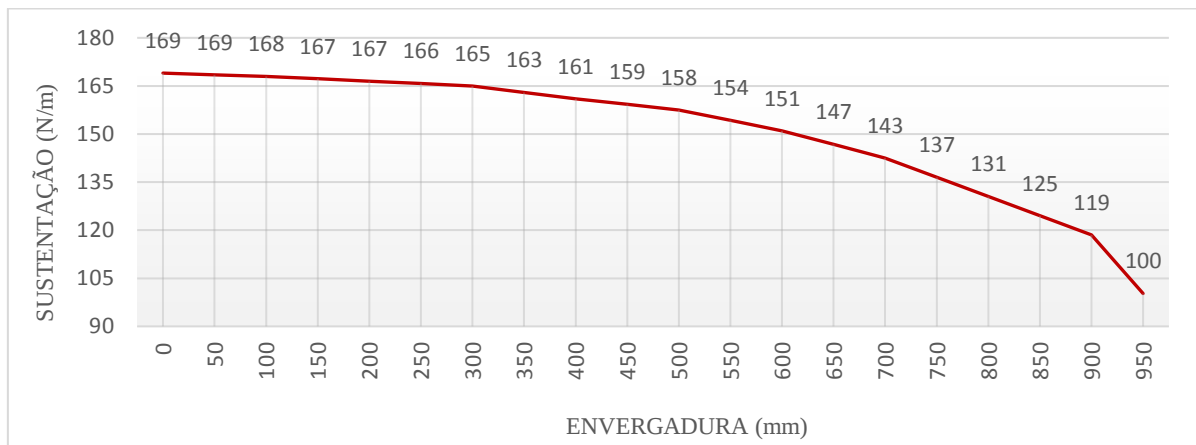
Foram feitos ensaios de compressão paralelos e perpendiculares as fibras, sendo seis corpos-de-prova para cada ensaio.

3.2 DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA ASA

3.2.1 Cargas atuantes na asa

As cargas atuantes na asa da aeronave são definidas como um único carregamento distribuído ao longo da sua envergadura, desta forma, seguindo uma função não linear que depende de vários fatores particulares para cada tipo de projeto de aeronaves.

Para a determinação das cargas atuantes na longarina da asa, analisou-se a distribuição de sustentação com base na distribuição de Shrenk, que é um método baseado na aproximação na teoria da linha sustentadora de Prandtl (PEGAZULS, 2016). A distribuição de sustentação é apresentada na Figura 27.

Figura 27- Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa

Fonte: PegAzuls (2016)

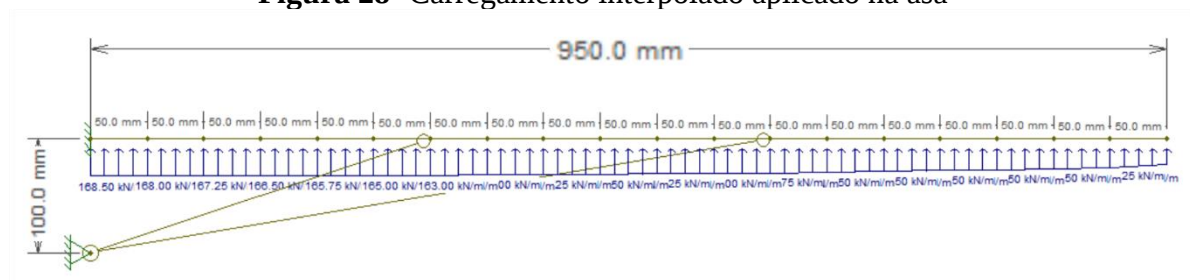
Utilizou-se o software *OriginLab 8* para transpor os dados do gráfico de distribuição de sustentação ao longo da longarina em forma de equação, transformando-a em um polinômio representado na Equação 15.

$$q = 168,6 + 0,03x - (5,4 \cdot (e - 4))x^2 + (2,6 \cdot (e - 6))x^3 - (6 \cdot (e - 9))x^4 + (6,2 \cdot (e - 12))x^5 - (2,3 \cdot (e - 15))x^6 \quad (15)$$

Onde:

x= Variação da distância da longarina no eixo x.

Interpolou-se ainda a equação da distribuição do carregamento na asa, inserindo-a no software *Ftool* em forma de dezenove carregamentos trapezoidais, a fim de aproximar-se ao máximo do carregamento real (Figura 28).

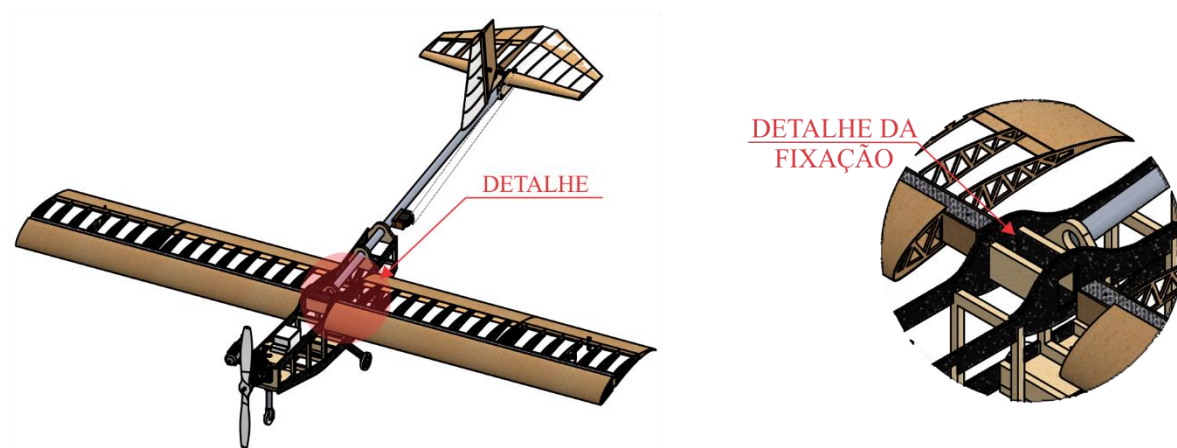
Figura 28- Carregamento interpolado aplicado na asa

Fonte: Própria (2016)

3.2.2 Definição geométrica e estrutural da asa

A asa é fixada na aeronave através da junção entre asa-fuselagem. Buscando sempre a menor quantidade de massa possível para a aeronave, definiu-se apenas uma longarina ao longo de toda a asa, desta forma, suportando todos os esforços decorrentes do carregamento. Na Figura 29 é mostrado um esboço da aeronave e como a asa é fixada na mesma.

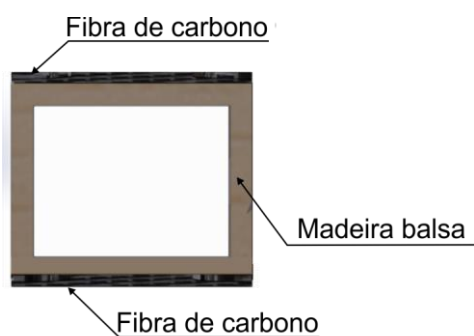
Figura 29- Detalhe da fixação asa-fuselagem na aeronave



Fonte: Própria (2016)

Para a definição geométrica da seção transversal da longarina, levou-se em consideração alguns critérios, inicialmente devido a uma boa eficiência estrutural, definiu-se que o material que ia compor a longarina seria fibra de carbono bidirecional laminada na madeira balsa com resina epóxi (madeira balsa funciona como uma matriz), desta forma, devido às questões construtivas, melhor desempenho em laminações na equipe e melhor aproveitamento estrutural, a seção transversal da longarina foi definida retangular com as fibras de carbono compondo a superfície superior e inferior (mesas), de acordo como mostrado na Figura 30.

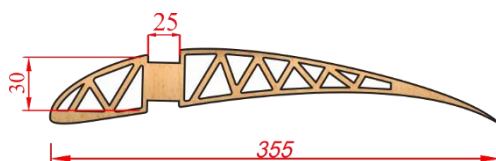
Figura 30- Corte da seção transversal da longarina principal da asa



Fonte: Própria (2016)

A área útil a ser utilizada para a seção transversal da longarina é limitada pelo perfil aerodinâmico utilizado, como mostrado na Figura 31:

Figura 31- Vista lateral do perfil aerodinâmico utilizado na asa



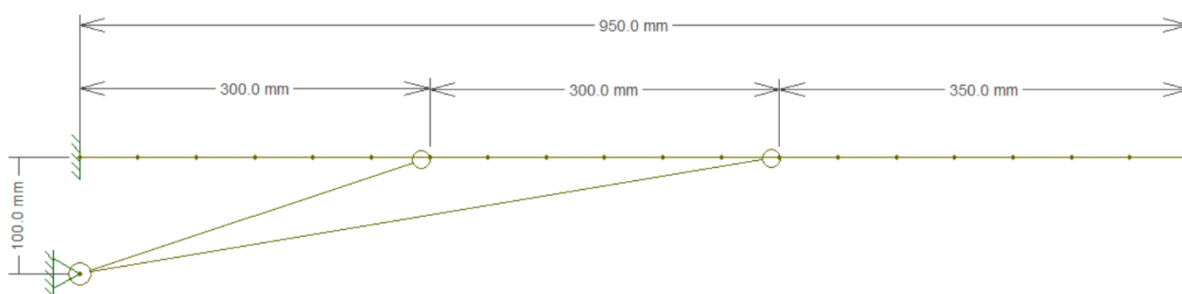
Fonte: Própria (2016)

Desta forma, foi definido que a área útil máxima utilizada para dimensionar a seção transversal da longarina da asa teria dimensões de 25mm de largura por 30mm de altura (Figura 29).

3.2.3 Fixações e condições de contorno da asa

A asa tem um comprimento predefinido de 950 mm e uma altura até o trem de pouso de 100 mm (Figura 32). Por questões de segurança da fixação e visando uma melhor rigidez à asa, utilizou-se dois cabos fixando a longarina à fuselagem, sendo assim, considerou-se a fixação longarina-fuselagem como sendo um engastamento perfeito e as fixações longarina-tirantes-fuselagem como sendo apenas rótulas, já que os tirantes são cabos de aço flexíveis com diâmetro de 0,4 milímetros. Na Figura 32 está ilustrado o esquema de condições de contorno da asa.

Figura 32- Vista frontal e as condições de contorno da longarina da asa



Fonte: Própria (2016)

Ambos os cabos foram fixados no trem de pouso, e em seguida fixados na longarina de forma equidistante, ficando 300 mm e 600 mm da fixação longarina-asa, respectivamente.

3.2.4 Dimensionamento estrutural da longarina principal da asa

3.2.4.1 Definição da seção transversal utilizando o método dos trabalhos virtuais

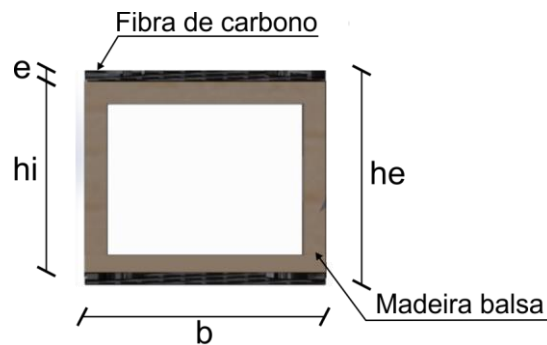
Segundo estudos desenvolvidos pelo subsistema de Aerodinâmica da Equipe Pegazuls, a deflexão máxima admitida à longarina em qualquer ponto da mesma, sem que a sustentação da asa tenha prejuízos significantes em relação a sua eficiência aerodinâmica, é de 50 mm (PEGAZULS, 2016). Partindo desta premissa, utilizou-se o princípio dos trabalhos virtuais para determinação da deflexão, de acordo com a Equação 11.

Devido à elevada diferença entre a elasticidade longitudinal da fibra de carbono e a elasticidade longitudinal da madeira balsa, verificou-se que o carregamento transversal atuando

na matriz (madeira balsa) é desprezível na resistência do composto, por este motivo, considerou-se a seção transversal como uma Seção I, onde as mesas são de fibra de carbono e a alma de madeira balsa com uma espessura infinitesimal. Desta maneira, fez-se as análises considerando apenas as mesas atuando estruturalmente.

Para determinar as dimensões iniciais da seção transversal da longarina, desenvolveu-se uma programação no software *Excel*, utilizando a função *solver*, onde as variantes são a base e a altura da seção, e a função objetivo sendo a mínima espessura possível. Na figura 33 é mostrado um esboço da seção transversal da longarina com as indicações das nomenclaturas usadas no *solver* demonstrado na Tabela 3. Na Figura 34 é mostrada a estrutura do *solver* com os seus respectivos dados de entrada.

Figura 33- Esboço da seção transversal da longarina



Fonte: Própria (2016)

Tabela 3- Solver para determinação da seção transversal inicial da longarina

Equação	Variantes	Objetivo	Restrições
$I_e - I_i = \frac{\int_0^x m \cdot M \cdot dx}{E \cdot \delta}$	$b; h; e$	Mínimo (e)	$b \leq 25mm$ $h \leq 30mm$ $\delta \leq 50mm$

Fonte: Própria (2016)

Sendo I_e o momento de Inércia externo da seção e o I_i o momento de inércia interno da seção (Equações 16 e 17).

$$I_e = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 \quad (16)$$

$$I_i = \frac{1}{12} \cdot b \cdot (h - 2 \cdot e)^3 \quad (17)$$

Onde:

b= Base da seção transversal;

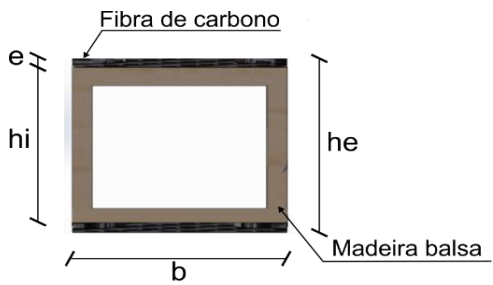
he= Altura externa da seção transversal;

hi= Altura interna da seção transversal;

e = Espessura das fibras de carbono laminadas.

A Equação do momento virtual e momento real foi obtida através dos pontos gerados no software *Ftool* e interpolados num polinômio no software *OriginLab 8*. A integral do momento virtual multiplicado pelo momento real em função do comprimento x foi obtida com o auxílio do software *GeoGebra®* e usada como um dos dados de entrada na programação do solver.

Figura 34- Estrutura do solver para dimensionamento da longarina

 UFERSA - UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMIÁRIDO Curso de Engenharia Civil Dimensionamento - Seção transversal de uma longarina - Método deslocamentos Aluno: Alison Kaio Dantas		Executar Solver																			
Dimensionamento de longarina de seção quadrada com mesas laminadas																					
Dados de entrada Tensão adm fibra (MPa) Tensão adm madeira (MPa) Base útil (mm), b útil Altura útil (mm), h útil Elasticidade (MPa), E Deslocamento adm (mm), δ máx $\int m.M.dx$																					
Solver <table border="1"> <thead> <tr> <th>Descrição</th> <th>Equação</th> <th>Resolução</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>$b < b$ útil</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>$h < h$ útil</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>$\delta < \delta$ max</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>$e - l_i > (\int m.M)/E\delta$</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>espessura inicial, e</td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>		Descrição	Equação	Resolução	$b < b$ útil			$h < h$ útil			$\delta < \delta$ max			$ e - l_i > (\int m.M)/E\delta$			espessura inicial, e			Dados de saída b (mm) h_e (mm) h_i (mm) e (mm) Deslocamento (mm)	
Descrição	Equação	Resolução																			
$b < b$ útil																					
$h < h$ útil																					
$\delta < \delta$ max																					
$ e - l_i > (\int m.M)/E\delta$																					
espessura inicial, e																					

Fonte: Própria (2016)

3.2.4.2 Análise de estado de tensões

3.2.4.2.1 Tensões de flexão

Para verificar as tensões de flexão (compressão e tração) desenvolvidas nas seções da longarina, utilizou-se o software *Ftool* para obtenção do diagrama de momento fletor, posteriormente utilizou-se a Equação 4, seção 2.4.3, para aferir as tensões.

3.2.4.2.1 Tensões normais puras

Para análise das tensões normais puras aplicadas à seção, obteve-se inicialmente o diagrama de esforço normal através do software *Ftool*, posteriormente aplicou-se na Equação

2, representada na seção 2.4.1. As tensões normais puras não incluem as tensões normais geradas através da flexão.

3.2.4.2.2 Tensões cisalhantes

Para análise das tensões cisalhantes aplicadas à seção, obteve-se o diagrama de esforço cortante no software *Ftool*, posteriormente, aplicou-se a Equação 5, seção 2.4.4, que determina as tensões cisalhantes em elementos submetidos a cisalhamento à flexão, desta forma, tendo o resultado das tensões cisalhantes ao longo das seções da estrutura.

3.2.4.2.3 Análise do estado de tensão pelas cargas combinadas

Para a verificação do estado de tensões pelas cargas combinadas, fez-se uma análise da combinação das tensões atuantes simultaneamente, sendo elas tensões de compressão e/ou tração pura (Equação 2) e tensões de compressão e/ou tração devido a tensão de flexão (Equação 4).

3.2.4.2.4 Elementos sujeitos à flexocompressão

A verificação do estado de tensões por elementos sujeitos à flexocompressão foi realizada através da Equação 7, demonstrada na seção 2.4.5, onde relaciona além dos momentos gerados em 1ª ordem, os momentos gerados através do efeito de 2ª ordem em estruturas.

3.2.4.2.5 Análise do estado de tensão pelo método das falhas

A análise do estado de tensões pelo método das falhas parte da Equação 14, seção 2.7, relacionam-se as tensões principais aplicadas aos três eixos (x, y e z) e a tensão cisalhante, onde as tensões principais são a soma da tensão normal pura (Equação 2) e a tensão normal desenvolvida devido a flexão (Equação 4).

3.3 ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS

Para realizar a análise de elementos finitos, utilizou-se o software *SolidWorks*, simulando a longarina da asa em relação ao seu deslocamento em diversos pontos da mesma. As condições de contorno utilizadas foram as mesmas da seção 3.2.3, e as propriedades

mecânicas dos materiais simulados foram as mesmas dos materiais utilizados para a sua construção.

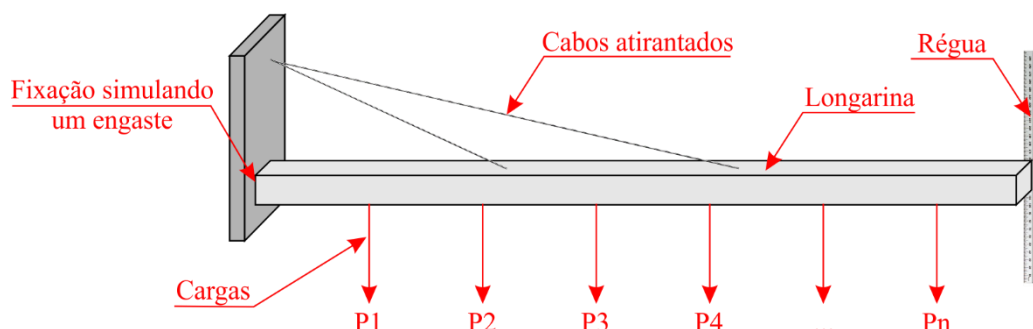
3.4 CONSTRUÇÃO DA ASA

Para a construção da asa, utilizou-se os materiais disponíveis no projeto PegAzuls AeroDesign, sendo estes a fibra de carbono bidirecional laminada com resina epóxi na madeira balsa, formando um compósito, e adesivo instantâneo multiuso. Utilizou-se ainda ferramentas disponíveis no laboratório de engenharia mecânica da Universidade Federal Rural do Semiárido para auxiliar em todo o processo construtivo.

3.5 ENSAIO ESTRUTURAL DA ASA

Para a realização do ensaio estrutural da asa, fez-se necessário uma idealização do mesmo, segundo apresentado na Figura 35:

Figura 35- Idealização do ensaio estrutural da longarina



Fonte: Própria (2016)

A fixação da asa em algum componente deve se aproximar o máximo possível do real, simulando um engaste, os cabos atirantados foram fixados na longarina conforme serão utilizados na realidade. Devido a dificuldade de implementar um modelo de carregamento distribuído real, o mesmo foi decomposto em diferentes cargas pontuais, para tanto, utilizou-se o auxílio do software *GeoGebra* na resolução dos cálculos das Equações 18 e 19, onde, na Equação 18 obtêm-se as cargas pontuais e na Equação 19 obtêm-se o centro de aplicação da carga no eixo x. Utilizou-se ainda uma régua na ponta da longarina para aferir a deslocamento após adição das cargas.

$$P = \int_0^x W \cdot x \cdot dx \quad (18)$$

$$X \text{ barra} = \frac{\int_0^x W \cdot x \cdot dx}{\int_0^x W \cdot dx} \quad (19)$$

Onde:

W= Equação do carregamento (Equação 15).

Após analisar a viabilidade do espaçamento entre cargas, definiu-se que o carregamento distribuído foi dividido em 5 cargas pontuais, conforme mostrado na Tabela 4.

Tabela 4- Cargas pontuais e posições do ensaio estrutural

Descrição	Carga (N)	Carga (kg)	x barra
1°	31,9 N	3,2 kg	9,5 cm
2°	31,3 N	3,1 kg	28,5 cm
3°	30,1 N	3,0 kg	47,4 cm
4°	27,5 N	2,8 kg	66,3 cm
5°	23,4 N	2,3 kg	85,1 cm

Fonte: Própria (2016)

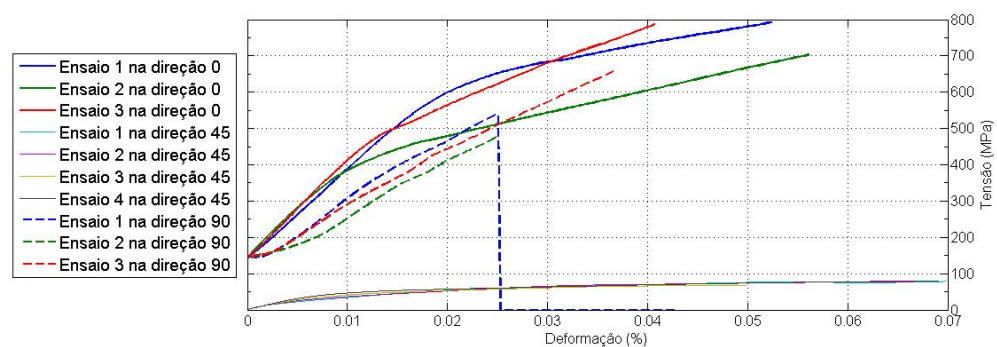
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 PROPRIEDADES MECÂNICAS DOS MATERIAIS

4.1.1 Fibra de carbono

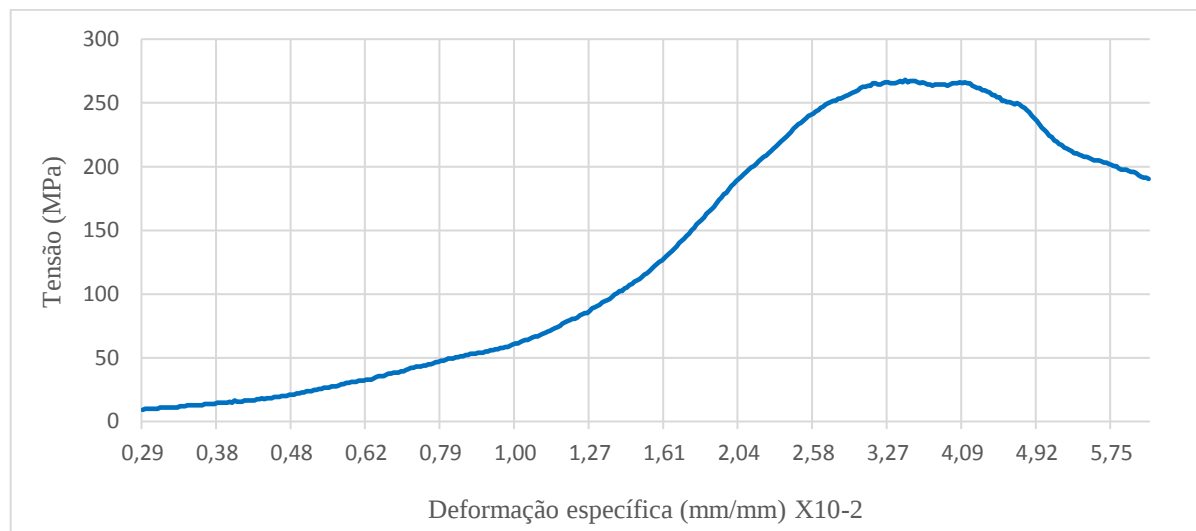
Com a realização dos ensaios, obtiveram-se os dados de tensão por deformação. Na Figura 36 é representado o gráfico do ensaio de tração da fibra de carbono laminada com resina epóxi em diferentes direções da fibra, já na Figura 37 é representado o gráfico do ensaio de compressão da fibra de carbono laminada com resina epóxi.

Figura 36- Ensaio de tração da fibra de carbono laminada com resina epóxi



Fonte: Própria (2016)

Figura 37- Ensaio de compressão da fibra de carbono bidirecional laminada com resina epóxi



Fonte: Própria (2016)

As propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional laminada com resina epóxi são mostradas na Tabela 5. Observando diversos fatores que influenciam na resistência da fibra de carbono e a discrepância de resultados em variados estudos, definiu-se um fator de

minoração da resistência da fibra de carbono, para uma maior segurança da aeronave, no valor de 1,5.

Tabela 5- Propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional laminada com resina epóxi

Descrição	Resistência à tração (Mpa)	Resistência à compressão (Mpa)	Elasticidade long. (GPa)
Fibra de Carbono	300,00	179,00	32,00 GPa

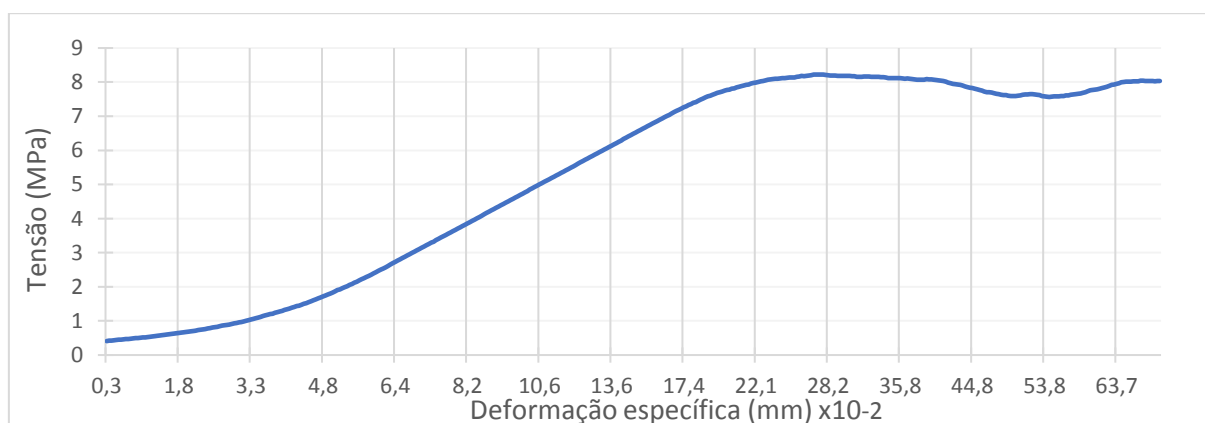
Fonte: Própria (2016)

Comparando com os estudos realizados por Silva, et. al. (2012), percebeu-se que a resistência à tração das fibras de carbono aferida é inferior as propriedades encontradas no referido estudo, citado na seção 2.2.1. Diferentes fatores podem trazer discrepâncias nos resultados comparados a diversas bibliografias, a quantidade de resina utilizada na laminação e a estocagem das fibras são alguns exemplos que interferem no resultado final.

4.1.2 Madeira balsa

Com a realização dos ensaios, obtiveram-se os dados de tensão por deformação na madeira balsa. Na Figura 38 são apresentados os valores médios de tensões por deformação do material ensaiado para a compressão paralela as fibras.

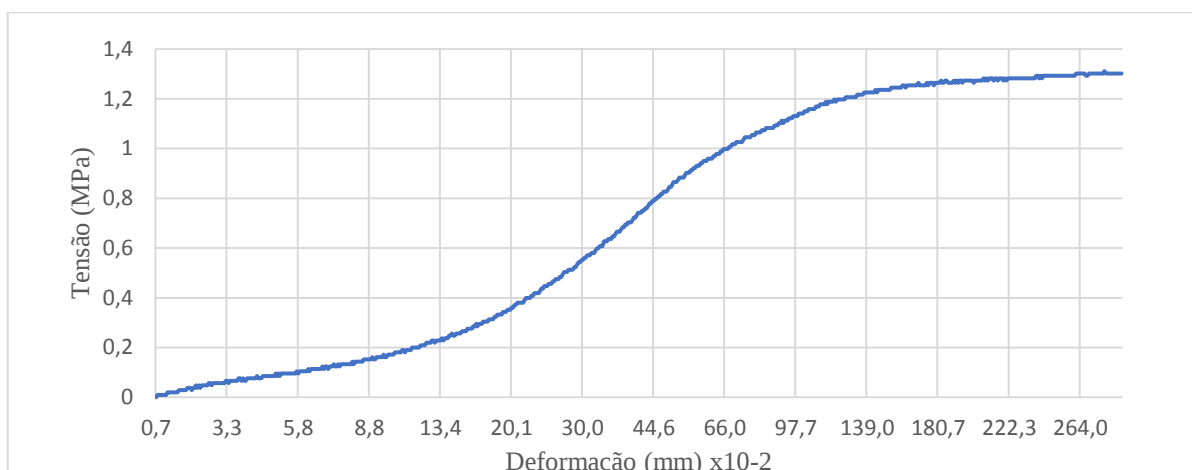
Figura 38- Média do diagrama de tensão x deformação do ensaio de compressão da balsa paralela as fibras



Fonte: Própria (2016)

Na Figura 39 são apresentados os valores médios de tensões por deformação do material ensaiado para a compressão perpendicular as fibras.

Figura 39- Média do diagrama de tensão x deformação do ensaio de compressão da balsa perpendicular as fibras



Fonte: Própria (2016)

Das Figuras 38 e 39, obtiveram-se algumas propriedades da madeira balsa, apresentadas na Tabela 6:

Tabela 6- Propriedades da madeira balsa para ensaio de compressão paralela as fibras

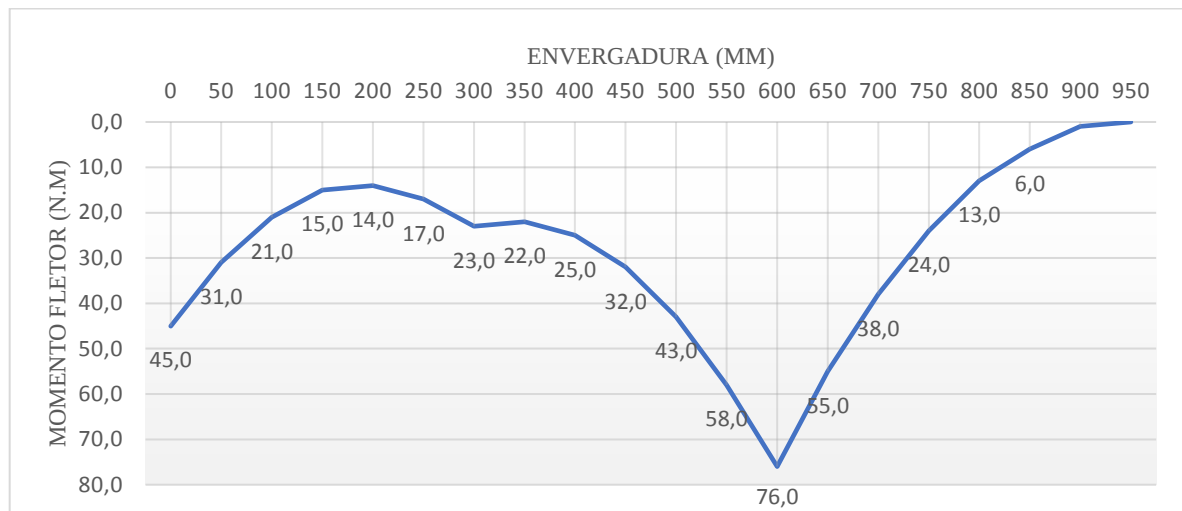
Descrição		Tensão de esc. compressão (Mpa)	Elasticidade long. (GPa)
Madeira balsa	Paralela as fibras	8,15 MPa	5,34 GPa
	Perpendicular as fibras	1,20 Mpa	3,73 GPa

Fonte: Própria (2016)

Comparando com os estudos realizados por Soares (2014), percebeu-se que a tensão de escoamento à compressão da madeira balsa paralela às fibras é inferior as mesmas propriedades obtidas no estudo citado (seção 2.2.2). Esta diferença está condicionada a diversos fatores, como armazenamento, densidade, umidade ou ainda manuseio. Por outro lado, o resultado aferido para a Elasticidade Longitudinal às fibras está bem próximo a mesma propriedade mostrada nos estudos de Soares (2014).

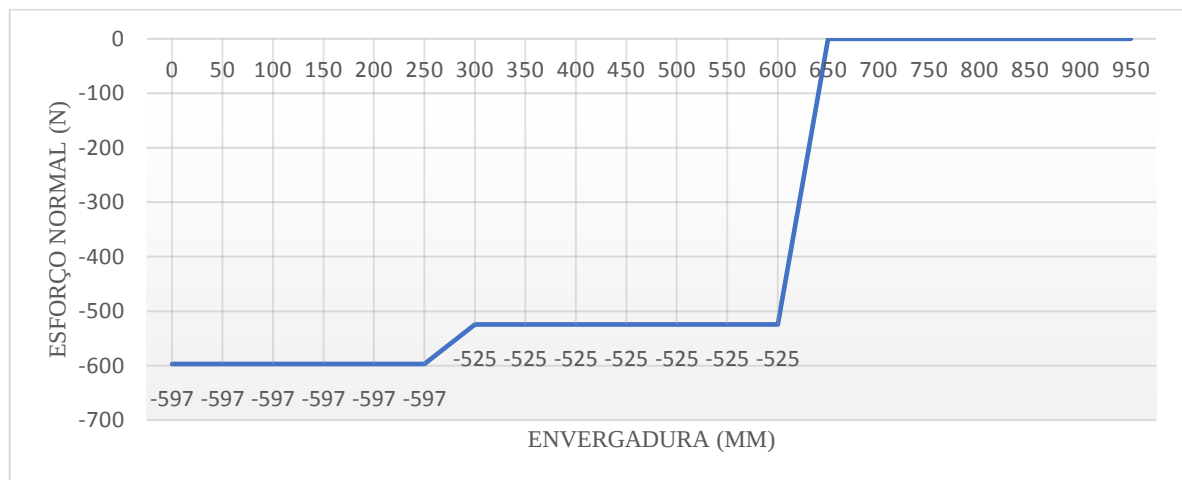
4.2 ESFORÇOS INTERNOS NA LONGARINA

Os diagramas de esforços internos da longarina foram gerados através do software Ftool, e posteriormente plotados os gráficos no software *Excel*, sendo apresentado na Figura 40 o diagrama de momento fletor, na Figura 41 o diagrama de esforço normal e na Figura 42 o diagrama de esforço cortante ao longo da longarina.

Figura 40- Diagrama de momento fletor ao longo da longarina

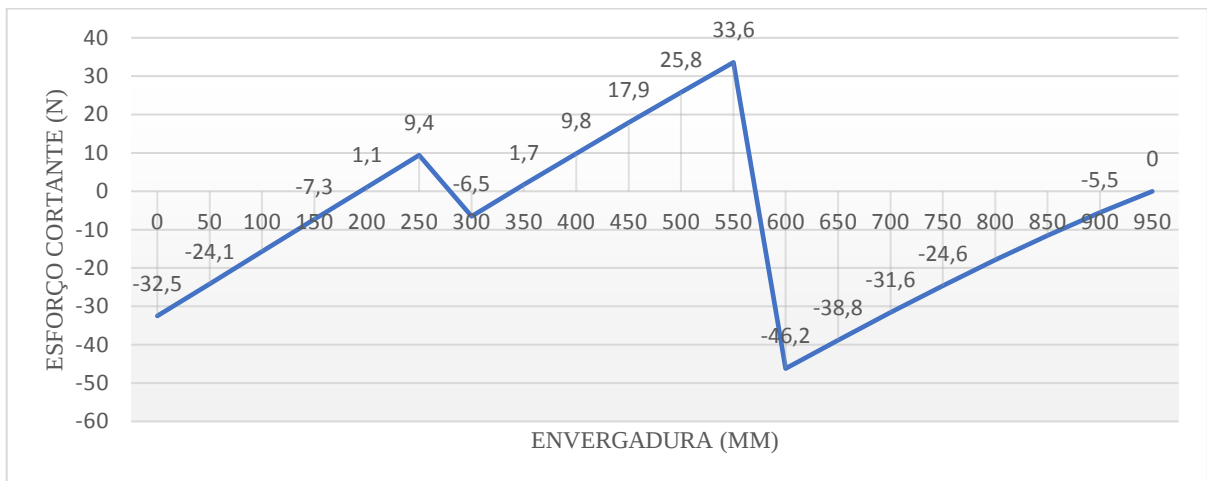
Fonte: Própria (2016)

Na Figura 40 pode-se observar bem o comportamento gráfico do diagrama do momento fletor, onde o tirante fixado na posição $x=600\text{mm}$ fez com que o momento fletor naquele ponto fosse o mais crítico da estrutura.

Figura 41- Diagrama de esforço normal ao longo da longarina

Fonte: Própria (2016)

Na Figura 41 observa-se o como a tensão normal é distribuída ao longo da estrutura, no ponto onde o tirante da posição $x=600\text{mm}$ é fixado, gera um aparecimento de uma força de compressão constante até a posição $x=300\text{mm}$, que é a posição do outro tirante, que gera uma força de compressão adicional ao gráfico, mantendo constante até a raiz.

Figura 42- Diagrama de esforço cortante ao longo da longarina

Fonte: Própria (2016)

Observando o diagrama de esforço cortante apresentado na Figura 42, percebe-se que ele tem pontos máximos e mínimos aproximados, isso é um fator positivo para a estrutura, visto que os esforços cortantes estão distribuídos e não pontuais, gerando alta concentração de tensão cisalhante.

4.3 DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL DA ASA UTILIZANDO O PRINCÍPIO DO TRABALHO VIRTUAL

Para a determinação das dimensões da seção transversal da longarina usando o princípio do trabalho virtual para o dimensionamento, representado na seção 2.6, Equação 11, desenvolveu-se uma programação no software *Excel*, através da ferramenta solver, representada na Figura 43.

Figura 43- Execução da programação para a determinação das dimensões da seção transversal da longarina



UFERSA - UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMIÁRIDO

Curso de Engenharia Civil

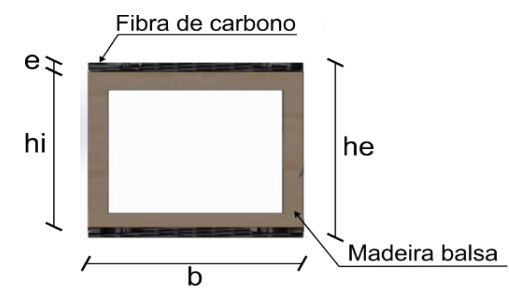
Dimensionamento - Seção transversal de uma longarina - Método deslocamentos

Aluno: Alison Kaio Dantas

Executar Solver

Dimensionamento de longarina de seção quadrada com mesas laminadas

Dados de entrada	
Tensão adm fibra (MPa)	179 MPa
Tensão adm madeira (MPa)	8 MPa
Base útil (mm), b útil	25 mm
Altura útil (mm), h útil	30 mm
Elasticidade (MPa), E	32000 MPa
Deslocamento adm (mm), δ máx	50 mm
$\int m.M.dx$	11,27

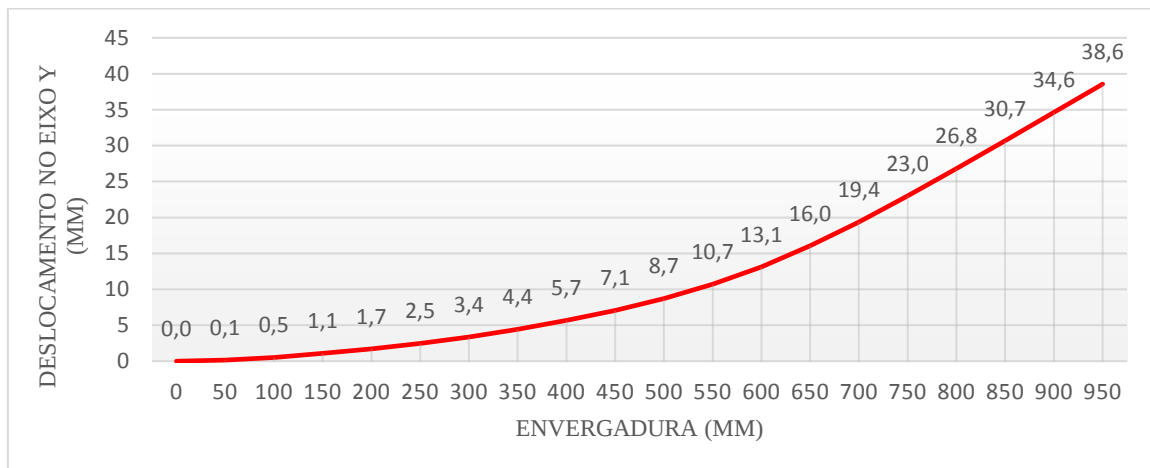


Solver			Dados de saída	
Descrição	Equação	Resolução		
$b < b \text{ útil}$	25	25	b (mm)	25 mm
$h < h \text{ útil}$	30	30	he (mm)	30 mm
$\delta < \delta \text{ máx}$	50	50	hi (mm)	28,2 mm
$I_e - I_i > (\int m.M)/E\delta$	7044	7044	e (mm)	0,9 mm
espessura inicial, e	0,65	9529,65	Deslocamento (mm)	37 mm

Fonte: Própria (2016)

A espessura de cada fibra de carbono separadamente equivale a 0,30mm, por este motivo, as espessuras das mesas são múltiplas de 0,30mm. Após a execução do solver minimizando as espessuras das mesas, as dimensões iniciais foram de 0,90 mm para cada, a base e altura de 25 e 30 mm respectivamente. O resultado da interação para as dimensões de base e altura já era o esperado, levando em consideração o maior aproveitamento da seção transversal disponível.

Determinada a seção transversal da longarina, a deflexão na mesma foi avaliada com o auxílio do software *Ftool*, sendo representada na Figura 44.

Figura 44- Deslocamento ao longo da longarina

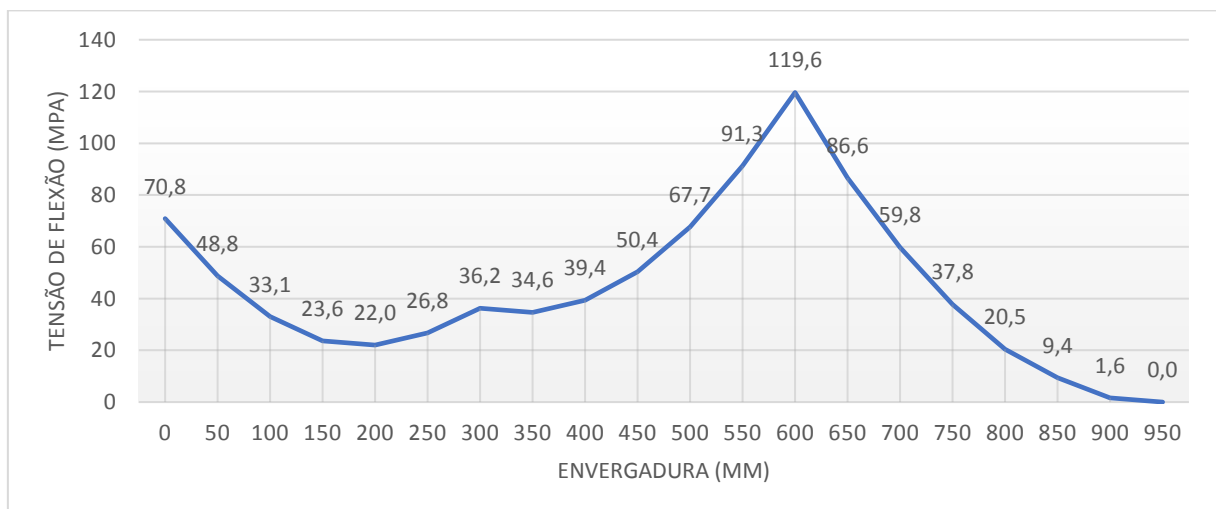
Fonte: Própria (2016)

Analisou-se que em todos os pontos da longarina a deflexão ficou abaixo da deflexão máxima permitida. A deflexão na ponta se comporta conforme o calculado, enfatizando ainda mais a importância da análise analítica utilizando o método dos trabalhos virtuais.

4.4 ANÁLISE DE TENSÕES

4.4.1 Tensão de flexão (tração e compressão)

Para a determinação da tensão de flexão, utilizou-se a Equação 4, apresentada na seção 2.4.3. Como a seção é simétrica em torno do eixo x, a tensão de compressão nas fibras superiores tem a mesma intensidade da tensão de tração nas fibras inferiores. Sendo elas apresentadas na Figura 45.

Figura 45- Tensão de flexão ao longo da longarina

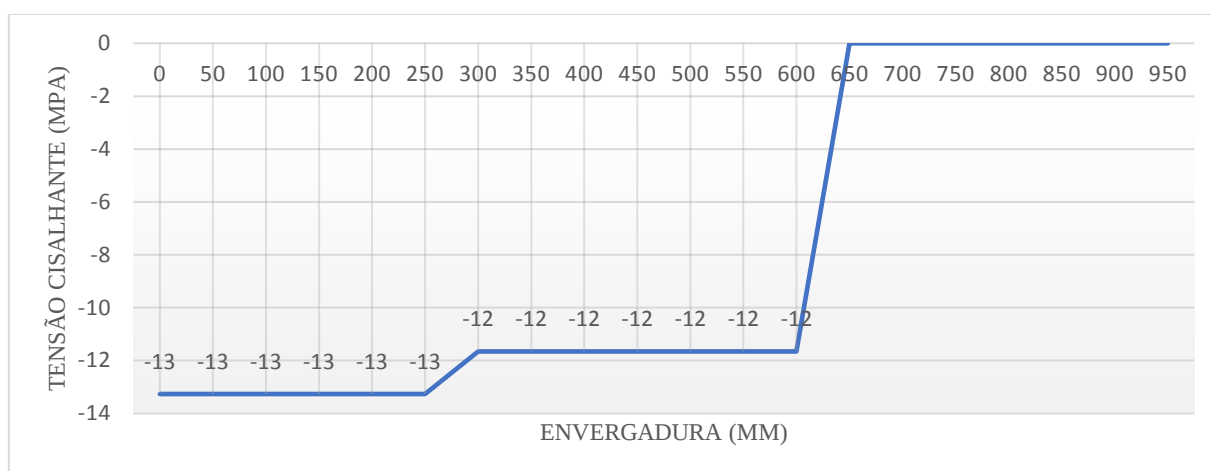
Fonte: Própria (2016)

Observa-se uma alta concentração de tensão no ponto $x=600\text{mm}$, justamente onde acontece a primeira ligação longarina-tirante, conforme esperado, visto que este ponto apresentou um elevado momento fletor.

4.4.2 Tensão normal pura

Para a determinação da tensão normal pura, utilizou-se a Equação 2, apresentada na seção 2.4.1. Devido a fixação com os tirantes, a longarina sofre somente compressão pura, conforme mostrado na Figura 46.

Figura 46- Tensão normal pura ao longo da longarina

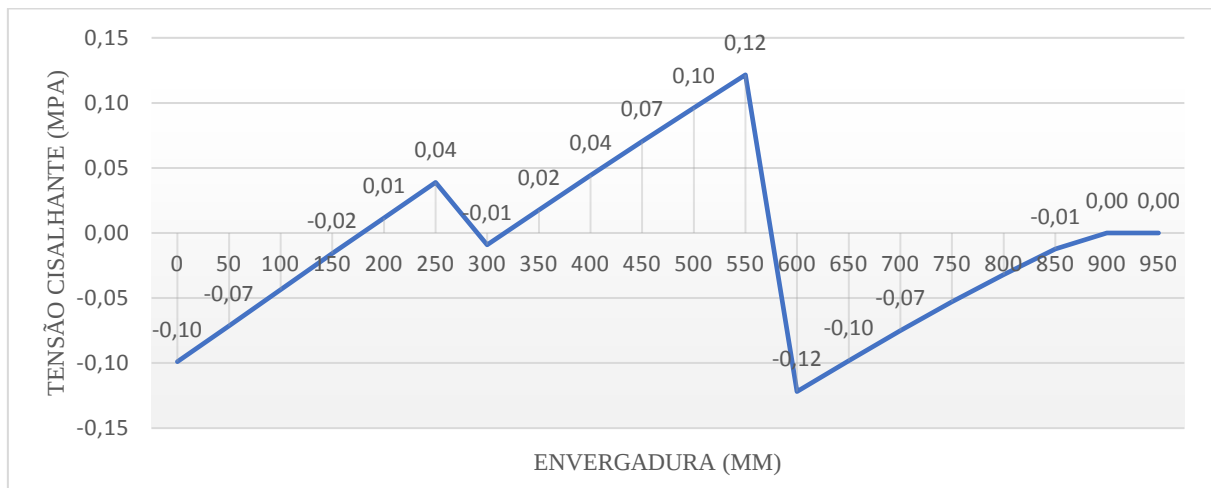


Fonte: Própria (2016)

Avaliando o diagrama representado na Figura 46 e comparando com o diagrama representado na Figura 45, observa-se que o acréscimo de tensões devido a força normal é bem menor em alguns pontos, com relação as tensões desenvolvidas pelo momento fletor.

4.4.3 Tensões cisalhantes

Para a determinação da tensão cisalhante, utilizou-se a Equação 5, apresentada na seção 2.4.4. Devido baixa rigidez transversal da seção composta pelas fibras de carbono comparada a seção composta pela madeira balsa, considerou-se como a seção inteira sofrendo cisalhamento. Na Figura 47 é mostrado o diagrama de tensão cisalhante ao longo da longarina.

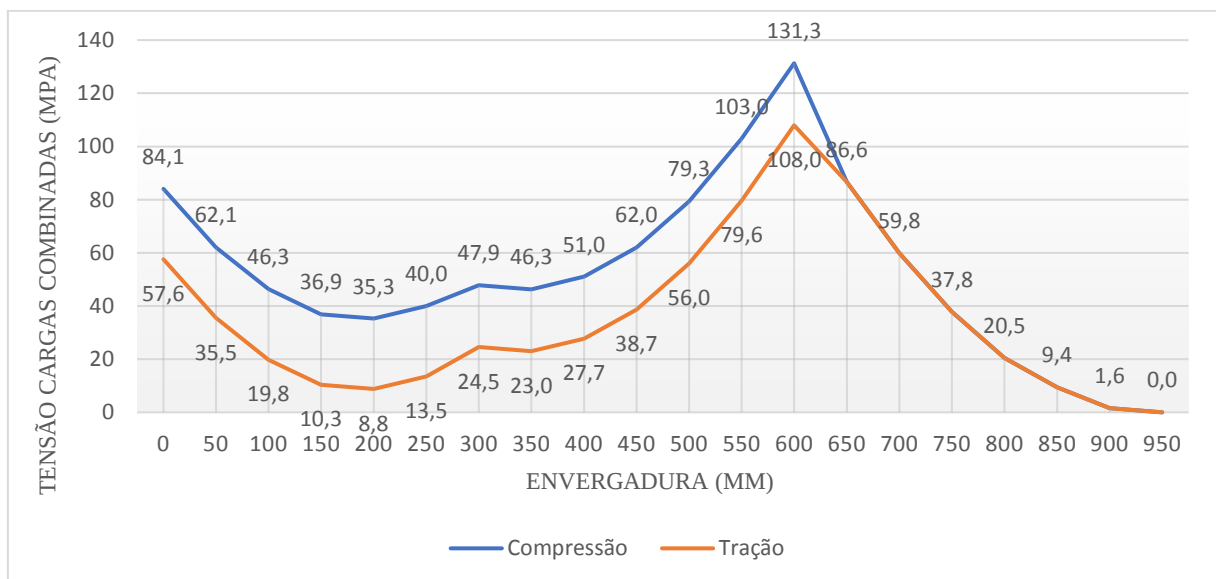
Figura 47- Tensão cisalhante ao longo da longarina

Fonte: Própria (2016)

As tensões cisalhantes mostradas na Figura 47 comportaram-se de acordo com o esperado, em picos de tensões na posição $x=600\text{mm}$, onde acontece a ligação longarina-tirante.

4.5 ANÁLISE DO ESTADO DE TENSÃO PELO PRINCÍPIO DE CARGAS COMBINADAS

Para a determinação das tensões pelo método das cargas combinadas, fez-se a combinação de tensões desenvolvidas pelo momento fletor e as tensões normais puras. Na Figura 48 é representado o diagrama de tensões (compressão e tração) ao longo da envergadura.

Figura 48- Análise de tensões pelo método das cargas combinadas

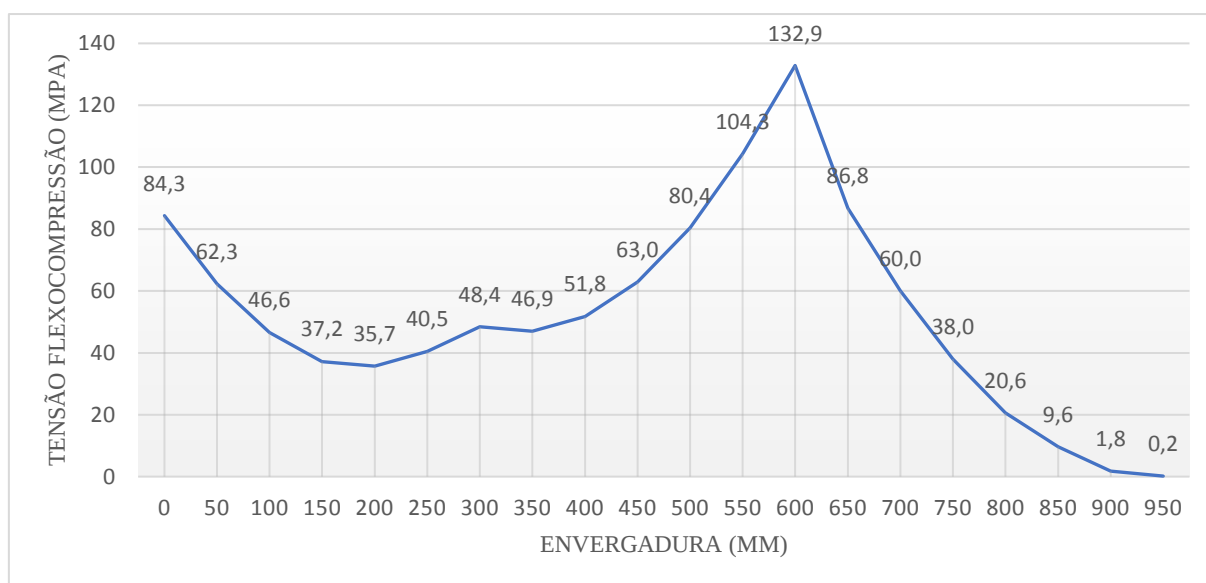
Fonte: Própria (2016)

Pode-se avaliar que ao longo da envergadura a tensão de compressão segue igual a tensão de tração da posição $x=950\text{mm}$ até a posição $x=600\text{mm}$, como o esperado, já que não existe força de compressão pura nesta seção. Sobretudo, na seção do $x=600\text{mm}$ até o $x=300\text{mm}$, ocorre um acréscimo de tensões de compressão e decréscimo de tensões de tração, como o esperando, já que nesta seção ocorre uma adição de compressão pura devido a ligação longarina-tirante, da seção $x=300\text{mm}$ até $x=0\text{mm}$, esta diferença aumenta ainda mais devido a compressão gerada pela segunda ligação longarina-tirante.

4.6 ANÁLISE DO ESTADO DE TENSÃO EM ELEMENTOS SUJEITOS A FLEXOCOMPRESSÃO

Para a determinação das tensões em elementos sujeitos a flexocompressão, utilizou-se a Equação x, apresentada na seção 2.4.5. Na Figura 49 é apresentado o diagrama de tensões ao longo da longarina.

Figura 49- Tensão ao longo da longarina devido a flexocompressão



Fonte: Própria (2016)

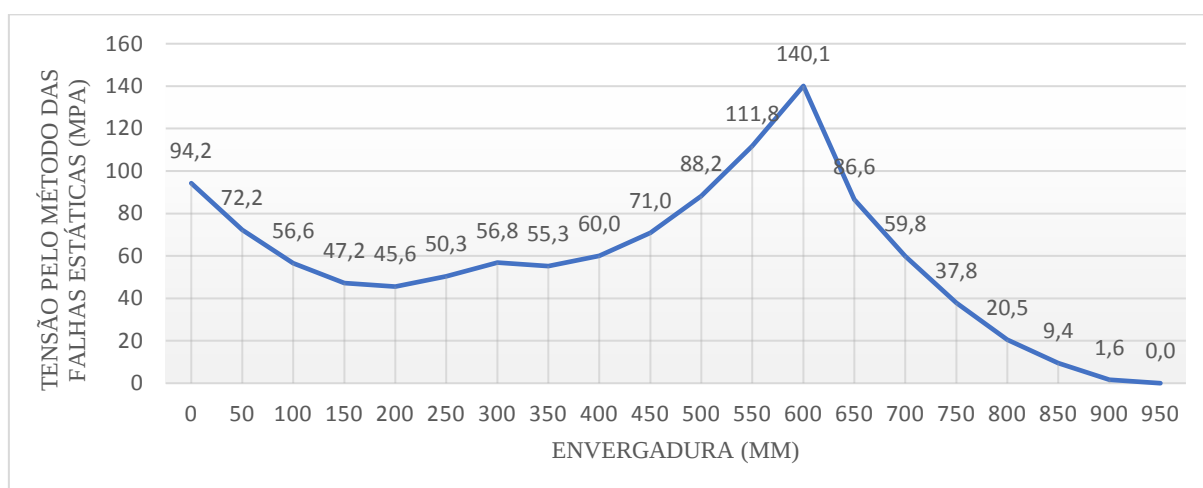
No método da flexocompressão, o momento de 1ª ordem é somado ao momento de 2ª, que por sua vez é subdividido em momento gerado pela deflexão multiplicado por uma força normal e um momento empírico que soma à estrutura como um momento equivalente para um mesmo deslocamento considerando uma estrutura bi apoiada, isso explica o aparecimento de uma tensão de flexão na porta da asa ($x=950\text{mm}$), onde não existe momento fletor de 1ª ordem e nem força normal pura.

Pode-se avaliar ainda que as tensões pelo método da flexocompressão tem um pequeno aumento (que segue constante) em relação as tensões pelo método das cargas combinadas, isso se deve ao fato deste método considerar o momento equivalente no efeito de 2ª ordem para as estruturas.

4.7 ANÁLISE DO ESTADO DE TENSÃO USANDO O MÉTODO DAS FALHAS ESTÁTICAS

Para a determinação do estado de tensão usando o método das falhas estáticas (Von-Mises), utilizou-se a Equação 14, apresentada na seção 2.7. Na Figura 50 é apresentado o diagrama de tensões ao longo da longarina.

Figura 50- Análise do estado de tensões ao longo da longarina



Fonte: Própria (2016)

Pode-se avaliar que, na seção entre o $x=950\text{mm}$ e $x=600\text{mm}$, a tensão de Von Mises segue praticamente igual ou até mesmo inferior as tensões pelos métodos das cargas combinadas e flexocompressão, porém, na seção entre $x=600$ e $x=0$, o elemento começa a sofrer ação de diversos esforços internos em conjunto, sendo eles flexão, compressão, tração e cisalhamento, devido este método considerar todas as tensões de forma conjunta, as tensões nesta seção seguem superiores às demais tensões geradas nos outros métodos para o mesmo carregamento.

4.8 ANÁLISE DOS COEFICIENTES DE FALHA

Para a análise das possíveis falhas estruturais na asa da aeronave, aplicou-se o método de coeficientes de falhas, demonstrado na Equação 20.

$$Cf = \frac{\sigma_{ap}}{\sigma_{esc}} \leq 1,0 \quad (20)$$

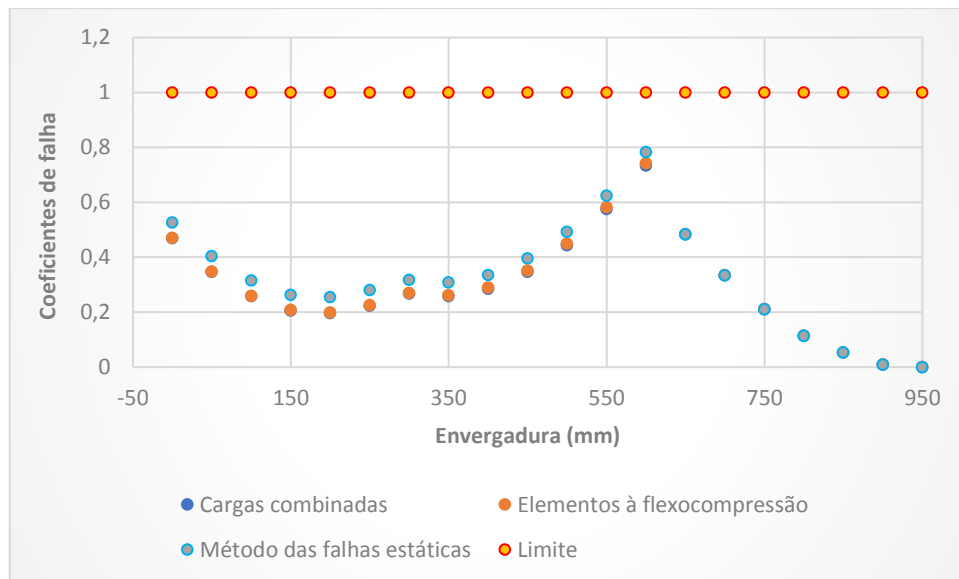
Onde:

σ_{ap} = Tensão desenvolvida no material

σ_{esc} = Tensão admissível do material

Na Figura 51 estão demonstrados os coeficientes de falha ao longo da longarina pelo método das tensões combinadas, elementos à flexocompressão e método das falhas estáticas.

Figura 51- Análise dos coeficientes de falha



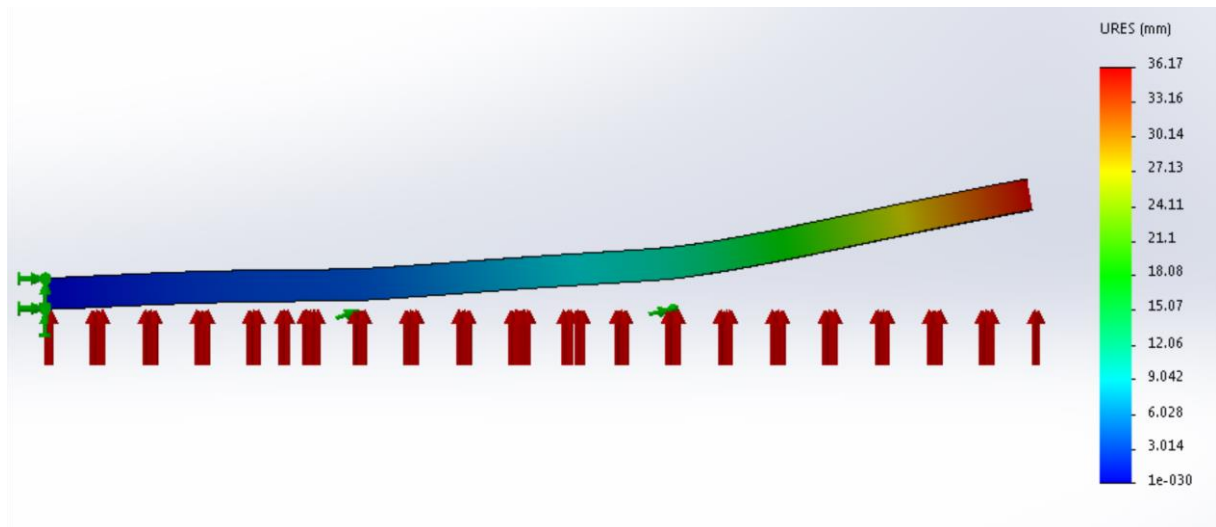
Fonte: Própria (2016)

Observa-se que na seção entre o $x=950\text{mm}$ e $x=600\text{mm}$, o coeficiente de falha é praticamente o mesmo para os três métodos, isso se dá ao fato de que os esforços atuantes são apenas de momento fletor e esforço cortante, sendo o primeiro de maior relevância, na seção entre $x=600\text{mm}$ e $x=0\text{mm}$, os coeficientes de falhas se diferem, sendo o método das falhas estáticas o mais próximo de falhar, o que era esperado, pois os esforços cisalhantes e normais nessas seções são maiores, sendo o método das falhas o único dentre estes a considerar os esforços cisalhantes nas suas análises. Sobretudo, por nenhum dos métodos o componente analisado falha.

4.9 ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS

As condições de contorno utilizadas para a execução da simulação foram as mesmas apresentadas na Seção 3.2.3, onde considerou-se um engastamento perfeito em $x=0\text{mm}$ e fixação longarina-tirante, rótulas nas mesmas direções dos cabos. Na Figura 52 é mostrada a deformação ao longo da longarina de acordo com a análise de elementos finitos.

Figura 52- Análise de deformação da longarina da asa utilizando a análise de elementos finitos



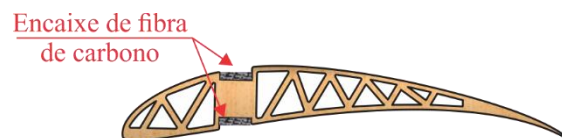
Fonte: Própria (2016)

Percebe-se que a deformação desenvolvida na simulação se aproximou bastante do calculado analiticamente, sendo na ponta da asa ($x=950\text{mm}$) o deslocamento máximo, não ultrapassando a marca de 37mm, conforme o calculado. A análise de elementos finitos comprova a precisão do método utilizado para análise da deformabilidade em estruturas.

4.10 CONSTRUÇÃO DA ASA DA AERONAVE

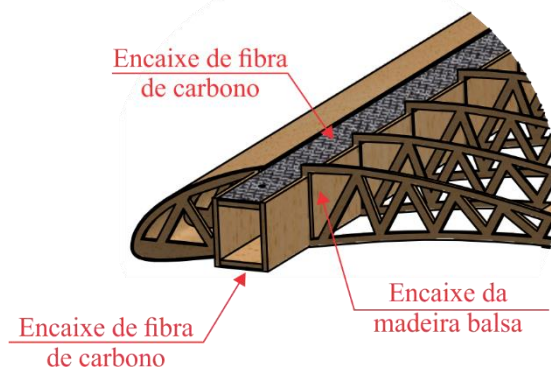
A longarina da asa foi definida tipo caixão, ou seja, as mesas da seção (fibras de carbono) são construídas separadamente e fixadas nas partes superiores e inferiores do perfil aerodinâmico, logo em seguida fixadas lateralmente à madeira balsa, fechando a seção. Na Figura 53 é mostrada a vista lateral do perfil aerodinâmico e as fixações das mesas, na Figura 54 é mostrada uma vista isométrica exemplificando as fixações.

Figura 53- Vista lateral do perfil e encaixe das mesas



Fonte: Própria (2016)

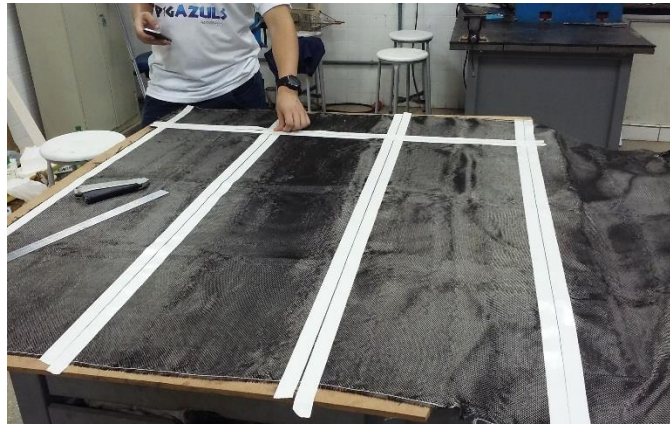
Figura 54- Vista isométrica do projeto da asa e as fixações das almas



Fonte: Própria (2016)

O compósito referente as mesas foi confeccionado continuamente em peças de grandes dimensões (Figura 55), logo em seguida cortados nos tamanhos reais utilizáveis.

Figura 55- Confeccção dos compósitos das mesas da longarina



Fonte: Própria (2016)

Depois que as mesas e as almas foram cortadas nas dimensões de projeto, foram feitas as fixações para se chegar no formato da asa, conforme é mostrado na Figura 56.

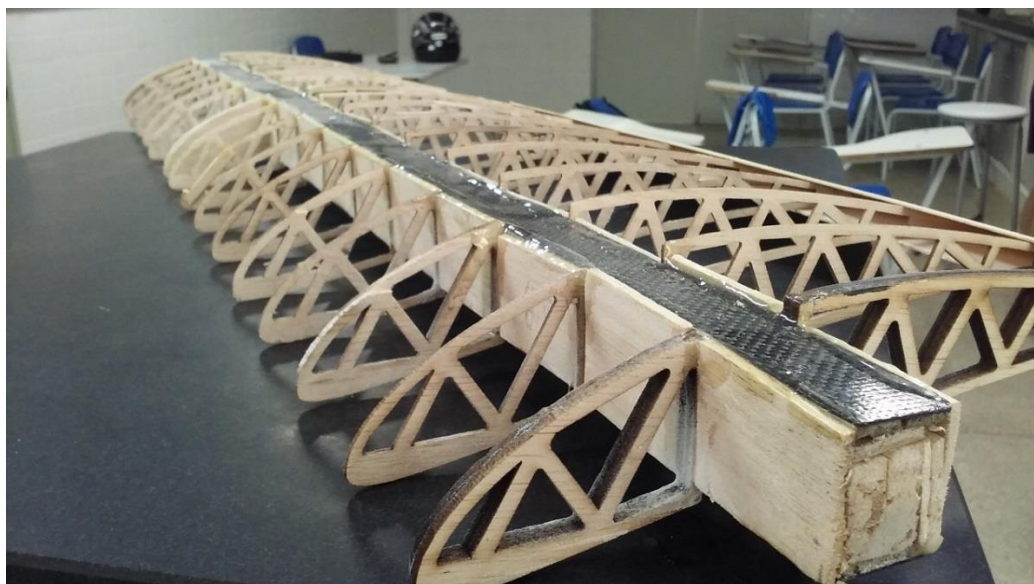
Figura 56- Fixação das mesas e almas nos perfis aerodinâmicos



Fonte: Própria (2016)

Na Figura 56 percebe-se como são feitos os encaixes das mesas. Por facilidade construtiva, fez-se necessário construí-la invertida, com o bordo inferior da asa virado para cima. Inicialmente fixou-se a mesa superior da longarina na bancada, posteriormente estendeu-se uma linha guia com a finalidade de alinhar os perfis, deixando-os perfeitamente nivelados, sem trazer prejuízos aerodinâmicos para a aeronave, em seguida faz-se o encaixe da mesa inferior, fixando-a com cola, por fim fez-se a fixação da madeira balsa entre os perfis, chegando ao elemento mostrado na Figura 57.

Figura 57- Longarina da aeronave fixada aos perfis aerodinâmicos

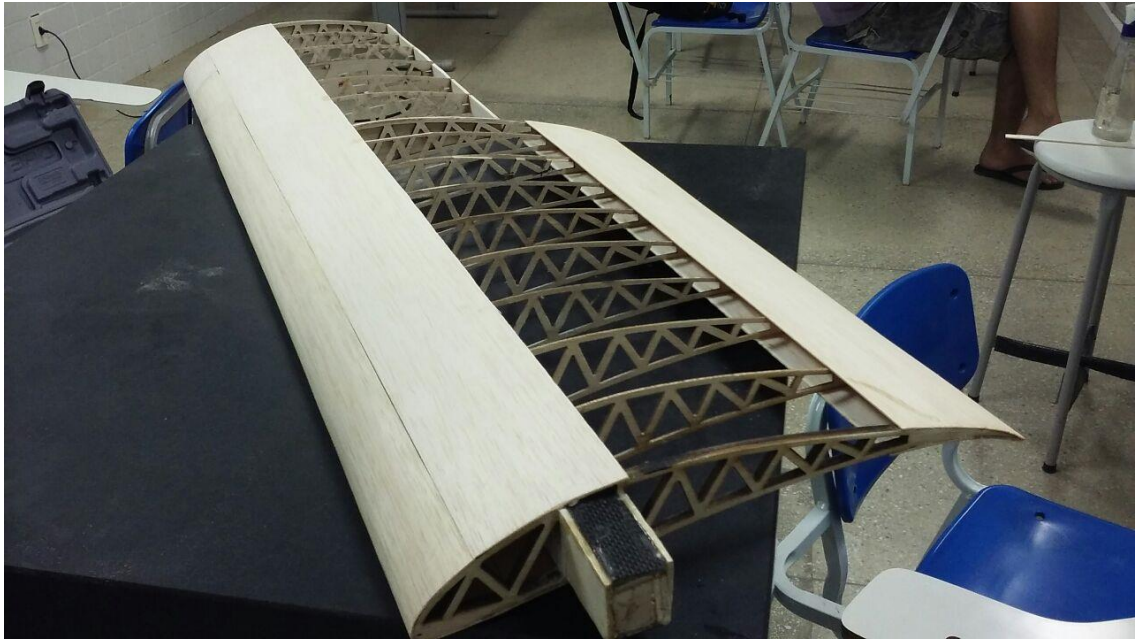


Fonte: Própria (2016)

A seção da longarina é vazada, conforme mostrado na Figura 54, todavia, fez-se necessário compor o interior da mesma no ponto em que ocorre a ligação longarina-fuselagem.

Após este processo construtivo inicial, iniciou-se a fase de acabamento, inserindo uma espécie “carcaça”, conhecida como chapeado, interligando todos os perfis, esta tem uma finalidade importante construtivamente, contribuindo para o aumento da rigidez dos perfis e formando a superfície aerodinâmica da asa, conforme é mostrado na Figura 58.

Figura 58- Asa da aeronave da Equipe PegAzuls do ano de 2016



Fonte: Própria (2016)

Na Figura 59 observa-se a aeronave da Equipe PegAzuls toda montada, enquanto que na Figura 60 observa-se a aeronave na pista pronta para executar um voo de teste.

Figura 59- Aeronave da Equipe PegAzuls do ano 2016



Fonte: Própria (2016)

Figura 60- Aeronave da Equipe PegAzuls do ano 2016 executando um voo de teste



Fonte: Própria (2016)

4.11 ENSAIO ESTRUTURAL DA ASA

O ensaio estrutural da asa foi realizado de acordo com o especificado na seção 3.3, para simular as cargas pontuais, usou-se sacos de areia com a respectiva massa calculada, conforme é mostrado na Figura 61.

Figura 61- Cargas pontuais para ensaio estrutural



Fonte: Própria (2016)

A longarina da asa foi fixada numa morsa através de uma barra de ferro retangular vazada, os cabos de aço flexíveis também foram fixados neste sistema, e as cargas adicionadas nos respectivos pontos indicados na seção 3.3. Conforme demonstrado na Figura 62.

Figura 62- Sistema do ensaio estrutural



Fonte: Própria (2016)

Após a adição das cargas, a estrutura não falhou, conforme o calculado e esperado. A deflexão na ponta da asa foi de aproximadamente 34 milímetros (Figura 63), um pouco abaixo do calculado (seção 4.3), viabilizando ainda mais o uso das metodologias aplicadas ao referido estudo.

Figura 63- Deslocamento na ponta da asa

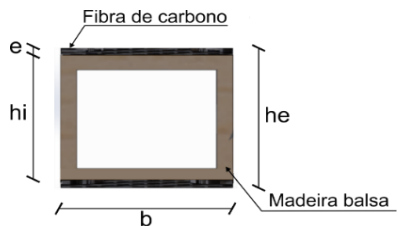


Fonte: Própria (2016)

4.12 PROGRAMAÇÃO PARA DIMENSIONAMENTOS FUTUROS

Desenvolveu-se uma programação matemática no software *Excel*, através da ferramenta *solver*, contemplando os métodos dos trabalhos virtuais para as restrições das deformações na viga-coluna, e as tensões de Von-Mises e flexocompressão para a restrição dos coeficientes de falha, todas lincadas ao mesmo objetivo, que é a limitação da longarina pela deformação e/ou pelas tensões. Na Figura 64 é mostrada a programação matemática no *solver*.

Figura 64- Solver para dimensionamento estrutural da asa considerando diversas metodologias

UFERSA - UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMIÁRIDO																																																																																																																																																							
Curso de Engenharia Civil																																																																																																																																																							
Dimensionamento - Seção transversal de uma longarina																																																																																																																																																							
Aluno: Alison Kaio Dantas																																																																																																																																																							
 Executar Solver																																																																																																																																																							
Dimensionamento de longarina de seção quadrada com mesas laminadas																																																																																																																																																							
Dados de entrada Tensão escamento fibra (MPa) 179 MPa Tensão escoamento madeira (MPa) 8 MPa Base útil (mm), b útil 25 mm Altura útil (mm), h útil 30 mm Elasticidade (MPa), E 32000 MPa Deslocamento adm (mm), δ máx 50 mm $\int m.M.dx$ 11,27																																																																																																																																																							
<table border="1"> <thead> <tr> <th rowspan="2">Enverg.</th> <th colspan="3">Dados de entrada</th> <th rowspan="2">Desloc.</th> <th rowspan="2">Flexocomp</th> <th rowspan="2">Von-Mises</th> </tr> <tr> <th>Mom. F.</th> <th>F. Normal</th> <th>F. Cortante</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>0</td><td>45</td><td>596,9</td><td>32,5</td><td>0</td><td>84,28</td><td>94,22</td></tr> <tr><td>50</td><td>31</td><td>596,9</td><td>24,1</td><td>0</td><td>62,26</td><td>72,24</td></tr> <tr><td>100</td><td>21</td><td>596,9</td><td>15,7</td><td>1</td><td>46,56</td><td>56,56</td></tr> <tr><td>150</td><td>15</td><td>596,9</td><td>7,3</td><td>1</td><td>37,18</td><td>47,17</td></tr> <tr><td>200</td><td>14</td><td>596,9</td><td>1,1</td><td>2</td><td>35,69</td><td>45,61</td></tr> <tr><td>250</td><td>17</td><td>596,9</td><td>9,4</td><td>2</td><td>40,51</td><td>50,30</td></tr> <tr><td>300</td><td>23</td><td>524,6</td><td>6,5</td><td>3</td><td>48,40</td><td>56,83</td></tr> <tr><td>350</td><td>22</td><td>524,6</td><td>1,7</td><td>4</td><td>46,94</td><td>55,26</td></tr> <tr><td>400</td><td>25</td><td>524,6</td><td>9,8</td><td>6</td><td>51,79</td><td>59,96</td></tr> <tr><td>450</td><td>32</td><td>524,6</td><td>17,9</td><td>7</td><td>62,96</td><td>70,95</td></tr> <tr><td>500</td><td>43</td><td>524,6</td><td>25,8</td><td>9</td><td>80,45</td><td>88,23</td></tr> <tr><td>550</td><td>58</td><td>524,6</td><td>33,6</td><td>11</td><td>104,27</td><td>111,81</td></tr> <tr><td>600</td><td>76</td><td>524,6</td><td>46,2</td><td>13</td><td>132,85</td><td>140,12</td></tr> <tr><td>650</td><td>55</td><td>0</td><td>38,8</td><td>16</td><td>86,75</td><td>86,57</td></tr> <tr><td>700</td><td>38</td><td>0</td><td>31,6</td><td>19</td><td>59,99</td><td>59,81</td></tr> <tr><td>750</td><td>24</td><td>0</td><td>24,6</td><td>23</td><td>37,96</td><td>37,78</td></tr> <tr><td>800</td><td>13</td><td>0</td><td>17,9</td><td>27</td><td>20,64</td><td>20,46</td></tr> <tr><td>850</td><td>6</td><td>0</td><td>11,5</td><td>31</td><td>9,62</td><td>9,44</td></tr> <tr><td>900</td><td>1</td><td>0</td><td>5,5</td><td>35</td><td>1,75</td><td>1,57</td></tr> <tr><td>950</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td><td>37</td><td>0,18</td><td>0,00</td></tr> </tbody> </table>	Enverg.	Dados de entrada			Desloc.	Flexocomp	Von-Mises	Mom. F.	F. Normal	F. Cortante	0	45	596,9	32,5	0	84,28	94,22	50	31	596,9	24,1	0	62,26	72,24	100	21	596,9	15,7	1	46,56	56,56	150	15	596,9	7,3	1	37,18	47,17	200	14	596,9	1,1	2	35,69	45,61	250	17	596,9	9,4	2	40,51	50,30	300	23	524,6	6,5	3	48,40	56,83	350	22	524,6	1,7	4	46,94	55,26	400	25	524,6	9,8	6	51,79	59,96	450	32	524,6	17,9	7	62,96	70,95	500	43	524,6	25,8	9	80,45	88,23	550	58	524,6	33,6	11	104,27	111,81	600	76	524,6	46,2	13	132,85	140,12	650	55	0	38,8	16	86,75	86,57	700	38	0	31,6	19	59,99	59,81	750	24	0	24,6	23	37,96	37,78	800	13	0	17,9	27	20,64	20,46	850	6	0	11,5	31	9,62	9,44	900	1	0	5,5	35	1,75	1,57	950	0	0	0	37	0,18	0,00	Dados de saída b (mm) 25 mm he (mm) 30 mm hi (mm) 28,2 mm e (mm) 0,9 mm Delocamento (mm) 37 mm Máx coef de falha 0,78
Enverg.		Dados de entrada						Desloc.	Flexocomp	Von-Mises																																																																																																																																													
	Mom. F.	F. Normal	F. Cortante																																																																																																																																																				
0	45	596,9	32,5	0	84,28	94,22																																																																																																																																																	
50	31	596,9	24,1	0	62,26	72,24																																																																																																																																																	
100	21	596,9	15,7	1	46,56	56,56																																																																																																																																																	
150	15	596,9	7,3	1	37,18	47,17																																																																																																																																																	
200	14	596,9	1,1	2	35,69	45,61																																																																																																																																																	
250	17	596,9	9,4	2	40,51	50,30																																																																																																																																																	
300	23	524,6	6,5	3	48,40	56,83																																																																																																																																																	
350	22	524,6	1,7	4	46,94	55,26																																																																																																																																																	
400	25	524,6	9,8	6	51,79	59,96																																																																																																																																																	
450	32	524,6	17,9	7	62,96	70,95																																																																																																																																																	
500	43	524,6	25,8	9	80,45	88,23																																																																																																																																																	
550	58	524,6	33,6	11	104,27	111,81																																																																																																																																																	
600	76	524,6	46,2	13	132,85	140,12																																																																																																																																																	
650	55	0	38,8	16	86,75	86,57																																																																																																																																																	
700	38	0	31,6	19	59,99	59,81																																																																																																																																																	
750	24	0	24,6	23	37,96	37,78																																																																																																																																																	
800	13	0	17,9	27	20,64	20,46																																																																																																																																																	
850	6	0	11,5	31	9,62	9,44																																																																																																																																																	
900	1	0	5,5	35	1,75	1,57																																																																																																																																																	
950	0	0	0	37	0,18	0,00																																																																																																																																																	

Fonte: Própria (2016)

5. CONCLUSÕES

De acordo com os resultados obtidos e comparando diferentes metodologias para análise de tensões, percebeu-se que o método de elementos sujeitos a flexocompressão e a teoria das falhas estáticas apresentam-se bem próximos, sendo relevante a avaliação por ambos para a determinação de tensões atuantes em estruturas viga-coluna.

Após a construção da asa da aeronave e a realização do ensaio estrutural, concluiu-se que, a metodologia da deflexão em vigas pelo método dos trabalhos virtuais apresentou-se muito próximo da realidade, a deformação calculada analiticamente por este método foi muito próxima a deformação real na estrutura.

Com a realização do ensaio estrutural, também pôde ser concluído que, as aferições dos resultados obtidos nos ensaios mecânicos mostraram-se satisfatórios na estrutura real, não havendo falha do material no estado crítico de carregamento e a deformação ocorreu como esperado.

6. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Com realização deste estudo, pode-se perceber a importância da análise estrutural para uma aeronave, tanto rádio controlada quanto comercial, sobretudo, alguns estudos podem ser implementados ainda mais para que a segurança seja garantida no que se refere a estrutura da aeronave.

Embora os materiais utilizados neste estudo sejam de um alto grau de eficiência estrutural, é importante o aprimoramento, a investigação e até mesmo a descoberta de outros materiais que possam ser inseridos na indústria aeroespacial para minimizar ainda mais as cargas provenientes das estruturas.

Percebeu-se que as fixações, de uma forma geral, apresentavam pontos críticos de concentração de tensões, a mais crítica delas sendo entre a longarina da asa e a fuselagem da aeronave, é um problema expressivo, devido a este fato, deve ser avaliada com mais cautela, aplicando outros tipos de materiais, outras formas de análise e até mesmo outras formas de fixações para estes componentes.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. AERODESIGN, Sae Brasil. **HITÓRICO DO AERODESIGN**. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br>>. Acesso em: 01 maio 2017.
2. ALMEIDA, I.C. **Estudo sobre o uso de veículo aéreo não tripulado (VANT) para mapeamento aéreo com fins de elaboração de projetos viários**. 2014. 149p. Monografia (Graduação em Engenharia Civil) – Universidade Católica de Pernambuco, Recife, 2014.
3. AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. Standard test method for edgewise compressive properties of sandwich constructions- ASTM C.365. EUA: 2003, 3p.
4. AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials- ASTM D. 3039. EUA: 2000. 10p.
5. ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS (ABNT). **Projetos de estruturas de madeira – NBR 7190**. Rio de Janeiro: 1997. 107p.
6. BEBER, A. J.; CAMPOS FILHO, A.; CAMPAGNOLO, J. L. **Reforço de estruturas de concreto com tecidos de fibra de carbono**. XXIX Jornadas Sudamericanas Ingenieria Estructural. Uruguay, 2000.
7. BEER, Ferdinand P.; JOHNSTON JR, E. R. – **Resistência Dos Materiais – 3º Edição** – São Paulo: Editora Makron Books, 1996, 1255 P.
8. BONE, E. e BOLKCOM, C. **Unmanned Aerial Vehicles: Background and Issues for Congress**. 25/07/2016.
9. CARVALHO, Ricardo Fernandes. **Compósitos de fibras de sisal para uso em reforço de estruturas de madeira**. 2005. 119 f. Tese (Doutorado) - Curso de Ciência e Engenharia de Materiais, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.
10. CRAIG JUNIOR, Roy R. **MECÂNICA DOS MATERIAIS**. 2. ed. Rio de Janeiro: Ltc, 2003. 552 p.
11. DAP. **Unmanned Aerial Vehicle Operations in U.K. Airspace – Guidance**. Directorate of Airspace Policy, Civil Aviation Authority, 2002.
12. DEGARMO, M.T. **Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace**. Novembro, 2004.
13. GERE, James M; GOODNO, Barry J. **MECÂNICA DOS MATERIAIS**. 7. ed. São Paulo: Cengage Learning, 2013. 858 p.
14. HIBBELER, R. C. **Resistência dos Materiais**. 7 ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil, 2010.

15. JACOBSEN, L.R. **Drones: A evolução da tecnologia militar e os desafios do direito internacional humanitário**. 2014. Monografia (Graduação em Direito) – Universidade de Brasília, Brasília, 2014.
16. LAGE, Yoann Eras. **Análise Estrutural à Asa da aeronave Lockheed Martin C-130H**. 2009. 93 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, 2009.
17. LEET, Kenneth M; UANG, Chia-ming; GILBERT, Anne M. **FUNDAMENTOS DA ANÁLISE ESTRUTURAL**. 3. ed. Porto Alegre: Amgh, 2010.
18. LEVY NETO, F.; PARDINI, L. C. **Compósitos estruturais: Ciência e Tecnologia**, 1ª ed., Edgard Blucher, 2006.
19. LUBIN, G. **Handbook of Composites**. Nova York: Ed. Van Nostrand Reinhold, 1982.
20. MatWeb. Propriedades de materiais. Carbon Fiber / balsa wood. Disponível em: <<http://www.matweb.com/search/>>. Acesso em: 05 setembro de 2016.
21. MORTENSEN, A. **Concise Encyclopedia of Composite Materials**. Switzerland. Elsevier Ltda., second edition, 2007.
22. NASSEH, Jorge. **Técnica e prática de laminação em composites**. Rio de Janeiro, 2008. 349 p.
23. NIU, M.C.Y. **Airframe Structural Design**. Technical Book Company, 1995.
24. NORTON, R. L. **Projeto de Máquinas: Uma Abordagem Integrada**. 4 ed. Bookman, 2013.
25. OLIVEIRA, C.P. **Análise dos modelos para cálculo de níveis de segurança relacionados à operação de veículos aéreos não tripulados**. 2009. 125f. Dissertação (Mestrado em Engenharia) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2009.
26. PEGAZULS. **Relatório da Equipe PegAzuls AeroDesign**, Universidade Federal Rural do Semiárido, Mossoró, 2016.
27. PEREIRA, A. K. D; GADELHA, E. M.; OLIVEIRA, P. A. M., CUNHA LIMA, R. O. Análise e dimensionamento estrutura do trem de pouso de uma aeronave rádio controlada, In: Congresso Técnico Científico de Engenharia e da Agronomia-CONTECC 2016, Foz do Iguaçu, anais, 01 de set. de 2016, 5p.
28. PETERS, S. T. **Handbook of Composites**. 2ª Edição. Chapman & Hall, California, EUA, 1998.
29. PFEIL, Walter; PFEIL, Michèle. **Estruturas de aço: dimensionamento prático**. 8. ed. Rio de Janeiro: Ltc, 2013.
30. SILVA, N. S.; SANTOS, P. R.; MIRANDA, V. S.; AMORIM, D.; CARVALHO, A. L. C. Estudo comparativo em longarinas tipo caixão de madeira freijó e cilíndrica de

carbono para uma aeronave rádio controlada, in: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA E INDUSTRIAL, 2., 2012, Minas Gerais. Artigo científico. 05 de out. de 2012, 16p.

31. SOARES, Rainy da Conceição. **REPORTANDO PROPRIEDADES DA MADEIRA AO TEOR DE UMIDADE DE REFERÊNCIA**. 2014. 164 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia de Edificações e Ambiental, Universidade Federal de Mato Grosso, Cuiabá, 2014.
32. SOUTO, Felipe; CALADO, Veronica; PEREIRA JUNIOR, Nei. Fibras de carbono a partir de lignina: uma revisão da literatura. **Revista Matéria**, Rio de Janeiro, v. 20, n. 1, p.101-114, set. 2014.
33. STEPANSKI, Gilnei José; SIGWALT, Ricardo Maury Gazzola. **MATERIAIS COMPOSTOS NA INDÚSTRIA AEROESPACIAL**. 2008. 72 f. TCC (Graduação) - Curso de Tecnologia em Manutenção Aeronáutica, Universidade Tuiuti do Paraná, Curitiba, 2008.
34. SUSSEKIND, Jose Carlos. **CURSO DE ANÁLISE ESTRUTURAL: ESTRUTURAS ISOSTÁTICAS**. 6. ed. Rio de Janeiro: Globo, 1981.