



UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE

CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA – PPGEM

FELIPE SILVA LIMA

**ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA LONGARINA COMPÓSITA PARA UMA
AERONAVE ESPORTIVA LEVE**

CAMPINA GRANDE – PB

2019

FELIPE SILVA LIMA

**ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA LONGARINA COMPÓSITA PARA UMA
AERONAVE ESPORTIVA LEVE**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande, como requisito parcial à obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Linha de pesquisa: Análise e projeto de sistemas termomecânicos

Orientador: Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Júnior

CAMPINA GRANDE – PB

28/02/2019

L732a

Lima, Felipe Silva.

Análise estrutural de uma longarina compósita para uma aeronave esportiva leve / Felipe Silva Lima. – Campina Grande, 2019.

180 f. : il. color.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Centro de Ciências e Tecnologia, 2019.

"Orientação: Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Júnior".

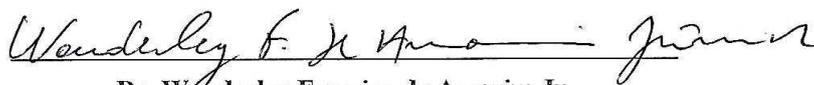
Referências.

1. Materiais Compósitos. 2. Longarina. 3. Métodos dos Elementos Finitos. 4. Análise Estrutural. I. Amorim Júnior, Wanderley Ferreira de. II. Título.

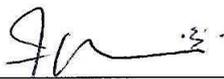
CDU 621.1(043)

ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA LONGARINA COMPÓSITA PARA UMA AERONAVE LEVE
ESPORTIVA
FELIPE SILVA LIMA

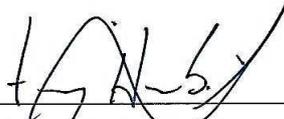
Dissertação Aprovada em 28/02/2019 pela Banca Examinadora constituída dos seguintes
membros:



Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Jr.
Orientador
PPGEM/UAEM/CCT/UFCEG



Dr. Francisco José Simões
Examinador Externo
UAEM/CCT/UFCEG



Dr. Tony Herbert Freire de Andrade
Examinador Externo
UAEPetro/CCT/UFCEG

PUBLICAÇÕES DURANTE O PERÍODO DO MESTRADO

Trabalhos Publicados em congresso

- ESDRAS, C.; MOTA, C. COSTA, D.; LIMA, F.S. **Informational and conceptual design of an ironing board: an ergonomic assessment.** ETD'17 - 6º Ergotrip Design, Aveiro/Portugal, 2017.
- MEDEIROS, A.S.; LIMA, F.S.; MARTINS, J.; CASTRO, W.B.; AMORIM JÚNIOR, W.F. **Optimization of the injection process of monocolors leather in PVC.** 10º Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica – CONEM, Salvador/Ba, 2018.
- LIMA, F.S.; FERNANDES, A.J.G.; AMORIM JÚNIOR, W.F. **Analysis of the behavior of a composite reinforced by fiberglass subjected to the quasi-static "Punch Shear" test.** 10º Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica – CONEM, Salvador/Ba, 2018.
- BATISTA, K.V.; MARQUES, J.V.Q.; AMORIM JÚNIOR, W.F.; LIMA, F.S. **Desenvolvimento de garras para ensaio de cisalhamento em materiais compósitos.** 23º Congresso Brasileiro de Ciências e Engenharia de Materiais – CBECIMAT, Foz do Iguaçu/PR, 2018.
- BRAGA NETO, J.L.; LIMA, F.S.; BATISTA, K.V.; DOS SANTOS, M.A.; AMORIM JÚNIOR, W.F. **Estudo do comportamento mecânico de compósitos de matriz polimérica com fibra de vidro contendo descontinuidades geométricas.** 23º Congresso Brasileiro de Ciências e Engenharia de Materiais – CBECIMAT, Foz do Iguaçu/PR, 2018.
- ALVES, E.L.; ROCHA, A.B.; LIMA, F.S.; SANTANA, Y.N.L.; AMORIM JÚNIOR, W.F. **Análise estrutural de perfis fabricados em material compósitos para aeromodelos estudantis.** 23º Congresso Brasileiro de Ciências e Engenharia de Materiais – CBECIMAT, Foz do Iguaçu/PR, 2018.

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho, principalmente, aos meus pais e familiares que sempre me apoiaram e torceram por mim.

AGRADECIMENTOS

O trajeto desta dissertação foi longo, todavia gratificante. Abriram-se horizontes imperceptíveis, estabeleceram-se metas no espaço arriscado, coexisti com o inesperado, adentrei no desconhecido, resolvi o inacreditável, mas fundamentalmente confirmei que vale a pena evoluir. Entretanto, tudo isto só foi possível devido as pessoas e instituições que de forma direta ou indireta dedicaram parte do seu precioso tempo para prestar apoio necessário à consecução dos objetivos traçados a este trabalho. A todos eles, o meu, muito obrigado. Mas, de uma forma particular o autor enseja agradecimentos:

À Deus Pai, em primeiro lugar, pelo dom da vida e por estar presente em todos os momentos me fortalecendo e iluminando para conseguir superar as dificuldades.

À minha família, em especial meus pais Joselito e Maria do Socorro, minha irmã, Ana, por serem o meu refúgio, e onde encontro o amor e o apoio em todos os momentos. Por toda a compreensão, carinho e paciência, mesmo na minha ausência.

Agradeço muito a minha namorada, Sara Lima, por todo apoio, carinho, compreensão e companheirismo durante esses anos difíceis de mestrado. Por me mostrar que não existe obstáculo tão grande que não possa ser ultrapassado.

Ao meu orientador, Professor Doutor Wanderley Ferreira de Amorim Júnior pela amizade e paciência com que compartilhou, de forma generosa, a integridade e o rigor de seu pensamento científico, brindado durante estes dois anos. A ele, um agradecimento especial.

Aos Professores Doutores Francisco Simões e Tony Herbert pela disponibilidade e por partilharem conhecimento.

À Stratus Aeronaves na pessoa do Sr. Juan Pinheiro, pela oportunidade e incentivo para realização deste trabalho, pelo apoio e a sábia intenção de transforma-se em um polo de pesquisa e desenvolvimento de novas tecnologias aeronáuticas. Em especial, ao Engenheiro Daniel Sarmiento pela imensa ajuda e total disponibilidade durante a realização deste projeto.

Ao Departamento e ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da UFCG, singularmente, aos secretários Luan e Wanda que sempre estiveram atentos e responderam com amabilidade a qualquer necessidade que tive.

À CAPES – Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior pelo apoio financeiro através da concessão de bolsa de estudo.

Aos colegas e amigos Álvaro Barbosa da Rocha e Erik Glauber de Lima Alves por não terem medido esforços no apoio à conclusão deste trabalho.

Agradeço também a todos os colegas de Pós-Graduação. À Aline, Antônio, Armando, Déborah, João Manoel, Kaline, Marcelo, Raílson, Raíssa, Renan e Renata, pela parceria e convívio durante esses anos. Sempre lembrarei com carinho desses dias.

A todos que não puderam ser citados, mas que sabem que foram igualmente importantes nessa jornada.

"A dúvida é útil, mantém a fé sempre viva. Afinal, você não pode conhecer a força da sua fé até que ela seja testada."

(As Aventuras de Pi, 2012)

RESUMO

LIMA, F. S. **Análise estrutural de uma longarina compósita para uma aeronave leve esportiva**. 178p. 2019. Dissertação (Mestrado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, PB, 2019.

Desde a antiguidade, os seres humanos vêm procurando aprimorar o uso de materiais em seu favor. No estado tecnológico atual, indústrias como a aeronáutica têm intensificado sua busca por estruturas em material compósito, devido ao alto desempenho estrutural e/ou térmico com baixo peso, somado à possibilidade de manipular propriedades do material, em função das suas características intrínsecas, de forma a melhor atender certas restrições de projeto. Apesar dos progressos arregimentados, subsistem alguns obstáculos, associados ao grande número de soluções possíveis para um projeto otimizado que não, necessariamente, passam por apreciação dado o elevado custo experimental ligado a protótipos. Neste sentido, aliados à necessidade de ciência sobre novos materiais, os *softwares* simuladores foram impulsionados e conferiram uma poderosa ferramenta, na atualidade, para prever o comportamento dos compósitos e avaliar novas disposições estruturais. Assim sendo, este trabalho tem como objetivo analisar simulações computacionais de uma longarina compósita junto a empresa *Stratus Aeronaves* e propor ajustes na configuração para melhorar a eficiência estrutural do sistema. Para tal, foi utilizado o *software* de análise por elementos finitos ANSYS na construção de modelos com variados parâmetros de análise, por exemplo, seções transversais, materiais constituintes e ângulos de reforço. São empregadas técnicas usuais de discretização e validação, via método dos elementos finitos. Subsequentemente, estes modelos foram submetidos as simulações de situações estáticas reais e, a partir destes, puderam ser verificadas a performance estrutural. Os resultados foram obtidos variando-se os distintos parâmetros de exame. Para as situações onde houve modificação do perfil estrutural, sucederam valores de deflexão e tensão equivalentes melhores que na configuração original, ao passo que a alteração dos materiais constituintes trouxera melhorias limitadas as combinações específicas de materiais, de modo que identifica-se que as mesas assumem um papel de relevância no desempenho mecânico, além de tudo, as modificações específicas na sequência de orientação dos reforços não contribuíram para a mudança no panorama original do modelo. Os resultados numéricos mostram que as análises sob distintas configurações trazem um ganho considerável no comportamento estático e, sobretudo, imprimem celeridade na definição da longarina compósita mais adequada.

Palavras-Chave: Materiais compósitos. Longarina. Método de Elementos Finitos. Análise estrutural. ANSYS

ABSTRACT

LIMA, F. S. **Structural analysis of a composite wing spar for a light sporting aircraft.** 178p. 2019. Master of Science in Mechanical Engineering – Graduate Program in Mechanical Engineering, Federal University of Campina Grande, Campina Grande, PB, 2019.

Since ancient times, human beings have been seeking to enhance the use of materials in their favor. In the current technological state, industries, such as aeronautics, have intensified their search for composite material structures due to high structural and/or thermal performance with low weight, in addition to the possibility of manipulating material properties based on their intrinsic characteristics, in order to meet certain design constraints. Despite the progress made, there are still some obstacles associated with the large number of possible solutions for an optimized project that do not necessarily go through appreciation, given the high experimental cost. In this sense, associated with the need for knowledge on new materials, simulator programs were boosted and gave a powerful current tool, for predicting the behavior of composites and for evaluating new structural arrangements. Therefore, this study aims to analyze computational simulations of a composite wing spar with the company Stratus Aircraft and to propose adjustments in the configuration in order to improve the structural efficiency of the system. For this purpose, ANSYS finite element analysis software was used to construct models with different cross sections, constituent materials and stacking sequence. Usual techniques of discretization are employed, using the finite element method, through the ANSYS program. Subsequently, these models were submitted to the simulations of real static situations and, from these, it was possible to verify the structural performance. The results were obtained by varying the cross sections, as well as the constituent materials and the stacking sequence. For the cases where there was a change in the structural profile, equivalent values of deflection and tension were better than in the original configuration, whereas the alteration of the constituent materials brought limited improvements to the specific combinations of materials, so that the tables play a relevant role in the mechanical performance, in addition, the specific modifications in the orientation sequence of the reinforcements did not contribute to the change in the original panorama of the model. The numerical results show that the analyzes under different configurations bring a considerable gain in the static behavior and, above all, they impel celerity in the definition of the most adequate composite wing spar.

Keywords: Composite material. Wing spar. Finite Element Method. Structural analysis. ANSYS

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Aumento do uso de materiais compósitos na aviação comercial.	29
Figura 2 – Componentes de uma aeronave.	36
Figura 3 – Componentes estruturais das asas.....	36
Figura 4 – Ilustração e características geométricas de um perfil alar.	37
Figura 5 – Exemplo de ângulo de ataque α	37
Figura 6 – Forças resultantes originadas pela passagem do escoamento em torno do perfil... 38	
Figura 7 – Diagrama V-n.	40
Figura 8 – Parte da longarina do Airbus A350 XWB.	41
Figura 9 – Longarina em fibra de carbono com núcleo polimérico.....	41
Figura 10 – Seções transversais tipicamente usadas em longarinas de asas.	42
Figura 11 – Constituintes que perfazem um compósito.....	42
Figura 12 – Algumas aplicações envolvendo os compósitos.....	44
Figura 13 – Esquema para classificação dos compósitos.	44
Figura 14 – Peso de materiais compósitos em estruturas aeronáuticas civis e militares com o tempo.....	46
Figura 15 – Aeronave <i>Premier I</i> e sua fuselagem fabricada inteiramente em material compósito através da tecnologia de disposição automática das fibras.	47
Figura 16 – Jato Cirrus SF50 fabricado em material compósito sanduíche.....	48
Figura 17 – Temperaturas de equilíbrio previstas na superfície externa (superior e inferior) da aeronave do projeto americano de transporte civil rápido – HSCT e o respectivo compósito avançado.....	49
Figura 18 – Comparação de um painel sanduíche a uma viga em I.....	50
Figura 19 – Arquitetura de uma face laminada.....	51
Figura 20 – Produtos em madeira balsa.	52
Figura 21 – Espumas poliméricas.	53
Figura 22 – Estrutura do núcleo em colmeia: (a) Alumínio; (b) Aramida.....	53
Figura 23 – Exemplos de compósitos sanduíche: (a) Núcleo corrugado; (b) Núcleo de espuma; (c) Núcleo de <i>honeycomb</i>	54
Figura 24 – Níveis de escala para análise de compósitos.	55
Figura 25 – Lâmina com os eixos de direções principais.	56
Figura 26 – Sistema global (x, y, z) e sistema local para a lâmina (1,2,3).	56

Figura 27 – Reprodução de uma unidade volumétrica de um compósito reforçado por fibras sob carregamento longitudinal.....	58
Figura 28 – Reprodução de uma unidade volumétrica de um compósito reforçado por fibras sob carregamento transversal.....	60
Figura 29 – Reprodução de uma lâmina compósita sob carregamento transversal.	61
Figura 30 – Elemento infinitesimal contínuo sob estado de tensão.....	63
Figura 31 – Sistemas de coordenadas global e local.....	67
Figura 32 – Representação da deformação assumida pela placa no plano x-z.	69
Figura 33 – Forças e momentos atuantes em uma lâmina.	71
Figura 34 – Comparação das deformações devidas a corte transversal em primeiro plano a Teoria Clássica e abaixo a forma de Reissner-Mindlin.	74
Figura 35 – Representação de uma malha sobre uma superfície qualquer.	80
Figura 36 – Lógica de análise em elementos finitos.....	81
Figura 37 – Vista geral da bancada experimental e detalhe do ponto de ligação.	86
Figura 38 – Teste estrutural da longarina: (a) Modelo numérico; (b) Teste experimental de montagem.....	86
Figura 39 – Gráficos representativos das deformações nas longarinas de acordo com a força.	87
Figura 40 – Deformação da longarina sob carga especificada.....	87
Figura 41 – Geometria da seção transversal da longarina.	89
Figura 42 – Resultados da análise estática.....	89
Figura 43 – Formas das seções transversais.....	90
Figura 44 – Tensões máximas nas proximidades dos contornos: (a) Fibra de vidro; (b) Fibra de carbono.....	90
Figura 45 – Resultados da análise estática: (a) Fator de concentração; (b) Deslocamento em função do diâmetro.....	91
Figura 46 – Metodologia empregada para o desenvolvimento desta pesquisa.	92
Figura 47 – Fluxograma das principais etapas da fase 1.....	94
Figura 48 – Esquema do processo para descrição do modelo estrutural.	95
Figura 49 – Vistas principais da aeronave ST20.....	96
Figura 50 – Comparação entre as asas usadas para definir os carregamentos.....	100
Figura 51 – Corda equivalente.....	101
Figura 52 – Distribuição da sustentação ao longo da semi-envergadura.....	102
Figura 53 – Fluxograma com as atividades a serem executadas durante a fase 3.	103

Figura 54 – Planos de simetria para a estrutura.	103
Figura 55 – Transformação da estrutura sólida em superfície.	104
Figura 56 – Geometria do elemento <i>Shell 181</i>	105
Figura 57 – Gráfico comparativo entre a deflexão e dimensão de elemento para o estudo de convergência de malha.	106
Figura 58 – Malha parcialmente estruturada proposta para o sistema completo, criada no <i>software ANSYS</i>	106
Figura 59 – Interface de criação de lâminas no ACP.	107
Figura 60 – Interface de criação de laminado no ACP.	108
Figura 61 – Esboço da formação de um laminado a partir de sua sequência de laminação. .	108
Figura 62 – Interface de criação de uma camada em espuma polimérica no ACP.	109
Figura 63 – Esboço da formação da “alma” em sanduíche a partir de lâminas e material intermediário.	110
Figura 64 – Esquema de montagem da seção transversal da longarina compósita.	110
Figura 65 – Interface de Seleção das regiões da longarina no ACP.	111
Figura 66 – Restrição da extremidade no <i>ANSYS Mechanical</i>	112
Figura 67 – Configuração de cargas na longarina.	113
Figura 68 – (a) Modelo de uma viga sanduíche biapoada submetida a uma carga central; (b) Representação do teste experimental	115
Figura 69 – Modelo utilizado para o cálculo da deflexão em vigas sanduíches.	116
Figura 70 – Força em função do deslocamento: Comparação entre o resultado experimental de Gdoutos <i>et al.</i> (2001) e o presente trabalho: (a) Vão de 76,2 cm; (b) Vão de 25,4 cm	118
Figura 71 – Formas da seção transversal: a) C; b) I; c) Caixão.	119
Figura 72 – Detalhes dos modelos estruturais e suas seções transversais.	120
Figura 73 – Representação de laminados conforme a orientação do reforço.	122
Figura 74 – Resistência dos materiais compósitos versus percentagem de reforço em peso.	123
Figura 75 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para diferentes seções transversais.	124
Figura 76 – Deflexão total da estrutura: (a) “C” com diedro; (b) “C” sem diedro; (c) “I” com diedro; (d) “I” sem diedro; (e) em caixão	125
Figura 77 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para diferentes seções transversais.	127
Figura 78 – Gradiente de tensões nas estruturas da longarina: (a) “C” com diedro; (b) “C” sem diedro; (c) “I” com diedro; (d) “I” sem diedro; (e) em caixão.	129

Figura 79 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/balsa.....	131
Figura 80 – Deslocamento total e gradiente de tensão para o arranjo fibra de vidro/balsa: (a) e (b) em “C”; (c) e (d) em “I”; (e) e (f) em caixão.	132
Figura 81 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/balsa.....	134
Figura 82 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/PVC.....	135
Figura 83 – Deslocamento total e gradiente de tensão para o arranjo fibra de vidro/PVC: (a) e (b) em “C”; (c) e (d) em “I”; (e) e (f) em caixão.	136
Figura 84 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/PVC.....	138
Figura 85 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de carbono/balsa.	139
Figura 86 – Deslocamento total e gradiente de tensão para o arranjo fibra de carbono/balsa: (a) e (b) em “C”; (c) e (d) em “I”; (e) e (f) em caixão.....	140
Figura 87 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de carbono/balsa.	142
Figura 88 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo anti-simétrico.	145
Figura 89 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo anti-simétrico.	146
Figura 90 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo simétrico.	148
Figura 91 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo simétrico. ...	149
Figura 92 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “C” com a disposição simétrico: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.	150
Figura 93 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “I” com a disposição simétrico: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.	152
Figura 94 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em caixão com a disposição simétrico: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.	154
Figura 95 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo <i>cross-ply</i>	157

Figura 96 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo <i>cross-ply</i> . Fonte – Autoria própria (2018)	158
Figura 97 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “C” com a disposição <i>cross-ply</i> : (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.	159
Figura 98 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “I” com a disposição <i>cross-ply</i> : (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.	161
Figura 99 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em caixão com a disposição <i>cross-ply</i> : (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.	163

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Economia ao reduzir a massa de uma estrutura ao longo da sua vida útil.	29
Tabela 2 – Comparativo entre aeronave em material compósito e outra em materiais convencionais.	47
Tabela 3 – Propriedades das lâminas metálicas.	50
Tabela 4 – Características técnicas principais.	97
Tabela 5 – Propriedades mecânicas do material da mesa.	99
Tabela 6 – Propriedades mecânicas dos materiais da “alma”.	99
Tabela 7 – Distribuição de carregamento devido às forças de sustentação.	112
Tabela 8 – Propriedade mecânica dos materiais empregados.	114
Tabela 9 – Comparativo entre os valores relativos de diferentes tamanhos de elementos e valor experimental para a configuração de vão de 76,2 cm.	117
Tabela 10 – Comparativo entre os valores relativos de diferentes tamanhos de elementos e valor experimental para a configuração de vão de 25,4 cm.	117
Tabela 11 – Propriedades mecânicas dos materiais examinados.	121
Tabela 12 – Deflexões máximas para cada seção transversal.	126
Tabela 13 – Tensões máximas para cada seção transversal.	128
Tabela 14 – Deflexões máximas para o arranjo fibra de vidro/balsa.	131
Tabela 15 – Tensões máximas para o arranjo fibra de vidro/balsa.	133
Tabela 16 – Deflexões máximas para o arranjo fibra de vidro/PVC.	135
Tabela 17 – Tensões máximas para o arranjo fibra de vidro/PVC.	138
Tabela 18 – Deflexões máximas para o arranjo fibra de carbono/balsa.	141
Tabela 19 – Tensões máximas para o arranjo fibra de carbono/balsa.	142
Tabela 20 – Massa estimada pelo <i>SolidWorks</i>	165
Tabela 21 – Configurações candidatas.	165

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ACP	<i>Ansys Composite PrePost</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANSYS	<i>Sawanson Analysis System IP. (Finite Element Analysis Software Package) - Aplicativo Computacional</i>
APDL	<i>Ansys Parametric Design Language</i>
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CAE	<i>Computer-Aided Engineering</i>
CRP	Compósito Reforçado por Fibra
CLPT	<i>Classical Laminate Plate Theory</i> – vide TCL
EDP	Equações Diferenciais Parciais
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FEA	<i>Finite Element Analysis</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i> – vide MEF
FSDT	<i>First-Order Shear Deformation Theory</i>
FC	Fibra de Carbono
FV	Fibra de Vidro
GDL	Grau de Liberdade
HSCT	<i>High Speed Civil Transportation</i>
IATA	<i>International Air Transport Association</i>
MATLAB	<i>MATrix LABoratory</i>
MEF	Método dos Elementos Finitos
PPGEM	Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica
PVC	Policloreto de Vinila

PMI	Polimetacrilamida
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
TCL	Teoria Clássica dos Laminados
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UD	Unidirecional
UFCG	Universidade Federal de Campina Grande

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de ataque
[A]	Matriz de rigidez extensional no plano do laminado
A_L	Área da seção resistente da lâmina
A_F	Área da seção resistente da fibra
A_M	Área da seção resistente da matriz
[B]	Matriz de acoplamentos extensão-flexão
c	Corda
C_D	Coefficiente de arrasto
C_e	corda da asa elíptica
C_L	Coefficiente de sustentação
C_M	Coefficiente de momento
C_{ijkl}	tensor de rigidez em notação indicial
C_r	corda da asa real
C_s	corda da asa de Schrenk
[C]	Matriz de rigidez do compósito
D	Arrasto
[D]	Matriz de rigidez à flexão e torção
∂	Derivada parcial
$-\frac{\partial w_0(x,y)}{\partial x}$	Inclinação da normal à superfície média na direção x do laminado
$-\frac{\partial w_0(x,y)}{\partial y}$	Inclinação da normal à superfície média na direção y do laminado
Σ	Somatório
E_l	Módulo de elasticidade longitudinal de uma lâmina

E_2	Módulo de elasticidade transversal de uma lâmina
E_F	Módulo de elasticidade da fibra
E_M	Módulo de elasticidade da matriz
ε_{kl}	tensor da deformação em notação indicial
ε_x	Deformação normal no sentido principal geométrico do laminado
ε^0	Deformação de membrana da superfície média da placa
ε_x^0	Deformação de membrana no sentido do eixo x longitudinal do laminado
ε_y	Deformação normal no sentido transversal geométrico do laminado
ε_y^0	Deformação de membrana no sentido do eixo y transversal do laminado
ε_L	Deformação da lâmina
ε_{L1}	Deformação no sentido longitudinal da lâmina
ε_{L1}^T	Deformação longitudinal máxima em tração da lâmina
ε_{L2}^T	Deformação transversal máxima em tração da lâmina
ε_{L1}^C	Deformação longitudinal máxima em compressão da lâmina
ε_{L2}^C	Deformação transversal máxima em compressão da lâmina
ε_{L2}	Deformação no sentido transversal da lâmina
ε_F	Deformação da fibra
ε_M	Deformação da matriz
ε_1	Deformação no sentido longitudinal do laminado
ε_2	Deformação no sentido transversal do laminado
ε_3	Deformação no sentido da espessura
F_L	Carregamento imposto à lâmina
F_F	Carregamento imposto à fibra
F_M	Carregamento imposto à matriz

G_{12}	Módulo de Cisalhamento referente ao plano 1-2
G_{23}	Módulo de Cisalhamento referente ao plano 2-3
G_{F12}	Módulo de Cisalhamento da fibra referente ao plano 1-2
G_{F23}	Módulo de Cisalhamento da fibra referente ao plano 2-3
G_{M12}	Módulo de Cisalhamento da matriz referente ao plano 1-2
G_{M23}	Módulo de Cisalhamento da matriz referente ao plano 2-3
h	espessura do laminado
κ_x	Curvatura devido à flexão de superfície no sentido longitudinal
κ_y	Curvatura devido à flexão de superfície no sentido transversal
κ_{xy}	Curvatura devido à flexão de superfície do plano xy do laminado
L	Sustentação
ΔL_L	Alongamento da lâmina
ΔL_F	Alongamento da fibra
ΔL_M	Alongamento da matriz
M_x	Momento fletor no sentido principal ou longitudinal do laminado
M_y	Momento fletor no sentido transversal do laminado
M_{xy}	Momento fletor no plano xy do laminado
N_x	Esforço normal no sentido principal ou longitudinal do laminado
N_y	Esforço normal no sentido transversal do laminado
N_{xy}	Esforço normal no plano xy do laminado
θ_x	Rotação em torno do eixo x
θ_y	Rotação em torno do eixo y
σ_{ij}	tensor da tensão em notação indicial
σ_L	Tensão na lâmina

σ_F	Tensão na fibra
σ_M	Tensão na matriz
σ_1	Tensão normal no sentido longitudinal da fibra
σ_2	Tensão normal no sentido transversal das fibras
σ_3	Tensão normal no sentido da espessura
σ_x	Tensão normal na direção principal geométrica do laminado
σ_y	Tensão normal na direção transversal geométrica do laminado
ρ	Massa específica
[Q]	Matriz de rigidez reduzida do compósito
$[\bar{Q}]$	Matriz de rigidez reduzida do compósito em coordenadas globais
[S]	Matriz de flexibilidade do compósito
S	Resistência ao cisalhamento
S	Área de referência
ΔS_i	Incremento de espaço
[R]	Matriz de Reuter
t	Espessura da lâmina
[T]	Matriz de transformação de coordenadas
$[T]^{-T}$	Matriz transposta de transformação coordenadas
$[T]^{-1}$	Matriz inversa de transformação coordenadas
T_g	Temperatura de transição vítrea
τ_{xy}	Tensão de cisalhamento do plano geométrico xy do laminado
τ_{12}	Tensão de cisalhamento no plano 1-2
τ_{13}	Tensão de cisalhamento no plano 1-3
τ_{23}	Tensão de cisalhamento no plano 2-3

$u(x,y,z)$	Deslocamento no sentido longitudinal do laminado
$u_0(x,y)$	Deslocamento de membrana no sentido longitudinal do laminado
V	Velocidade da Aeronave
V_∞	Vento relativo
v_F	Fração volumétrica de fibras
v_M	Fração volumétrica da matriz
V_L	Volume da lâmina
V_F	Volume de fibras
V_M	Volume da matriz
$v(x,y,z)$	Deslocamento no sentido transversal do laminado
$v_0(x,y)$	Deslocamento de membrana no sentido transversal do laminado
ν_{12}	Coefficiente de Poisson principal no plano 1-2
ν_{21}	Coefficiente de Poisson transversal ao plano 1-2
ν_{23}	Coefficiente de Poisson principal no plano 2-3
ν_{F12}	Coefficiente de Poisson da fibra referente ao plano 1-2
ν_{M12}	Coefficiente de Poisson da matriz referente ao plano 1-2
W	Peso
$W_0(x,y)$	Deslocamento no sentido da espessura do laminado
X_T	Resistência a tração longitudinal – Direção 1
X_C	Resistência a compressão longitudinal – Direção 1
Y_T	Resistência a tração transversal – Direção 2
Y_C	Resistência a compressão transversal – Direção 2
γ_{xy}	Rotação do plano geométrico xy do laminado
γ_{xy}^0	Rotação de membrana do plano geométrico xy do laminado

γ_{12}	Deformação angular no plano 1-2
γ_{13}	Deformação angular no plano 1-3
γ_{23}	Deformação angular no plano 2-3
z	Cota em relação ao eixo de referência do laminado

SUMÁRIO

CAPÍTULO I	28
1 INTRODUÇÃO	28
1.1 Considerações iniciais	28
1.2 Objetivos	31
1.2.1 Geral.....	31
1.2.2 Específicos	31
1.3 Justificativa.....	31
1.4 Delimitação do trabalho	32
1.5 Estrutura do trabalho	33
CAPÍTULO II	35
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	35
2.1 Definição e componentes de uma aeronave	35
2.1.1 Descrição de uma asa.....	36
2.1.2 Projeto estrutural	39
2.1.3 Longarina	40
2.2 Materiais compósitos.....	42
2.2.1 Emprego na indústria aeronáutica.....	45
2.2.2 Materiais em estruturas aeronáuticas	49
2.2.3 Mecânica dos materiais compósitos.....	54
2.2.4 Critério de falha	75
2.3 Métodos dos Elementos Finitos (MEF).....	79
2.3.1 Pré-Processamento	82
2.3.2 Processamento.....	82
2.3.3 Pós-Processamento.....	82
2.3.4 Tipos de análise.....	83
2.3.5 Software ANSYS	84
CAPÍTULO III	92
3 METODOLOGIA	92
3.1 Generalidades	92
3.2 Fase 1 – Definição do problema.....	94
3.3 Fase 2 – Descrever o modelo estrutural	95
3.3.1 Qualificação da aplicação – Aeronave leve esportiva	96
3.3.2 Elemento estrutural investigado – Longarina	97

3.3.3	Definição dos materiais constituintes	98
3.3.4	Carregamento proposto	100
3.4	Fase 3 – Definir o modelo estrutural	102
3.4.1	Indicação do método numérico	102
3.4.2	Declaração do elemento	104
3.4.3	Discretização da geometria	105
3.4.4	Configuração estrutural – Módulo ACP	107
3.4.5	Condições de contorno	111
3.4.6	Validação do modelo de cálculo	114
3.4.7	Simulação para diferentes configurações	119
CAPÍTULO IV		124
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	124
4.1	Simulação de diferentes seções transversais	124
4.2	Simulação de diferentes materiais constituintes	130
4.3	Simulação de diferentes sequências de reforço	143
4.4	Solução proposta	165
CAPÍTULO V		167
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	167
5.1	Conclusão	167
5.2	Sugestão para trabalhos futuros	168
REFERÊNCIAS		170
APÊNDICE A – Desenho técnico da longarina solução		177
ANEXO A – Desenho técnico da longarina original		179

CAPÍTULO I

1 INTRODUÇÃO

Este capítulo apresentará de forma sucinta os assuntos pertinentes ao trabalho realizado nesta dissertação, iniciando com uma contextualização através de parâmetros econômicos, seguindo-se com os objetivos e contribuições, ademais com a exposição dos fatos que motivaram a elaboração deste texto, e por fim a demarcação do tema que circunda este escrito acompanhado da estruturação do que será discutido nos capítulos posteriores.

1.1 Considerações iniciais

Atualmente, o elevado incremento intelectual e tecnológico sobrevividos das últimas décadas acirrou a competitividade entre empresas. Estes aspectos fizeram com que o setor de engenharia, reiteradamente, se empenhasse na concepção de produtos novos, abarcando alta confiabilidade, reprodutibilidade e previsibilidade, somado à ênfase no avanço da funcionalidade, redução de custos e preocupações socioambientais (KAUFMANN, ZENKERT e WENNHAGE, 2010).

A ininterrupta busca por soluções alternativas para o aperfeiçoamento de variáveis estruturais, como diferencial em uma disputa mercadológica, instigou o desenvolvimento da ciência e tecnologia dos materiais. A diversidade de materiais efetivos para o emprego em engenharia é muito grande, desta maneira há materiais cada vez mais específicos para aplicações pormenorizadas e com requisitos mínimos bastante elevados, caso específico da indústria aeronáutica, que se caracteriza por ser uma área de elevado conteúdo tecnológico, no qual o domínio científico reverbera primazia em diversos outros setores, a saber: automotivo, bélico, telecomunicações, alimentício, etc.

Singularmente, a indústria aeronáutica no decurso dos anos vem aplicando vultuosas somas de recursos, ao passo que desenvolve materiais de alto desempenho, visto que neste setor industrial, consoante Kim, Kennedy e Gürdal (2008) o peso estrutural pode ser decisivo entre o sucesso ou fracasso de um projeto, isto se reflete no consumo de combustível, velocidades de cruzeiro superiores, desempenho de pista e subida da aeronave, realçando o emprego disseminado dos chamados materiais compósitos. A Tabela 1 indica a interferência do peso no planejamento orçamentário.

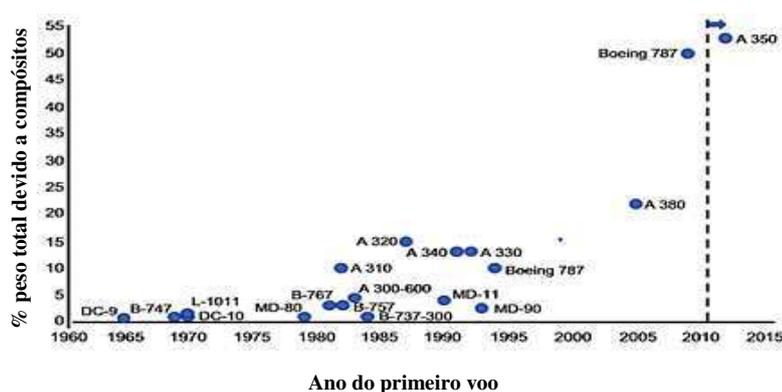
Tabela 1 – Economia ao reduzir a massa de uma estrutura ao longo da sua vida útil.

Estrutura	Economia de 1 kg
Estrutural de construção civil	US\$ 80,00
Helicóptero de transporte	US\$ 80,00 – 200,00
Helicóptero militar	US\$ 400,00
Transporte de grande porte	US\$ 300,00
Aviões comerciais	US\$ 500,00
Caças militares	US\$ 500,00
Ônibus espacial	US\$ 45.000,00

Fonte – Baker (2004)

Os compósitos são materiais com capacidades promissoras que equalizam as melhores propriedades de diferentes materiais em um único. A aplicação dos materiais compósitos é uma realidade atual no segmento aeronáutico com comprovados benefícios estruturais, como elevada resistência e rigidez específica, tolerância a altas temperaturas, comportamento favorável à fadiga, bem como flexibilidade na concepção de peças com geometrias complexas. A anisotropia que é peculiar a esses materiais, torna possível desenvolver um projeto otimizado que concilie as características geométricas e funcionais necessárias para um componente estrutural com as propriedades mecânicas, visando à obtenção da confiabilidade desejada. Pode ser notado um crescimento na utilização desses materiais em toda cadeia produtiva de fabricação, notadamente, corroboradas pela construção de aeronaves comerciais com parcelas significativas de peças constituídas por esse tipo de material, exemplificado através do *Airbus A350* e *Boeing B787* com aproximadamente 50 % da sua estrutura em compósitos avançados. Observe a Figura 1 que exibe a franca evolução do emprego dos compósitos.

Figura 1 – Aumento do uso de materiais compósitos na aviação comercial.



Fonte – Brown (2018)

Apesar do progresso arregimentado, ainda recai sobre os compósitos a dificuldade no projeto estrutural, em razão da grande diversidade de configurações possíveis, particular as próprias nuances deste material. Face a isso, persiste entre os projetistas responsáveis pelo dimensionamento de produtos desta categoria, a prática que se embasa no histórico de produtos precedentes para a concepção de novos ou até mesmo contar com a própria sensibilidade para o processo de projeto, redundando em incerteza e variabilidade das medidas, muitas vezes, traduzidas pela adoção de elevados fatores de segurança, da ordem de 4 a 6 para cargas estáticas e superior a 10 para cargas dinâmicas. Neste sentido, o superdimensionamento determina estruturas com baixa performance diminuindo a atratividade pelo uso de compósitos. Portanto, a procura pela melhor eficiência ou desempenho de um produto instiga transitar por várias alternativas para se alcançar o resultado ótimo através de métodos experimentais. Porém, essa diretriz pode exigir muito tempo e elevado custo.

Uma possível alternativa a este cenário é a modelagem por elementos finitos, possuindo um papel fundamental, alcançado via aperfeiçoamento constante dos programas comerciais de análise, de projeto e de cálculo, sobrevivendo a tendência em substituir algumas fases de desenvolvimento experimental por modelos numéricos com boa aproximação às condições reais de uso, além da versatilidade na geração de dados e a facilidade da análise dos resultados, que permite o contínuo aprimoramento dos modelos mecânicos inseridos no sistema de forma a reduzir as interações que porventura ocorreriam no desenvolvimento de protótipos e consequentemente de produtos.

No âmbito desta dissertação, foram propostas melhorias em parâmetros geométricos, material, espessura e ângulo de orientação das fibras em cada camada de material, a fim de melhorar o aproveitamento das potencialidades oferecidas pelos compósitos, além de prover a mitigação com o dispêndio de recursos envolvidos em processos de fabricação. A tarefa de exame das possíveis configurações especificamente, será realizada em uma longarina (*Wing Spar*), caracterizada como membro estrutural principal do corpo da asa. A abordagem deste problema enfocará o uso de *softwares* comerciais, de maneira a suprir agilidade ao processo, uma vez que a anisotropia característica ao material, em destaque, garante uma variedade de parâmetros e dificulta até mesmo o estabelecimento de um ponto de partida para análise. Adoção deste caminho possibilita, por fim, resultados sem a obrigação de um grande número de ensaios e testes em estruturas protótipos.

1.2 Objetivos

1.2.1 Geral

O objetivo desta dissertação é analisar simulações computacionais em um modelo de longarina compósita em colaboração com a empresa *Stratus Aeronaves* e propor ajustes na configuração para melhorar a eficiência estrutural do sistema em apreço.

1.2.2 Específicos

No desenvolvimento do objetivo geral, foram planejados os seguintes objetivos específicos:

- Caracterizar o arranjo estrutural de uma longarina aeronáutica, determinando os principais parâmetros que descrevem esse arranjo;
- Determinar os esforços solicitantes referentes às forças aerodinâmicas geradas pelo intradorso e extradorso da asa;
- Construir um modelo numérico da estrutura, passível de ser utilizado em programas numéricos comerciais;
- Estabelecer e efetuar um conjunto de análises à estrutura;
- Estudar o comportamento mecânico da longarina sob diferentes condições de geometria, materiais e disposição de camadas;

1.3 Justificativa

Nas últimas décadas, o transporte aéreo vem exibindo um crescimento sem precedentes, as previsões segundo a *International Air Transport Association* (IATA) apontam que a demanda mundial cresceu em média 7,6% em 2017. Esse crescimento representa alguns desafios na busca de satisfazer níveis de qualidade cada vez mais rígidos no que diz respeito a capacidade de operação, aceitabilidade de níveis de segurança e impacto ambiental (LENZI, 2009). Consoante Lenzi (2009), a União Europeia dedica cerca de 50% dos investimentos no quesito competitividade, 20% em meio-ambiente, 20% em segurança e 10% em capacidade, compreendendo desde aviões comerciais, civis, executivos, helicópteros, como, também, o tráfego aéreo e operação em aeroportos. Este panorama sugere, sobretudo, a inquietação em torno do desenvolvimento de aeronaves mais competitivas sob vastos aspectos.

A premência na elevação do desempenho de estruturas e equipamentos, fomentou ao corpo técnico novas provocações, levando-o à contínua busca por ferramentas de engenharia para alcançar os objetivos gerados pela competitividade. Este cenário marcou a ascensão dos materiais compósitos.

Singularmente, a indústria aeronáutica tornou-se um campo fértil para o emprego destes materiais, em função de propriedades atrativas, como elevada resistência e rigidez associadas à baixa massa específica em serviço, assegura estruturas leves, todavia extremamente rígidas, que resultam em economia de combustível, autonomia de voo e maior integração de peças projetando para a década seguinte a utilização de aproximadamente 35 a 80 % em massa de materiais compósitos em distintos setores aeronáuticos (ARMSTRONG; BEVAN e COLE, 2005).

Apesar do vasto uso dos compósitos na indústria aeronáutica, ainda persistem projetos de estruturas dotados de pouca efetividade, que apelam demasiadamente para experiência do projetista, tornando-se um processo lento e oneroso, além de subutilizar as vantagens inerentes aos próprios materiais compósitos, graças ao pouco controle sob os parâmetros envolvidos no problema. Desta maneira, este trabalho justifica-se ao averiguar possíveis candidatos a soluções “otimizadas” em um projeto de uma longarina aeronáutica compósita, mostrando por meio de um caso prático a facilidade que as simulações numéricas entremeada as corretas técnicas de análise, oferecem ao processo de aproveitamento de recursos, uma vez que consegue-se reduzir o número de protótipos e ensaios durante a fase de desenvolvimento da aeronave, mitigando assim, os custos de produção.

1.4 Delimitação do trabalho

Este trabalho reserva-se a delinear configurações estruturais suficientemente melhoradas considerando parâmetros de carga e deflexão em uma longarina compósita de uma aeronave esportiva leve previamente concebida, priorizando a busca pelo melhor projeto baseada em recursos computacionais, sem considerar o empirismo. Consta que não é escopo do presente trabalho esmiuçar o processo de projeto (dimensionamento). Sob este aspecto, foram executadas análises empregando o método dos elementos finitos (MEF) através de um *software* comercial amplamente utilizado no meio acadêmico, o ANSYS. Do ponto de vista operacional, a demarcação destas opções em estruturas, se deu em função da relevância na manutenção das condições de voo e na facilidade de execução e implementação computacionais, como forma,

principalmente, de prover resultados satisfatórios sem onerar a empresa com possíveis interações experimentais, consagrando uma opção passível de emprego na tarefa projetiva.

1.5 Estrutura do trabalho

Esta dissertação está dividida em cinco capítulos, incluindo introdução e conclusão, organizados de modo a apresentar sequencialmente os passos necessários para se alcançar os objetivos definidos na seção 1.2. Além disso, um apêndice/anexo que lida com aspectos práticos foi anexado ao final do trabalho.

- *Capítulo I:* São apresentadas contextualização e motivação breves, que permeiam a realização do presente trabalho ao salientar a importância do projeto de estruturas aeronáuticas fabricadas em materiais compósitos, associado ao emprego de ferramentas numéricas. Ademais, se contemplam os objetivos a serem alcançados e a demarcação do intento executado.
- *Capítulo II:* Aborda os conceitos básicos, a fim de fornecer ao leitor maior familiaridade com os termos empregados em capítulos subsequentes. Adentrando a fundamentação teórica, é exposta uma síntese dos componentes que perfazem um avião, especificamente definindo a estrutura denominada de longarina. Em seguida, são comentados os princípios vinculados aos materiais compósitos na indústria aeronáutica, incluindo tópicos que abordam aplicações destes materiais no setor em questão, salientando propriedades e características. Também é feito um breve apanhado do Método dos Elementos Finitos (MEF) e do ANSYS, detalhando os passos para criação e modelagem empregando a ferramenta supracitada. Por fim, uma compilação dos estudos que utilizam o método dos elementos finitos para investigar o comportamento mecânico de longarinas compósitas, no que se refere à distribuição das tensões e deformações, foi apresentada.
- *Capítulo III:* Este capítulo é dedicado à descrição do processo metodológico, na qual está embasada esta dissertação, bem como identifica as principais ferramentas e hipóteses proposta para simulação numérica do comportamento estrutural do sistema em apreço. Os modelos geométricos criados para atender aos objetivos propostos são detalhadamente descritos, bem como as propriedades atribuídas a cada material, as características da malha, as condições de contorno e carregamento de cada modelo.

- *Capítulo IV:* Contempla os resultados das simulações feitas, assim como as comparações e observações pertinentes. Especificamente, será avaliado o comportamento estrutural em relação à resistência dos materiais utilizados frente as cargas estáticas, segundo a variação de alguns parâmetros estruturais. Com base na literatura disponível, uma discussão abrangente dos resultados foi apresentada para conferir validade aos modelos analisados.
- *Capítulo V:* São reunidas as conclusões alcançadas pelos resultados obtidos nas simulações dos modelos, buscando-se fornecer informações que possam sugerir a reavaliação de recomendações e premissas de projeto. Serão apresentadas ainda algumas sugestões para futuros trabalhos nesta linha de pesquisa.

CAPÍTULO II

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

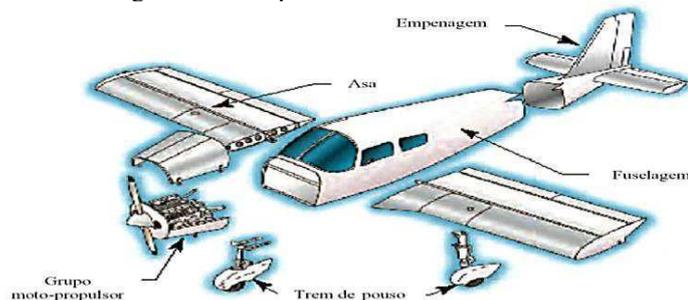
No presente capítulo, serão discutidos os principais aspectos teóricos que darão suporte bibliográfico ao entendimento dos temas tratados na dissertação e se mostrarão de grande importância para o desenvolvimento dos próximos capítulos. Brevemente, são retratados assuntos correlacionados a aerodinâmica, materiais compósitos e Métodos dos Elementos Finitos (MEF). Ao final, ainda são apresentadas diversas publicações científicas sobre simulação estrutural em vigas de material compósito sanduíche, sobretudo em longarinas de uso aeronáutico.

2.1 Definição e componentes de uma aeronave

A designação aeronave consoante dicionário online provisionado pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), remete a qualquer dispositivo empregado ou que se pretende utilizar para voar na atmosfera, apropriada ao transporte de pessoas e/ ou coisas. Em consequência, o avião é definido como uma aeronave de asa fixa mais pesado que o ar, movido por propulsão mecânica e que é mantido no ar pela reação dinâmica do ar contra suas superfícies de sustentação que permanecem fixas sob determinadas condições de voo (ANAC, 2018; RODRIGUES, 2014). Existem aeronaves projetadas com características operacionais e dimensionais diversas, isto é, podem atender ora setor militar, ora transporte, ora comercial, não obstante todas dispõem dos mesmos componentes. De acordo com a *Federal Aviation Administration* (FAA), as aeronaves convencionais são comumente compostas por três partes principais: fuselagem, asas e estabilizadores. Entretanto, Rodrigues (2014) designa que a maioria das estruturas dos aviões possuem uma fuselagem (*fuselage*), asas (*wings*), empenagem (*empennage*), trem de pouso (*landing gear*) e o grupo moto-propulsor (*powerplant*). A Figura 2 ilustra onde localizam-se os componentes citados anteriormente.

A seguir apresenta-se uma breve explanação acerca das asas, uma vez que são o elemento onde localiza-se a longarina e são as principais responsáveis por gerar a sustentação necessária a aeronave durante os voos.

Figura 2 – Componentes de uma aeronave.



Fonte – Rodrigues (2014)

2.1.1 Descrição de uma asa

As asas correspondem às principais superfícies de sustentação de um avião, incumbidas de suportar o mesmo em voo (ANAC, 2018). O tamanho, forma, peso e projeto particular de uma asa estão intimamente conexos ao desempenho almejado para o avião. As asas podem ser categorizadas conforme diversos critérios, a saber: sua posição de fixação na fuselagem, estabelece a divisão em alta, média ou baixa, o número de asas origina a classificação em monoplano (1 par de asas), biplano (2 pares de asas); quanto à sua geometria pode, ordinariamente, assumir a forma retangular, trapezoidal, elíptica, enflechada; e, por último, quanto ao tipo de estrutura, podendo ser do tipo *cantilever*, *semicantilever* e externamente escorada.

Sob o aspecto estrutural, uma asa apresenta um comportamento semelhante a uma viga em balanço, transferindo solicitações aerodinâmicas e de inércia para a fuselagem. Os principais elementos estruturais internos em uma asa são as nervuras, a longarina, o bordo de ataque e o bordo de fuga, conforme mostra a Figura 3.

Figura 3 – Componentes estruturais das asas.



Fonte – Rodrigues (2014)

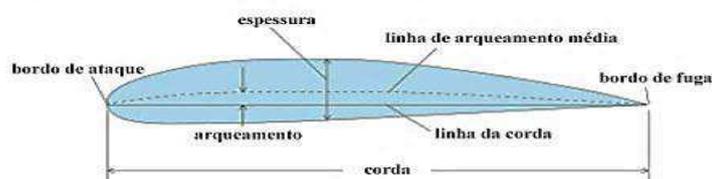
Na prática de voo, são produzidas forças que atuam em diferentes estruturas em uma aeronave. Dentro deste grupo de estruturas estão as asas. Para tal, definem-se a seguir, parâmetros que serão empregados no projeto global da aeronave, uma vez que a ciência de conceitos influencia a análise, assim como o cálculo estrutural.

2.1.1.1 Perfis

O termo perfil aerodinâmico ou aerofólio determina uma superfície projetada com o objetivo de alcançar uma reação aerodinâmica devido ao escoamento de fluido ao seu redor, ou seja, os perfis são seções transversais da asa ao longo da envergadura que produzem sustentação tal, para manter a aeronave em voo (ROSA, 2006; RODRIGUES, 2014).

A geometria de um perfil e principais características geométricas são ilustradas na Figura 4. A linha de arqueamento média ou apenas linha média demonstra a linha que determina o ponto médio entre todos os pontos que formam as superfícies superior e inferior do perfil (RODRIGUES, 2014). Por sua vez, a corda representa a distância que conecta o bordo de ataque ao bordo de fuga. A espessura comunica a distância perpendicular à linha de corda.

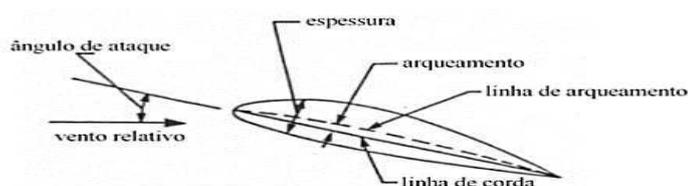
Figura 4 – Ilustração e características geométricas de um perfil alar.



Fonte – Rodrigues (2014).

O ângulo de ataque (α), além da geometria do perfil aerodinâmico é outro parâmetro que interfere nas características aerodinâmicas de uma asa. Conceitualmente, é entendido como o ângulo formado entre a linha de corda e a direção do vento relativo (V_∞). A Figura 5 mostra um esquema com os principais parâmetros.

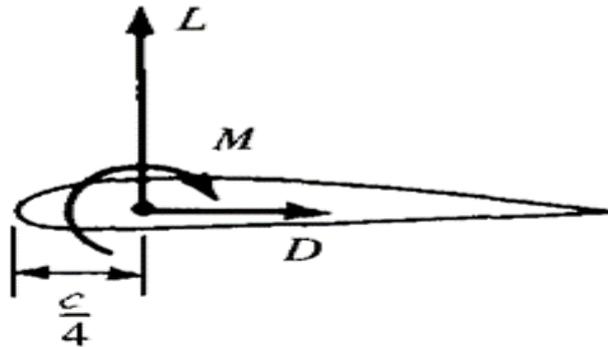
Figura 5 – Exemplo de ângulo de ataque α .



Fonte – Rodrigues (2014).

A interação de um escoamento sobre um perfil ocasiona vários “tipos” de força e momentos, dependentes da velocidade, viscosidade e massa específica do fluido, área de atuação, ângulo de ataque, etc. Na Figura 6, são demonstradas componentes de força e um momento gerados. Conseqüentemente, a componente da força resultante na direção perpendicular ao fluxo fluido é chamada de sustentação (L), responsável por se sobrepôr à força gravitacional e proporcionar o voo. Já a componente resultante alinhada à direção do fluxo fluido é denominada de arrasto (D), sendo caracterizada por se opor ao movimento executado. Finalmente, o momento de arfagem (M) designa o momento responsável por rotacionar à aeronave em torno do eixo lateral, variando assim o ângulo de ataque.

Figura 6 – Forças resultantes originadas pela passagem do escoamento em torno do perfil.



Fonte – Anderson (2001)

Consoante Anderson (2001), forças e momentos são caracterizados por meio de coeficientes adimensionais, que enfatizarão qual a capacidade de um perfil em gerar ambos os esforços. Desta maneira, as equações 1, 2, 3 representam.

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

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

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c} \quad (3)$$

Em que, C_L é o coeficiente de sustentação, C_D é o coeficiente de arrasto e C_M é o coeficiente de momento de arfagem, ρ é a massa específica do ar, V é velocidade da aeronave, S é a área plana da asa e c é a dimensão de referência.

2.1.1.2 Forças de sustentação em uma asa finita

A discussão precedente foi relativa aos efeitos bidimensionais de um escoamento. Porém, considerando uma asa finita, isto é, aquela que considera os efeitos tridimensionais associados com a envergadura, a mesma também porta qualidades para criação de sustentação, arrasto e momento de arfagem. Notabilizam-se diferenças entre as duas análises, em medida pela geração na ponta das asas de componentes de fluxo na direção da envergadura. Tais componentes são encarregados pela criação de vórtices, que impelem mudanças na velocidade e no campo de pressão ao redor da asa.

Os vórtices ao arrastar o ar circunvizinho, originam uma componente de velocidade direcionada para baixo chamada de *downwash* (W). Vetorialmente, essa componente gerada somada à velocidade do vento relativo, produz uma resultante capaz de modificar o ângulo de ataque efetivo da seção da asa e, portanto, ocorre uma redução do coeficiente de sustentação local (RODRIGUES, 2014). Essa mudança sob efeito *downwash* no ângulo de ataque de cada seção faz com que cada uma dessas tenha seu próprio C_L e, por conseguinte, sua própria sustentação local. Nomeia-se o comportamento da sustentação local em função da envergadura de distribuição de sustentação. Concisamente, pode-se afirmar que, sem a presença do *downwash*, a sustentação seria proporcional à corda (c) e a distribuição de sustentação tomaria a forma da asa em questão.

2.1.2 Projeto estrutural

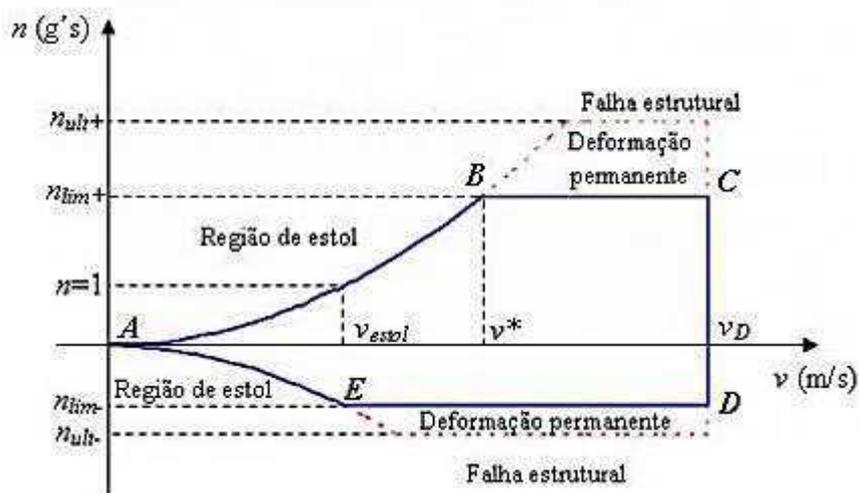
O projeto estrutural de uma aeronave tem início a partir de certas informações, a saber: as geometrias das estruturas a serem projetadas, as propriedades mecânicas do material proposto, cargas atuantes nas estruturas, fatores de carga e coeficientes de segurança indicados (ROSA, 2006).

No decurso de um voo, uma aeronave, em termos de estrutura, é submetida a cargas de natureza aerodinâmica, dadas pela diferença de pressão encontradas nas partes imersas no fluido. A distribuição de pressão sobre a superfície da aeronave causa diferentes esforços como de cisalhamento, tração, compressão, torção e flexão, em diferentes pontos. A partir da ciência

desses esforços, o projetista pode desempenhar a função de dimensionamento da estrutura completa da aeronave, utilizando-se os fundamentos da mecânica dos materiais, por meio de uma solução analítica-numérica nas principais regiões da aeronave.

A definição do envelope de voo com os fatores de carga pertinentes, em função das velocidades de operação, se faz necessário para o início do dimensionamento das estruturas da aeronave (RAYMER, 1992). Para análise das cargas na aeronave, é imperativo que se faça o diagrama V- n, com o intuito de obter os fatores de carga sofridos em um voo. Na Figura 7, o diagrama V-n representa uma exigência dos regulamentos aeronáuticos, que expõem uma maneira gráfica para verificar as combinações de velocidade e fatores de carga possíveis que tolera uma aeronave. O diagrama é feito a partir de dois conjuntos de funções: o primeiro representa as cargas de manobra da aeronave e o segundo as cargas de rajada, para diferentes velocidades (RAYMER, 1992).

Figura 7 – Diagrama V-n.



Fonte – Rodrigues (2014)

2.1.3 Longarina

A longarina é o principal membro estrutural da asa, equivalendo a uma viga dimensionada para suportar os esforços de flexão e torção produzidos pelas cargas aerodinâmicas, além de resistir ao peso da asa, do combustível e dos equipamentos restantes alojados nas asas, como motores, turbinas e armamentos. A Figura 8 mostra o *Airbus A350 XWB* e uma parte da sua longarina.

Em relação à asa, a longarina percorre longitudinalmente desde a raiz, localizada na fuselagem, até a ponta. Geralmente, elas são fixadas à fuselagem seja por meio de encaixe,

vigas ou sistema de armação. O número de longarinas usadas na construção das asas depende do projeto e do tipo da aeronave, podendo variar entre uma (asas mono-longarinas), duas (asas bi-longarinas) ou mais (asas multi-longarinas).

Figura 8 – Parte da longarina do Airbus A350 XWB.



Fonte – AeroNews Network (2018)

As longarinas podem ser fabricadas em madeira, material metálico e, mais recentemente, passou-se a adotar a construção em material compósito. Singularmente, com o emprego de laminados à base de fibra de carbono e resina epóxi, entremeado a núcleo de baixa densidade, formando estruturas sanduíches. Um exemplo pode ser visto na Figura 9.

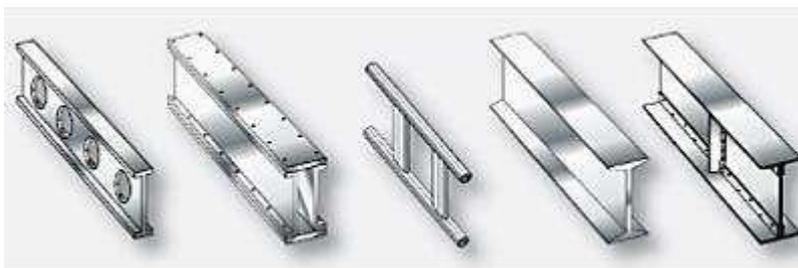
Figura 9 – Longarina em fibra de carbono com núcleo polimérico.



Fonte – Sampert (2012)

As configurações da longarina podem assumir diversas formas, apesar dos formatos mais comuns serem os evidenciados na Figura 10. Exemplificando, algumas configurações não possuem reforçadores, outras adotam furos flangeados para reduzir o peso. Independentemente de qual seja o tipo, a longarina é a parte mais importante da asa, por conseguinte no momento que outros membros estruturais da asa são submetidos a carga, eles transferem a maior parcela da tensão resultante à(s) longarina(s) da asa.

Figura 10 – Seções transversais tipicamente usadas em longarinas de asas.

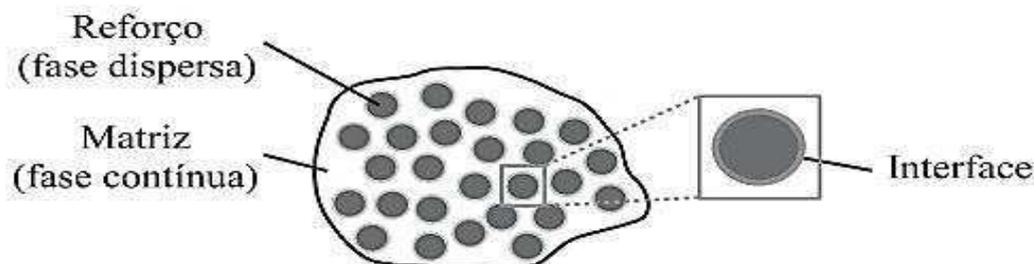


Fonte – Rodrigues (2014)

2.2 Materiais compósitos

Os compósitos, compostos ou conjugados, são materiais que consistem na combinação de duas ou mais fases distintas, em escala macroscópica, resultando em um material multifásico, cujas características e desempenho são mais apropriados à aplicação de interesse, se comparado aos constituintes originais avaliados individualmente (HERAKOVICH, 1998; MENDONÇA, 2005; NETO e PARDINI, 2006). Na situação mais geral, um material compósito é formado por uma fase contínua ou aglutinadora a qual chama-se de matriz, frequentemente presente em maior quantidade, e uma fase dispersa denominada de reforço, mais resistente mecanicamente, participa do aperfeiçoamento das propriedades estruturais do compósito (MATTHEWS e RAWLINGS, 2000). Ocasionalmente, considerada como terceiro componente em um compósito, a interface resulta ora de uma reação entre a matriz e o reforço, ora pode ser apreciada como uma região de poucos átomos existente no contato reforço-matriz (MATTHEWS e RAWLINGS, 2000). Acompanhe na Figura 11, logo abaixo, a idealização do que vem a ser um material compósito.

Figura 11 – Constituintes que perfazem um compósito.



Fonte – Daniel e Ishai (2006)

Os ordenamentos dos parâmetros que fundamentam a atribuição de um material como sendo um compósito ainda não é um consenso acadêmico. Nesse sentido, o nível atribuído à

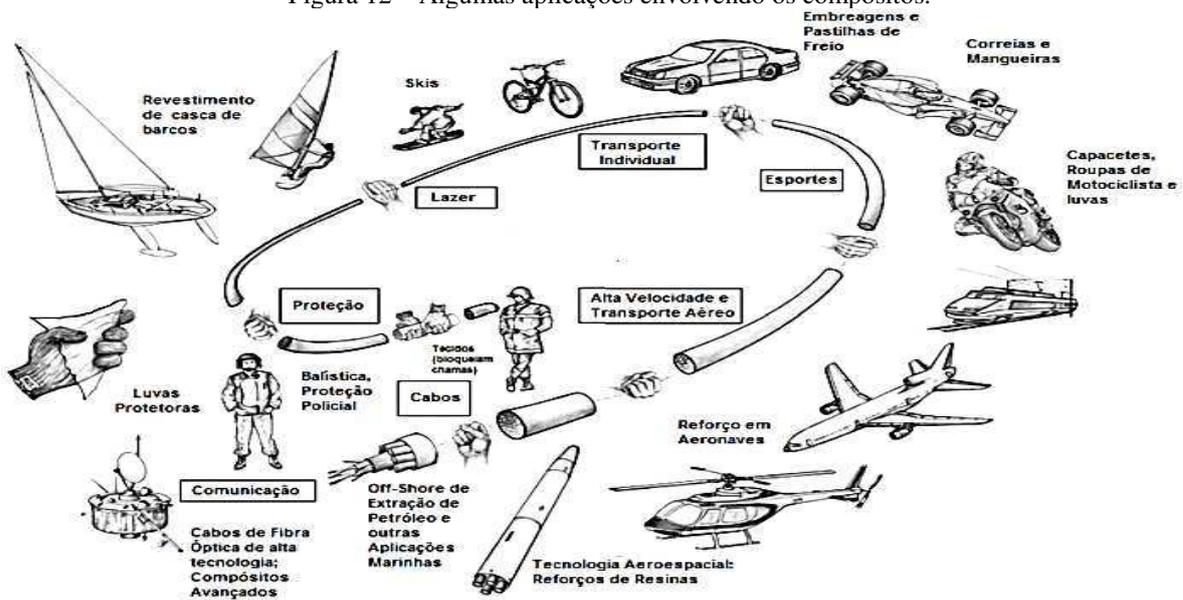
análise é um fator determinante, dado que muitos materiais podem ser considerados heterogêneos e alçar a posição de compósitos se a escala sugerida for muito pequena. Para finalidade desse texto, a demarcação de alguns fundamentos é sumária a qualificação de uma mistura multifásica como sendo um compósito. Segundo Al-Qureshi (1988), Matthews e Rawlings (2000) são eles:

- É necessário que os constituintes estejam presentes em quantidades significativas, maior do que 5 % em volume;
- Consistam em duas ou mais fases adequadamente organizadas ou distribuídas, fisicamente e/ou quimicamente distintas, com uma interface separando-as;
- O material compósito usufrui de características que não sejam representadas por nenhum dos seus constituintes quando considerados isoladamente.

O amadurecimento tecnológico dos materiais compósitos está em franco progresso, amparadas pela evolução das bases do entendimento e pela ampliação de novos nichos de mercado que demandam sofisticação e inovação tecnológica. O tema a respeito de tais materiais apresenta uma dicotomia histórica, visto que presumivelmente mostra-se como um conteúdo novo, todavia remonta a milhares de anos o seu emprego. Consoante Daniel e Ishai (2006), há indícios que os egípcios utilizavam o adobe, constituído por palha salpicada misturada com terra crua ou argila na fabricação de tijolos. O povo Mongol, na prática de caça, apelava ao uso de arcos confeccionados a partir de milho, madeira e tendões de vaca (GAY, HOE e TSAI, 2003). Outras formas de material compósito abrangem a madeira natural, constituída basicamente de fibras de celulose dispersas numa matriz de lignina e pectina, os ossos de alguns mamíferos, que são formados por uma matriz proteica de fosfato de cálcio com camadas laminadas e orientadas de fibrilas de colágeno (KAW, 2006).

No século 20, mais precisamente a partir da década de 60 a sociedade concentrou-se no vasto potencial de fabricação desses materiais (SILVESTRE FILHO, 2006). Os compostos migraram da exclusividade da indústria aeroespacial (*flapes*, leme, bordos, carenagens, empenagens, naceles) para relevantes aplicações em áreas, tais como: naval (casco de barcos, mastros), automobilística (suspensões, chassis, cabines, assentos), petroquímica (*risers*, plataformas *off-shore*), construção civil (piscinas, janelas, painéis de fachada), artigos esportivos (pranchas de esqui, tacos de beisebol, capacetes, trajes de mergulho), biomédica (hastes femorais, órteses e próteses para membros). A Figura 12 ilustra os diversos nichos de aplicação que os compósitos desfrutam atualmente.

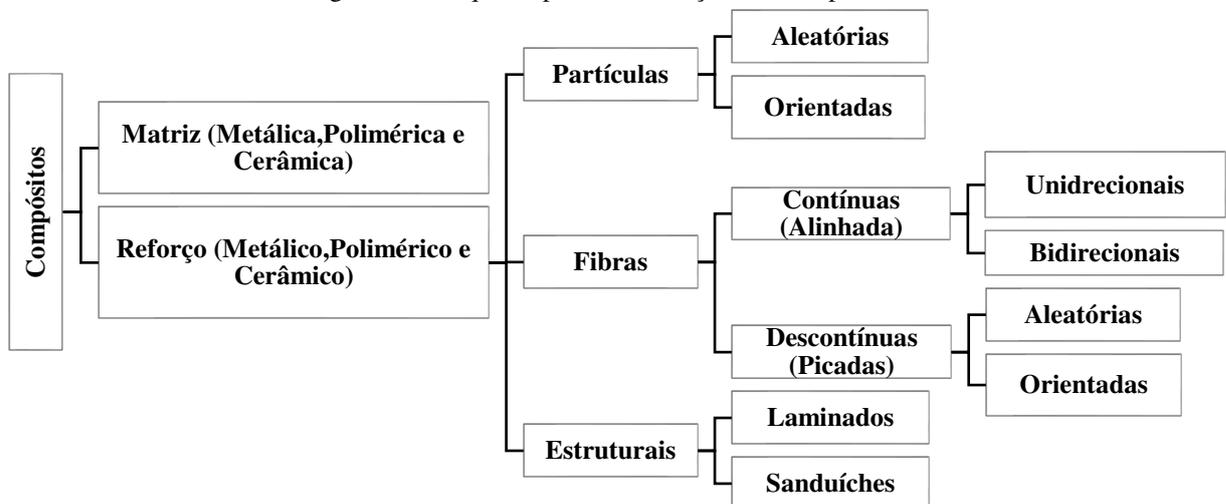
Figura 12 – Algumas aplicações envolvendo os compósitos.



Fonte – Adaptado Nossa (2011)

São muitos os motivos que levaram ao progressivo aumento no uso dos compósitos, se comparado aos outros tipos de materiais, a capacidade de customização de suas propriedades mecânicas é o atrativo principal, afinal moldar-se de acordo com uma aplicação específica, facultou aos engenheiros numerosas possibilidades de soluções para os mais variados problemas existentes. A classificação destes materiais, tipicamente, é executada segundo Callister (2007) e Kaw (2006), com base na natureza das fases constituintes, ou melhor, de acordo com as características de sua matriz e reforço. O organograma na Figura 13 apresenta a proposta de classificação dos compósitos consoante esta temática citada anteriormente.

Figura 13 – Esquema para classificação dos compósitos.



Fonte – Adaptado de Callister (2007)

2.2.1 Emprego na indústria aeronáutica

Como exposto anteriormente, os materiais compósitos tiveram um amplo campo de aplicação no decurso da história. Todavia, o emprego destes materiais persiste, mundialmente, em artefatos estruturais sensíveis ao peso, tais como as estruturas encontradas no ramo aeronáutico. O crescimento do emprego de materiais compósitos na indústria aeronáutica adveio, em virtude do início de seu uso na aviação comercial em substituição aos materiais convencionais como os metais. Este fato é corroborado por meio de estatísticas que apontam a porcentagem de utilização em aproximadamente 60% na aeronáutica comercial, 20% em defesa e espaço, 10% no setor recreativo e os restantes 10% distribuídos em setores ordinários (REZENDE e BOTELHO, 2000).

A razão que conduz ao emprego disseminado dos compósitos na aviação está vinculada a diminuição do peso estrutural da aeronave, que pode ser diretamente transmitida para um menor consumo de combustível, ou uma maior capacidade de carga, ou aumento de autonomia, ou redução da área alar, ou escolha de motores menores para equipar a aeronave, ou até mesmo a combinação de todos esses fatores (CATOIA, 2008). Conforme Jones (1999), as peças desenvolvidas em material compósito para estruturas primárias podem reduzir o consumo de combustível em até 30% se confrontado com materiais metálicos. Compete lembrar que estruturas primárias são o conjunto dos elementos estruturais de uma aeronave que garantem a rigidez de sua forma e a integridade de sua estrutura, quando submetida aos esforços máximos para a qual foi projetada. Qualquer outra estrutura avaliada como não sendo uma estrutura primária é classificada como estrutura secundária, que ao empregar materiais compósitos atinge valores de economia de combustível da ordem de 10 % (BAKER, 2004).

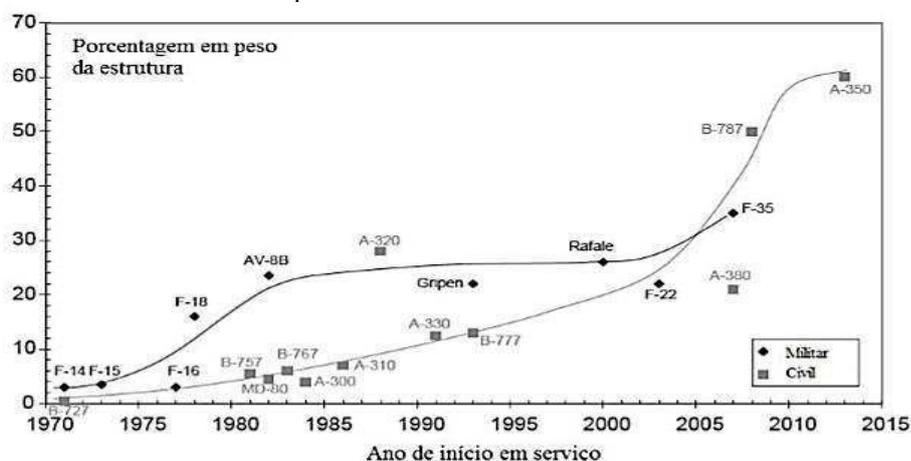
Embora os números revelem um aumento no emprego dos compósitos na indústria aeronáutica, alguns fatores são ponderados como limitantes à sua disseminação generalizada. Dentre esses fatores, o maior custo se comparado com os materiais estruturais comuns é de longe um dos maiores entraves. Menciona-se que as matérias-primas em compósito podem ter até 10 vezes o preço de ligas de alumínio por unidade de massa. Outra contrariedade à utilização desta classe de materiais em estruturas exterioriza-se na dificuldade de reparo após o dano, devido inexistência ainda de um direcionamento adequado, que assegure qualidade e repetibilidade de reparos.

No tocante aos custos de projeto, estes materiais revelam valores elevados, uma vez que as análises, o ferramental, o controle de qualidade, além da certificação e documentação são mais exigentes, transformando todo encadeamento produtivo mais dispendioso. Mesmo que

seja quase um consenso, os fatores sugeridos acima, os materiais compósitos ainda proporcionam valor agregado na forma de vantagens competitivas sobre os demais produtos. Alguns destes proveitos é a redução do número de peças necessárias na sua montagem (com menos zonas de rebiteagem), baixa taxa de desperdício de matéria-prima comparativamente aos processos de usinagem em metais, diminuição das operações de manutenção durante a vida útil da aeronave, somado às características intrínsecas do próprio material, fortalecem o apelo a esta opção tecnológica (NIU, 2000).

Na indústria aeronáutica, os materiais compósitos pioneiramente eram utilizados em aplicações de cunho militar e aeroespacial devido ao menor peso adjunto à alta rigidez, resistência específica, melhor resistência à corrosão e fadiga, além de tolerância a altas temperaturas. No decorrer dos anos, as empresas de aviação comercial vêm paulatinamente elevando a porcentagem de compósitos em suas peças, ao passo que encolhe a concentração de materiais metálicos. A Figura 14 abaixo exhibe detalhes da evolução, a partir da década de 70, do emprego dos compósitos, na qual evidencia-se que o apelo prévio para esta classe de material era direcionado para a indústria militar.

Figura 14 – Peso de materiais compósitos em estruturas aeronáuticas civis e militares com o tempo.



Fonte – Adaptado de Kassapoglou (2010)

Presentemente, constata-se um número crescente de novas aeronaves comerciais desenvolvidas com grande participação de compósitos. Exemplificando, na produção do *Boeing 777*, a adoção de compósitos foi tímida, predominando ainda soluções em materiais convencionais. Porém, na Tabela 2, podem ser observados os valores comparativos entre duas aeronaves. O *Boeing 787 Dreamliner*, sucessor da aeronave anteriormente citada, possui cerca de 50% do peso da estrutura em compósitos, sendo o restante formado por 20% alumínio, 15% titânio, 10% aço e 5% de outros materiais, correspondendo a um aumento de 12% do valor em relação ao antecedente.

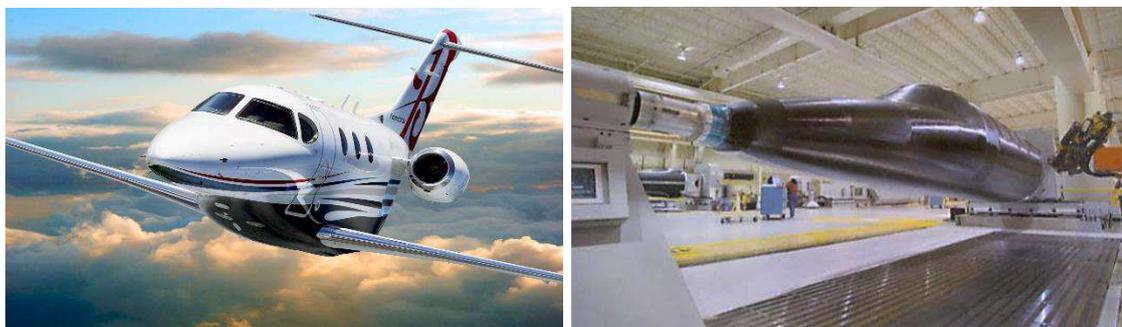
Tabela 2 – Comparativo entre aeronave em material compósito e outra em materiais convencionais.

Parâmetros	Boing 787-8	Boing 777-20
Capacidade de combustível (mil litros)	126,9	117,3
Peso da aeronave (ton)	110	134,8
Alcance (Km)	15200	9695
Passageiros (máx)	440	440
Peso máximo decolagem (ton)	227,9	247
Peso máximo pouso (ton)	172,3	201
Comprimento (m)	57	63,7
Envergadura (m)	60	60,9
Seção (m)	5,91	6,19

Fonte – Jeronimo (2014)

Por outro lado, o Airbus A380 contém de 25 a 30 toneladas de compósitos, dos quais 85 % são reforçados com fibra de carbono (GUERATO, 2010). Além das gigantes da aviação, casos de proeminência envolvendo a aplicação de tal material explicitam-se, como o *Raytheon Premier I* (ver Figura 15), tem como atributo principal ser fabricado integralmente de material composto por meio da tecnologia de disposição automática de fibras, que auxilia a redução da montagem da fuselagem em duas seções: dianteira e traseira. A fuselagem de composto apresenta uma estrutura sanduíche no qual é colocado um núcleo de colmeia entre os revestimentos externo e interno. Este conceito permite um incremento de cerca de 60% no volume da cabine e ganhos de peso significativos.

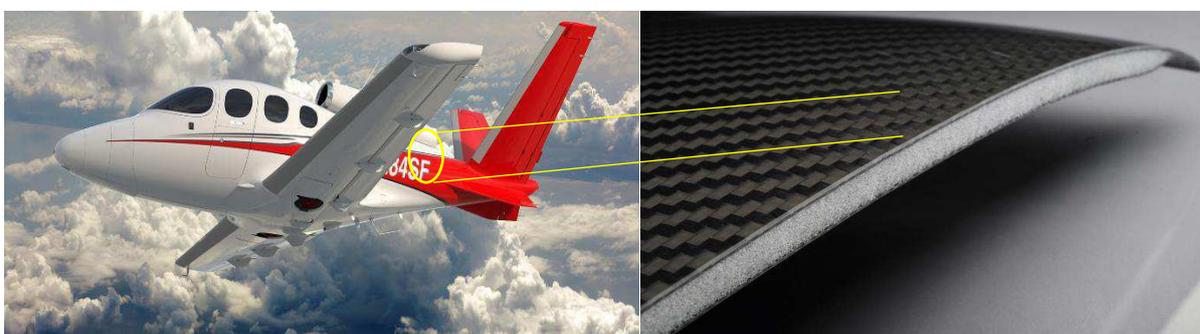
Figura 15 – Aeronave *Premier I* e sua fuselagem fabricada inteiramente em material compósito através da tecnologia de disposição automática das fibras.



Fonte – Silva (2009)

Os modelos A500 e A700 da *Adam Aircraft* revelam em comum a tecnologia de fabricação, sendo produzidos de fibra de carbono/epóxi, segundo as técnicas de laminação automática. A estrutura apresenta regiões fabricadas em laminado sólido, como a fuselagem e o cone de cauda, e regiões que desfrutam do conceito de colmeia integrada a um revestimento em composto. Já o *Cirrus SF50*, fabricado pela *Cirrus Aircraft*, maior fabricante de aeronaves civis do mundo para aviões privados e também a primeira companhia a empregar estruturas sanduíches em compósitos com núcleo de espuma na estrutura primária de suas aeronaves, dispõe de uma fuselagem composta unicamente de materiais compósitos e construção sanduíche com núcleos poliméricos, tal como pode ser apreciado na Figura 16.

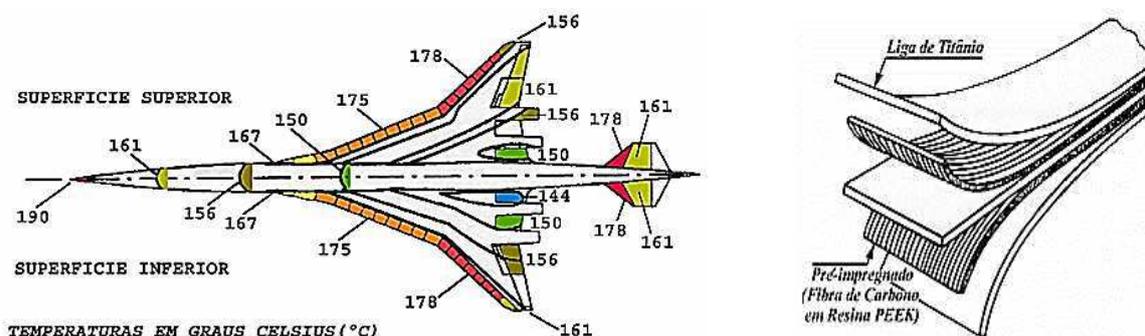
Figura 16 – Jato Cirrus SF50 fabricado em material compósito sanduíche.



Fonte – Cirrus Aircraft (2018)

Outra aplicação de relevância desta classe de materiais é o projeto de aeronaves HSCT (HSCT - *High Speed Civil Transportation*). A tecnologia de materiais estruturais para as aeronaves HSCT, cuja velocidade estimada de cruzeiro é de 2,4 vezes a velocidade do som (Mach 2,4), implica em materiais que possam suportar operação de longa duração a temperaturas próximas de 165°C, e operação de curto prazo a 190°C. Para uma vida útil de 25 anos, estima-se que os materiais que compõem externamente a aeronave seriam submetidos à cerca de 35.000 ciclos térmicos (GATTI, 2009). Os materiais para o HSCT são muito mais rigorosos do que para aeronaves subsônicas, exigindo requisitos operacionais mais extremos, a saber, compostos avançados de matriz polimérica, metálica e cerâmica, selantes, adesivos, recobrimentos e acabamentos (GATTI, 2009). A Figura 17 detalha as temperaturas previstas em pontos da sua superfície externa e a morfologia dos respectivos materiais que compõem a aeronave.

Figura 17 – Temperaturas de equilíbrio previstas na superfície externa (superior e inferior) da aeronave do projeto americano de transporte civil rápido – HSCT e o respectivo compósito avançado.



Fonte – Gatti (2009)

Tendo em vista o discutido, é natural que o número de aeronaves com alta porcentagem de material compósito seja cada vez maior, sendo que muitas delas, possivelmente, serão totalmente fabricadas em material compósito.

2.2.2 Materiais em estruturas aeronáuticas

Na presente seção, pretende-se apresentar alguns materiais ou grupo de materiais compósitos ligados à indústria aeronáutica, com ênfase aos produtos passíveis em compor a classe denominada de compósitos sanduíches, detalhada em função da sua importância para o desenvolvimento deste trabalho. Não se pretende fazer uma apresentação completa dos materiais, mas apenas introduzir os mais comuns.

2.2.2.1 Materiais das faces

Uma estrutura sanduíche consiste em um arranjo estrutural composto por três elementos: duas faces finas ou camadas externas e um núcleo interno (MENDONÇA, 2005; CRUZ, 2014). Uma viga sanduíche atua da mesma maneira que uma viga I com a distinção que o núcleo da sanduíche é de um material dissimilar e serve como um suporte contínuo para as faces. Como consequência, a construção em sanduíche resulta em leveza, menores deformações laterais, alta resistência à flexão, frequências naturais mais altas do que as de outras estruturas, isolamento térmico e acústico (APETRE, 2005). A Figura 18 apresenta um desenho esquemático demonstrando a analogia entre uma viga I e uma estrutura sanduíche.

Figura 18 – Comparação de um painel sanduíche a uma viga em I.



Fonte – Almeida (2009)

Como será visto mais à frente, as faces das estruturas sanduíches imperativamente devem suportar sobretudo esforços de tração e compressão, pelo que é necessário um material com elevado módulo de elasticidade. Outras propriedades, portanto, requeridas são resistência ao impacto, à corrosão, ao fogo, à humidade e capacidade de adaptação às formas complexas, considerados aspectos influentes na seleção do material (VINSON e SIERAKOWSKY, 1993; CRUZ, 2014).

Os materiais que compõem, habitualmente, as faces podem ser categorizadas em dois grupos distintos, os metálicos e os não metálicos. Os metálicos mais comuns são as ligas de aço, o aço inoxidável, o alumínio e o cobre, muito utilizados pela sua resistência. A Tabela 3 abaixo representa as principais propriedades mecânicas para materiais metálicos.

Tabela 3 – Propriedades das lâminas metálicas.

Propriedade	Aço	Aço inoxidável	Liga de alumínio	Cobre
Densidade (kg/m ²)	7860	7700	2700	8900
Módulo de elasticidade (GPa)	210	200	70	118
Resistência à tração (Mpa)	300-560	540-680	200-250	220
Coefficiente de dilatação térmica (m/m°C)	12×10 ⁻⁶	16×10 ⁻⁶	23×10 ⁻⁶	17×10 ⁻⁶

Fonte – Davies (2001)

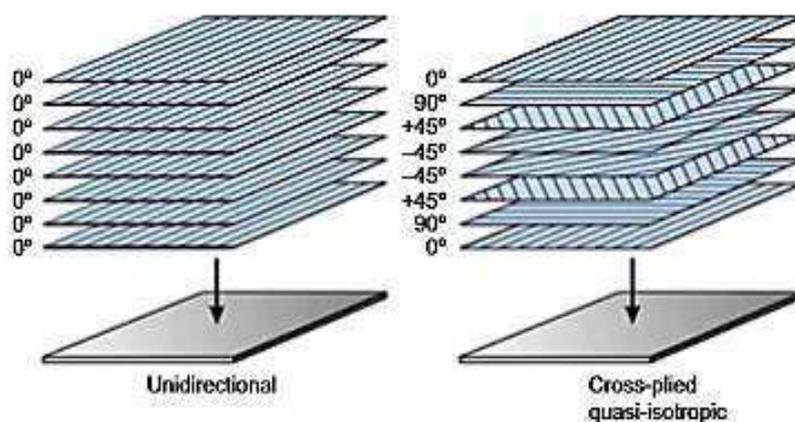
As vantagens em empregar faces de natureza metálica estão atreladas à elevada rigidez e resistência, ao baixo custo, bom acabamento superficial, boa resistência ao impacto. As

desvantagens esbarram na elevada densidade, complexidade em fabricar formas curvas e problemas corrosivos.

Outros materiais aplicáveis às faces, são um grupo ainda maior constituído por madeira, cimento, polímero e cerâmicos, que unidos perfazem os materiais não metálicos. Ao serem utilizados em conjunto, estes materiais dão origem aos compósitos cuja aplicação apresenta maior relevância em relação aos seus componentes formadores, isto porque é possível alcançar um elevado módulo de elasticidade ao mesmo tempo que se melhora a relação peso-rigidez à flexão.

Os materiais compósitos, de modo geral, mais empregados em estruturas de faces são os fibrosos e os laminados. Estas tipologias derivam da dispersão de fibras em variadas orientações incumbindo-se de suportar as cargas. Um material base denominado de matriz é responsável por transmitir os esforços às fibras e protege-las das intempéries. A função das fibras é a de suportar as cargas requeridas ao material, dado ser o material mais resistente do compósito. Consequentemente as propriedades solicitadas às fibras confundem-se com as propriedades requeridas às faces propriamente ditas. Existe uma larga gama de materiais para as fibras tais como vidro, carbono, aramida, boro, alumina e naturais. Singularmente, no caso de fibras unidirecionais, é possível a formação de um laminado arquitetado por várias camadas de compósitos fibrosos, empilhadas umas em cima das outras, que podem ser dispostas segundo várias direções, garantindo assim que os requisitos de projeto sejam contemplados. Este tipo de compósitos vem aumentar ainda mais as possibilidades de “personalização” das propriedades da estrutura sanduíche, amplificando o espectro de aplicabilidade destes materiais, e é essa a razão pela qual são tão utilizados hoje em dia. A representação de um laminado com diferentes orientações pode ser visualizada através da Figura 19.

Figura 19 – Arquitetura de uma face laminada.



2.2.2.2 Materiais de “núcleo”

A premissa de fabricação de estruturas tão leves quanto possível, sem comprometer a resistência mecânica, é um dos desafios mais cruciais dentro do planejamento da indústria aeronáutica. Uma forma abalizada de beneficiar as tradicionais estruturas de paredes finas de estabilização para resistir aos diversos tipos de esforços, mitigando as deformações laterais acontece por intermédio dos materiais de núcleo (recheio) posicionados entre dois revestimentos e habitualmente empregados em moldagem de materiais compósitos.

Os materiais de recheio têm por finalidade básica municiar a estrutura com leveza, resistência e rigidez à flexão, isolamento térmico e acústico, etc. Existe uma grande quantidade de núcleos disponíveis para aplicações aeronáuticas, sendo a divisão estabelecida em 4 grupos: madeira balsa, espumas, colmeia (*honeycomb*) e corrugados (ZENKERT, 1997).

Singularmente, a madeira balsa foi o primeiro material empregado como recheio proposto a uma função estrutural. Isto deve-se à sua baixa massa específica, boa resistência a compressão e ao cisalhamento, agregado ao baixo custo. Exemplo de madeira balsa pode ser visualizado na Figura 20.

Figura 20 – Produtos em madeira balsa.



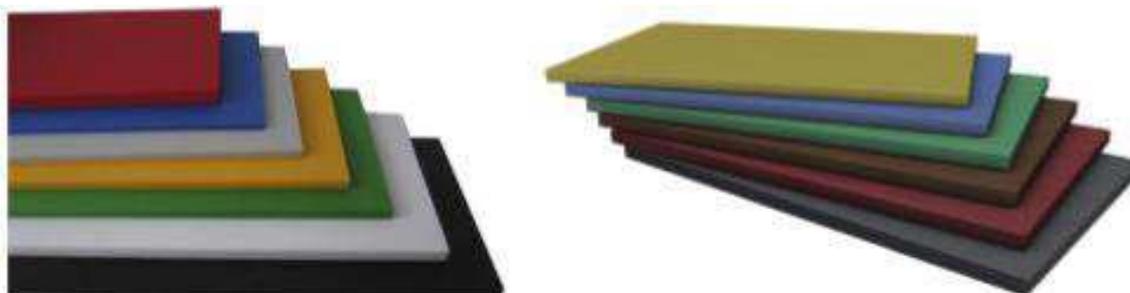
Fonte – Rana e Figueiro (2016)

Gibson e Ashby (1997) determinam as espumas como materiais que consistem em uma estrutura celular disposta de pequenos suportes sólidos interconectados e/ou placas, formando espumas de células abertas ou fechadas. As propriedades de um núcleo em forma de espuma são controladas pela sua massa específica, constituição do material base, anisotropia e defeitos existentes. Núcleos em forma de espuma podem ser metálicos ou poliméricos

As espumas notabilizam-se pelo baixo custo, ademais dispõem bom desempenho estrutural acompanhado do elevado isolamento térmico e uma massa específica reduzida. As espumas poliméricas são as mais comuns, sendo patente a utilização do PVC (*Divinycell*®),

PMI (*Rohacell*[®]), Poliuretano, Poliestireno e resinas fenólicas. A Figura 21 abaixo apresenta algumas espumas poliméricas.

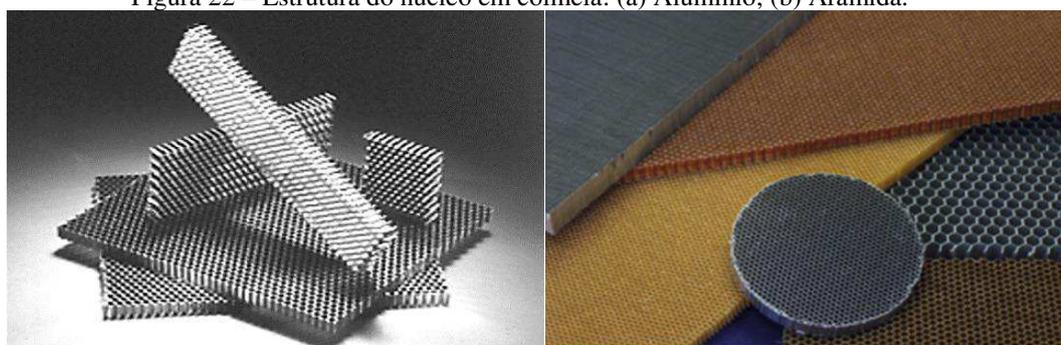
Figura 21 – Espumas poliméricas.



Fonte – Rana e Figueiro (2016)

As estruturas em colmeia ou mais conhecidas pela acepção *honeycomb* são estruturas celulares preconizadas pioneiramente para o uso na indústria aeroespacial. Estas estruturas apresentam vários formatos de células, isto é, podem ser triangulares, quadradas, rômbricas ou circulares. Entretanto o formato típico é a geometria hexagonal que pode ser constituída de materiais distintos, como o alumínio, a aramida, polímeros, cerâmicas, etc. Este tipo de núcleo apresenta características mecânicas peculiares, a saber: elevada resistência específica à compressão, resistência ao fogo, tolerância a altas temperaturas, etc. Na Figura 22 a seguir, há demonstração de estruturas *honeycomb* constituídas por alumínio e aramida.

Figura 22 – Estrutura do núcleo em colmeia: (a) Alumínio; (b) Aramida.



(a) Alumínio

(b) Aramida (*Nomex*[®])

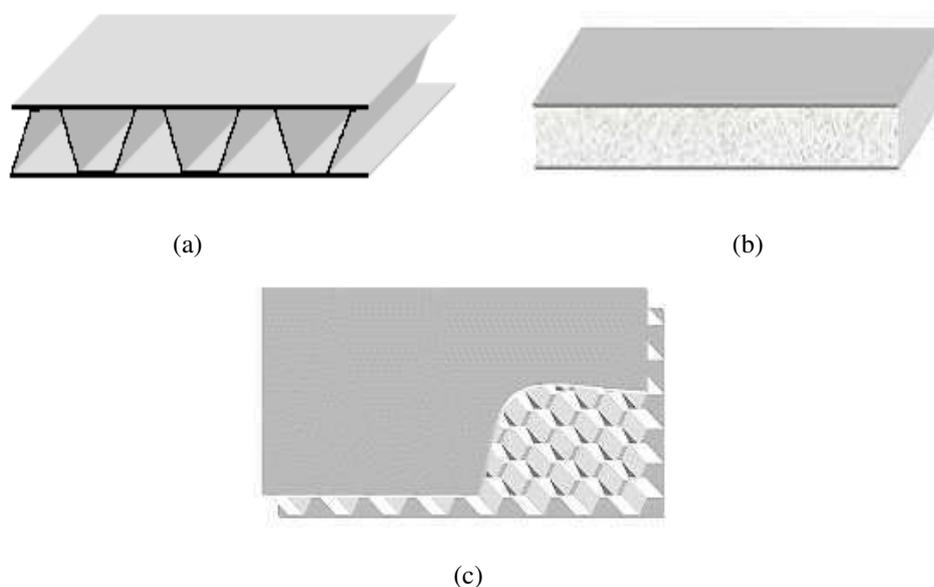
Fonte – Rana e Figueiro (2016)

As vantagens das colméias sobre as espumas é o estudo do seu comportamento teórico, visto que no caso das espumas, as células apresentam uma complexa rede tridimensional que se distorce durante a deformação e que aponta modo de falha de difícil identificação a nível

microestrutural. Nos núcleos colméia, podem-se desenvolver modelos à escala e observar a sua deformação, uma vez que sua geometria dispõe de padrão regular.

Os núcleos corrugados ou canelados são constituídos por células abertas na direção das lâminas, ligadas pontualmente à lâmina superior e inferior do painel e podem apresentar-se de diversas formas (ALMEIDA, 2009). A Figura 23 mostra a arquitetura de compósitos sanduíches e o padrão dos seus núcleos.

Figura 23 – Exemplos de compósitos sanduíche: (a) Núcleo corrugado; (b) Núcleo de espuma; (c) Núcleo de *honeycomb*.



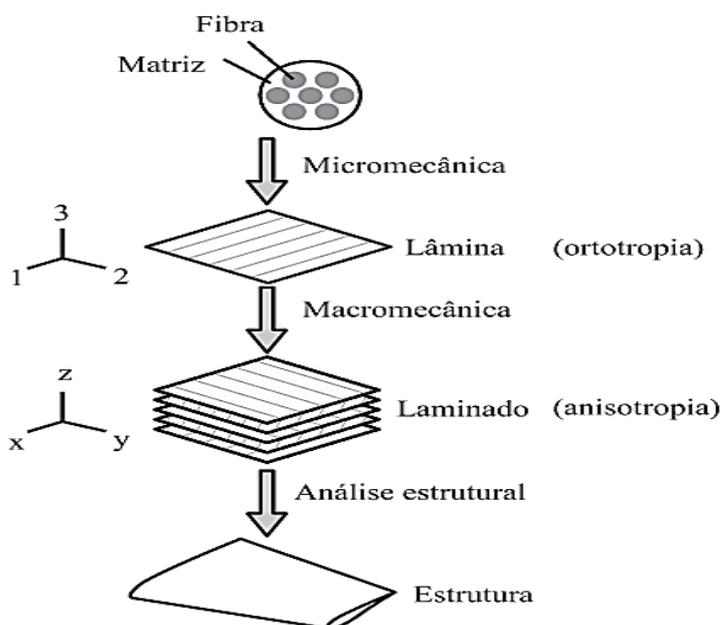
Fonte – Petras (1998)

2.2.3 Mecânica dos materiais compósitos

A análise de tensão e projeto estrutural para materiais homogêneos e isotrópicos, como os metais é inteligível, graças às simplificações adotadas para análise mecânica de seu comportamento. Todavia, a mecânica idealizada para os materiais convencionais não se impõe ao intrínseco caráter anisotrópico dos compósitos.

Os materiais compósitos podem ser esmiuçados a partir de diferentes níveis e escalas, cada qual com sua importância relativa, conexo ao estudo e a análise do comportamento mecânico do material. Na Figura 24, exibe-se uma esquematização com os níveis e formas de abordagens consideradas para os compósitos.

Figura 24 – Níveis de escala para análise de compósitos.



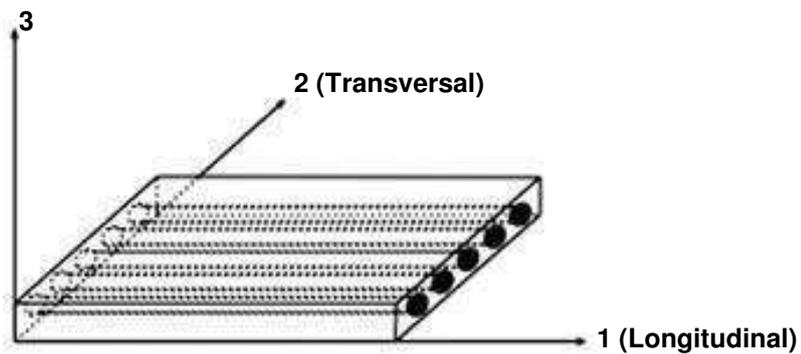
Fonte – Angélico (2009)

A micromecânica, por exemplo, é uma abordagem que discorre sobre as propriedades mecânicas e higrótérmicas do compósito alicerçado na interação de seus constituintes (fase matriz e fase reforço) em nível microscópico. A macromecânica, por sua vez, considera o compósito um material homogêneo e ortotrópico, em escala macroscópica, preconizado de modo a calcular tensões, deslocamentos e deformações em laminados. A última abordagem é o nível estrutural, no qual análises numéricas com o emprego principalmente do Método dos Elementos Finitos (MEF) concatenado à teoria dos laminados, auxilia na previsão do comportamento global da estrutura (ANGÉLICO, 2009).

Como consequência aos tópicos apresentados mais à frente, incide a necessidade de destaque dos termos abaixo:

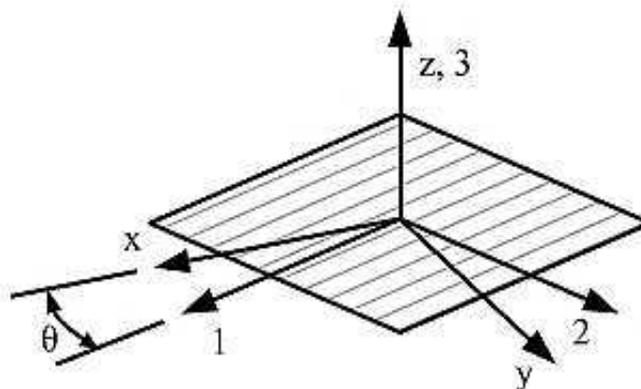
- **Lâmina:** A lâmina é uma fina camada (plana ou curva) constituída por uma matriz que aglutina reforço na forma de fibras unidirecionais longas. São conhecidas, academicamente, como *ply* ou *layer*. As lâminas são materiais ortotrópico, isto é, tem três planos de simetria mutuamente perpendiculares, com os eixos das direções principais na direção das fibras (longitudinal – direção 1), normal às fibras no plano da lâmina (transversal no plano – direção 2) e normal ao plano da lâmina (direção 3), vide Figura 25.

Figura 25 – Lâmina com os eixos de direções principais.



Fonte – Moraes (2014)

- Laminado: Os laminados são elementos estruturados pelo empilhamento de duas ou mais lâminas com orientação, espessura ou materiais com distintas características, de tal sorte a satisfazer especificações estruturais e/ou de fabricação. A análise de um laminado é realizada em um sistema fixo de coordenadas comum (x,y,z) , chamado de sistema de referência global, adotado em razão da distinção de orientação dos eixos principais de cada lâmina. A orientação de uma lâmina é definida, por meio do ângulo entre o eixo de referência x e o eixo principal 1 do material da lâmina (DANIEL e ISHAI, 2006). A Figura 26 ilustra os dois sistemas comentados previamente.

Figura 26 – Sistema global (x, y, z) e sistema local para a lâmina $(1,2,3)$.

Fonte – Angélico (2009)

2.2.3.1 Micromecânica

As propriedades elásticas dos materiais difundem-se como aspectos relevantes a análise de tensões, circunstância principal para a qualidade de projetos de componentes estruturais empregados em diversos nichos da engenharia.

Conceitualmente, com a posse das propriedades elásticas, torna-se factível estabelecer relação entre os esforços mecânicos imputados e as respectivas deformações geradas no material. Desta maneira, a micromecânica é um domínio que permite, em escala microscópica, prever as propriedades elásticas de uma lâmina (material compósito), a partir das propriedades, do teor e da interação das fases presentes (NETO e PARDINI, 2006).

A complexidade de análise dos materiais compósitos está no intrincado comportamento mecânico, não obstante são adotadas algumas hipóteses simplificadoras, a fim de facilitar a análise das equações da micromecânica. Sendo assim, considera-se:

- A matriz homogênea, isotrópica e linear-elástica;
- Fibras homogêneas, isotrópicas, linear-elásticas e distribuídas uniformemente;
- A adesão entre fibra e matriz é ideal;
- Não existem vazios na estrutura;
- Não há tensões residuais no material.

Diante as simplificações, a seguir serão retratadas as principais expressões para a determinação das propriedades da lâmina compósita, fundamentada a partir da regra da mistura.

Módulo de elasticidade longitudinal de uma lâmina (E_l)

A regra das misturas possibilita a consecução da estimativa das propriedades teóricas para uma lâmina ao ser tracionada, especificamente, o módulo de elasticidade (E_l) será demonstrado abaixo. Para tal, faz-se imprescindível à hipótese que em um compósito de fibras contínuas a adesão entre matriz e reforço é ideal, desta forma há igualdade de deformações de fibra e matriz, Equação 4:

$$\varepsilon_L = \varepsilon_F = \varepsilon_M \quad (4)$$

Onde:

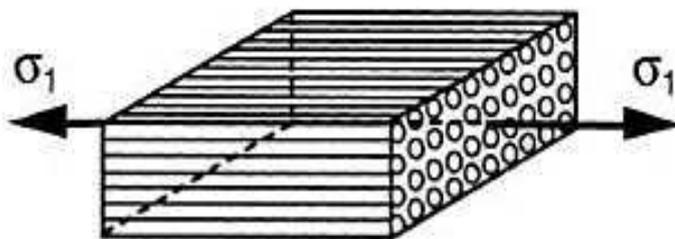
ε_L = deformação da lâmina;

ε_F = deformação da fibra;

ε_M = deformação da matriz.

A Figura 27 ilustra o caso em apreciação.

Figura 27 – Reprodução de uma unidade volumétrica de um compósito reforçado por fibras sob carregamento longitudinal.



Fonte – Daniel e Ishai (2006)

À vista disso, considera-se que o comportamento fibra/matriz é linear-elástico. Portanto, é possível o emprego da Lei de Hooke, conforme as Equações 5 e 6 que se seguem:

$$\sigma_F = E_F \varepsilon_F = E_F \varepsilon_L \quad (5)$$

$$\sigma_M = E_M \varepsilon_M = E_M \varepsilon_L \quad (6)$$

Com isso, definem-se as tensões normais σ_F e σ_M da fibra e matriz, respectivamente, e os módulos de elasticidade E_F e E_M da fibra e matriz, igualmente.

Supondo um carregamento trativo F_L aplicado ao compósito, decomposto em duas parcelas, uma suportada pela fibra (F_F) e outra pela matriz (F_M), define-se a relação da seguinte maneira:

$$F_L = F_F + F_M \quad (7)$$

Compreendendo que o carregamento é dado como $F = \sigma A$, a Equação 7 pode ser expressa em termos de tensões e áreas dos elementos por meio da formulação:

$$\sigma_L A_L = \sigma_F A_F + \sigma_M A_M \quad (8)$$

Ou melhor,

$$\sigma_L = \sigma_F \frac{A_F}{A_L} + \sigma_M \frac{A_M}{A_L} \quad (9)$$

A fração volumétrica de fibras (ν_F) pode ser determinada por:

$$\nu_F = \frac{V_F}{V_L} = \frac{A_F}{A_L} \quad (10)$$

Correlata à equação anterior, para a matriz (ν_M) constata-se:

$$\nu_M = \frac{V_M}{V_L} = \frac{A_M}{A_L} \quad (11)$$

Em que:

V_F = volume da fibra;

V_M = volume da matriz;

V_L = volume da lâmina.

Sabendo que os compósitos são constituídos por matriz e reforço, pode-se inferir que o volume total do material abarca a soma das contribuições de volume da matriz e do reforço, ou seja, matematicamente:

$$V_F + V_M = V_L \quad (12)$$

Dividindo toda Equação 12 por V_L , reescreve-se a expressão em termos de fração volumétrica da matriz (ν_M) e da fibra (ν_F):

$$\nu_M = 1 - \nu_F \quad (13)$$

Ao substituir estas relações na expressão da tensão atuante no material compósito, obtém-se:

$$\sigma_L = \sigma_F \nu_F + \sigma_M(1 - \nu_F) \quad (14)$$

Dividindo toda a Equação 14 pela deformação da lâmina compósita (ϵ_L), escreve-se:

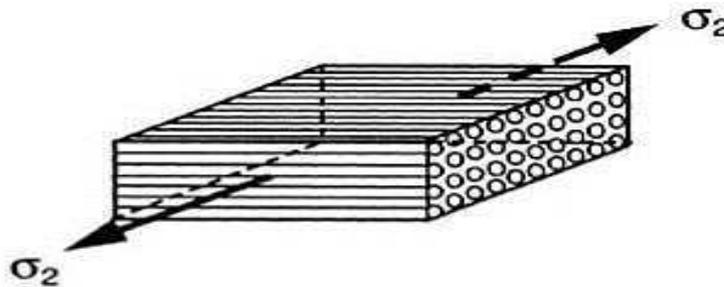
$$E_L = E_F \nu_F + E_M(1 - \nu_F) \quad (15)$$

Esta expressão é conhecida como regra das misturas direta.

Módulo de elasticidade transversal de uma lâmina (E_2)

Em um carregamento transversal efetuado em uma lâmina compósita, conforme, o caso da Figura 28, o módulo de elasticidade será alcançado com o auxílio da chamada Regra das Misturas Inversa. Para esse fim, concebe-se que, para o tipo de solicitação em questão as fibras atuam como partículas, visto que estão orientadas perpendicularmente à direção de carregamento.

Figura 28 – Reprodução de uma unidade volumétrica de um compósito reforçado por fibras sob carregamento transversal.



Fonte – Daniel e Ishai (2006)

Com isso, aceita-se a ocorrência de uma igualdade de tensão entre lâmina (compósito), fibra e matriz, que devem satisfazer a relação matemática abaixo:

$$\sigma_L = \sigma_F = \sigma_M \quad (16)$$

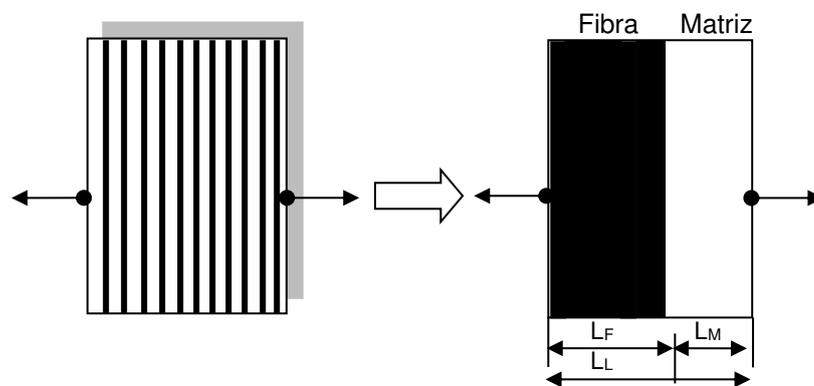
Complementarmente, assumir-se que o alongamento sofrido pelo material compósito é a soma dos alongamentos da fibra e da matriz, como observado na Equação 17. A Figura 29 mostra um compósito reforçado por fibras sendo carregado transversalmente, Assim, tem-se:

$$\Delta L_L = \Delta L_F + \Delta L_M \quad (17)$$

Por definição, deformação normal é:

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (18)$$

Figura 29 – Reprodução de uma lâmina compósita sob carregamento transversal.



Fonte – Autoria própria (2018)

Sendo assim, a Equação 17 pode ser empregada para reescrever a Equação 18 na forma apresentada logo abaixo:

$$\varepsilon_L = \varepsilon_F \frac{L_F}{L_L} + \varepsilon_M \frac{L_M}{L_L} \quad (19)$$

Desta maneira, define-se a fração volumétrica de fibras:

$$v_F = \frac{V_F}{V_L} = \frac{L_F}{L_L} \quad (20)$$

A expressão gerada pela Equação 19 pode ser reescrita, a começar da Lei de Hooke, o que implica em:

$$\frac{\sigma_L}{E_L} = \nu_F \frac{\sigma_F}{E_F} + \nu_M \frac{\sigma_M}{E_M} \quad (21)$$

Reproduz-se fundamentado pela relação arregimentada na Equação 15, a expressão para o módulo de elasticidade transversal na seguinte forma:

$$\frac{1}{E_2} = \nu_F \frac{1}{E_F} + (1 - \nu_F) \frac{1}{E_M} \quad (22)$$

Assim, a expressão acima é comumente nomeada de regra das misturas inversa.

Coefficiente de Poisson longitudinal (ν_{12})

O coeficiente de Poisson (ν_{12}) remete ao caso no qual é aplicada uma tensão normal na direção paralela às fibras, o que fornece a Equação 23, resultante da regra das misturas direta:

$$\nu_{12} = \nu_{F12}(\nu_F) + \nu_{M12}(1 - \nu_F) \quad (23)$$

Módulo de cisalhamento longitudinal (G_{12}) e transversal (G_{23})

O módulo de cisalhamento longitudinal (G_{12}), assim como o homônimo transversal (G_{23}), de acordo com a Lei de Hooke, associa as tensões de cisalhamento com as respectivas deformações angulares ocasionadas no plano de análise. Desta maneira, as relações para G_{12} e G_{23} são obtidas por meio da regra da mistura inversa, redundando nas Equações explicitadas a seguir:

$$G_{12} = \left[\frac{G_{F12} G_{M12}}{\nu_M G_{F12} + \nu_F G_{M12}} \right] \quad (24)$$

$$G_{23} = \left[\frac{G_{F23} G_{M23}}{\nu_M G_{F23} + \nu_F G_{M23}} \right] \quad (25)$$

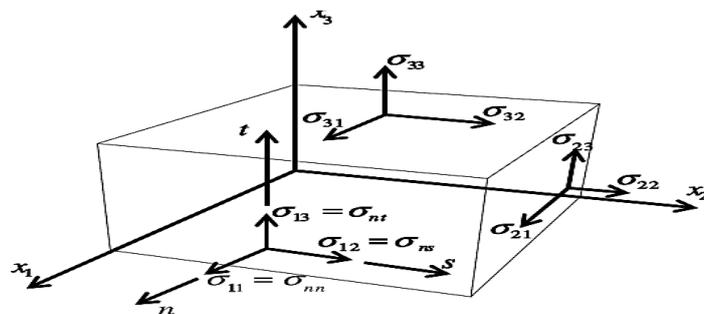
2.2.3.2 Macromecânica

A abordagem micromecânica discorrida, anteriormente, aborda o âmbito da interação entre constituintes em um nível microscópico, a fim de prover as propriedades equivalentes do compósito. Ao explicitar o comportamento do compósito através da micromecânica, a análise progride para uma escala mais elevada, global, do qual as informações angariadas servem como substrato para desenvolver o modelo de comportamento mecânico dos materiais laminados. O modelo admite para sua execução as hipóteses da lâmina compósita ser contínua e ortotrópica, além de apresentar comportamento linear-elástico.

Equação constitutiva da lâmina

Considerando um elemento infinitesimal contínuo e deformável retirado de uma lâmina sujeita a condições de vinculações e carregamentos arbitrárias, o estado de tensão assim como o estado de deformação para este elemento é descrito por 81 constantes elásticas, derivado de 9 componentes de tensão e 9 de deformação. Observe a representação do elemento infinitesimal que demonstra um estado de tensão na Figura 30.

Figura 30 – Elemento infinitesimal contínuo sob estado de tensão.



Fonte – Barbero (2013)

A relação entre tensão-deformação, a fim de avaliar o comportamento mecânico do material é expressa através da Lei de Hooke generalizada. Em notação indicial, equivale a:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl}\epsilon_{kl} \quad (26)$$

Onde:

σ_{ij} = tensor da tensão em notação indicial;
 ϵ_{kl} = tensor da deformação em notação indicial;
 C_{ijkl} = tensor de rigidez em notação indicial.

Ainda segundo Moraes (2014), o tensor C_{ijkl} possui simetria quanto às tensões e aos deslocamentos, o que possibilita, por meio da forma quadrática da energia de deformação, escrever as relações acertadas por:

$$C_{ijkl} = C_{jikl}, C_{ijkl} = C_{jilk}, C_{ijkl} = C_{klij} \quad (27)$$

Desta maneira, das 81 constantes elásticas iniciais relatadas, advém uma redução à 21 constantes independentes. Por conseguinte, as relações tensão-deformação para um material anisotrópico resultam nas expressões em forma matricial expostas a seguir:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{12} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} \quad (28)$$

A Equação 28 pode ser escrita, também, tomando as deformações em função das tensões. Consoante, se segue:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{12} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{Bmatrix} \quad (29)$$

onde [S] é chamada de matriz de flexibilidade, cuja matriz de rigidez [C] apresenta-se como sua inversa, matematicamente:

$$[S] = [C]^{-1} \quad (30)$$

Os materiais compósitos laminados são ortotrópicos quando apresentam três planos de simetria mutuamente perpendiculares, o que implica a redução dos coeficientes da matriz de rigidez para 9, em função do não acoplamento extensão-cisalhamento nem cisalhamento-cisalhamento. Portanto, para um material ortotrópico a relação tensão-deformação tem a seguinte forma:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{12} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} \quad (31)$$

Suplementarmente, ao declarar uma lâmina ortotrópica no estado plano de tensões, isto é, cujos planos de simetria são paralelos e perpendiculares à direção das fibras, pode se admitir as hipóteses de que:

$$\sigma_3 = \tau_{12} = \tau_{23} \quad (32)$$

Assim, a matriz [Q] representa a matriz de rigidez [C] reduzida. Supondo a nulidade no plano e direção 3, então obtêm-se, de forma simplificada, a relação tensão-deformação (Lei de Hooke):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (33)$$

Os coeficientes da matriz de rigidez [Q] são escritos em função das constantes elásticas do material, definidas como:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (34)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (35)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \quad (36)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (37)$$

Em que:

E_1 = Módulo de elasticidade longitudinal de uma lâmina;

E_2 = Módulo de elasticidade transversal de uma lâmina;

ν_{12} = Coeficiente de Poisson principal no plano 1-2;

ν_{21} = Coeficiente de Poisson transversal ao plano 1-2;

G_{12} = Módulo de Cisalhamento referente ao plano 1-2.

Matriz de transformação para tensão e deformação

As lâminas, frequentemente, reproduzem diferentes sistemas de coordenadas locais, estabelecidos de acordo com a angulação das fibras que a constituem. Todavia, várias vezes os eixos principais da lâmina (1 e 2) não coincide com o sistema de coordenadas global do laminado (x e y), como mostrado na Figura 31. Desta forma, para que seja possível a análise dos parâmetros do laminado é necessária a transformação do sistema de coordenadas, efetuada através da multiplicação dos tensores de tensão e deformação pela respectiva matriz de transformação, como apresentado nas Equações 38 e 39 (MORAES, 2014).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \sigma_X \\ \sigma_Y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (38)$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (39)$$

Lembrando que, $\gamma_{12} = 2\varepsilon_{12}$ e $\gamma_{xy} = 2\varepsilon_{xy}$.

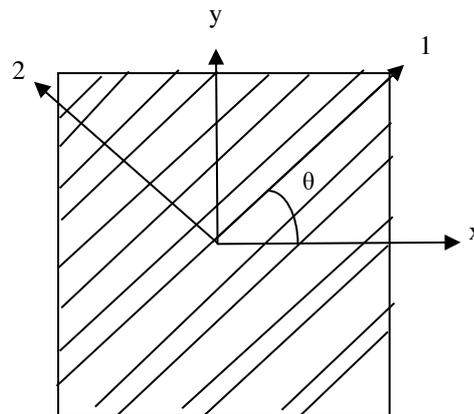
A matriz de transformação [T] é obtida baseado no ângulo de rotação θ formado entre as direções x (sistema global) e 1 (sistema local). Logo, [T] é dada por:

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (40)$$

Sendo:

$$m = \cos(\theta), n = \sin(\theta) \quad (41)$$

Figura 31 – Sistemas de coordenadas global e local.



Fonte – Autoria própria (2018).

A relação tensão-deformação no estado plano de tensões considerando o sistema global do laminado é expressa por:

$$\begin{bmatrix} \sigma_X \\ \sigma_Y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{61} & \bar{Q}_{62} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (42)$$

No qual $[\bar{Q}]$ representa a matriz de rigidez reduzida em coordenadas globais e pode ser definida por meio de:

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1}[Q][T]^{-T} \quad (43)$$

Onde:

$[T]^{-1}$ = matriz inversa de transformação;

$[T]^{-T}$ = matriz transposta da matriz $[T]^{-1}$.

Além disso, sabe-se que os coeficientes da matriz $[\bar{Q}]$, são dados por:

$$\bar{Q}_{11} = m^4 Q_{11} + n^4 Q_{22} + 2m^2 n^2 Q_{12} + 4m^2 n^2 Q_{66} \quad (44)$$

$$\bar{Q}_{12} = \bar{Q}_{21} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2 n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \quad (45)$$

$$\bar{Q}_{16} = \bar{Q}_{61} = m^3 n Q_{11} - mn^3 Q_{22} - mn(m^2 - n^2)Q_{12} - 2mn(m^2 - n^2)Q_{66} \quad (46)$$

$$\bar{Q}_{22} = n^4 Q_{11} + m^4 Q_{22} + 2m^2 n^2 Q_{12} + 4m^2 n^2 Q_{66} \quad (47)$$

$$\bar{Q}_{26} = \bar{Q}_{62} = m^3 n Q_{11} - mn^3 Q_{22} + mn(m^2 - n^2)Q_{12} + 2mn(m^2 - n^2)Q_{66} \quad (48)$$

$$\bar{Q}_{66} = m^2 n^2 Q_{11} - m^2 n^2 Q_{22} - 2m^2 n^2 Q_{12} + (m^2 - n^2)Q_{66} \quad (49)$$

2.2.3.3 Teoria Clássica da Laminação (TCL)

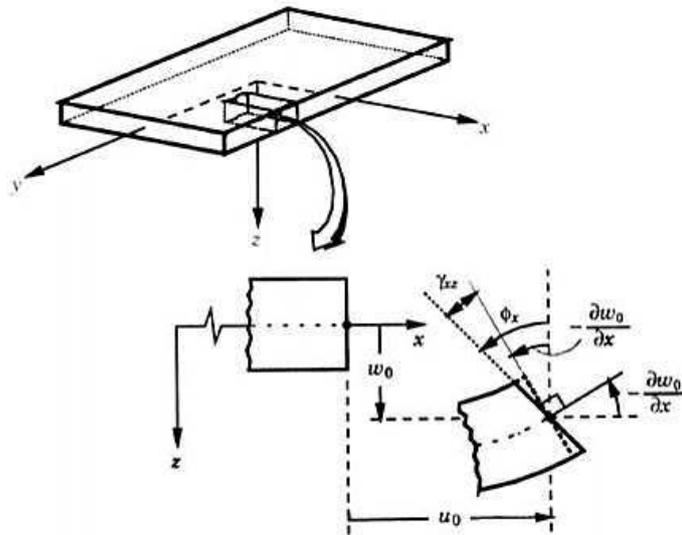
Um laminado é composto pelo empilhamento de lâminas que detém uma miríade de combinações de materiais, orientações e espessuras. Previamente, modelou-se o comportamento de uma lâmina sob a ótica do sistema de coordenadas local e global. Para a análise tensão-deformação de compósitos laminados, é aplicada a Teoria Clássica da Laminação (TCL). A TCL é fundamentada segundo a teoria das placas de Kirchhoff e a teoria das cascas Kirchhoff-Love e concatenada às próprias considerações a respeito de compósitos laminados, suscitam as hipóteses elencadas a seguir (MENDONÇA, 2005):

- As lâminas que perfazem o laminado são perfeitamente coladas, ou seja, não apresentam deslizamento ou descolamento;
- A espessura da resina empregada para unir as lâminas é desprezível e não deformável por cisalhamento, o que garante deslocamentos contínuos ao longo das lâminas;
- O laminado é analisado como sendo delgado, isto é, uma placa ou casca de parede relativamente fina em comparação as outras dimensões da superfície;
- Assume-se que a linha originalmente reta e perpendicular ao plano médio do laminado permaneça nessa mesma situação após a placa sofrer deformação mantendo o mesmo

comprimento e permanecendo perpendicular ao plano médio. O que implica em: $\gamma_{xy} = \gamma_{yx} = 0$, vide Figura 32;

- Segmentos normais à superfície de referência são inextensíveis, ou seja, $\epsilon_z = 0$ em todos os pontos.

Figura 32 – Representação da deformação assumida pela placa no plano x-z.



Fonte – Angélico (2009).

Em razão das hipóteses adotadas acima as componentes de deslocamento de um ponto arbitrário são escritas como:

$$u(x,y,z) = u_0(x,y) - z \frac{\partial w_0(x,y)}{\partial x} \tag{50}$$

$$v(x,y,z) = v_0(x,y) - z \frac{\partial w_0(x,y)}{\partial y} \tag{51}$$

$$W(x,y,z) = W_0(x,y) \tag{52}$$

Por conseguinte, u , v e w representam os deslocamentos em qualquer ponto nas direções x , y e z respectivamente; ademais u_0 , v_0 e w_0 são os deslocamentos de referência da placa em relação aos eixos x , y e z .

A ponderação que deformações e rotações são relativamente pequenas, permite, por meio da derivação dos deslocamentos u e v , determinar as relações abaixo:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}, \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial x}, \gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (53)$$

Ao substituir as Equações 50 e 51 na Equação 53, tem-se:

$$\varepsilon_x(x,y,z) = \frac{\partial u_0(x,y)}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_0(x,y)}{\partial x^2} \quad (54)$$

$$\varepsilon_y(x,y,z) = \frac{\partial v_0(x,y)}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_0(x,y)}{\partial y^2} \quad (55)$$

$$\gamma_{xy}(x,y,z) = \frac{\partial u_0(x,y)}{\partial y} + \frac{\partial v_0(x,y)}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_0(x,y)}{\partial x \partial y} \quad (56)$$

De forma compacta, as relações tensão-deformação acima, resultam em:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (57)$$

Em que, ε_x^0 , ε_y^0 e γ_{xy}^0 correspondem às deformações na superfície média, também denominadas de deformações de membrana, e caracterizam a extensão por unidade de comprimento, somada à deformação angular no plano médio do laminado. São descritas em função dos deslocamentos como:

$$\varepsilon^0 = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (58)$$

Na Equação 57, o termo que quantifica a flexão do plano médio é chamado de curvatura de placa, sendo expresso por κ , dado por:

$$\kappa = \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ \frac{2 \partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (59)$$

Ao substituir a Equação 57, que fornece a variação da deformação através da espessura em um laminado, na relação tensão-deformação de uma lâmina é possível lograr as tensões na k-ésima lâmina, se for cumprida a relação:

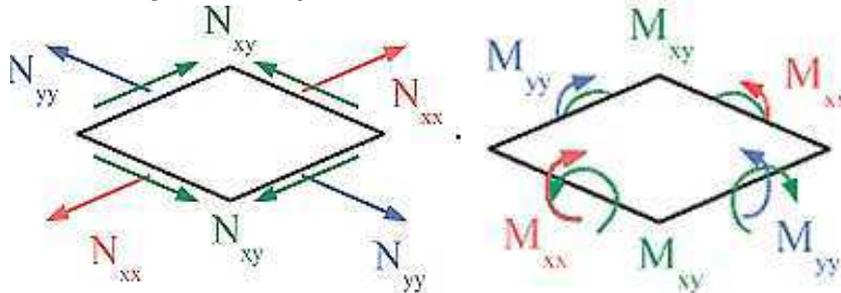
$$\begin{Bmatrix} \sigma_X \\ \sigma_Y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (60)$$

As tensões em um laminado variam de lâmina para lâmina. Assim sendo, para executar o cálculo de tensão, emprega-se o somatório das integrais correspondente à espessura de cada lâmina. As manipulações matemáticas atingem simplificações que tornam mais propício o trabalho com o sistema de forças e momentos resultantes, em função das deformações no plano médio e das curvaturas das placas. São dispostas abaixo, as equações para as forças e momentos de uma lâmina, conforme mostrado na Figura 33.

$$\{N_x, N_y, N_{xy}\} = \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma_X, \sigma_Y, \tau_{xy}\} dz \quad e \quad (61)$$

$$\{M_x, M_y, M_{xy}\} = \int_{-h/2}^{h/2} \{\sigma_X, \sigma_Y, \tau_{xy}\} z dz \quad (62)$$

Figura 33 – Forças e momentos atuantes em uma lâmina.



Fonte – Adaptado de Angélico (2009)

A integral ao longo da espessura h nas definições de forças resultantes da Equação 62, logo acima, pode ser substituída por um somatório de integrais definidas ao longo da espessura de cada lâmina. Assim, obtém-se então:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_X \\ \sigma_Y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (63)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_X \\ \sigma_Y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (64)$$

Tem-se:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (65)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (66)$$

Sendo os coeficientes das matrizes determinado por:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [(\bar{Q}_{ij})]_k (h_k - h_{k-1}), \quad i = 1,2,6; \quad j = 1,2,6 \quad (67)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [(\bar{Q}_{ij})]_k (h_k^2 - h_{k-1}^2), \quad i = 1,2,6; \quad j = 1,2,6 \quad (68)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [(\bar{Q}_{ij})]_k (h_k^3 - h_{k-1}^3), \quad i = 1,2,6; \quad j = 1,2,6 \quad (69)$$

$$h = \sum_{k=1}^n t_k \quad (70)$$

Em que:

[A] = matriz de rigidez extensional;

[B] = matriz de rigidez de acoplamento entre extensão-flexão;

[D] = matriz de rigidez à flexão e à torção;

h = espessura do laminado;

t = espessura da lâmina.

Ao associar as Equações 61 e 62, origina a equação constitutiva do laminado completa, escrita na seguinte forma:

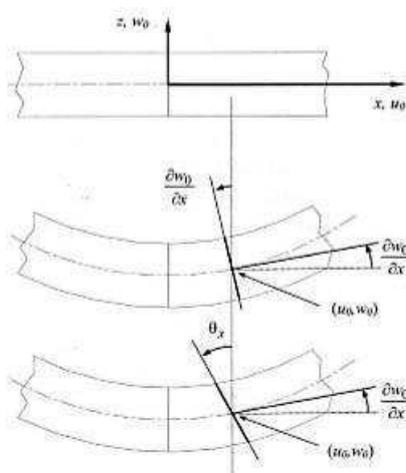
$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} & B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} & D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} & D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (71)$$

2.2.3.4 Teoria de Deformação de Corte de Primeira Ordem (FSDT)

A teoria de deformação de corte de primeira ordem (FSDT) é alicerçada no modelo de Reissner-Mindlin. Esta teoria amplia a cinemática da teoria clássica ao adicionar um termo de deformação de corte transversal, no qual admite-se a distorção transversal como constante ao longo da espessura, ao passo que as normais na direção transversal, já não permanecem perpendiculares à superfície média após deformação convertendo-se em uma maneira mais adequada para descrever o comportamento de uma viga sanduíche, além de garantir baixo custo computacional e simplicidade de análise (MIRANDA, 2008). A Figura 34 ilustra um esquema, que evidencia a distinção entre a FSDT e as teorias precedentes.

No que tange à longarina, composta por um núcleo de baixa densidade e resistência, e faces de compósitos laminados mais resistentes, as teorias de deformação de corte são mais adequadas, pois consideram a influência das tensões e deformações de cisalhamento ao longo da espessura. Essa abordagem é mais próxima da realidade das vigas sanduíche, uma vez que a espessura não é desprezível frente às outras duas dimensões.

Figura 34 – Comparação das deformações devidas a corte transversal em primeiro plano a Teoria Clássica e abaixo a forma de Reissner-Mindlin.



Fonte – Adaptado de Miranda (2008)

Inicialmente, Reissner propôs que as rotações da normal ao plano médio da placa nos planos xz e yz podiam ser introduzidas como variáveis independentes na teoria da placa. Mindlin simplificou a proposta de Reissner assumindo que as normais ao plano médio da placa, antes da deformação, permanecem retas, mas não necessariamente normais ao plano médio, depois da placa deformada. As tensões normais ao plano médio continuam, no entanto, a ser desprezadas tal como na teoria clássica. Então, assumindo que há linearidade, o campo de deslocamentos da placa é descrito segundo:

$$u(x,y,z,t) = u_0(x,y,t) - z\theta_x(x,y,t) \quad (72)$$

$$v(x,y,z,t) = v_0(x,y,t) - z\theta_y(x,y,t) \quad (73)$$

$$w(x,y,z,t) = w_0(x,y,t) \quad (74)$$

sendo u , v , w os deslocamentos nas direções x , y , z , respectivamente, e u_0 , v_0 , w_0 os deslocamentos referentes ao plano $z=0$. Já θ_x e θ_y representam as rotações em torno dos eixos x e y , respectivamente.

Assume-se também que a superfície média da placa não possui curvatura ou possui apenas uma ligeira curvatura, podendo $z=0$ ser considerada como a superfície média. Assim constata-se que os campos de deformações na placa podem ser expressos por simples substituição, escritos na seguinte forma:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial \theta_x}{\partial x} \quad (75)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \frac{\partial \theta_y}{\partial y} \quad (76)$$

$$\varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (77)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + z \left(\frac{\partial \theta_x}{\partial y} + \frac{\partial \theta_y}{\partial x} \right) \quad (78)$$

$$\gamma_{yz} = \theta_y + \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (79)$$

$$\gamma_{zx} = \theta_x + \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (80)$$

Onde γ_{xz} é o único termo acrescentado, referente ao cisalhamento transversal. Os cálculos dos esforços normais e dos momentos são análogos ao caso da CLPT.

2.2.4 Critério de falha

O projeto adequado de um componente ou estrutura requer eficácia e rigor na predição da resistência a um dado carregamento por parte dos materiais manipulados. Acerca disto, ferramentas foram desenvolvidas, a partir de funções matemáticas e teorias, que versam sob a mecânica dos materiais, projetando uma análise quantitativa para avaliação das tensões ou deformações máximas, que acarretam a falha em estruturas, a esta análise recaiu a denominação critério de falha (KAW, 2006; WIDMAIER, 2005).

Os critérios de falhas apresentam-se como curvas ajustadas aos valores experimentais arregimentados em ensaios uniaxiais (BARBERO, 2013). Em relação aos compósitos, Kaw (2006) admite que os mecanismos e modos de falha de um compósito, dado sua inerente complexidade, conduziu a criação de uma infinidade de critérios de falhas, entretanto nenhum suficientemente acurado em suas previsões para poder ser empregado de modo único para todos os casos de solicitação. Ainda conforme Thom (1998) e Tita (2003) *apud* Silvestre Filho (2006), a relutância na escolha de um critério de falha para os materiais compósitos reside em alguns princípios, considerados ideais para adoção de critérios de falha:

- Propensão à generalização, ou seja, prognóstico de uma variedade de materiais e carregamentos, como forma de abranger os casos que, porventura, apareçam;
- Representação precisa dos fenômenos físicos envolvidos;
- Redução de ensaios experimentais que provem os coeficientes da expressão matemática do critério.

Os compósitos laminados destacam-se por possuir diferentes propriedades de resistência associado ao grau de orientação de seus reforços (fibras), assim sendo as teorias de falha não se fundamentam nas tensões normais principais e nas tensões de cisalhamento máximo, contudo firmam-se nas tensões nos eixos locais, uma vez que uma lâmina devido a ortotropia pode possuir propriedades ligeiramente diferentes dependendo do plano verificado. Os critérios de falha, habitualmente, empregados para materiais compósitos laminados, são: critério de máxima tensão e máxima deformação, ambos considerados critério não interativos, critérios de Tsai-Wu e de Tsai-Hill, encarados como interativos (DANIEL e ISHAI, 2006).

2.2.4.1 Critério de máxima tensão

Dedicado as lâminas ortotrópicas, o critério de máxima tensão remete à teoria da máxima tensão normal de Rankine e à teoria do cisalhamento de Tresca.

Neste critério, declara-se que a falha sobrevém quando qualquer das componentes de tensão supera os valores limites, a tensão de falha na correspondente direção. Desta maneira, este critério identifica informações a respeito do modo de falha, mas não leva em consideração a interação entre as componentes de tensão.

O critério de máxima tensão prescreve que a falha ocorre por intermédio da violação das condições equacionadas abaixo:

$$- X_C < \sigma_1 < X_T \quad (81)$$

$$- Y_C < \sigma_2 < Y_T \quad (82)$$

$$- S < \tau_{12} < S \quad (83)$$

Onde:

σ_1 :Tensão normal no sentido longitudinal da fibra;

σ_2 : Tensão normal no sentido transversal das fibras;

τ_{12} : Tensão de cisalhamento no plano 1-2;

X_T / X_C : Resistência a tração longitudinal / Resistência a compressão longitudinal (Direção 1);

Y_T / Y_C : Resistência a tração transversal / Resistência a compressão transversal (Direção 2);

S : Resistência ao cisalhamento.

Consta que os valores de resistência supracitados são considerados em módulo.

2.2.4.2 Critério de máxima deformação

Analogamente ao critério de máxima tensão, a teoria envolvida no critério de máxima deformação é consequência natural do critério de Saint-Venant para materiais isotrópicos. Assim, a falha ocorre quando qualquer das componentes de deformação excede os valores limites em certa direção. Similarmente, o critério de máxima deformação estabelece que a falha ocorre a partir do descumprimento das relações abaixo:

$$-\varepsilon_{L1}^C < \varepsilon_{L1} < \varepsilon_{L1}^T \quad (84)$$

$$-\varepsilon_{L2}^C < \varepsilon_{L2} < \varepsilon_{L2}^T \quad (85)$$

$$-(\gamma_{12})_{\text{máx}} < \gamma_{12} < (\gamma_{12})_{\text{máx}} \quad (86)$$

Em que:

- ε_{L1} : Deformação no sentido longitudinal da lâmina;
- ε_{L2} : Deformação no sentido transversal da lâmina;
- γ_{12} : Deformação angular no plano 1-2;
- $\varepsilon_{L1}^T / \varepsilon_{L1}^C$: Deformação longitudinal máxima em tração da lâmina / Deformação longitudinal máxima em compressão da lâmina;
- $\varepsilon_{L2}^T / \varepsilon_{L2}^C$: Deformação transversal máxima em tração da lâmina / Deformação transversal máxima em compressão da lâmina;
- $(\gamma_{12})_{\text{máx}}$: Deformação angular máxima da lâmina.

O critério de falha de máxima deformação aponta resultados distintos em comparação com o critério de máxima tensão, em razão da inclusão do coeficiente de Poisson nas deformações locais em uma lâmina, conseqüentemente este critério pondera a interação entre tensões em um pequeno grau.

2.2.4.3 Critério de Tsai-Hill

O critério de Tsai-Hill tem seus alicerces na teoria de falha de Von Mises, que prediz o escoamento para materiais isotrópicos. Em 1948, Hill engendrou um critério de falha para metais ortotrópicos, subsequentemente, Tsai o aperfeiçoou com uma extensão para lâminas ortotrópicas de material compósito (KAW, 2006). A falha da lâmina irá se suceder, caso a desigualdade abaixo seja violada:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} < 1 \quad (87)$$

Diferentemente, dos critérios de máxima tensão e máxima deformação que, em essência, avaliam os parâmetros de tensão individualmente, o critério de Tsai-Hill institui a interação entre os componentes de tensão. Todavia, o critério de Tsai-Hill apresenta o inconveniente de não identificar o modo de falha, ademais, não distingue as resistências à tração e à compressão em suas equações, como resultado as tensões de falha são majoradas para uma lâmina.

2.2.4.4 Critério de Tsai-Wu

O critério de falha de Tsai-Wu é um dos critérios mais empregados para a predição de falhas em materiais compósitos. Este critério assenta-se na teoria de falha da energia total de deformação de Beltrami. Neste critério, uma lâmina sob estado plano de tensão falha ao ser desobedecida a condição abaixo:

$$H_1\sigma_1 + H_2\sigma_2 + H_6\tau_{12} + H_{11}(\sigma_1)^2 + H_{22}(\sigma_2)^2 + H_{66}(\tau_{12})^2 + 2 H_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1 \quad (88)$$

Os parâmetros H_1 , H_2 , H_6 , H_{11} , H_{22} , H_{66} são determinados em função dos componentes de uma lâmina unidirecional, como exposto logo abaixo:

$$H_1 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \quad (89)$$

$$H_{11} = \frac{1}{X_T X_C} \quad (90)$$

$$H_2 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \quad (91)$$

$$H_{22} = \frac{1}{Y_T Y_C} \quad (92)$$

$$H_6 = 0 \quad (93)$$

$$H_6 = \frac{1}{S^2} \quad (94)$$

O parâmetro H_{12} é obtido experimentalmente advindo de ensaios biaxiais. A relação abaixo demonstra aproximadamente como esta variável pode ser estimada:

$$H_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{H_{11} H_{22}}} \quad (95)$$

O critério de Tsai-Wu, como uma evolução ao critério de Tsai-Hill, diferencia as resistências à tração e à compressão do material. No entanto, persiste neste critério a reunião das componentes de tensão em uma única relação. Desta forma, torna-se impossível apontar o mecanismo de falha, bem como a sollicitação que a origina (ANGÉLICO, 2009).

2.3 Métodos dos Elementos Finitos (MEF)

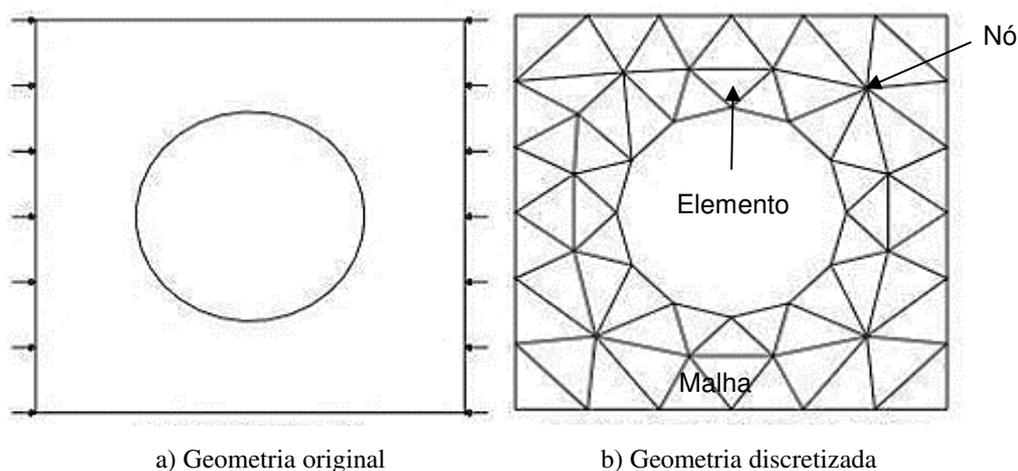
O Método dos Elementos Finitos (MEF) é uma técnica de análise numérica designada à solução aproximada de problemas governados por Equações Diferenciais Parciais (EDP). Sistemas físicos e problemas de engenharia, sem pormenorizar, detêm uma complexidade que

inviabiliza ou mesmo impossibilita soluções analíticas de forma fechada. Assim sendo, apenas uma quantidade ínfima de modelos goza de soluções exatas através de métodos analíticos.

A base teórica para o MEF foi idealizada em pleno século XVIII com o progresso de teorias e métodos de resolução de equações algébricas. Porém, muitos problemas prosseguiram, especialmente, dada dificuldade de manipulação e natural solução de sistemas mais sofisticados caracterizados por geometrias arbitrárias, somadas a condições de contorno complicadas. Em 1943, Courant, em trabalhos dedicados a problemas de torção, adotou o que hoje conhece-se como Método dos Elementos Finitos (MOAVENI, 2007). Mais tarde, em 1950, o MEF ramificou-se para o meio industrial, notadamente, a Boeing empregou elementos finitos triangulares para modelar asas de avião. A expansão industrial agregada a marcha tecnológica suscitou a consolidação de metodologias de análise mais elaborada para sistemas complexos, como exemplo o MEF. Antes usado majoritariamente em análise computacionais estruturais, este método atualmente é aplicado em uma ampla variedade de áreas da engenharia, a saber: acústica, mecânica dos fluidos, transferência de calor, eletromagnetismo, etc.

O princípio do MEF consiste na partição de uma geometria ou domínio de interesse, em uma série de regiões conectadas, denominadas de elementos finitos ou simplesmente elementos, de tal forma a substituir, a equação integral do domínio considerado, por contribuições oriundas de integrais relativas aos subdomínios criados, ou seja, a transformação do sistema contínuo para o discreto. Aos pontos de intersecção e ligação entre os elementos confere-se o nome de nó ou ponto nodal. O conjunto de nós e elementos é conhecido como malha de elementos finitos decorrente, asseguradamente, do processo de discretização ou “malhagem” do domínio em questão, conforme indicado na Figura 35.

Figura 35 – Representação de uma malha sobre uma superfície qualquer.

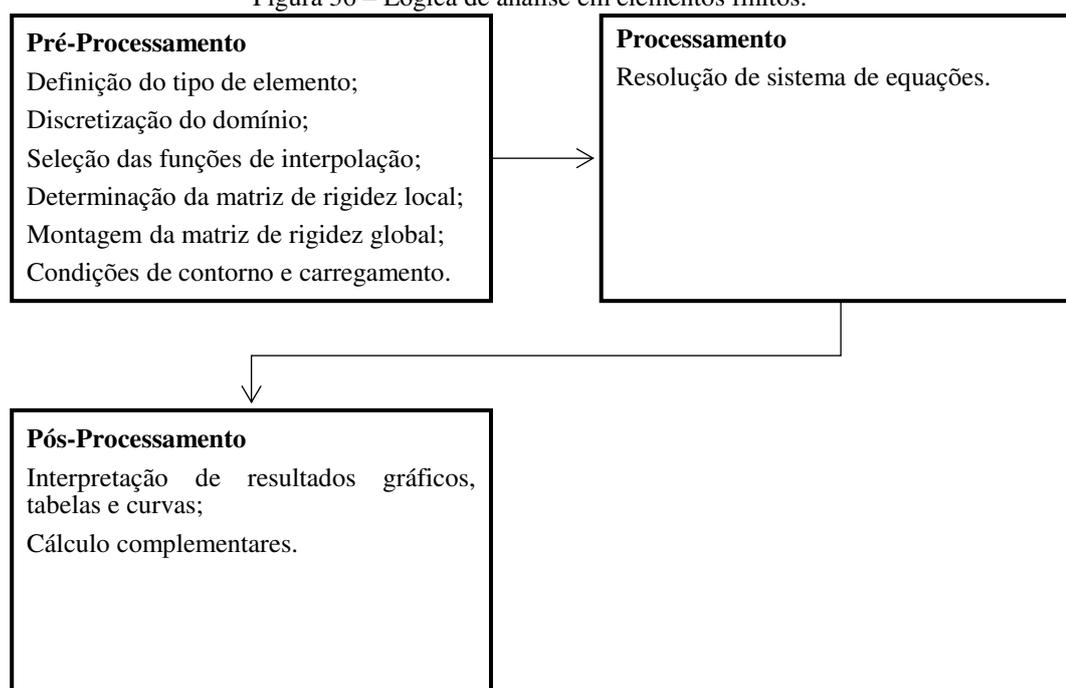


Ao se determinar os elementos e seus pontos nodais, são definidas funções arbitrárias no interior de cada elemento, intituladas de funções de interpolação, responsáveis pela aproximação de soluções para as incógnitas em cada ponto nodal. Ao final do processo, as incógnitas passam a ser os Graus de Liberdade (GDLs) do sistema, pressupondo que o número de Graus de Liberdade remete ao número de incógnitas para o modelo em apreciação (RADE, 2008).

O conteúdo do problema delinea o número de elementos da estrutura assim como a ordem das funções utilizadas como forma, a obter uma boa concordância em relação ao comportamento real do sistema. Deste modo, após a discretização, é gerado um conjunto de equações diferenciais resolvidas através de algum método variacional (Rayleigh-Ritz ou Resíduos Ponderados) cuja solução traz os valores das incógnitas nodais, que podem estar relacionados a deslocamentos, tensões, temperatura, entre outros. Compete lembrar que os resultados angariados a partir da sequência especificada acima podem divergir bastante de caso para caso, em função, principalmente, da geometria, do elemento e da função selecionada prejudicando a análise empreendida.

A análise em elementos finitos compreende etapas sucessivas independentes da forma do domínio e das condições de contorno. Estas etapas são evidenciadas no fluxograma abaixo:

Figura 36 – Lógica de análise em elementos finitos.



Cada uma destas etapas será descrita com mais detalhes em seções posteriores.

2.3.1 Pré-Processamento

O Pré-processamento é apontado como a etapa que exige mais tempo e esforço, cerca de 80 % do tempo de modelagem. Nesta etapa compete ao responsável pela análise a definição da forma geométrica do modelo em exame, averiguando a possibilidade de simplificação de formas, além de aspectos relacionados à simetria. A geometria pode ser arquitetada ora em *softwares* comerciais num ambiente apropriado para análises em MEF, ora são importados de *softwares* CAD especialistas. Imediata à determinação da geometria, incidem a idealização e a escolha dos tipos de elementos (viga, mola, casca, placa, sólidos, etc.) imperativos a sua representação. São determinadas as propriedades mecânicas dos materiais que constituem, tais como: massa específica, módulo de elasticidade, coeficiente de Poisson, etc.

O próximo passo consiste na discretização da geometria através da criação da malha de elementos finitos. Esse processo de geração de malha, por vezes automático em alguns *softwares* comerciais, é visto como simples, entretanto equivale a um fator essencial para atingir resultados satisfatórios, determinando, ao passo que o refinamento aumente, e que a precisão nos resultados de análise alcance valores satisfatórios. Somado a isso, ocorre a criação de modelos de comportamento do material mais reais. Ao fim do estágio de pré-processamento, são estipuladas as condições de contorno e carregamento fixados ao modelo. Essas condições representam idealizações de eventos reais sobre a estrutura.

2.3.2 Processamento

Neste estágio, ocorre a transformação das informações advindas no Pré-processamento em um sistema de equação lineares, de forma que a solução adquirida concede os parâmetros de interesse, a saber: deslocamentos, deformações, tensões, perfis de temperatura, etc.

O processamento é marcado pela requisição de um grande esforço computacional efetivado por um *solver* de *software* CAE (*Computer-Aided Engineering*).

2.3.3 Pós-Processamento

A última etapa envolve o Pós-Processamento, marcado pela apresentação dos valores numéricos provenientes do sistema algébrico solucionado na etapa de Processamento.

Concomitantemente, é averiguado, através de informações vislumbradas em gráficos e animações, a coerência dos resultados dos parâmetros resultantes com o modelo físico estudado.

2.3.4 Tipos de análise

Ao se defrontar com um problema de análise de uma estrutura, surgem algumas considerações que antecedem a própria resolução do problema. Primeiramente, estabelece-se a geometria, modelo de material constituinte e finalmente as ações impostas. A formulação e aplicação do MEF está amarrado às simplificações e tais considerações prévias, de modo a promover uma análise coesa e com solidez física (AZEVEDO, 2003).

Análise estática ou dinâmica

A análise estática fundamenta-se na determinação de deslocamentos, tensões e outros parâmetros sob forças suficientemente lentas, o que resulta em análises que desprezam efeitos de inércia e amortecimento como cargas que variam em função do tempo. A análise dinâmica pode ser considerada uma extensão natural da análise estática, distinta, já que acrescenta os efeitos das forças de inércias resultantes, isto é, as análises passam a considerar a variação no tempo e seus efeitos na resposta da estrutura. Deste modo, são definidos os deslocamentos, velocidades e as acelerações dos graus de liberdade da estrutura e, portanto, as tensões provocadas por uma sollicitação (AZEVEDO, 2003).

Análise linear ou não linear

A análise linear de uma geometria em MEF, postula que os deslocamentos nodais são infinitesimais, ou seja, o material constituinte segue a lei da elasticidade de Hooke, e ainda as condições de contorno não se modificam durante a aplicação das cargas. Isso garante que os efeitos de uma iteração não afetam o da iteração subsequente. A não linearidade pode ocorrer sob três aspectos: não linearidade geométrica, não linearidade física e não linearidade em termos de condições de contorno, caracterizada, respectivamente, por modificações geométricas consideráveis, materiais que não se comportam segundo a lei de Hooke e quando as condições de contorno se alteram durante o deslocamento da estrutura (AZEVEDO, 2003).

Análise acoplada ou desacoplada

A análise acoplada avalia o comportamento de sistemas que combinam diversos efeitos diferentes, de modo que os parâmetros de interesse são descritos por meio de equações diferenciais parciais acopladas, em que o cálculo de uma grandeza depende do valor das demais. Os casos mais notáveis de análise acoplada são exemplificados por interações fluido-estrutura, efeitos termomecânicos, piezoeletrico, etc. O desacoplamento remete uma análise na qual o sistema é focalizado sob um único efeito.

2.3.5 Software ANSYS

O MEF apresenta um nível de desenvolvimento elevado sendo designado a solucionar problemas por meio do exame comportamental dos elementos aplicado em diversas áreas do conhecimento. Desta forma, está disponível, atualmente, um grande número de *softwares*, ou pacotes comerciais de plataforma fechada. Os principais *softwares* empregados são: ANSYS, *Abaqus*, *Adina*, *Adams*, COMSOL, *Hyperworks*, *Ideas*, *Nastran*, etc. Neste trabalho, para a criação do modelo numérico, a preferência foi pelo *software* ANSYS em função da sua aceitação no meio acadêmico, adicionado à grande quantidade de tutoriais e materiais de apoio existentes para sua compreensão.

O ANSYS é tido como *software* comercial robusto de MEF, pioneiro em aplicações de cunho computacional, dispondo de métodos de resolução de sistemas não lineares, somado a ambientes que concedem ao usuário uma interface intuitiva com boa integração com *software* CAD, desta maneira a elaboração da situação desejada e posterior simulação, permite a aquisição de resultados verossímeis, acentuando seu emprego em operações estática, dinâmicas, térmicas, acústicas, com materiais convencionais e não convencionais.

Suas principais características são:

- Construção de modelos ou importação de geometrias CAD advindas de outros *softwares*, ou desenho no módulo *Design Modeler/SpaceClaim* do próprio ANSYS, onde a comunicação dos parâmetros é mais confiável, a fim de serem analisados;
- Definição da malha, aplicação de carregamentos e condições encontradas em sistemas reais, tudo no módulo denominado de *Mechanical*. Determina-se ainda quais os resultados esperados;
- Aperfeiçoamento mediante ferramentas de otimização, de forma a obter produtos a baixo custo e redução na fabricação de protótipos;

- Prototipagem, para produtos que não podem ser testados em seu ambiente de atuação.

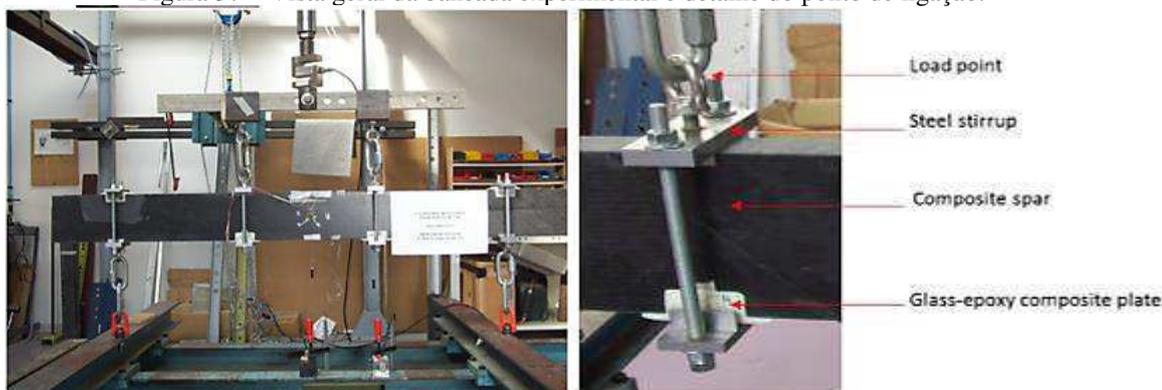
O programa ANSYS apresenta duas interfaces de trabalho: o sistema APDL (*Ansys Parametric Design Language*), cuja característica é ter uma componente de programação incumbida da leitura de um arquivo de texto, que porta os dados de entrada, com informações acerca de geometria, propriedades mecânicas e condições de contorno, que auxiliam, sistemicamente, a manipulação do modelo. E o sistema *Workbench*. O sistema *Workbench* assume uma forma mais simples e de fácil manipulação, uma vez que os comandos são executados por meio de menus. Guardam ferramentas de modelagem geométrica, aplicação do MEF, análise paramétrica e otimização tudo ligado a uma interface gráfica interativa e com melhor exibição de resultados em confronto com o sistema APDL.

2.4 Revisão Bibliográfica

Nas últimas décadas, foi dada atenção especial à análise e ao desenvolvimento de componentes aeronáuticos em materiais compósitos. Muitas frentes de pesquisa têm se voltado ao avanço de estratégias que permitam além de acelerar o processo produtivo, aumentar a margem de lucro sem prejudicar o desempenho mecânico-estrutural. Existe uma vasta literatura a respeito de questões relacionadas aos compósitos na aviação que envolvem aspectos teóricos de desempenho (modelos matemáticos para cálculo e otimização estrutural), processos produtivos, sistemas de controle, entre outros. O levantamento do estado da arte concentra-se apenas em temas conexos a esta dissertação que é análise estrutural de uma longarina compósita, enfatizando os principais parâmetros explorados em simulações dessa natureza. Os trabalhos estão apresentados em ordem de importância para o desenvolvimento desta dissertação.

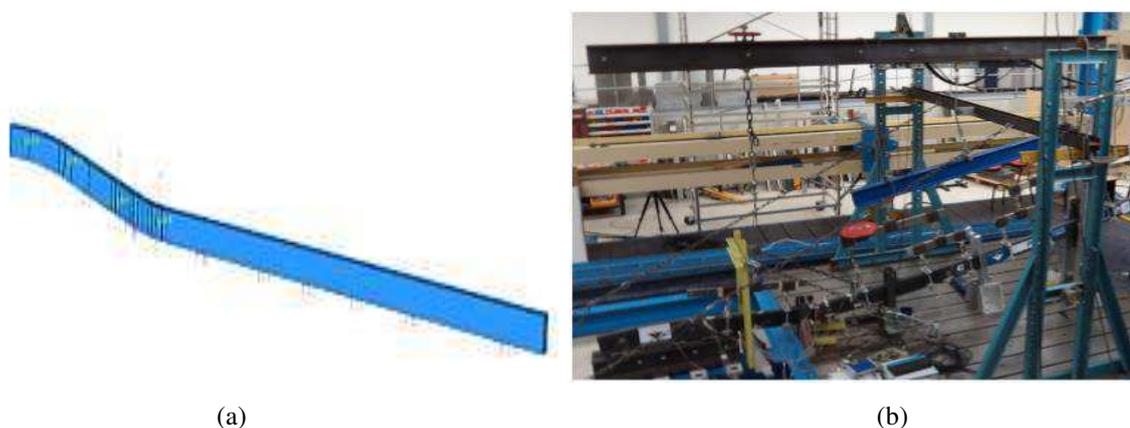
Fleuret *et al.* (2016) propuseram em um extenso artigo, uma metodologia para projetar uma longarina com uma geometria complexa de espessura variável fabricada em material compósito, aplicada a uma aeronave acrobática leve. Os autores sistematizaram o conteúdo em 4 seções, a saber: delineamento da pesquisa, demonstração da arquitetura e modelo numérico da asa, validação experimental do modelo erguido numericamente e, por fim, teste da estrutura real. O ponto importante é que foram feitos testes com estruturas em escala reduzida, de forma a ajustar e validar o ferramental para o teste completo da longarina. A Figura 37 exibe a vista geral do teste experimental e seus componentes. Em seguida, com base nas primeiras observações colhidas, a modificação do método de fabricação é realizada, singularmente na região de ligação entre as partes.

Figura 37 – Vista geral da bancada experimental e detalhe do ponto de ligação.

Fonte – Fleuret *et al.* (2016)

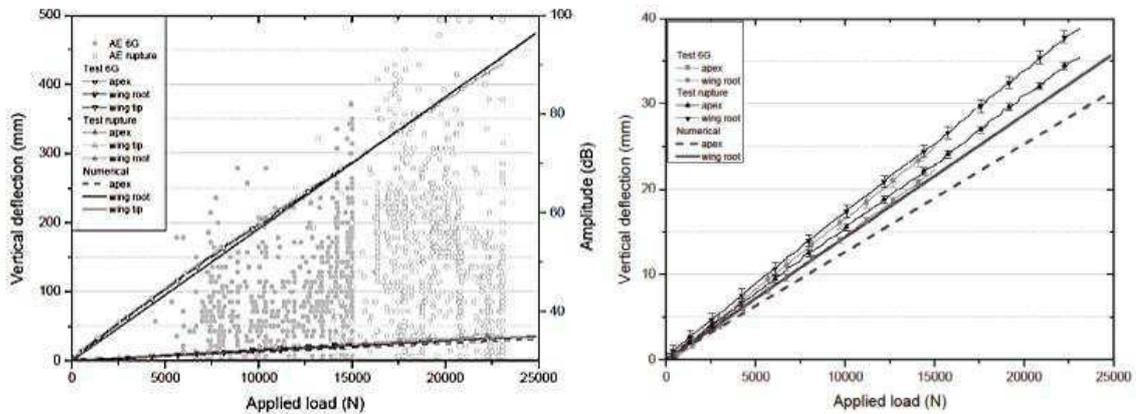
Exemplos numéricos foram então conduzidos para ilustrar a eficiência do método proposto, e assim, permitiram concluir que, para esta aplicação específica, em ensaios de elementos compostos, a ferramenta computacional é adequada. Para obter uma compreensão mais profunda, os estudiosos projetaram, usando um modelo numérico híbrido 3D, a longarina real, com as mesmas condições previstas em um teste de qualificação estrutural. Vide a Figura 38 que apresenta detalhes a respeito dos dois eventos concretizados.

Figura 38 – Teste estrutural da longarina: (a) Modelo numérico; (b) Teste experimental de montagem.

Fonte – Fleuret *et al.* (2016)

Em seu estudo comparativo, os resultados mostraram que as correlações experimental e numérica apresentaram boas concordância. As formas dessa relação podem ser vistas na Figura 39

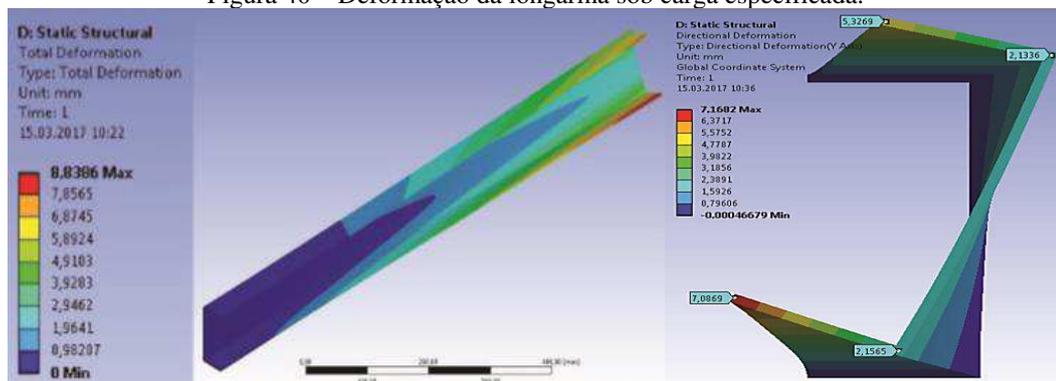
Figura 39 – Gráficos representativos das deformações nas longarinas de acordo com a força.



Fonte – Fleuret *et al.* (2016)

Solovyev *et al.* (2017) simularam e examinaram o estado de tensão-deformação em uma longarina compósita. Naquele momento, os autores investigaram uma longarina com seção transversal em U constituída por fibra de carbono embebida em uma matriz polimérica de Poliimida. As análises foram executadas por elementos finitos utilizando o código comercial ANSYS, especificamente o módulo ACP. A formulação proposta evidenciou o emprego de um suporte fixo na extremidade da estrutura representando uma condição de engaste, somado a distribuição uniforme de uma força de 10 KPa sobre uma aba (mesa), escolhidas com base nos esforços que atuam em uma aeronave real. A Figura 40 mostra o comportamento da estrutura frente ao carregamento especificado.

Figura 40 – Deformação da longarina sob carga especificada.



Fonte – Solovyev *et al.* (2017)

Os autores terminaram o estudo sugerindo, a partir das simulações realizadas, recomendações para o empilhamento da estrutura, de forma a minimizar o risco de estado de tensão acima do esperado e, sobretudo, fornecer a maior rigidez possível.

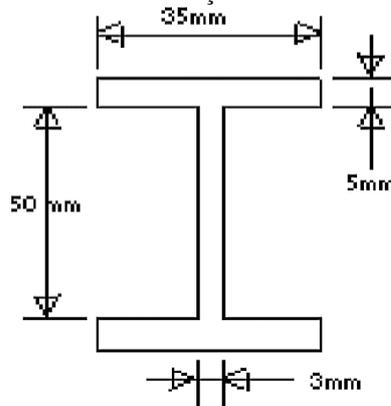
Carr (2018) conduziu o projeto e análise das propriedades estruturais de uma longarina em material compósito utilizando o *software* comercial ANSYS. Neste estudo, os autores optaram pela divisão do conteúdo em duas fases. A primeira fase compreendeu a familiarização com o *software* ANSYS, modelagem da longarina, seleção do critério de falha utilizado, sujeição do modelo ao teste de flexão em três pontos, realizado em ambiente computacional e finalmente, comparação entre os resultados numéricos com o similar experimental. A segunda fase considera a simulação de um carregamento real sobre uma longarina compósita, incluindo a performance da estrutura frente às cargas impostas e a observação do efeito que mudanças nas orientações das camadas pode proporcionar ao desempenho da estrutura. As análises realizadas nestas condições revelaram que a opção mais rígida dentre as 5 configurações propostas é a trazida na disposição D, caracterizada por abas com camadas intercaladas em ângulos de $-45^{\circ}/+45^{\circ}$ e “alma” com ângulos $0^{\circ}/90^{\circ}$. Os autores concluíram que a longarina de melhor desempenho possui o maior número de fibras orientadas na direção da tensão, porém, notou-se que durante todo o voo a direção das tensões pode variar e, assim, a eficácia da orientação das fibras variará.

No trabalho realizado por Akindapo *et al.* (2017), foi feito um estudo sobre o projeto de uma longarina aeronáutica de alto desempenho em grafite-epóxi utilizando técnicas computacionais. Os autores demonstraram que os modelos analíticos para as cargas das asas foram alcançados por meio de cálculos simbólicos empregando o *software* MATLAB MuPAD, enquanto o ANSYS Mechanical APDL foi utilizado para o projeto e análise das estruturas compostas. No modelamento proposto, foram considerados três materiais distintos para o exame estrutural a saber: compósito grafite-epóxi de baixo módulo, compósito de grafite-epóxi de alto módulo e compósito grafite-epóxi de ultra-alto módulo. O estudo é finalizado chamando atenção para a interação que as estruturas sofrem sob flexão, pois os autores, perceberam que as três estruturas falham quando a tensão é de $16,801 \text{ N/m}^2$ e reiteraram que os espécimes demonstraram uma capacidade muito baixa em suportar forças de cisalhamento.

Em outra linha de trabalho, Arravind *et al.* (2013) fizeram um estudo para otimizar o projeto de uma longarina em material compósito aplicada a um Veículo Aéreo Não Tripulado (UAV). Elaboraram o modelo numérico, em fibra de carbono, com dimensões da seção transversal expostas na Figura 41.

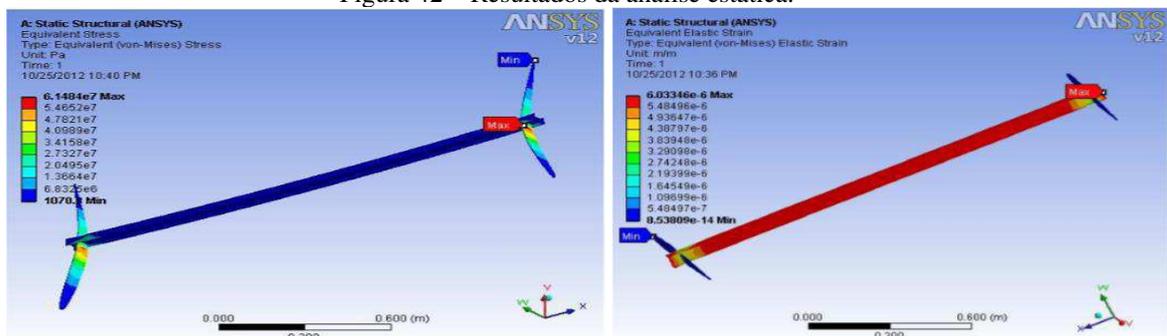
O modelamento contou com o emprego dos programas comerciais CATIA, a fim de conceber a estrutura em apreço, HYPERMESH, para discretização do domínio em análise e ANSYS, com intenção de processamento e visualização dos resultados.

Figura 41 – Geometria da seção transversal da longarina.

Fonte – Arravind *et al.* (2013)

Foram simulados os casos que desempenham um papel importante na descoberta da segurança estrutural através de condições de carga estática e dinâmica. A Figura 42 exibe os resultados da análise estrutural estática para a longarina em compósito.

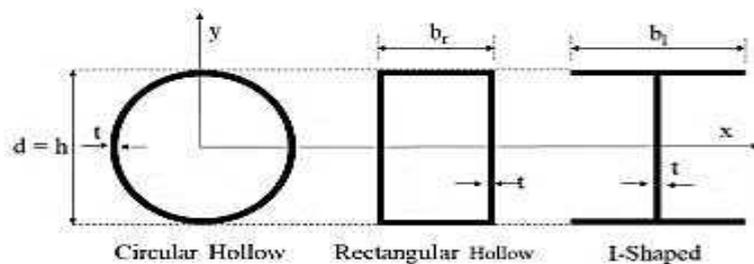
Figura 42 – Resultados da análise estática.

Fonte – Arravind *et al.* (2013)

Os autores salientaram que as tensões alcançadas são muito menores que as tensões admissíveis do material e concluíram que essa efetividade pode ser complementada pela otimização estrutural com o objetivo de reduzir o peso do componente.

Sob outro ponto de vista, Araújo *et al.* (2018) relataram o projeto e o processo de fabricação de uma longarina compósita para uma asa destinada a um UAV leve, visando alcançar uma alta eficiência estrutural. No trabalho, o primeiro passo centra-se na seleção do aerofólio, definição do tipo de asa e suas principais dimensões, além das cargas aerodinâmicas. Em seguida, os autores listaram as seções transversais susceptíveis para o emprego no modelo. Os desenhos das seções transversais são mostrados na Figura 43.

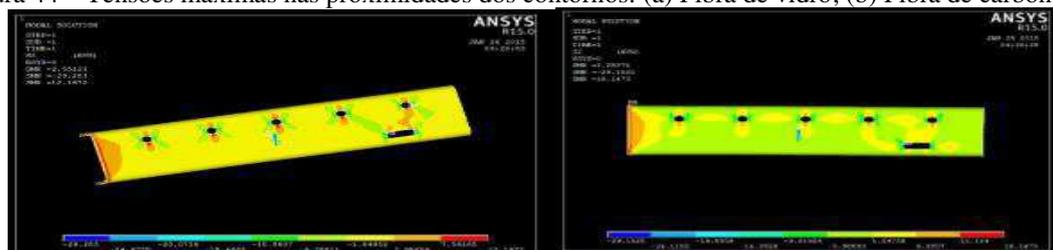
Figura 43 – Formas das seções transversais.

Fonte – Araujo *et al.* (2018)

Um procedimento analítico é apresentado para o dimensionamento estrutural e além disso, o critério de falha de Tsai-Wu é empregado para calcular as margens estruturais de segurança para as peças compostas. Foram utilizados diversos materiais compósitos para simular o comportamento estrutural da estrutura frente às cargas de projeto, antes da opção à fibra de carbono. O processo de fabricação da longarina é detalhado. Finalmente, os autores conseguiram, com a metodologia adotada, um membro confiável com propriedades mecânicas otimizadas.

No estudo de Gokulnath *et al.* (2018) os autores testaram numericamente duas longarinas compostas, sendo uma delas reforçada por fibra de carbono e outra reforçada por fibra de vidro, contendo descontinuidades geométricas na forma de furos. A análise proposta visou precisamente determinar o efeito da concentração de tensão em diferentes geometrias de furos (circular e retangular) sob várias condições de contorno. Experimentos numéricos foram realizados, declarando uma viga com seção transversal em C engastada em uma extremidade submetida a um carregamento de 15 kN uniformemente distribuído. Para isso, os autores construíram a geometria com o auxílio da ferramenta CATIA V5, fixando o número de furos em 5, espaçados regularmente. As configurações numéricas das longarinas são exibidas na Figura 44.

Figura 44 – Tensões máximas nas proximidades dos contornos: (a) Fibra de vidro; (b) Fibra de carbono.



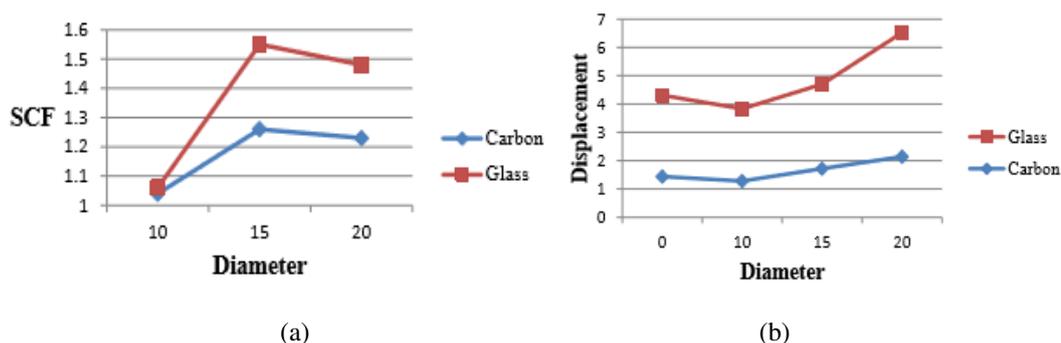
(a)

(b)

Fonte – Gokulnath *et al.* (2018)

Os resultados conquistados demonstram que, como já era esperado, a concentração de tensão máxima e a tensão de ruptura são reduzidas no exemplar em fibra de carbono. Os autores ainda concluíram que o material com maior relação de rigidez também apresentou maior fator de concentração de tensão. A figura 45 elucidada o fato mencionado.

Figura 45 – Resultados da análise estática: (a) Fator de concentração; (b) Deslocamento em função do diâmetro.



Fonte – Gokulnath *et al.* (2018)

Girennavar *et al.* (2017) simularam, através de um modelo numérico obtido via M.E.F, o comportamento estrutural de uma longarina fabricada em material isotrópico (Alumínio 6082-T6). Estes mostraram que, dependendo das condições de contorno, geometria do corpo e natureza dos materiais base, o modelo estático arregimentado, propiciou o emprego de ferramentas de otimização estrutural. O problema de otimização de topológica foi configurado no *software* MSC PATRAN com o objetivo de minimizar a massa para os casos de máxima tensão. Os autores destacam que, a partir de poucas interações é possível reduzir em 50 % a massa original da estrutura. Seguindo esta linha de trabalho outras publicações similares foram apresentadas por Ajith *et al.* (2017), Maheswaran *et al.* (2015), Vishruth *et al.* (2017).

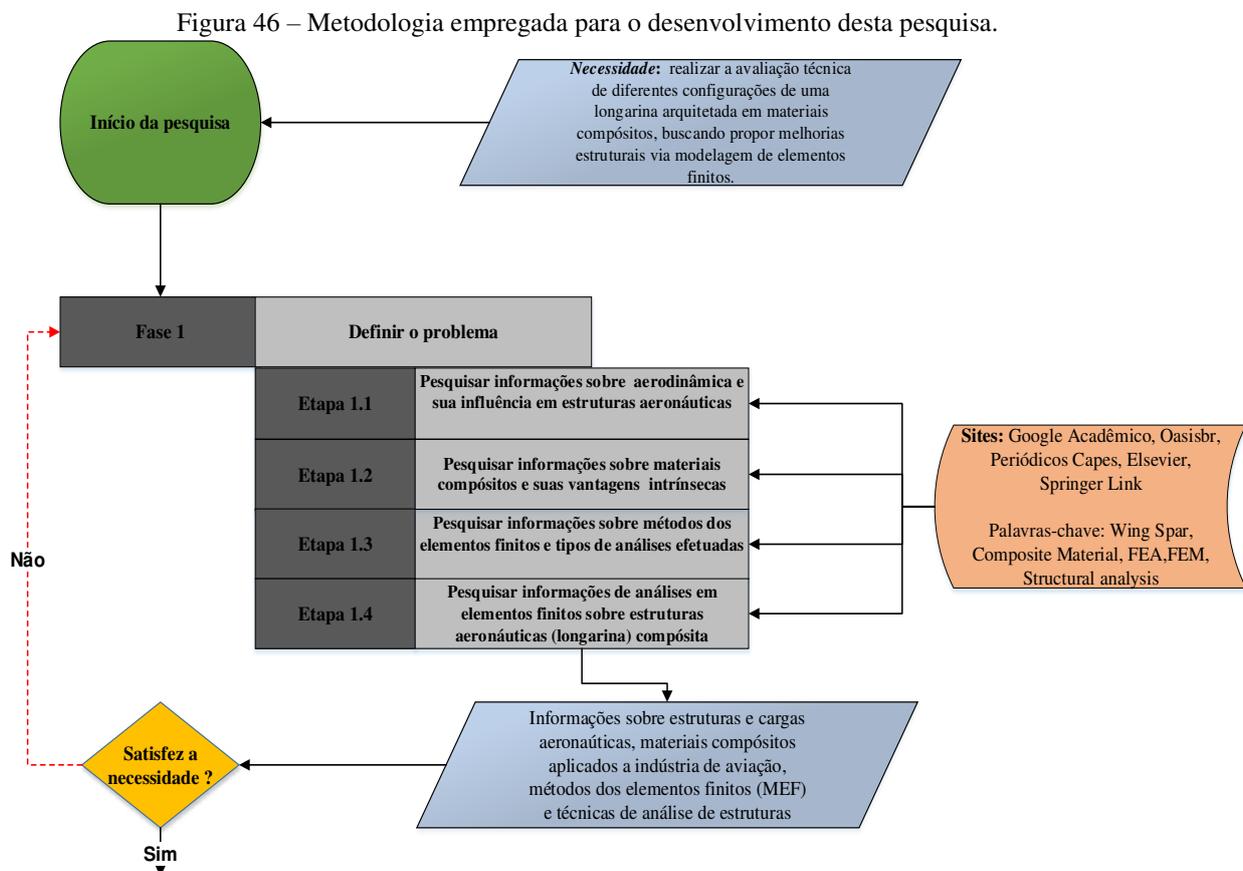
CAPÍTULO III

3 METODOLOGIA

Este capítulo se dedica à explanação a respeito da metodologia de análise do presente trabalho, desenvolvida com base na revisão bibliográfica apresentada. Esta metodologia está relacionada à utilização de ferramenta computacional para modelamento do sistema (longarina) na sua configuração original. Primeiramente, são detalhadas a modelagem da geometria, as propriedades mecânicas dos materiais e a definição da malha. Finalmente, as condições de contorno, carregamentos, teste de validação e modificações estruturais no sistema são determinadas, com o propósito ao aumento da sua eficiência.

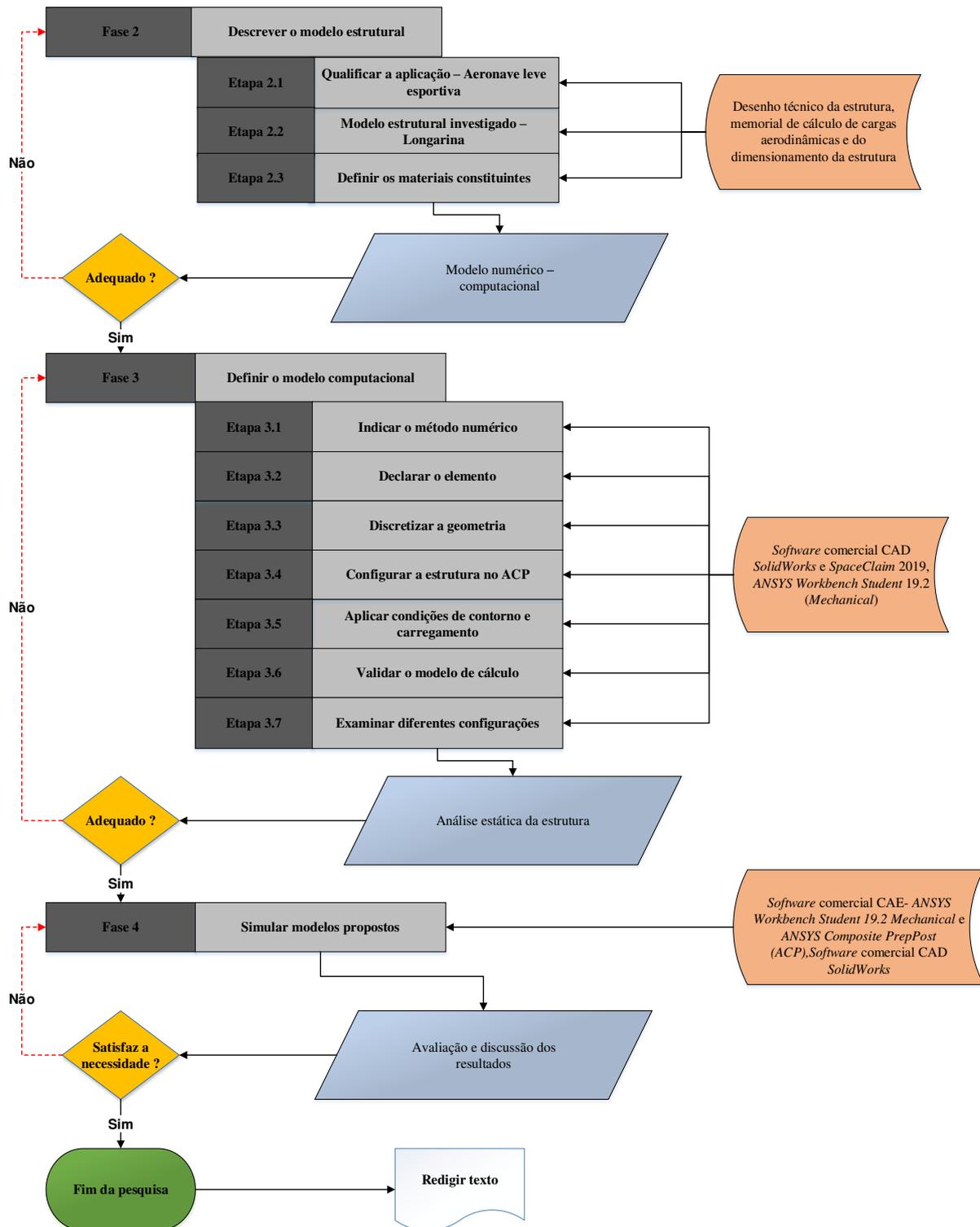
3.1 Generalidades

Resumidamente, a metodologia proposta é representada no organograma da Figura 46. A seguir são apresentadas as etapas do desenvolvimento dos métodos propostos:



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

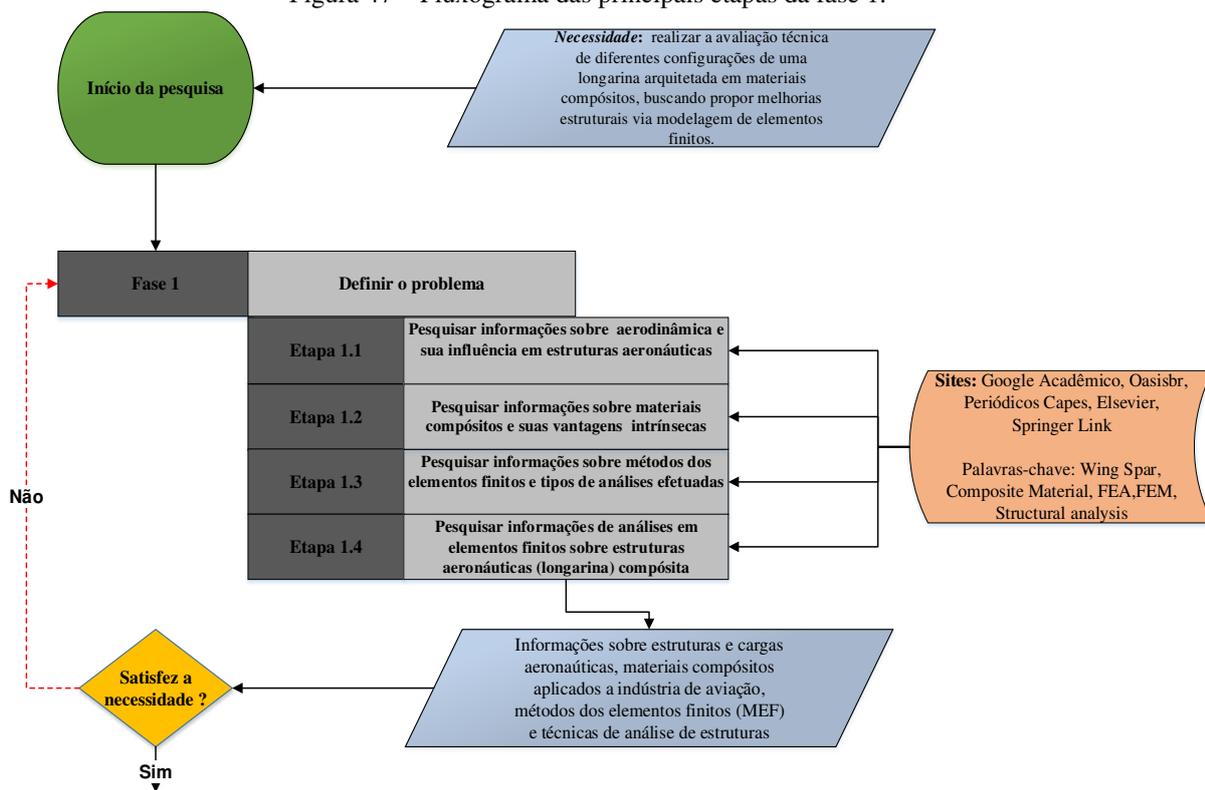
A necessidade que originou o trabalho foi a de analisar uma longarina compósita de uma aeronave sob diferentes configurações estruturais. A partir desta, iniciaram-se as atividades de pesquisa.

Cada uma destas fases se decompõe em etapas a serem cumpridas com suas respectivas ferramentas de auxílio.

3.2 Fase 1 – Definição do problema

Na Fase 1, determina-se a necessidade que orientou o início da pesquisa. Realiza-se a revisão da literatura com o objetivo de erguer conhecimento sobre o tema em estudo. Esta fase se subdivide em quatro etapas, conforme ilustrado na Figura 47. Sendo estas: Pesquisar informações sobre aerodinâmica e sua influência em estruturas aeronáuticas (Etapa 1.1), examinar informações sobre materiais compósitos e suas vantagens intrínsecas (Etapa 1.2), analisar informações sobre métodos dos elementos finitos e tipos de análises efetuadas (Etapa 1.3) e por fim pesquisar informações de análises em elementos finitos sobre estruturas aeronáuticas (longarina) compósita (Etapa 1.4).

Figura 47 – Fluxograma das principais etapas da fase 1.



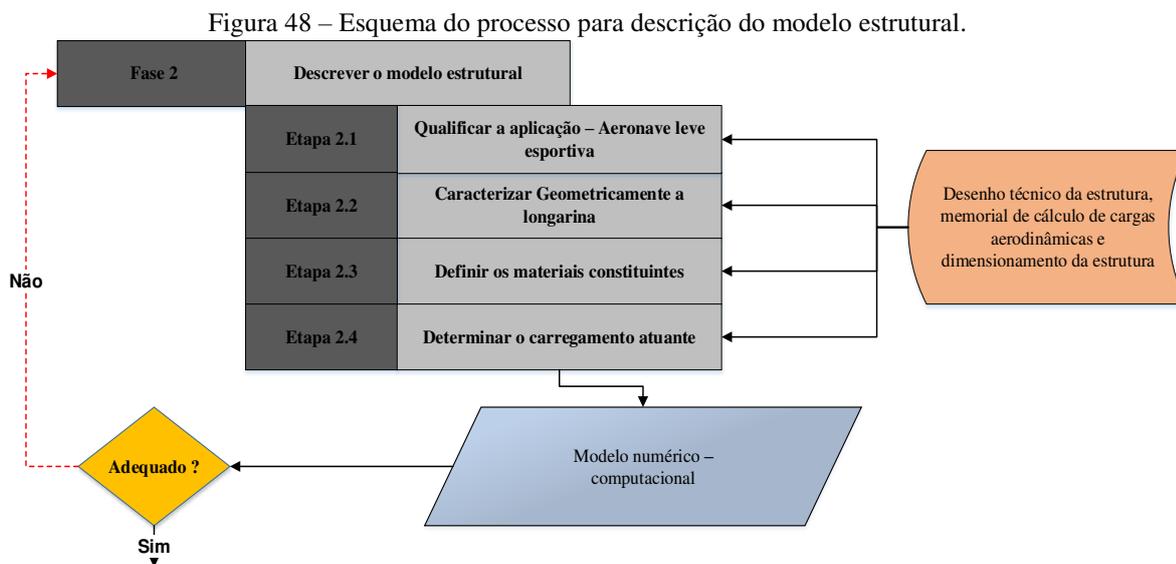
Fonte – Autoria própria (2018)

As pesquisas foram realizadas através de livros, apostilas e em materiais disponíveis em sites online como *Google acadêmico*, *Periódicos Capes*, *Elsevier*, *ScienceDirect* e *Springer Link*, com o uso das seguintes palavras-chave: *Wing Spar*, *Composite material*, *FEM (Finite*

Element Method), FEA (*Finite Element Analysis*), *Structural analysis*. Com a conclusão desta fase, foi possível compreender as diferentes funcionalidades que detém uma longarina e as vantagens e desvantagens associadas a este membro constituído em material compósito. Os diferentes tipos de análises que podem ocorrer via método dos elementos finitos. Parâmetros que influenciam no comportamento e resposta da estrutura, e métodos susceptível de uso em uma análise estática envolvendo materiais compósitos. Ainda nesta fase, foi possível também perceber como o emprego de materiais compósitos, mais especificamente, adjunto às ferramentas de simulação estrutural podem ajudar na análise e aperfeiçoamento de distintos setores ligados à indústria aeronáutica.

3.3 Fase 2 – Descrever o modelo estrutural

O esquema presente na Figura 48 apresenta a fase 2, que combinaram 3 etapas sequenciais para os procedimentos referentes à descrição do modelo estrutural.



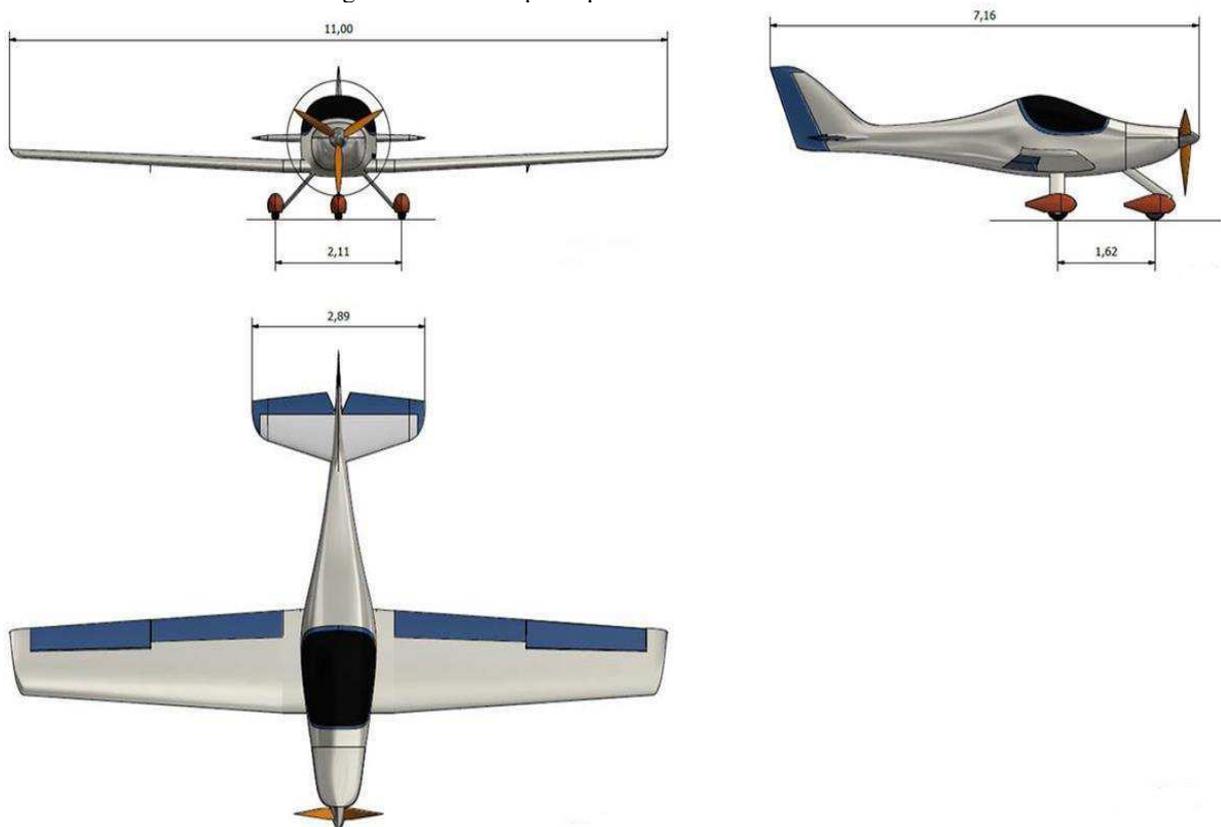
Fonte – Autoria própria (2018)

Estas informações são primordiais para a elaboração de um modelo computacional e posterior alimentação de dados por meio do *software* de simulação computacional para que a modelagem numérica descreva o processo físico da forma mais próxima possível da realidade. Uma alimentação adequada dos parâmetros de processo é condição básica para uma correta reprodução do processo físico e confiabilidade dos resultados. Agora, apresenta-se a caracterização do modelo estrutural.

3.3.1 Qualificação da aplicação – Aeronave leve esportiva

A aeronave *ST20*, cuja a longarina será investigada no presente trabalho, foi concebida pela equipe de desenvolvimento da *Stratus Aeronaves*, empresa responsável pela construção de aeronaves no município de Campina Grande (PB), seguindo os requisitos gerais determinados pela coordenação de projetos. A aeronave *ST20* enquadra-se na categoria leve esportiva ou LSA (*Light Sport Aircraft*) caracterizada por diferentes propósitos, como desporto, meio de transporte particular, ferramenta de treinamento de pilotagem, aluguel e kit de aeronaves experimentais leves. O espectro de possibilidades de aplicação dessas aeronaves é bastante amplo e se aproxima da utilização de pequenas aeronaves certificadas (ANAC, 2018). A Figura 49 apresenta uma planta técnica do projeto da estrutura.

Figura 49 – Vistas principais da aeronave ST20.



Fonte – *Stratus* (2018)

A Tabela 4 resume as principais características técnicas da aeronave *ST20*.

Tabela 4 – Características técnicas principais.

Parâmetros	ST20
Área Alar (m ²)	14
Envergadura (m)	11
Corda na Raiz (m)	1,6
Corda na Ponta (m)	1
Velocidade de Estol (nós)	45
Velocidade de Cruzeiro (nós)	120
Peso Máximo de Decolagem (Kg)	600
Peso da Aeronave (Kg)	325

Fonte – *Stratus* (2018)

É importante ressaltar, que estas aeronaves possuem as seguintes vantagens: baixo custo de projeto/fabricação, manutenção e aquisição, quando confrontadas as aeronaves certificadas em categorias superiores, as aeronaves são mais fáceis e simples de voar, o certificado de piloto desportivo pode ser adquirido com menos horas, tornando uma opção de treino e ingresso na aviação bem mais barata (ENGENHARIA AERONÁUTICA, 2018). Por sua vez, as desvantagens são que, uma vez que são aeronaves menores, existem menos espaços para os ocupantes e bagagens, portam velocidades consideradas baixas quando comparadas a aeronaves de outras categorias e apresentam alcance reduzido quando comparadas a aeronaves de outras categorias (ENGENHARIA AERONÁUTICA, 2018).

3.3.2 Elemento estrutural investigado – Longarina

O elemento estrutural investigado no presente trabalho se refere a uma longarina de asa cuja estrutura é toda formada por elementos em material compósito. A concepção de tal estrutura foi realizada pela equipe de projeto da *Stratus Aeronaves* com base nos princípios de solução e exigências preconizadas nas fases preliminares do ciclo de desenvolvimento deste membro para a aeronave *ST20*. A equipe de engenharia elaborou toda a geometria da estrutura no *software CAD 3D Autodesk Inventor 2018*, em sua versão estudantil, sendo que esta foi gerada como uma única peça. Devido ao fato de o sistema ser muito extenso, ao passo que é

constituído por uma grande variedade de seções com diferentes características geométricas, os desenhos do projeto estrutural serão apresentados no Anexo A, em maiores detalhes.

No exemplo descrito pelo Anexo A, são demonstradas de forma clara todas as características geométricas e dimensionais que compõem o elemento, especialmente a seção transversal em C. As suas medidas demonstraram uma envergadura equivalente a 10,502 m. Assim, o corpo em estudo detém de comprimento muito superior as dimensões de sua seção transversal ($b/L \ll 1$ e $h/L \ll 1$ onde b é largura, h é altura e L é comprimento), segundo Vinson e Sierakowski (1993) sendo considerado, portanto, como um elemento estrutural viga. Este é designado pela transmissão, somado a esforços axiais, momentos fletores nos planos que contêm seus dois eixos principais do plano da seção transversal, forças cortantes nos mesmos planos de ação dos momentos fletores e momentos torçores em relação ao eixo dos centros de torção da viga.

Adicionalmente, percebe-se que há um ângulo diedro positivo formado entre o plano de asas e o eixo transversal do avião. Cabe destacar que o comprimento da asa em torno de 11 m reflete-se pela extensão da longarina adjunto aos chamados *Winglets* (dispositivos de ponta de asa).

3.3.3 Definição dos materiais constituintes

A longarina é um arranjo de três partes perfeitamente aderidas uma à outra, tal como acontece com as vigas convencionais, como previamente salientado na Figura 18. Por conseguinte, os termos correlatos que referenciam este tema (vigas) não são distinguindo a aplicação norte, sendo empregados sem qualquer prejuízo ao entendimento. Com referência às características físicas dos materiais utilizados, pode-se dizer:

- As duas as faces que funcionam como mesas suportando as tensões axiais resultantes, asseguram a integridade da estrutura, são compostas por um empilhamento de lâminas. Cada lâmina do material estudado nesse trabalho possui cerca de 0,32 mm de espessura e contém dezenas de fibras. A matriz incide em resina do tipo epóxi reforçado por fibras de carbono unidirecionais. Para atingir a espessura de 6 mm correspondente a cada mesa, foram empilhadas 20 camadas de material pré-impregnado. Na tabela 5 são indicados os materiais componentes das mesas da longarina com suas propriedades mecânicas.

Tabela 5 – Propriedades mecânicas do material da mesa.

Propriedades – Epóxi/Fibra de Carbono	
Massa específica (g/cm³)	1,54
Tensão de Compressão (MPa)	893
Tensão de Tração (MPa)	1979
Tensão de Cisalhamento (MPa)	100
Módulo de elasticidade (GPa)	209

Fonte – *Stratus* (2018)

- No que concerne à “alma”, que desempenha o papel similar a um núcleo resistindo às tensões de cisalhamento provocadas por carregamento de natureza transversal e pela torção, foi sancionado pela equipe de projeto da presente empresa o arranjo, que estabelece um material intermediário (núcleo) em *Divinycell*[®], isto é, uma espuma de PVC rígida com estrutura de célula fechada com espessura de 6 mm, intercalada a tecidos em fibra de carbono impregnado a resina epóxi orientados de acordo com a sequência de laminação [-45°/45°/-45°/45°/-45° /45°/-45°], perfazendo um domínio com espessura de 10 mm. Vale mensurar, a circunstância para adoção de reforços bidirecionais na forma de tecido despontou-se pela atenuação do efeito das tensões cisalhantes sobre a região. A Tabela 6, referente aos materiais (epóxi/tecido de fibra de carbono, espuma de *Divinycell*[®]), especifica o valor das propriedades necessárias para a sua determinação.

Tabela 6 – Propriedades mecânicas dos materiais da “alma”.

Propriedades	Epóxi/Fibra de Carbono	<i>Divinycell</i>[®]
Massa específica (g/cm³)	1,76	0,06
Tensão de Compressão (MPa)	350	0,9
Tensão de Tração (MPa)	385	1,8

(continuação)

Tensão de Cisalhamento (MPa)	60	0,76
Módulo de elasticidade (GPa)	48,9	0,075

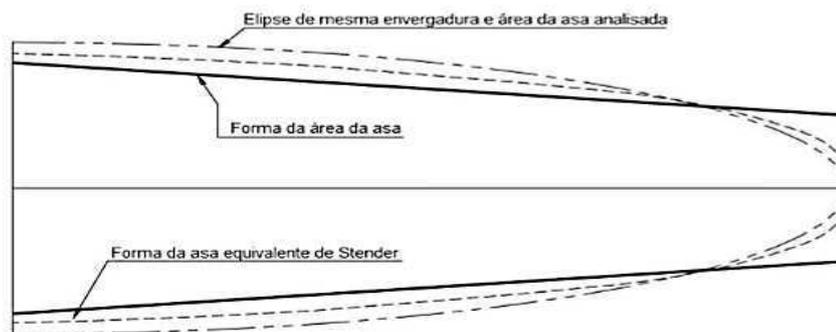
Fonte – Stratus (2018)

3.3.4 Carregamento proposto

A longarina requer rigidez para que seja garantida a forma da asa durante o voo. Para isso, a seção utilizada deve ter o maior momento de inércia possível. A longarina possui uma combinação específica de esforços. O mais expressivo deles é a flexão devida a sustentação que gera tensões no sentido axial. A distribuição das forças de sustentação na asa de uma aeronave pode ser simplificada quando houver a dificuldade de sua determinação. Como o escopo deste trabalho não é determinar o perfil aerodinâmico da distribuição de pressões ao longo da asa, será utilizado o método de Schrenk para poder concentra-se apenas em cálculos estruturais.

O método de Schrenk supõe que a distribuição das forças de sustentação ao longo da envergadura de um avião é proporcional às áreas de uma asa imaginária, na qual suas cordas são a média geométrica das cordas reais e das cordas de uma asa elíptica de mesma área e envergadura. A comparação geométrica entre as asas pode ser observada na Figura 50.

Figura 50 – Comparação entre as asas usadas para definir os carregamentos.



Fonte – Sampert (2012)

Portanto, as cordas de Schrenk são:

$$C_S = \sqrt{C_r \cdot C_e} \quad (96)$$

onde C_S denota a corda da asa de Schrenk, C_r é a corda da asa real e C_e é a corda da asa elíptica.

Para as dimensões da asa elíptica de Schrenk, a Equação 97 da área da elipse foi combinada à Equação 98 produzindo a Equação 99.

$$S_A = \pi.A.B \tag{97}$$

$$\left(\frac{X}{A}\right)^2 + \left(\frac{Y}{B}\right)^2 = 1 \tag{98}$$

$$C_e = 2.Y = 2. \left(S_A \cdot \frac{\pi}{A}\right) \cdot \left[1 - \left(\frac{X}{A}\right)^2\right]^{1/2} \tag{99}$$

Das equações, determinou-se o valor da corda de Schrenk em cada secção distando 1 cm entre si. Para este valor, a semi-asa foi dividida em 525 estações ou posições “i” onde a carga devido à sustentação (F_{Li}) foi avaliada pela Equação 100.

$$F_{Li} = \frac{\left[\Delta S_i \cdot \frac{W}{2}\right]}{S_A} \tag{100}$$

O comportamento da corda equivalente e da sustentação de Schrenk em cada posição da semi-envergadura é mostrado nas Figura 51 e Figura 52.

Figura 51 – Corda equivalente.

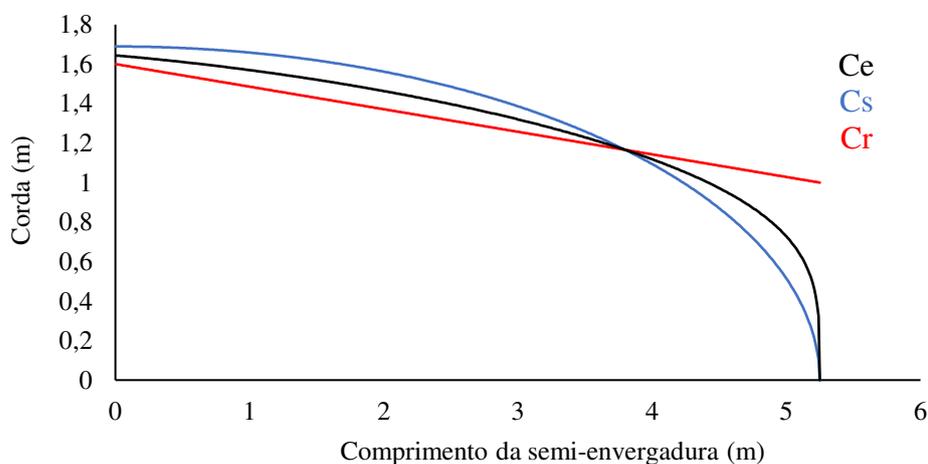
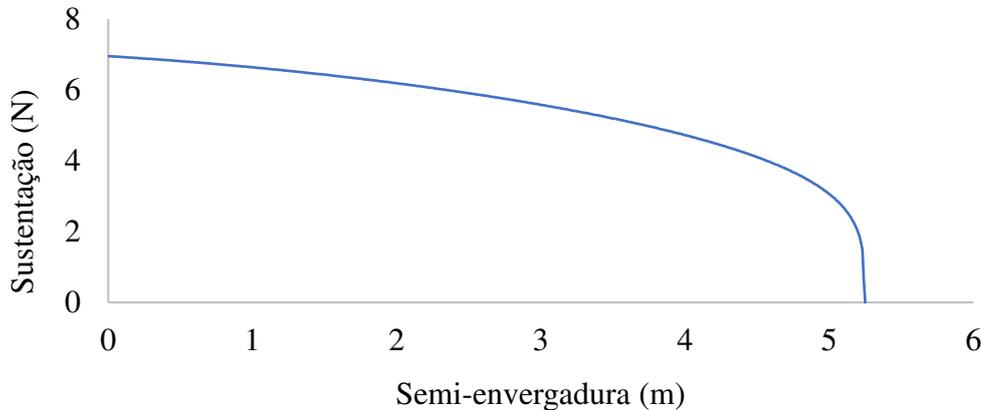


Figura 52 – Distribuição da sustentação ao longo da semi-envergadura.



Fonte – *Stratus* (2018)

No caso específico do componente em estudo, devido aos índices de rigidez e valores de tensão esperados inferiores ao limite de escoamento do material o tipo de análise proposto é a linear estática.

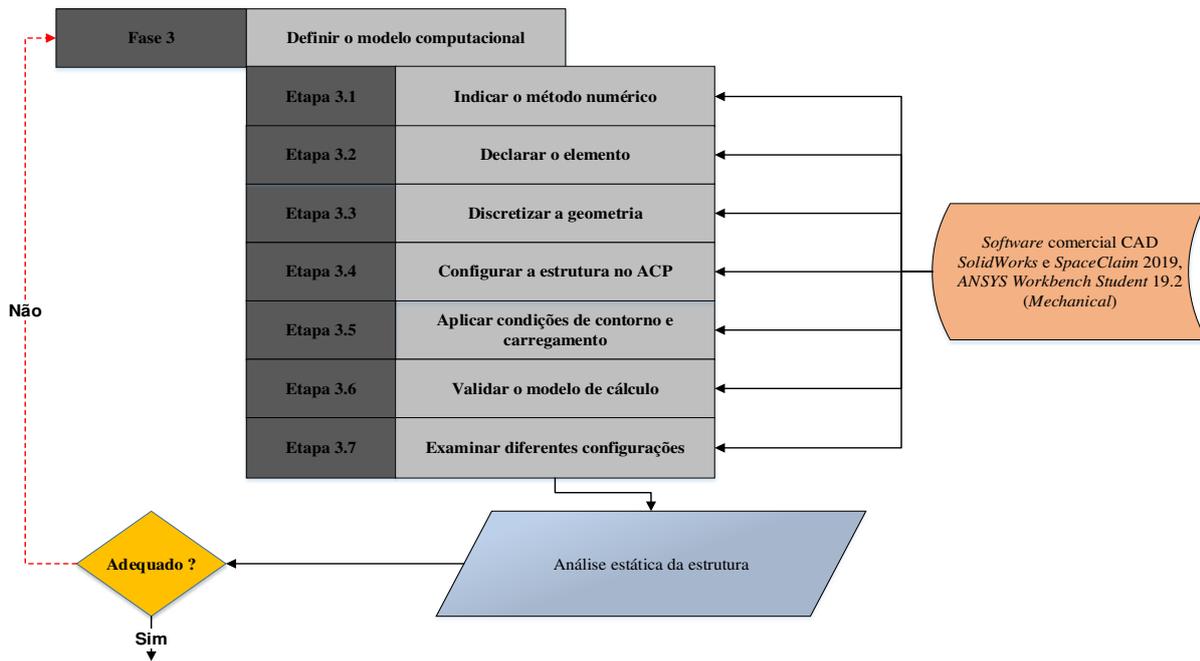
3.4 Fase 3 – Definir o modelo numérico

Nas seções antecedentes foram apresentadas todas as propriedades referentes à estrutura da longarina. Nesta seção, as propriedades apresentadas são utilizadas para tornar possível o desenvolvimento de um modelo numérico-computacional que se assemelhasse, da melhor forma possível, ao comportamento do sistema estrutural estudado. Abaixo segue na Figura 53 um esquema proposto para a Fase 3, que ilustra a sequência de passos para a consecução do objetivo traçado.

3.4.1 Indicação do método numérico-computacional

Será empregado o Método dos Elementos Finitos – MEF, em função da familiaridade do autor e pelo fato que pode ser utilizado com excelente precisão. Outros métodos, como o das diferenças finitas e dos elementos de contorno, têm sido escolhidos para a avaliação de problemas de potencial, como é o caso da distribuição de temperaturas em sólidos, devido a sua simplicidade e baixa utilização de recursos computacionais. No entanto, para a finalidade a que se destina, o MEF é mais do que adequado e será utilizado.

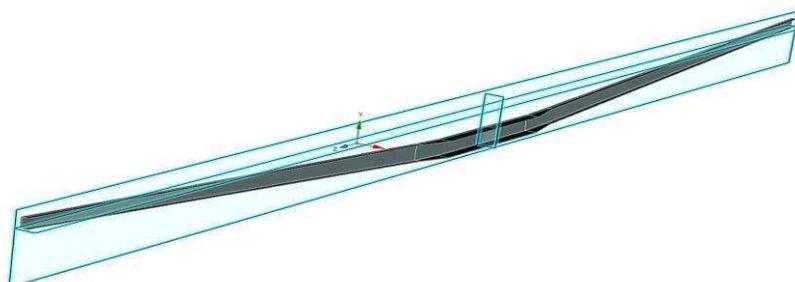
Figura 53 – Fluxograma com as atividades a serem executadas durante a fase 3.



Fonte – Autoria própria (2018)

A modelagem desenvolvida lidou com a dificuldade de arquitetar estruturas em material compósito, dado que eles diligenciam cuidado específico ao apontar as suas propriedades bem como definir a orientação das fibras em cada camada. Para examinar o comportamento mecânico da longarina citada, previamente, sujeita aos esforços de natureza aerodinâmica foi realizada uma modelagem teórica através do CAE (*Computer Aided Engineer*) comercial ANSYS 19.2. A fim de, facilitar a modelagem tirou-se partido da simetria e se fez apenas metade da viga. Em outras palavras, foi analisado o comportamento de meia longarina visto que seu comportamento é espelhado para ambos os lados da asa. Diante do excerto citado anteriormente, todas as vezes que a palavra longarina for mencionada refere-se a meia longarina tomada como simplificação. A Figura 54 mostra o modelo e, no detalhe, os planos que serão avaliados para simplificar a análise.

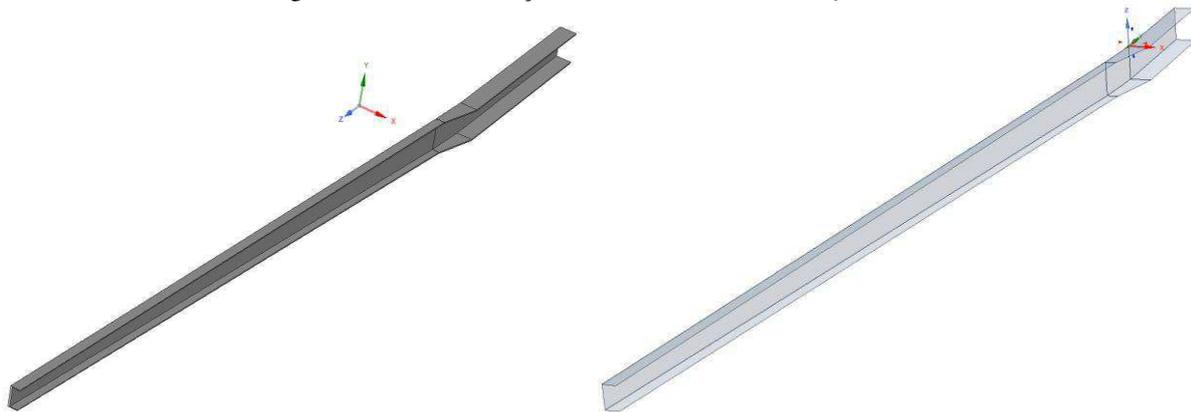
Figura 54 – Planos de simetria para a estrutura.



Fonte – Autoria própria (2018)

Para o modelo computacional, a geometria modelada em CAD em formato de arquivo genérico foi importada para o ANSYS. Nesse caso, empregou-se o arquivo em formato *iges*, mas existem outros formatos que podem ser igualmente usados como o *parasolid* e o *step*. O fato de ser constituída por materiais de caráter anisotrópico, singularmente dispostos em camadas, não permite imediatamente ascender à etapa seguinte do pré-processamento, sendo necessária a adaptação geométrica da estrutura, de forma a obedecer às particularidades intrínsecas ao material constituinte. Nesta perspectiva, por intermédio de um *software* CAD de modelagem 3D, denominado *SpaceClaim* empregado, em função da flexibilidade e facilidade nos comandos, aliado à integração com o ANSYS, foi possível a edição de toda a geometria da longarina em superfícies que são tratadas automaticamente como cascas pelo programa implicando em melhor compatibilidade com o módulo de compósitos do respectivo *software*. A Figura 55 ilustra a distinção entre as geometrias.

Figura 55 – Transformação da estrutura sólida em superfície.



Fonte – Autoria Própria (2018)

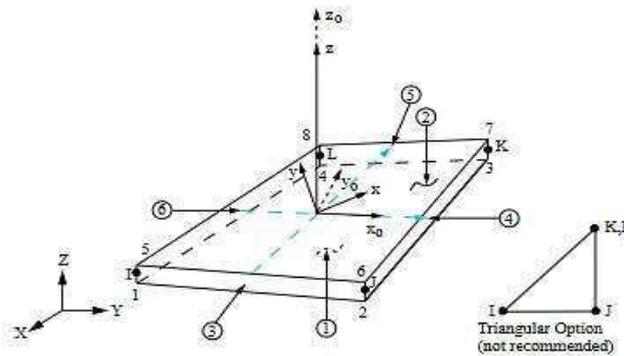
3.4.2 Declaração do elemento

O elemento finito empregado nas simulações numéricas para prever o comportamento mecânico da longarina foi o *Shell 181*, que é um elemento bidimensional apropriado para analisar estruturas de cascas e moderadamente espessas. Tem como característica quatro nós com seis graus de liberdade em cada nó: translações nas direções *x*, *y*, e *z*, e rotações sobre os eixos *x*, *y* e *z* (se a opção de membrana é utilizada, o elemento tem grau de liberdade de translação apenas).

O *Shell 181* é adequado para grandes rotações e/ou grandes aplicações não-lineares de tensão. Mudança na espessura da casca é contabilizada nas análises não-lineares. Utilizando-o é possível definir uma seção e especificar diversas camadas, onde a espessura, propriedades do

material e orientação das fibras podem variar entre as camadas, ou seja, envolvem modelar cascas compostas ou construção em sanduíche. A teoria de deformação cisalhante de primeira ordem comanda a precisão de modelagem de cascas compostas desse elemento. A Figura 56 apresenta, esquematicamente, os detalhes da geometria para este elemento.

Figura 56 – Geometria do elemento *Shell 181*.



Fonte – ANSYS (2015)

3.4.3 Discretização da geometria

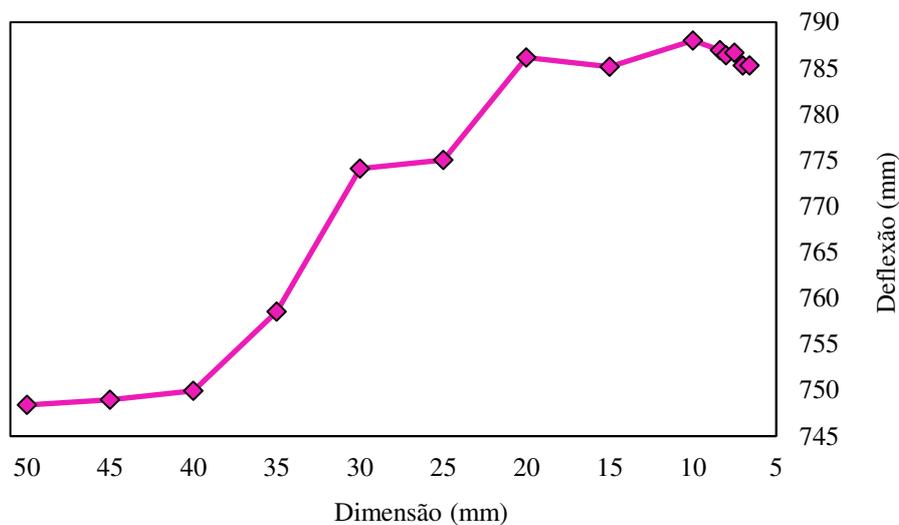
Antes de iniciar as avaliações necessárias pelo método dos elementos finitos, uma preocupação especial é determinar o refinamento da malha a ser empregado no modelo discreto, uma vez que pode ocasionar grandes distorções na resposta de acordo com o método numérico utilizado pelo *Solver* do *software* em uso.

Ordinariamente, considera-se que malhas grosseiras podem derivar em análises ineficazes usando o método implícito e também o explícito. A elevação da densidade de elementos, ou seja, o decréscimo da dimensão até um certo ponto, acarreta em um valor mais aproximado dos resultados obtidos em referência ao que é determinado analiticamente. Em contrapartida, o emprego de uma malha muito refinada traz consigo um maior custo computacional, tornando a análise ineficiente, por conseguinte deve, necessariamente, existir um compromisso entre o tempo de simulação e o resultado da simulação.

O artifício para conseguir um estudo de convergência de malha, está no acréscimo sucessivo de elementos, verificando a cada passo, a evolução ou decréscimo percentual dos níveis do parâmetro resultante em relação à verificação que a antecedeu. Uma malha é considerada ideal, isto é, convergente quando um refinamento tal produz resultados com diferenças insignificantes. Costumeiramente a convergência de malha é atingida quando a diferença percentual entre os níveis dos parâmetros é inferior a 5% (BATHE, 1996).

As simulações preliminares para definição da malha testaram modelos com elementos de casca *Shell 181*. Foram realizadas análises estruturais, com o objetivo de colher os valores de deflexão do sistema estrutural em estudo mediante aplicação dos esforços intrínsecos a uma longarina. Pela Figura 57 é possível observar esta convergência, a partir dos resultados obtidos para as deflexões, em função da variação do tamanho da malha de elementos finitos. Para tal, foi considerado o modelo de longarina em C (original).

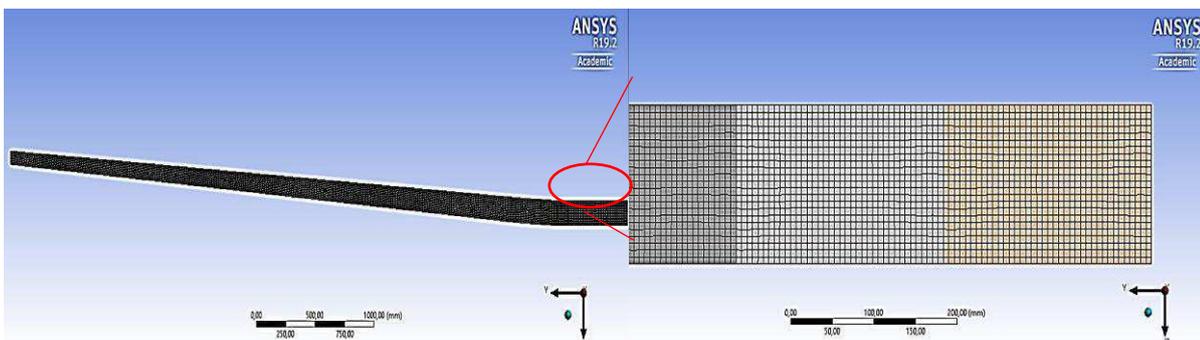
Figura 57 – Gráfico comparativo entre a deflexão e dimensão de elemento para o estudo de convergência de malha.



Fonte – Autoria própria (2018)

Nota-se pela Figura 57, que os valores de deflexão convergem para uma faixa de 790-785 mm. Sendo assim, para o modelo da longarina, as malhas apresentaram resultados satisfatórios com dimensões equivalentes a 6,6 mm, Figura 58.

Figura 58 – Malha parcialmente estruturada proposta para o sistema completo, criada no *software* ANSYS.



Fonte – Autoria Própria (2018)

Nota-se, para estruturas tridimensionais complexas um refinamento local é o mais indicado visto que uma estrutura dificilmente possui uma distribuição de carregamentos uniformes. Deve-se utilizar elementos menores perto das regiões de singularidade e elementos maiores onde a magnitude da variável análise não interessa.

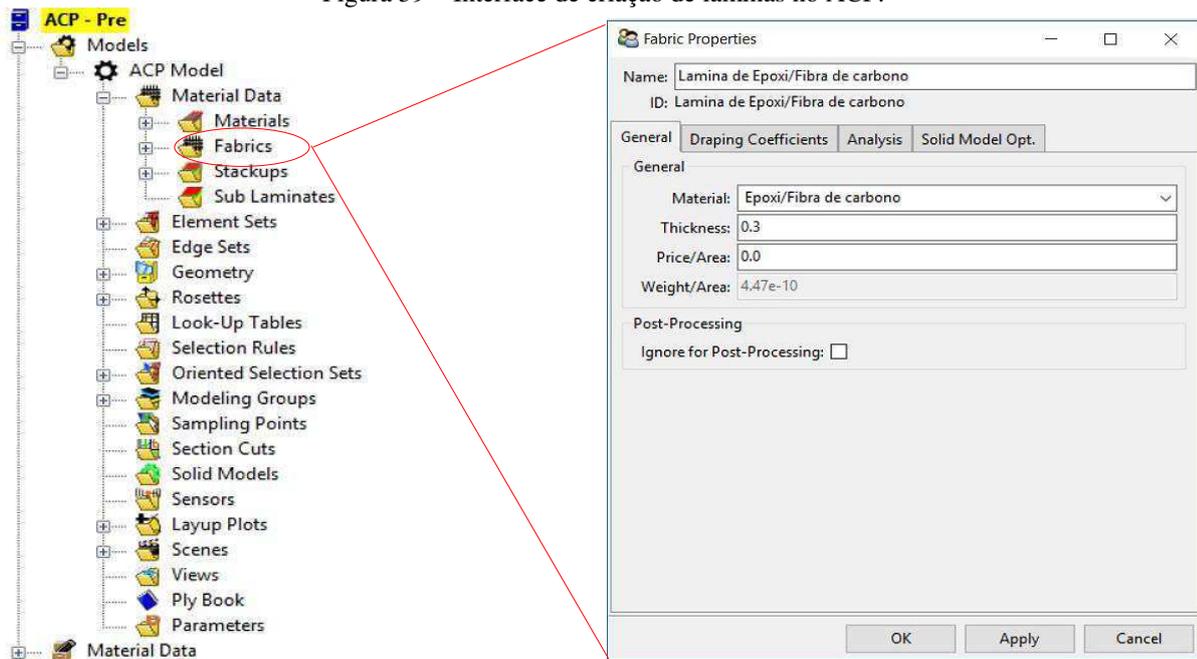
É conveniente ressaltar, que estas análises são também realizadas para os outros modelos estruturais estudados nesta dissertação permanecendo os resultados com uma diferença muito pequena entre os obtidos pelo procedimento simplificado e os obtidos com um auxílio do programa ANSYS, porém estes resultados não são aqui apresentados.

3.4.4 Configuração estrutural – Módulo ACP

O material foi modelado e configurado no ANSYS *Workbench* 2019.2. Esse programa possui um módulo de pré-processamento de materiais compósitos denominado ACP Pre, o qual atribui ao elemento as propriedades mecânicas de cada camada laminada. E o ANSYS *Mechanical* incumbe-se do módulo de pós-processamento, na qual é feita a análise de tensões no laminado e em sequência afere-se seu coeficiente de segurança associado.

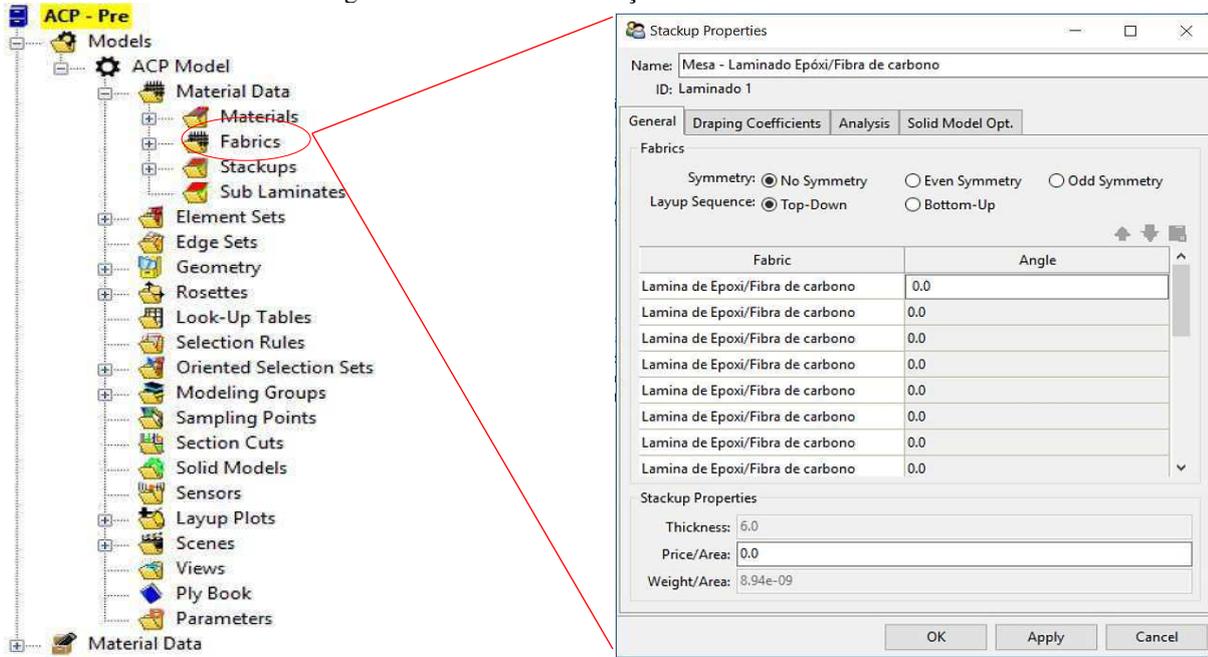
Dentro do módulo ACP foi criado, previamente, as camadas que perfazem as mesas segundo as dimensões citadas e propriedades demarcadas na Tabela 5. Na Figura 59, é retratado a interface que faculta a possibilidade de criar uma lâmina compósita.

Figura 59 – Interface de criação de lâminas no ACP.



Como mencionado, antecipadamente, a região a ser estudada é composta por 20 lâminas. Para isso, foi cunhado um laminado com camadas unidireccionais orientadas todas a 0°, evidenciadas na Figura 60.

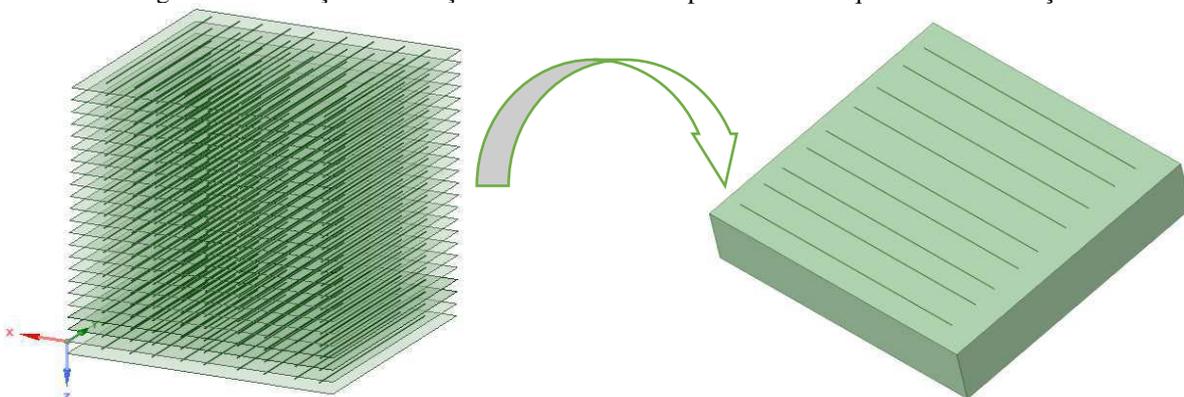
Figura 60 – Interface de criação de laminado no ACP.



Fonte – Aatoria Própria (2018)

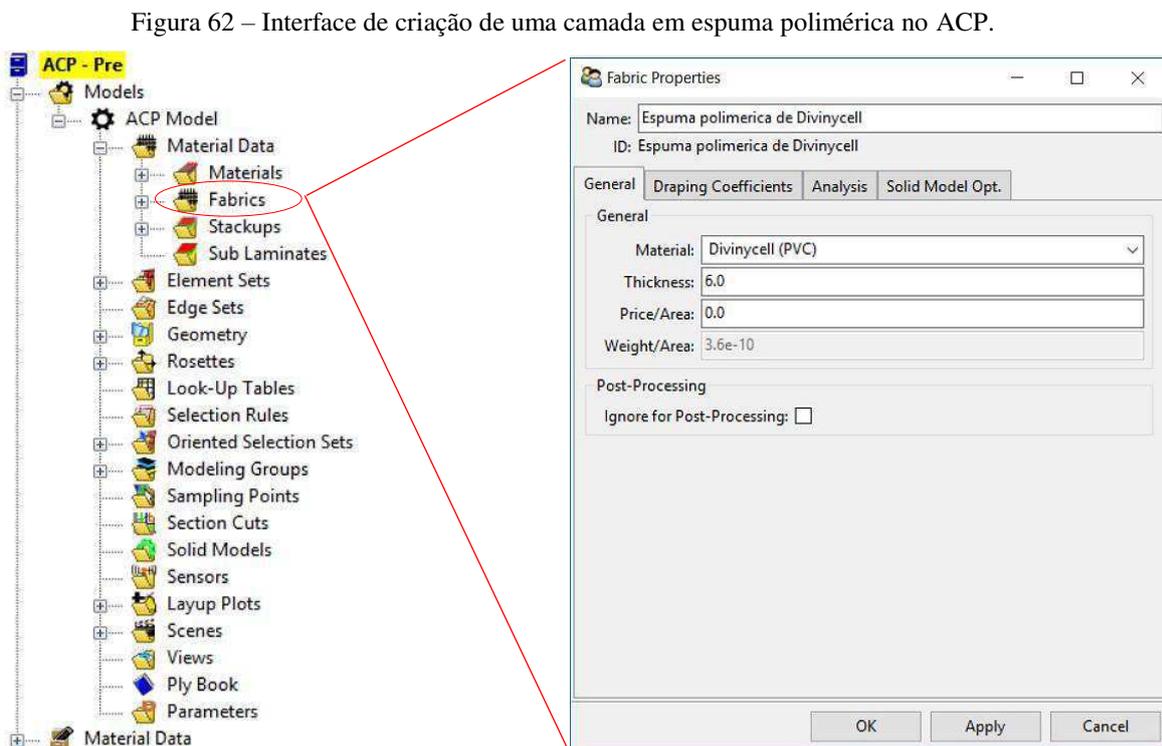
Ilustrativamente, na Figura 61, são indicadas as disposições com a respectiva orientação das fibras em cada lâmina, como pode ser detectado na imagem à esquerda. Por sua vez, a cena à direita demonstra idealmente como seria um laminado (mesa) a partir da sobreposição das várias camadas.

Figura 61 – Esboço da formação de um laminado a partir de sua sequência de laminação.



Fonte – Aatoria Própria (2018)

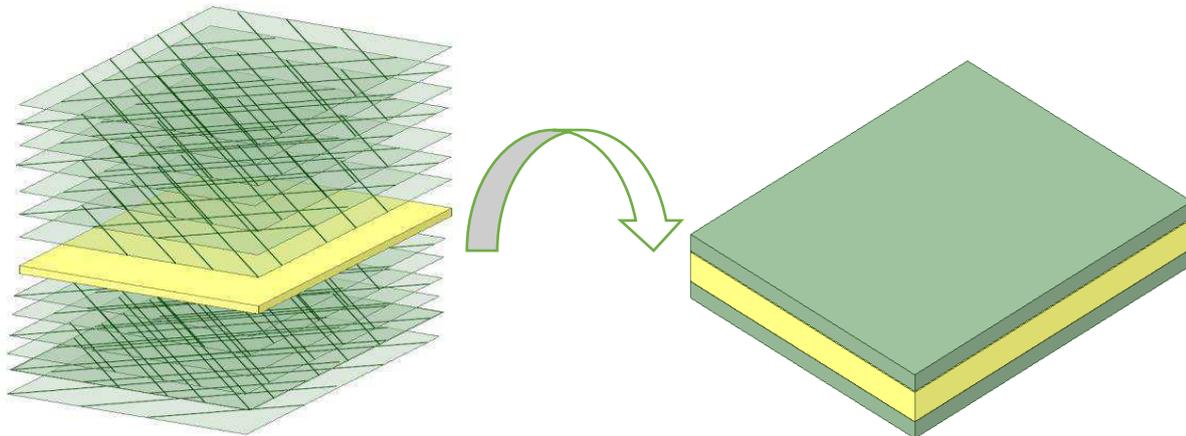
Nesta ocorrência, uma vez que o módulo ACP reconhece apenas materiais compósitos laminados por fibras unidirecionais, e não tramas bidirecionais. Neste estudo, utiliza-se o que sugere Barbero (2013), ou melhor, a modelagem do material bidirecional, que possui fibras perpendiculares trançadas entre si, é ordenada em camadas externas de fibras unidirecionais, neste caso, orientadas em ângulos de $-45^\circ, 45^\circ$, compondo um laminado da forma $[-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ]$. Desta maneira, foi possível determinar de forma mais precisa os módulos de elasticidade do laminado, uma vez que a modelagem da trama bidirecional se tornaria extremamente complexa. Já a espuma de *Divinycell*[®] foi elaborada partindo do mesmo princípio construtivo da lâmina demonstrada na Figura 59, sendo a variação da espessura do núcleo configurada no ACP correspondente a 6 mm. A Figura 62 exemplifica, mais uma vez, a interface de construção do material.



Fonte – Autoria Própria (2018)

Desta forma, com todos as lâminas e suas respectivas especificações detalhadas procedeu-se, similarmemente a estrutura da mesa, o modelamento da estrutura da “alma” (tecido bidirecional + espuma de *Divinycell* + tecido bidirecional) é exibido consoante a Figura 63.

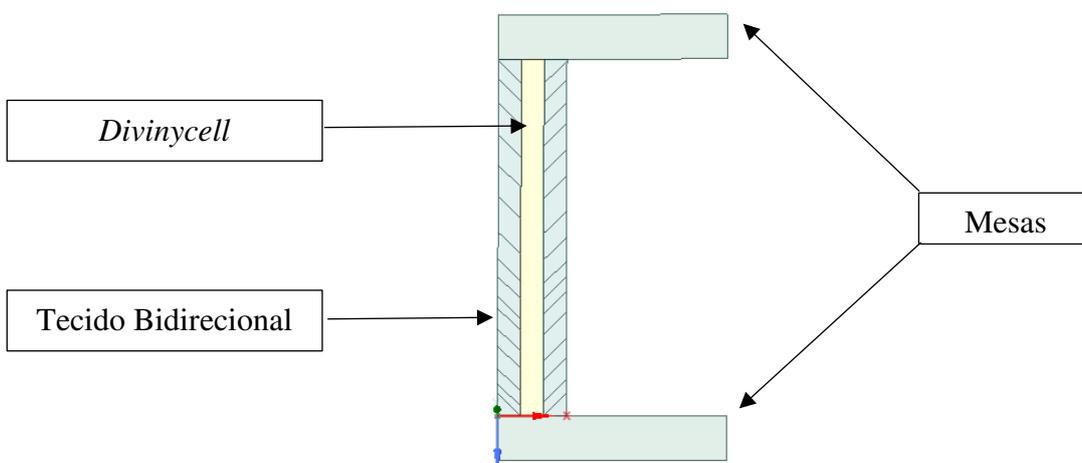
Figura 63 – Esboço da formação da “alma” em sanduíche a partir de lâminas e material intermediário.



Fonte – Aatoria Própria (2018)

Particularmente, com a ciência das disposições exibidas nas Figuras 61 e 63, demonstra-se um esquema representativo da seção transversal da longarina na Figura 64.

Figura 64 – Esquema de montagem da seção transversal da longarina compósita.



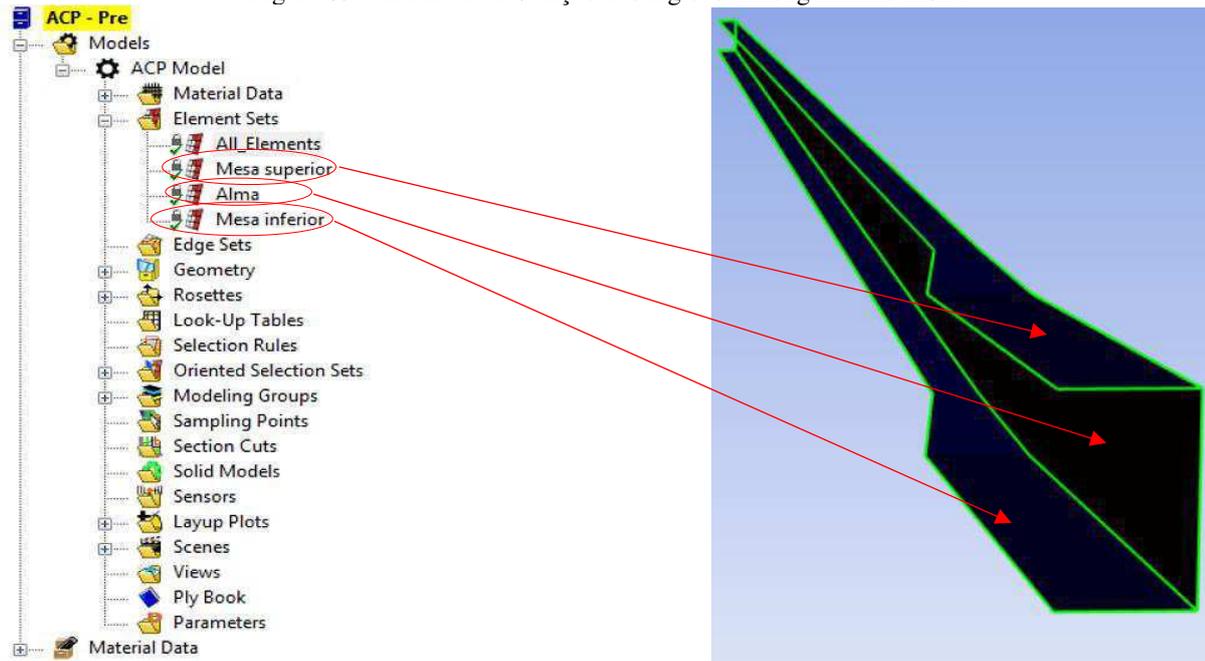
Fonte – Aatoria Própria (2018)

Concomitantemente, foi implementada a divisão da estrutura da longarina em três regiões, designadas por mesa superior, “alma” e mesa inferior. A finalidade desta partição embasou-se na declaração de materiais diferentes para cada domínio assinalado. A Figura 65 ilustra a fronteira entre cada região.

Os passos finais para o desfecho da etapa de processamento no ACP foram efetivados, primeiro, com a criação das chamadas Rosetas (*Rosette*), no qual fundamentalmente foi determinado o sistema de coordenadas empregado na montagem da arquitetura das estruturas compósitas informando a origem deste e seu tipo, que varia de acordo com o compósito

desejado. Nesse caso, deseja-se camadas paralelas umas às outras. O último passo utiliza-se a alternativa de Seleção Orientada (*Oriented Selection Sets*), em que se considerou algumas informações adicionais sobre as orientações dos elementos. A seleção orientada permitiu definir a direção de empilhamento da disposição associada, resumidamente, ela indica direção que o empilhamento das lâminas necessita seguir.

Figura 65 – Interface de Seleção das regiões da longarina no ACP.



Fonte – Autoria Própria (2018)

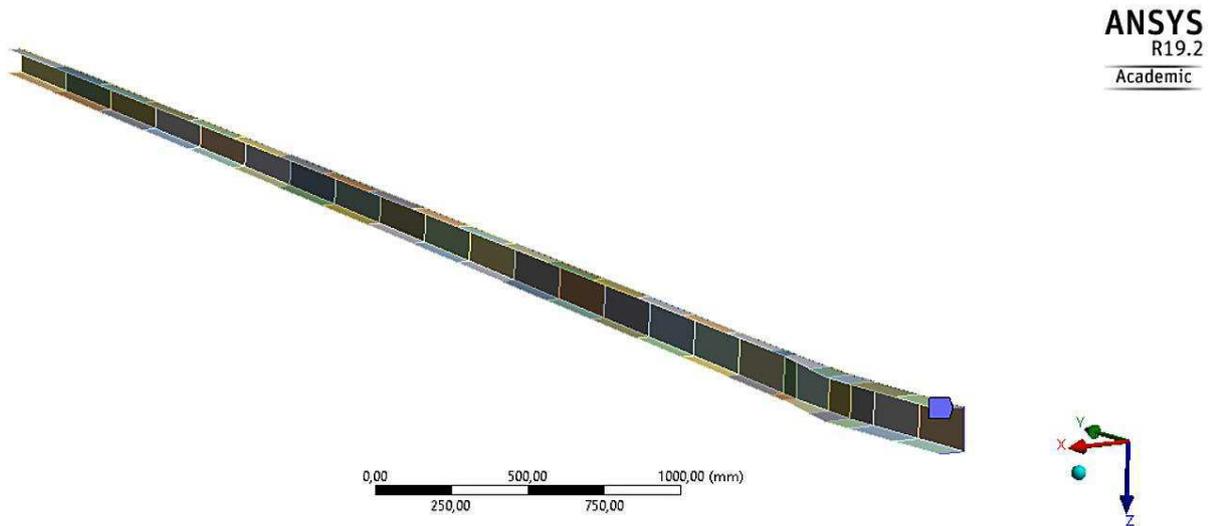
A configuração da longarina compósita empreendida no ACP é então exportada para o *ANSYS Mechanical* por meio da plataforma *ANSYS Workbench*. No *ANSYS Mechanical* foi exequível entrar com as condições de contorno e as forças envolvidas no problema. A análise feita no *ANSYS* foi deixada a padrão do *software*.

3.4.5 Condições de contorno

Para estipular as condições de contorno que agem sobre o modelo de elementos finitos, foram avaliadas as condições de vínculo que atuam sobre a estrutura real. Nesta circunstância, a fim de facilitar a análise estrutural, foi adotado um plano de simetria de meia asa, como salientado anteriormente, portanto é contemplado apenas o comportamento de meia longarina, posto que suas funcionalidades são espelhadas para ambos os lados da asa.

Em relação às condições de contorno no caso da longarina, uma extremidade foi engastada, ou seja, há restrição de translação e a rotação em todos os eixos, limitando 6 graus de liberdade. Na prática para simular esta condição no ANSYS *Mechanical* foi empregado a opção denominada de *Fixed Support* (Suporte Fixo). Na Figura 66 a seguir é ilustrada a condição de engaste aplicado na simulação.

Figura 66 – Restrição da extremidade no ANSYS *Mechanical*.



Fonte – Autorial Própria (2018)

A distribuição de carga ao longo da semi-envergadura foi alcançada utilizando o método de Schrenk mencionado previamente. Estas cargas foram introduzidas na mesa superior de modo a simular os esforços na região, onde é medido o deslocamento durante a simulação. Para maior simetria do carregamento, convencionou-se uma divisão em 21 componentes de força, verticais para baixo, a fim de se obter uma configuração compatível com o tamanho da malha adotado no modelo. A Tabela 7 apresenta os valores de força presente na longarina para o caso da subdivisão apontada.

Tabela 7 – Distribuição de carregamento devido às forças de sustentação.

Envergadura (m)	Carregamento (N)
0	1071,64
0,25	1062,92
0,5	1052,77
0,75	1041,21
1	1024,46

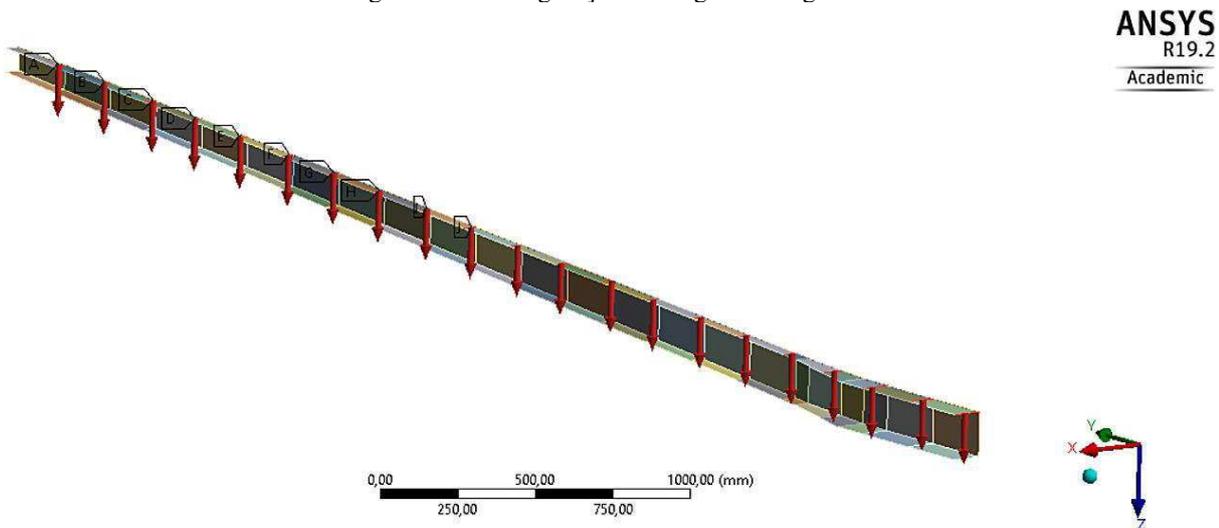
(continuação)

1,25	1007,71
1,5	990,96
1,75	974,21
2	957,46
2,25	940,73
2,5	918,13
2,75	893,46
3	866,46
3,25	836,77
3,5	803,86
3,75	766,92
4	724,73
4,25	675,16
4,5	614,04
4,75	531,05
5	367,07
5,25	0

Fonte – Autoria Própria (2018)

A Figura 67 mostra o modelo final para a simulação das cargas impostas.

Figura 67 – Configuração de cargas na longarina.



Fonte – Autoria Própria (2018)

3.4.6 Validação do modelo de cálculo

Além da caracterização da estrutura e da escolha dos modelos apropriados para avaliação, é de suma importância para uma análise numérica a validação da simulação. Consoante Oberkampf e Trucano (2002) validação, significa aferir se o modelo imaginado pelo projetista é condizente com a realidade. Desta forma, objetiva aprovar ou rejeitar a utilização de uma simulação para determinado fim. Cumpre ressaltar que verificação é um conceito distinto, equivale a garantir que as equações resolvidas pelo método sejam aquelas idealizadas pelo projetista.

Os resultados por fim devem ser comparados com os reportados em um experimento sob as mesmas condições simuladas no modelo, ou ainda com outros casos já conhecidos. Para a validação foram confrontados os dados de deflexão, mediante a utilização do ANSYS, obtidas nesse estudo com as alcançadas no trabalho realizado por Gdoutos *et al.* (2001), resultado de um exame experimental.

No modelo proposto Gdoutos *et al.* (2001), uma viga sanduíche fabricada com 8 lâminas unidirecionais de epóxi/fibra de carbono e um núcleo em PVC com células fechadas (*Divinycell*[®]) foi sujeita a uma carga central ao longo do seu vão (*span*). Essa viga tem faces com 1 mm e núcleo com 25,4 mm de espessura. As propriedades dos materiais que compõem os espécimes investigados nos ensaios são apresentadas na Tabela 8 e foram implementadas no modelo numérico.

Tabela 8 – Propriedade mecânica dos materiais empregados.

Propriedades	Faces	<i>Divinycell</i> [®] H100	<i>Divinycell</i> [®] H250
Densidade (Kg/m ³)	1620	100	250
Módulo de tração no plano (MPa)	147	121,3	227,5
Coefficiente de Poisson de tração no plano	-	0,31	0,19
Resistência à tração no plano (MPa)	2385,7	3,1	7,3
Módulo de compressão no plano (MPa)	147	120,7	244
Coefficiente de Poisson de compressão no plano	-	0,3	0,21
Resistência à compressão no plano (MPa)	1930,6	1,7	4,5
Módulo de tração transversal (MPa)	72,4	133,8	403,4

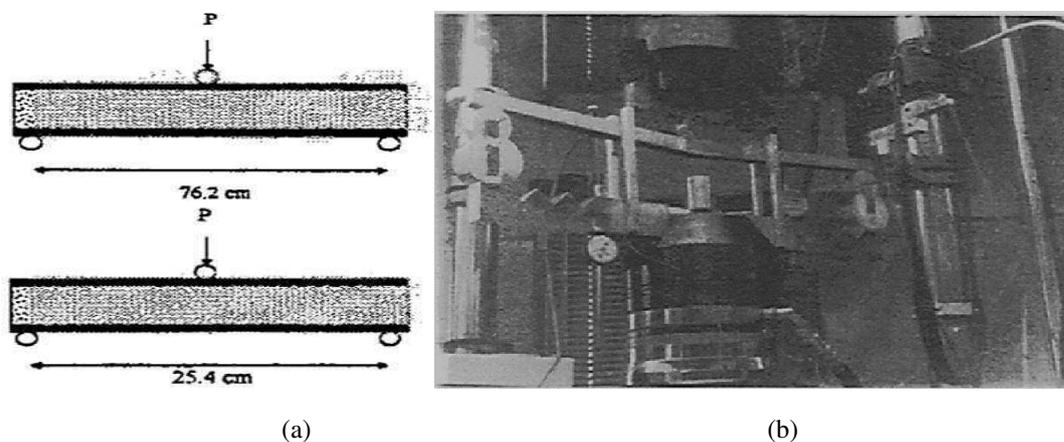
(continuação)

Coefficiente de Poisson de tração transversal	-	-	0,33
Resistência à tração transversal (MPa)	-	3,2	10
Módulo de compressão transversal (MPa)	-	138,6	402,7
Coefficiente de Poisson de compressão transversal	-	0,35	0,35
Resistência à compressão transversal (MPa)	-	1,9	6,3
Módulo de Cisalhamento (MPa)	7600	47,6	117,2
Resistência ao Cisalhamento (MPa)	71	1,7	5

 Fonte – Gdoutos *et al.* (2001)

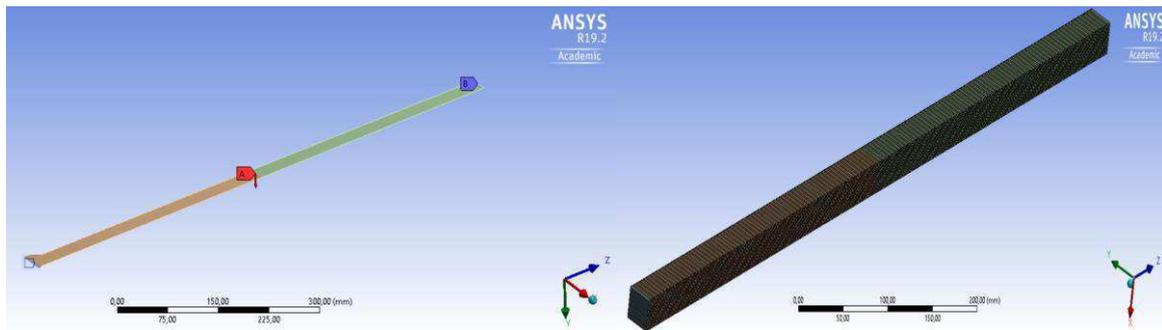
Com essas considerações, a comparação com os resultados do ANSYS foi realizada em duas etapas. Primeiramente foram confrontados somente os valores de deflexão arregimentados do arranjo correspondente à 76,2 cm de vão. Em seguida, foi simulado a disposição com vão de 25,4 cm. A Figura 68 detalha as condições de contorno do problema e realça o teste experimental efetuado por Gdoutos *et al.* (2001) para medir a deflexão da viga sanduíche.

Figura 68 – (a) Modelo de uma viga sanduíche biapoiada submetida a uma carga central; (b) Representação do teste experimental


 Fonte – Gdoutos *et al.* (2001)

Na Figura 69 é apresentado o modelo numérico obtido diante as condições assinaladas no experimento acima, especificamente para o vão de 76,2 cm, sendo igual a configuração adotada para o outro caso em apreço.

Figura 69 – Modelo utilizado para o cálculo da deflexão em vigas sanduíches.



Fonte – Autoria própria (2018)

Foram geradas as tabelas 9 e 10 utilizando a análise desenvolvida no ANSYS para ser comparado com os resultados Gdoutos *et al.* (2001). Ainda neste exemplo, um modo de tornar o trabalho mais didático foi à elaboração das curvas de força pelo deslocamento (deflexão), conforme apresentado na Figura 70.

As diferenças verificadas devem-se as características entre as propostas de cada estudo, porém, foram consideradas, no presente trabalho, não relevantes o suficiente para invalidar o procedimento sob discussão, visto que, os erros máximos entre os resultados para as situações de vão com 76,2 cm e 25,4 cm são respectivamente de 9,5 % e 10,8 %. Destaca-se que para obter os valores pelo MEF, foram necessários 4992 elementos com relação ao vão de 76,2 cm, enquanto que o vão de 25,4 cm utilizou apenas 1693 elementos. Ante o exposto, bem como através de outras análises quantitativas realizadas durante o desenvolvimento dos modelos, e em comparações aos presentes na teoria da mecânica dos compósitos, por exemplo, em estudos anteriores realizado por Costa (2017), Del Pozo (2013), Romero (2007), percebe-se que praticamente esta mesma faixa de erros se repete, muito embora tenha sido observáveis neste estudo distorções aquém dos erros levantados, sendo considerada, finalmente, aceitáveis para a magnitude das dificuldades apresentadas nos fenômenos modelados, somado as limitações de cálculo do solver utilizado pelo *software*, tempo disponibilizado para o cálculo computacional, etc. Considerou-se que as análises desenvolvidas produzem resultados consistentes e condizentes com os encontrados na literatura e, portanto, estão validadas e aptas para ser adaptadas ao estudo efetuado, bem como para gerar resultados para servirem como referência.

Tabela 9 – Comparativo entre os valores relativos de diferentes tamanhos de elementos e valor experimental para a configuração de vão de 76,2 cm.

Força (N)	Tamanho unitário do elemento de malha (mm)							Experimental
	5	4,5	4	3	2	1	0,5	
	Deflexão (mm)							
0	0	0	0	0	0	0	0	0
250	1,7860	1,7859	1,7859	1,7859	1,7877	1,7860	1,7860	1,95
500	3,5717	3,5718	3,5718	3,5719	3,5754	3,5719	3,5721	3,90
750	5,3576	5,3577	5,3577	5,3578	5,3631	5,3579	5,3581	5,90
1000	7,1435	7,1436	7,1436	7,1437	7,1508	7,1438	7,1441	7,80
1250	8,9294	8,9295	8,9295	8,9297	8,9385	8,9298	8,9302	9,80
1500	10,7150	10,7150	10,7150	10,7160	10,726	10,7160	10,7160	12,00
1750	12,5010	12,5010	12,5010	12,5020	12,514	12,5020	12,5020	13,70
2000	14,2870	14,2870	14,2870	14,2870	14,302	14,2880	14,2880	15,80
2250	16,0730	16,0730	16,0730	16,0730	16,089	16,0740	16,0740	17,50
2500	17,8590	17,8590	17,8590	17,8590	17,877	17,8600	17,8600	19,50

Fonte – Autoria própria (2018)

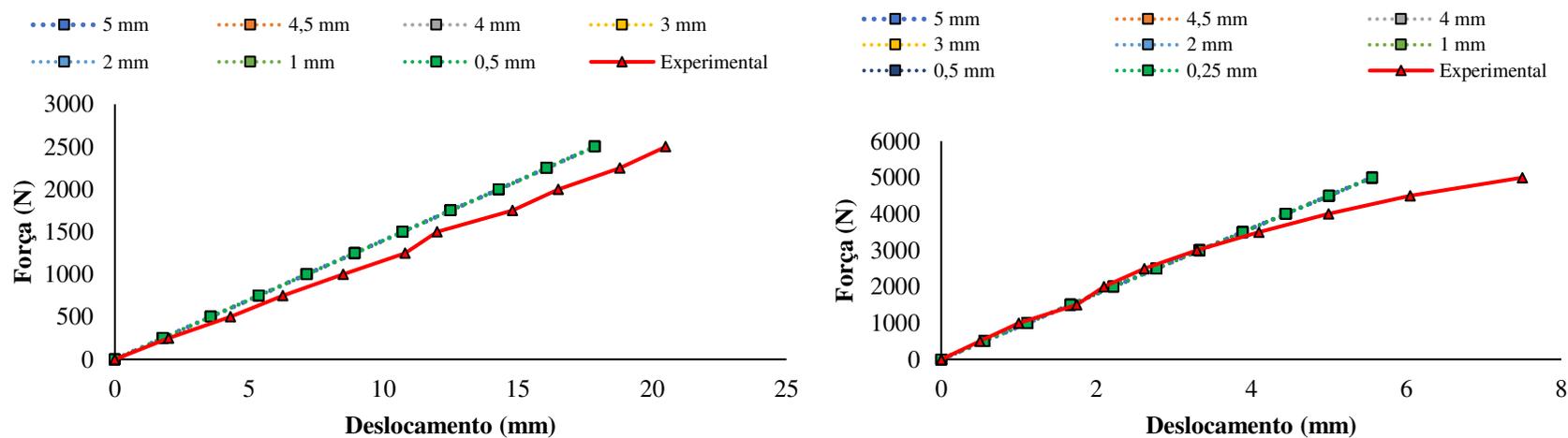
Tabela 10 – Comparativo entre os valores relativos de diferentes tamanhos de elementos e valor experimental para a configuração de vão de 25,4 cm.

Força (N)	Tamanho unitário do elemento de malha (mm)								Experimental
	5	4,5	4	3	2	1	0,5	0,25	
	Deflexão (mm)								
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
500	0,55599	0,55601	0,55602	0,55604	0,55605	0,55606	0,55606	0,55601	0,50
1000	1,1120	1,1120	1,1120	1,1121	1,1121	1,1121	1,1121	1,1120	1,00
1500	1,6680	1,6680	1,6681	1,6681	1,6681	1,6682	1,6682	1,6680	1,75
2000	2,2240	2,2240	2,2241	2,2241	2,2242	2,2242	2,2242	2,2240	2,10
2500	2,7800	2,7800	2,7801	2,7802	2,7802	2,7803	2,7803	2,780	2,62

3000	3,3360	3,3360	3,3361	3,3362	3,3363	3,3363	3,3363	3,336	3,30	(continuação)
3500	3,8920	3,8921	3,8921	3,8923	3,8923	3,8924	3,8924	3,892	4,10	
4000	4,4480	4,4481	4,4481	4,4483	4,4484	4,4484	4,4485	4,448	4,95	
4500	5,0039	5,0041	5,0042	5,0043	5,0044	5,0045	5,0045	5,004	5,95	
5000	5,5599	5,5601	5,5602	5,5604	5,5605	5,5606	5,5606	5,5601	7,50	

Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 70 – Força em função do deslocamento: Comparação entre o resultado experimental de Gdoutos *et al.* (2001) e o presente trabalho: (a) Vão de 76,2 cm; (b) Vão de 25,4 cm



(a)

(b)

Fonte – Autoria própria (2018)

3.4.7 Simulação para diferentes configurações

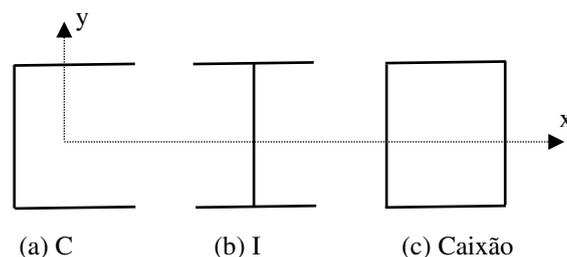
A partir do conhecimento frisado em seções precedentes e com o intuito de avaliar diferentes comportamentos sob carregamento, foram gerados modelos computacionais com diferentes configurações. Tais configurações foram simuladas para posterior correlação matemática dos valores arregimentados e possível sugestão de um arranjo estrutural mais adequado para a utilização fim. As simulações contaram com a variação de parâmetros como seção transversal, materiais constituintes e ângulo do reforço.

Os novos modelos computacionais tridimensionais, foram preparados utilizando-se das técnicas já descritas de refinamento de malha e modelagem no ACP, presente nas simulações do MEF implementadas pelo programa computacional de análise estrutural, ANSYS. Foram correlacionados os resultados de tensões e deflexão logrados por meio de análise estrutural estática, sendo estes parâmetros representativos, em qualquer, análise experimental futura que a empresa pretenda realizar.

Simulação para diferentes seções transversais

Neste primeiro caso, consideram três situações distintas para simulações numéricas no *software* de elementos finitos: modelo com seção transversal em “C” (original), modelo de seção transversal em “I” e modelo com seção transversal em caixão. Estas considerações são representadas pela Figura 71.

Figura 71 – Formas da seção transversal: a) C; b) I; c) Caixão.

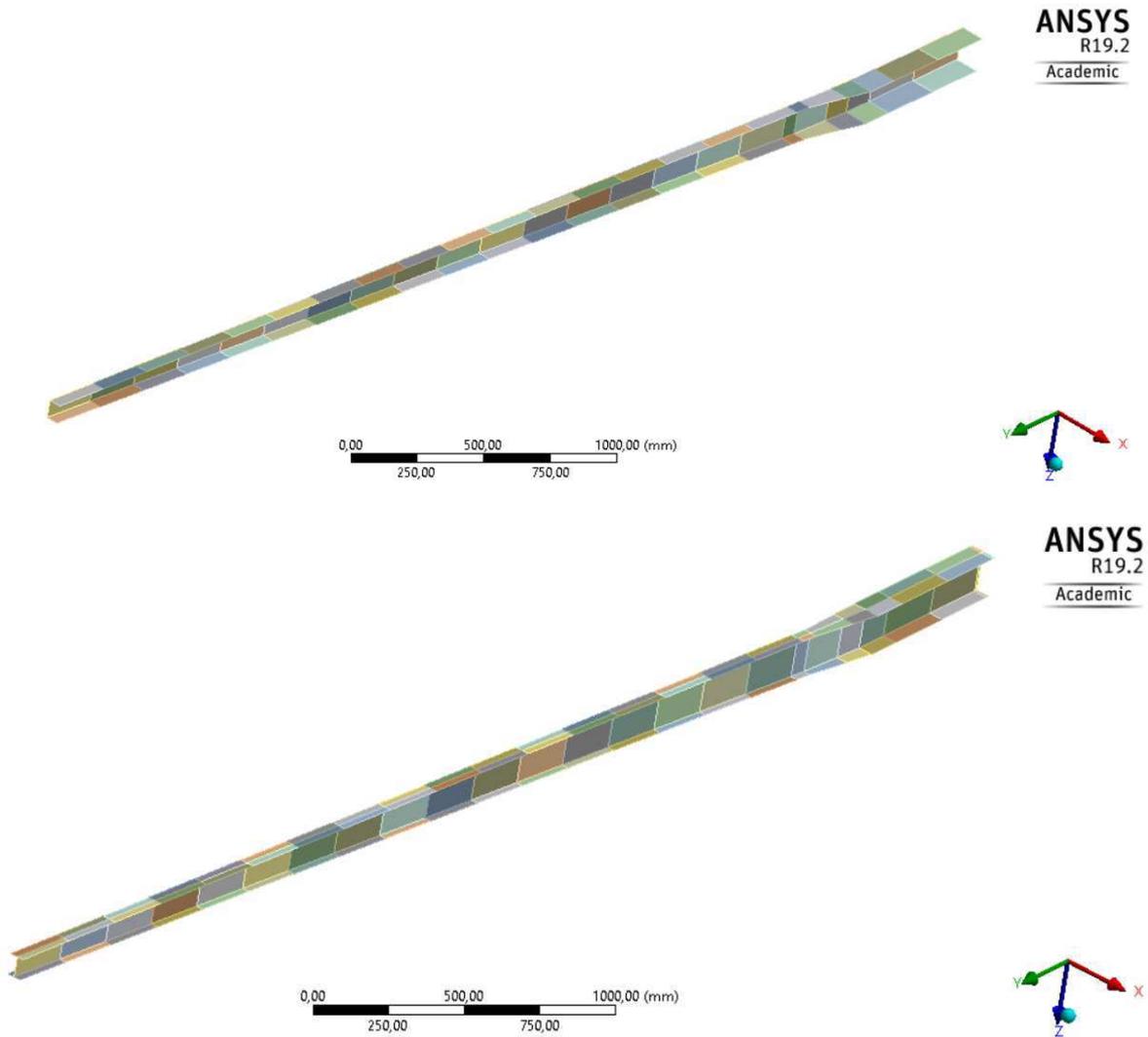


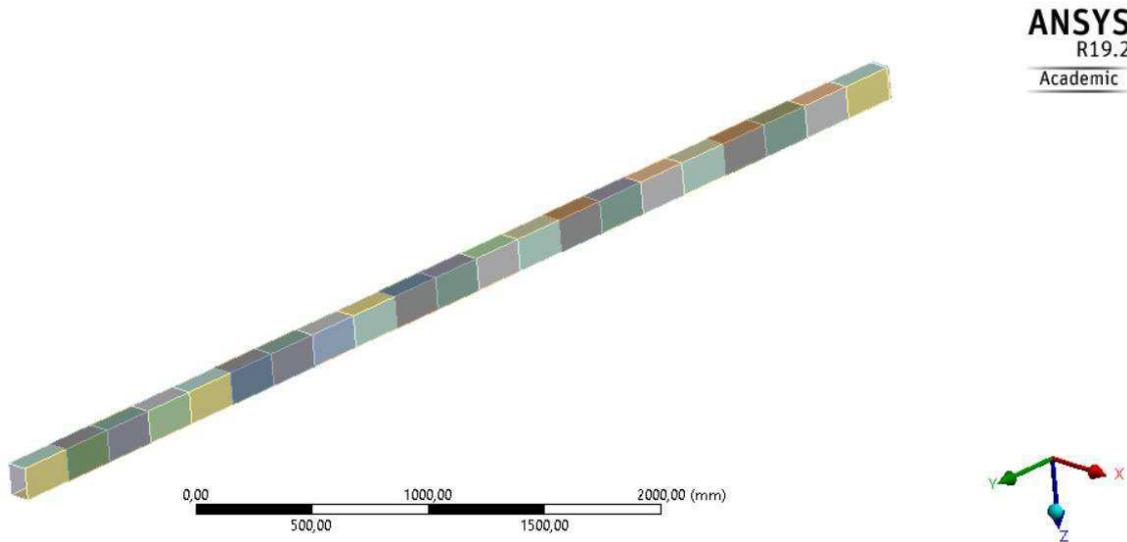
Fonte – Autoria própria (2018)

Com relação as duas últimas configurações, foram consideradas, em função da sugestão construtiva oriunda do trabalho Araújo *et al.* (2018), por representarem a possibilidade de se deparar com uma estrutura otimizada mecanicamente, ademais são alternativas que a empresa *Stratus* qualifica como viável e de fácil execução. Foram desenvolvidos três modelos mecânicos para simulações numéricas no *software* ANSYS. Assumiu-se que as dimensões atribuídas aos modelos numéricos acompanhariam à longarina em C, isto é, as restrições dentro do corpo da

asa para as demais configurações se espelhariam às impostas na configuração original. Convém sublinhar, que foram examinadas estruturas com e sem diedro com o propósito de estimar sua influência sobre parâmetros como deflexão. Em especial, nas configurações com ângulo diedro o valor adotado é $4,66^\circ$. A Figura 72 mostra o aspecto geométrico de cada modelo estrutural erguido.

Figura 72 – Detalhes dos modelos estruturais e suas seções transversais.





Fonte – Autoria própria (2018)

Simulação para diferentes materiais constituintes

Em relação à avaliação dos materiais constituintes, a literatura clássica no setor de aviação, através de pesquisas tecno-científica, destacou os compósitos como materiais ideais onde as relações altas resistência por peso e alta rigidez por peso são requeridas. Frente a tais prerrogativas alguns materiais são celebrados como fortes participantes deste contexto, como por exemplo a fibra de vidro e madeira balsa, alternativamente, opções factíveis a substituir, a configuração original que utiliza fibra de carbono/ espuma de PVC (*Divinycell*[®]) para as mesas e “alma” da viga, com a possibilidade igualar o desempenho mecânico, ao mesmo tempo, que reduz os custos de manufatura.

Para os modelos estruturais desenvolvido para a realização deste estudo, observa-se na Tabela 11 os resultados encontrados, os quais estão próximos a valores típicos dos materiais semelhantes aos utilizados comercialmente.

Tabela 11 – Propriedades mecânicas dos materiais examinados.

Propriedades	Epóxi/Fibra de Vidro	Madeira Balsa
Massa específica (g/cm ³)	2	0,13
Tensão de Compressão (MPa)	1000	7
Tensão de Tração (MPa)	1700	14

(continuação)

Tensão de Cisalhamento (MPa)	80	30
Módulo de elasticidade (GPa)	8	3

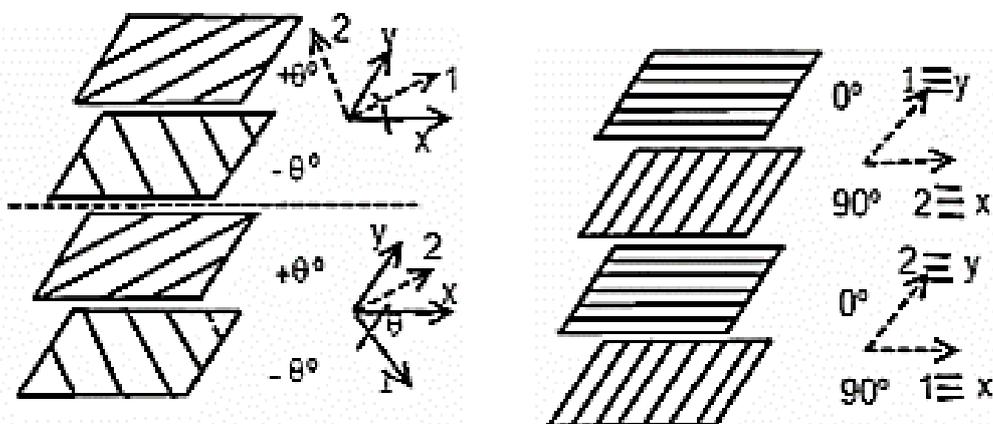
Fonte – Rana e Figueiro (2016)

Simulação para diferentes sequências de reforço

A ideia inicial deste trabalho era implementar diversos ângulos de reforços capaz de modificar as propriedades mecânicas e através desta desenvolver características estruturais melhores em relação as configurações exibidas no modelo original.

O motivo pelo qual a ideia foi posta de lado foi de que num primeiro momento o *software* de simulação iria executar uma grande quantidade de interações com diversas combinações de ângulos, proporcional a elevação da quantidade de camadas (lâminas) existentes no laminado. Diante desta tornou-se mais vantajoso a avaliação de configurações empregadas usualmente dentro do contexto aeronáutico, nomeadamente, a avaliação de lâminas sob ângulos de $-45, 0, 45$ e 90° . Outro motivo que levou a deixar a ideia inicial de lado, mas não fora dos planos em estudos futuros, foi uma restrição de manufatura da própria empresa, que deseja examinar a configurações original apenas adaptando a simetria entre os laminados que intercalam o núcleo, além de avaliar os laminados denominados de *cross-ply*, no qual o ângulo do reforço de cada lâmina alterna entre 0° e 90° . A Figura 73 apresenta a variação entre as configurações citadas.

Figura 73 – Representação de laminados conforme a orientação do reforço.

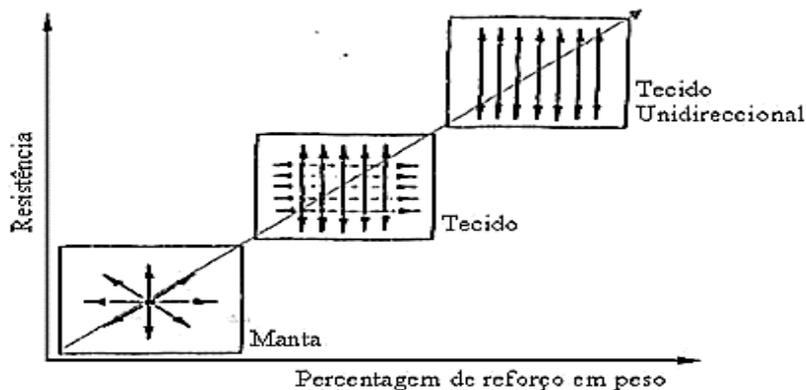


Fonte – Adaptado Oliveira (2014)

Para a elaboração das configurações necessárias à análise estrutural do presente estudo, foi considerado apenas as modificações nos laminados que compõem a “alma”, uma vez que Pamar *et al.* (2015) e Ramos (2006) estipularam que o reforço na orientação unidirecional garante maior resistência mecânica, pois as tensões são igualmente distribuídas por todas as fibras e transmitidas ao longo de seus eixos principais, desta maneira a alteração dos ângulos dos laminados que compõem as mesas ocasionariam um prejuízo e tornariam essas regiões vulneráveis as cargas impostas, portanto esta região não será alvo de avaliação.

Assim para o primeiro caso, a sequência de laminação adotada seguirá um modelo “simétrico” entre os laminados que compõem o sanduíche, ou melhor, $[-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ]$ será considerada como a outra sequência, visto que corresponde à uma imagem espelhada do laminado localizado na outra extremidade do núcleo.

Figura 74 – Resistência dos materiais compostos versus percentagem de reforço em peso.



Fonte – Ramos (2014)

No segundo caso, definiu-se a apreciação da configuração seguindo a seguinte sequência de laminação $[90^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$, para os laminados que estão entre o núcleo.

CAPÍTULO IV

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

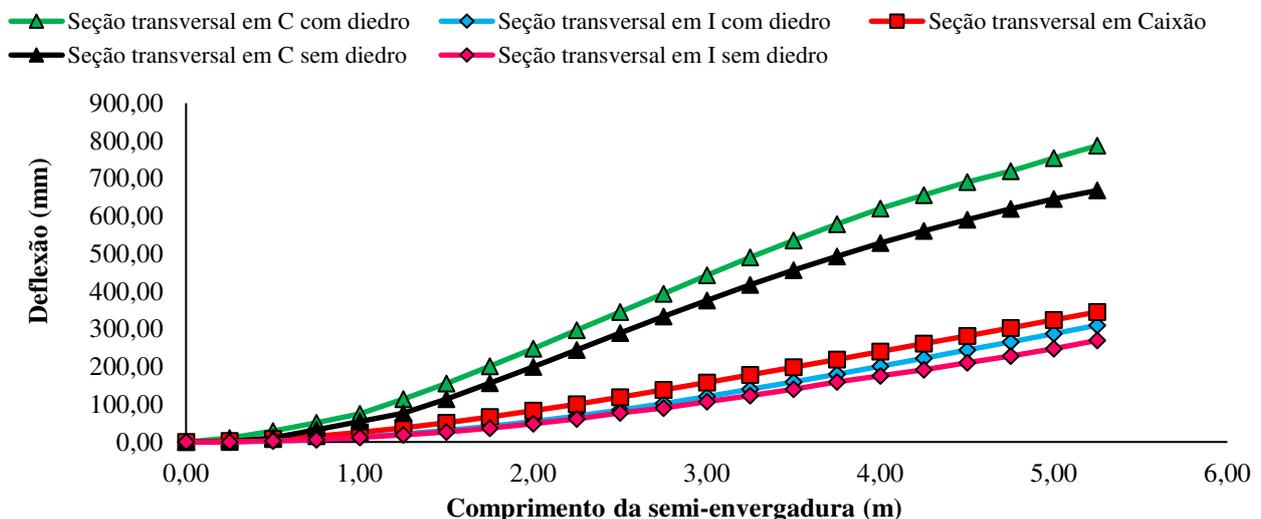
Neste capítulo são apresentados os resultados mais relevantes da análise pelo MEF da estrutura da longarina compósita sob diferentes configurações obtidas com a simulação das condições operacionais.

4.1 Simulação de diferentes seções transversais

Com base na geometria e condições de contorno enfatizadas na metodologia, realizaram-se as análises estruturais estáticas no aplicativo computacional ANSYS. São apresentados e discutidos os gráficos representativos mostrando o comportamento da deflexão e tensão em função da semi-envergadura da longarina. Trata-se, portanto, de parâmetros de análise influentes na resposta estática da estrutura. Para a elaboração dos gráficos, o ângulo diedro foi considerado para as vigas com seção transversal em “I” e “C”, assim como também foram considerados as configurações sem diedro. A seção transversal em caixão foi considerada apenas no seu formato usual.

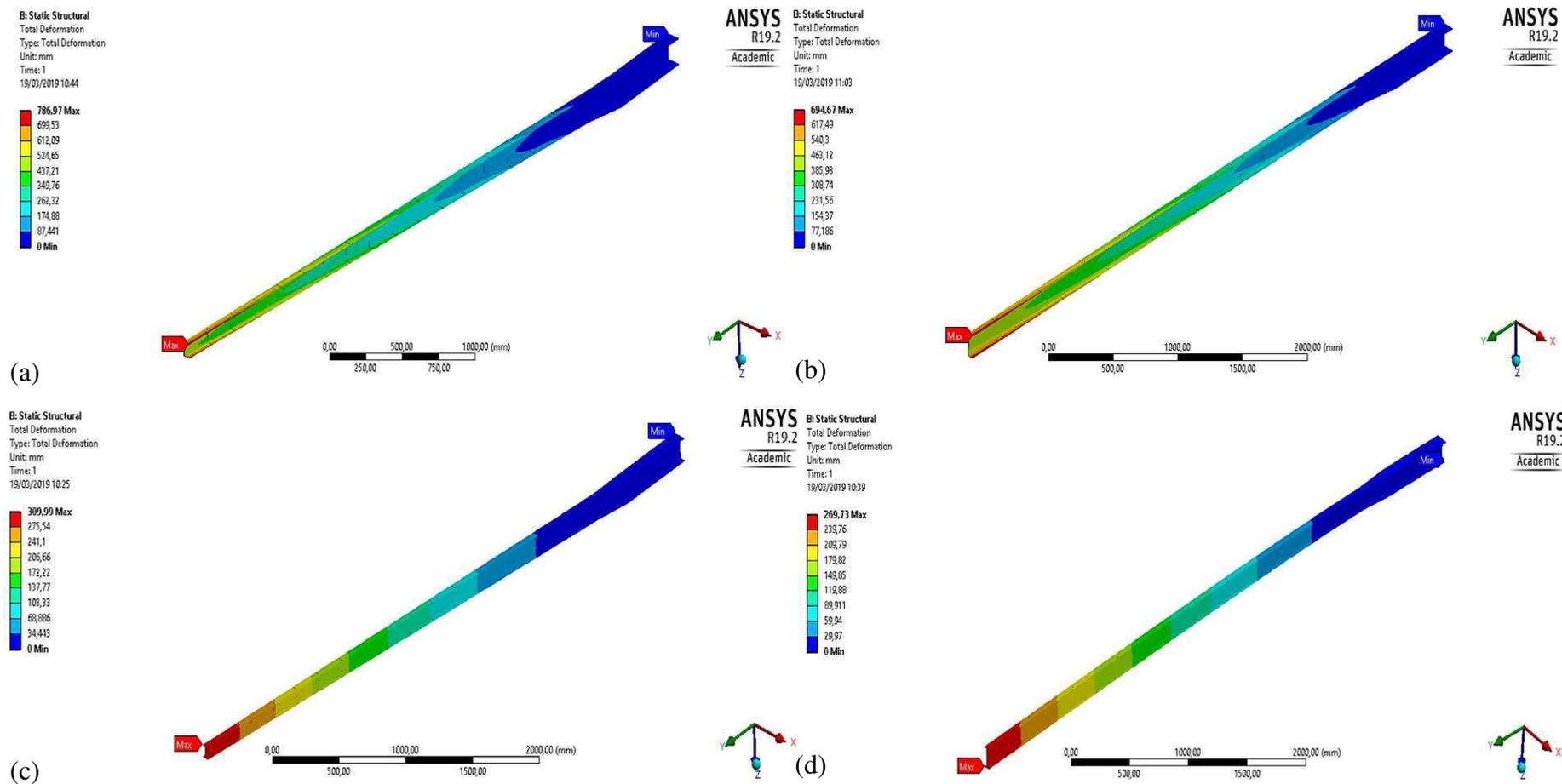
A Figura 75 mostra a variação da deflexão em função da semi-envergadura da longarina. Por sua vez, a Figura 76 apresenta a representação computacional dos valores da distribuição de deflexão para cada modelo evidenciando a localização dos valores máximo e mínimo do parâmetro resultante.

Figura 75 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para diferentes seções transversais.



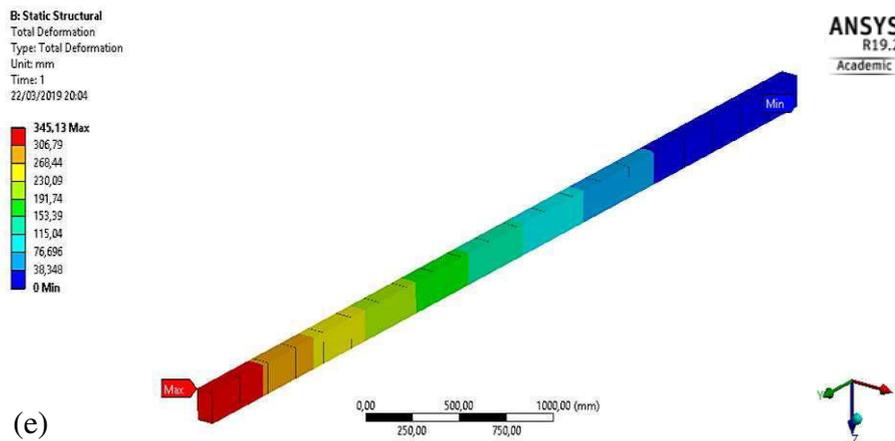
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 76 – Deflexão total da estrutura: (a) “C” com diedro; (b) “C” sem diedro; (c) “I” com diedro; (d) “I” sem diedro; (e) em caixão



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

Com relação aos resultados das análises estruturais estáticas realizadas nas longarinas com modificação da seção transversal dispostos anteriormente (Figura 76), é possível verificar que em todos os casos, deslocamentos e inclinações possuem valores mínimos próximos à extremidade, influência do engaste imputado. Entretanto, observa-se que os deslocamentos crescem de trecho a trecho à medida que se percorre o comprimento longitudinal da longarina até a extremidade oposta.

A Figura 75 mostra a diferença de comportamento estático nas vigas analisadas quanto à deflexão. Nota-se neste gráfico que a longarina com seção transversal em “I” detém valores de deflexões inferiores quando a comparação é feita para as demais vigas aeronáuticas. Da análise dos dados, os valores das deflexões máximas estão listados na Tabela 12.

Tabela 12 – Deflexões máximas para cada seção transversal.

Longarina	Deflexão máxima (mm)
Seção transversal em C	786,97
Seção transversal em I	309,90
Seção transversal em Caixão	345,13

Fonte – Autoria própria (2018)

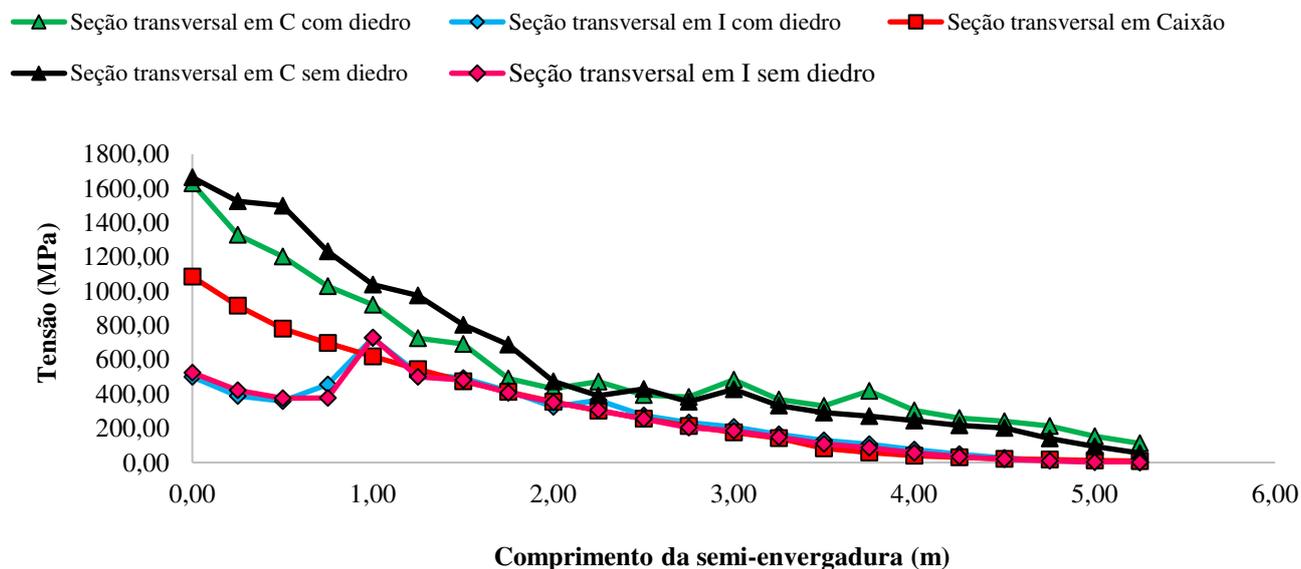
Desta forma, de acordo com os valores, têm-se os resultados da longarina em “I” indicando que a deflexão é menor em cerca de 153,94 % em confronto com o exemplar em “C”, caindo para 10,21 % no tocante ao modelo em caixão. De forma semelhante, tem-se a viga em “C” apresentando deflexão 128,02 % superior a seção em Caixão. Ressalta-se que, embora as principais medidas da longarina permaneçam idênticas, houve alteração no momento de inércia,

fato este que elevou sua rigidez e, como a deflexão é função da rigidez, o aumento nesta variável causa a diminuição da deflexão, principalmente para os modelos com seção em “I” e caixão.

Ainda a partir das análises executadas, pode-se ver nas Figuras 75 e 76 que, para as longarinas em “C” e “I”, foram examinados os modelos numéricos computacionais sem a incorporação do ângulo diedro ao projeto. Neste caso, os modelos proporcionam reduções em se tratando de deflexões maiores que as disposições com diedro, por exemplo, no arranjo em “C” a redução é de 11,73 % e no arranjo em “I” equivale a 12,96 %. Todavia, os ganhos muito provavelmente são negligenciados, em função do aumento da estabilidade lateral conseguida na aeronave através do ângulo diedro. Consta-se, também, que as curvas analisadas assinalaram tendências semelhantes dos dados numérico, no tocante a evolução da deflexão ao longo da semi-envergadura, verificadas com mais afinco nas configurações em “C” com e sem diedro e “I” com e sem diedro.

De modo análogo ao que foi feito para deflexão, foram estimadas as curvas de tensão para a semi-envergadura da asa, como pode ser visto na Figura 77. Na Figura 78, pode ser observada, ainda, os resultados das análises estruturais estáticas para os modelos em consideração quanto ao parâmetro de tensão.

Figura 77 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para diferentes seções transversais.



Fonte – Autoria própria (2018)

Identifica-se, pelos valores de tensão ilustrados na Figura 77 e 78, que uma extremidade é fixa e outra é livre para transladar e, por isso, nota-se que os valores de tensão máxima são mais acentuados nas proximidades do engaste. É sempre importante ressaltar, que o engaste faz

aparecer tensões ao longo de todo comprimento examinado. No entanto, para o arranjo com seção transversal em “I”, o que inclui o caso sem diedro, este cenário destoa em relação aos demais casos avaliados, acredita-se que pode ter ocorrido devido à presença de uma região com estreitamento abrupto de seção, alterando os níveis de concentração de tensão na região.

Quanto ao comportamento das longarinas frente a tensão, primeiramente, é interessante notar que os valores apresentados na Tabela 13 demonstram que, o sistema com seção transversal em “I” possui tensão máxima, consideravelmente, inferior aos exemplares em “C” e Caixão.

Tabela 13 – Tensões máximas para cada seção transversal.

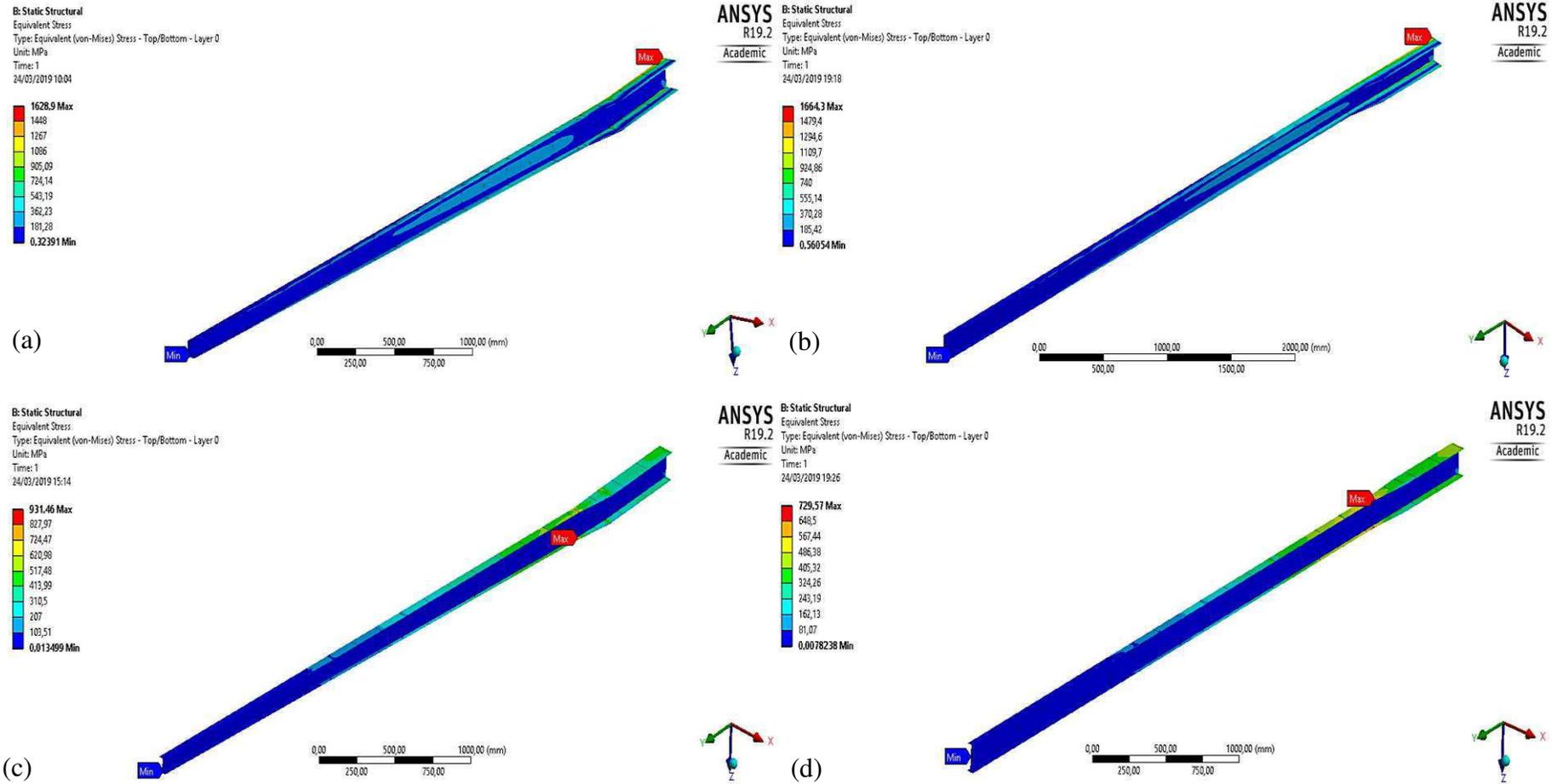
Longarina	Tensão máxima (MPa)
Seção transversal em C	1628,90
Seção transversal em I	931,46
Seção transversal em Caixão	1094,4

Fonte – Aatoria própria (2018)

Os dados apresentados na Tabela 13 mostram que as longarinas com seções transversais em “C” e Caixão registraram valores de 74,88 % e 17,49 %, respectivamente, superiores que o exemplar em “I”. Considerando apenas a análise, que confronte os resultados de tensão, atenta-se que a houve um acréscimo de 48,84% de C em relação à seção caixão.

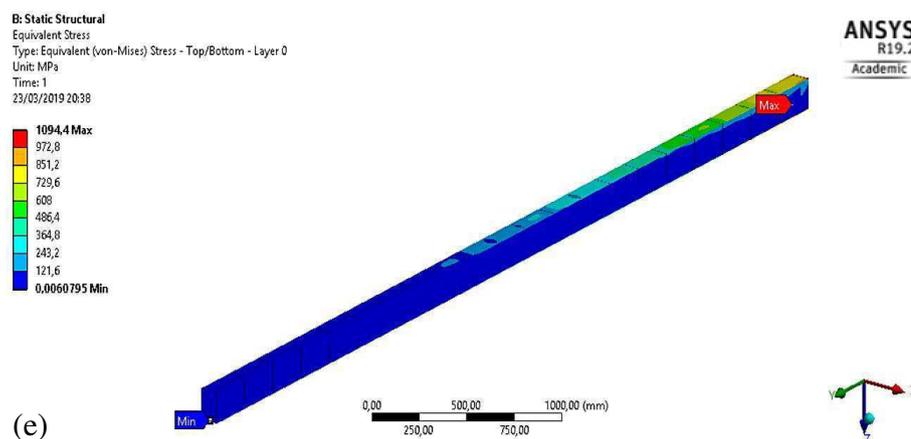
É interessante notar que, sob o ponto de vista estrutural, o não emprego do ângulo diedro conduz a diminuição dos valores do gradiente de tensão, conforme detalhes expostos na Figura 76, o desencadeamento do processo de sobrepor um ângulo diedro pode ocasionar mudanças súbitas de seções no decurso da longarina que, nesse caso, provocam, imediatamente, uma diminuição da área projetada, transferindo uma grande parcela de carga para a região. Cabe ressaltar, obviamente, que a mesma discussão sobre o motivo do emprego do ângulo diedro executada, anteriormente, permanece neste tópico.

Figura 78 – Gradiente de tensões nas estruturas da longarina: (a) “C” com diedro; (b) “C” sem diedro; (c) “I” com diedro; (d) “I” sem diedro; (e) em caixão.



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

4.2 Simulação de diferentes materiais constituintes

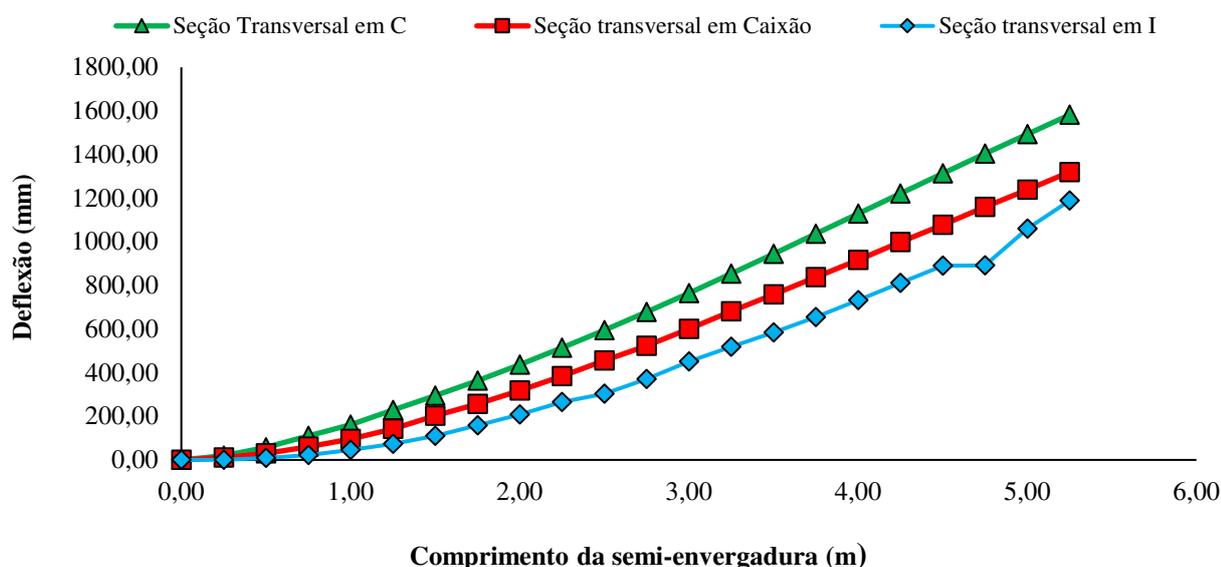
Trabalha-se agora, com o desenvolvimento da etapa, que se refere à comparação do desempenho de longarinas sob distintas seções transversais reforçadas com diferentes materiais constituintes. Resumindo, aqui será realizada a troca dos materiais constituintes originais, ou seja, a substituição da fibra de carbono pela fibra de vidro e do núcleo polimérico em PVC (*Divinycell*[®]) pela madeira balsa. Também foram considerados a permutação nos arranjos já estabelecidos, isto é, disposições que contavam com fibra de carbono e balsa também, foram suscitadas, assim como entre fibra de vidro e PVC (*Divinycell*[®]). As análises serão feitas tomando como referencial teórico os conceitos abordados no capítulo 2, e considerando as análises numéricas baseadas nos procedimentos analíticos descritos no capítulo 3.

Lembra-se aqui, que a análise estrutural considerando a disposição original (fibra de carbono nas mesas e a “alma” um agregado entre fibra de carbono e *Divinycell*[®]), já foi explicada convenientemente na seção precedente. Desta maneira, a análise principia com a disposição em fibra de vidro e balsa.

Fibra de vidro/balsa

No gráfico da Figura 79, são ilustradas as curvas representativas da deflexão versus comprimento da semi-envergadura que as diferentes estruturas podem ser submetidas, na condição de operação, quando as mesmas forem reforçadas por fibra de vidro em suas mesas e “alma”, e houver participação de balsa no núcleo da estrutura.

Figura 79 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

Verifica-se da análise gráfica da Figura 79, que independentemente do tipo de seção transversal adotada, a linha de tendência quanto ao comportamento da deflexão é semelhante para os três tipos apresentados. Há, porém, algumas diferenças mais evidentes entre as curvas da seção transversal em “I” e a curva com seção transversal em “C”, já que o primeiro caso citado possui um deslocamento menor que o segundo caso. Assim o valor do deslocamento é regido pelo valor de rigidez maior, acarretando na inclinação ressaltada. É apresentado a seguir na Figuras 80 os deslocamentos máximos, tensões equivalentes e as regiões que apresentam os valores extremos para os parâmetros em questão. Os dados expressos na Tabela 14 abordam a deflexão máxima (deslocamento máximo).

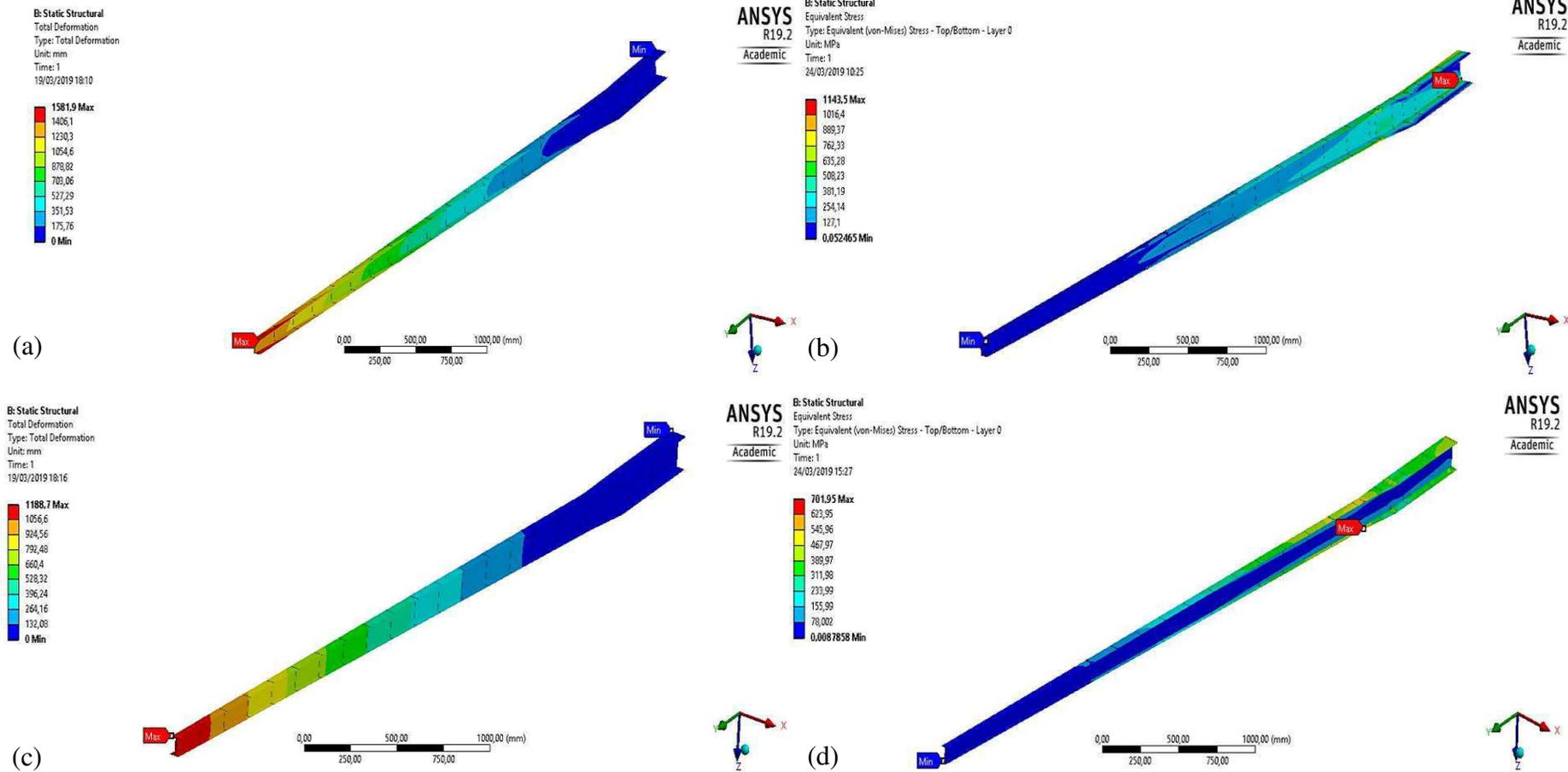
Tabela 14 – Deflexões máximas para o arranjo fibra de vidro/balsa.

Longarina	Deflexão máxima (mm)
Seção transversal em C	1581,90
Seção transversal em I	1188,70
Seção transversal em Caixão	1318,40

Fonte – Autoria própria (2018)

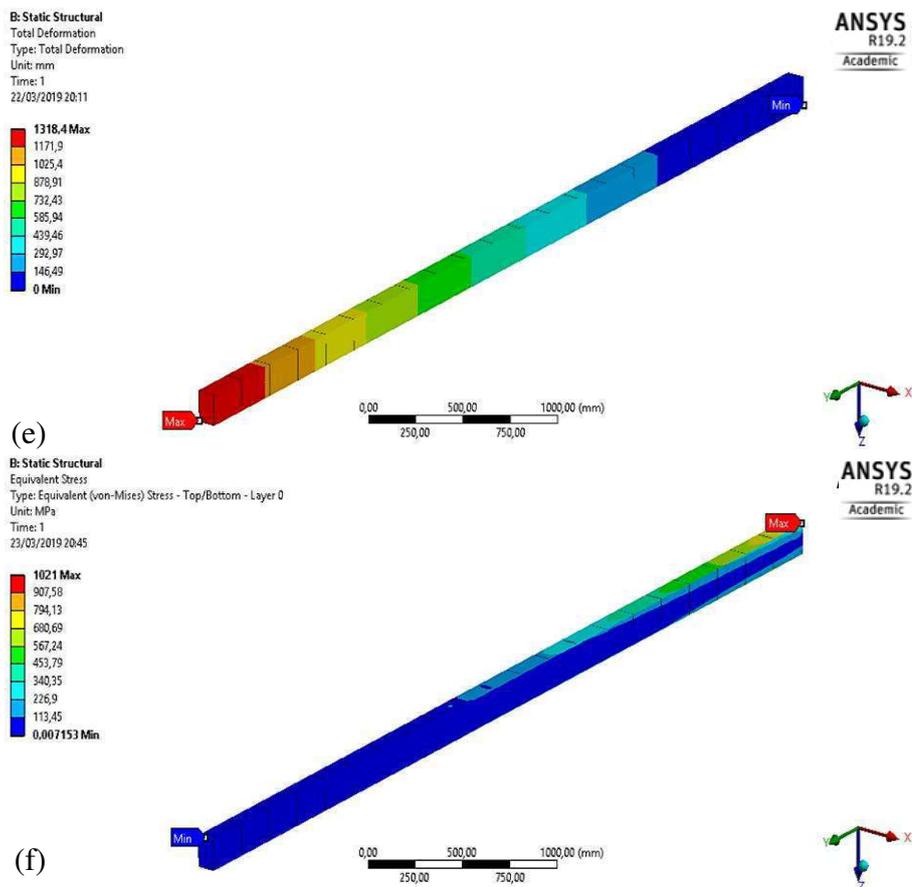
A avaliação da deflexão é iniciada mediante a avaliação da longarina com seção transversal em “C”. Neste caso tem-se um modelo, cuja a deflexão se amplia para 33,08 % em relação a viga em “I”, enquanto que, em relação a viga em caixão o aumento foi de 19,98%.

Figura 80 – Deslocamento total e gradiente de tensão para o arranjo fibra de vidro/balsa: (a) e (b) em “C”; (c) e (d) em “I”; (e) e (f) em caixão.



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

Ao examinar o diferencial percentual entre os exemplares em “I” e caixão, percebe-se que a primeira possuir uma deflexão 10,91 % inferior a outra.

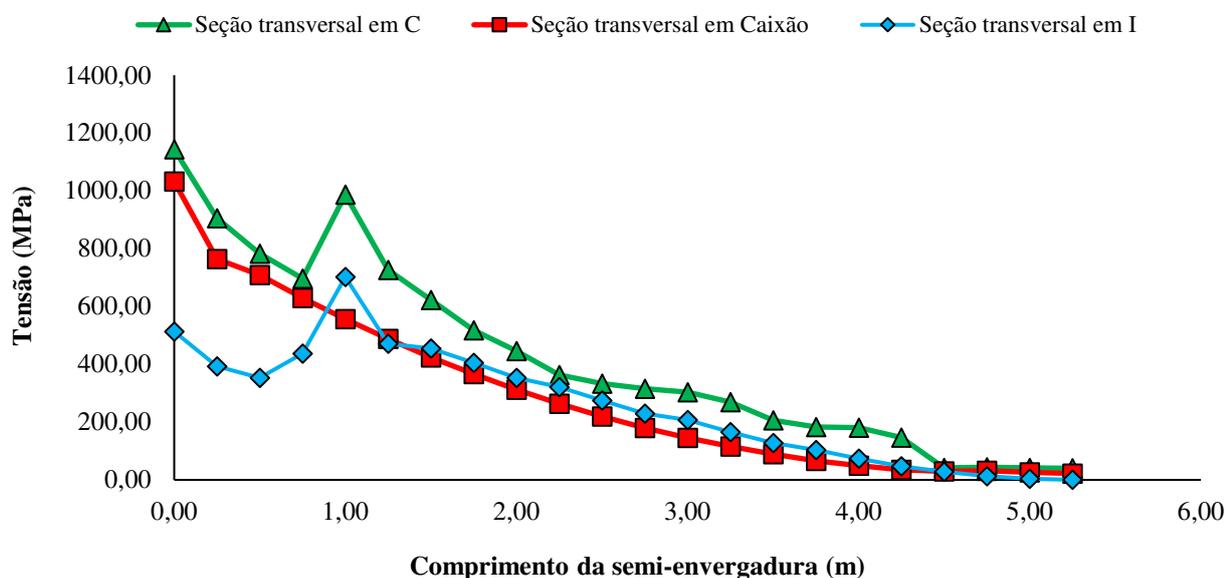
Ainda nesta seção apresenta-se o gráfico referente a tensão versus semi-envergadura, ver Figura 81. A análise da Tabela 15 adjunta a Figura 81 mostram que independentemente do tipo de seção transversal estudada, a grandeza em relação aos valores sob deflexão é semelhante para as três importâncias listadas em tensão, na medida que, a longarina em “I” dispõe de resultados inferiores a longarina em “C” e caixão, em torno de 38,6 % e 31,2 %, respectivamente. Já a diferença entre os resultados apontados para a longarina em caixão sob a viga em “C” chega a menos de 11 %.

Tabela 15 – Tensões máximas para o arranjo fibra de vidro/balsa.

Longarina	Tensão máxima (MPa)
Seção transversal em C	1143,50
Seção transversal em I	701,95
Seção transversal em Caixão	1021,00

Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 81 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

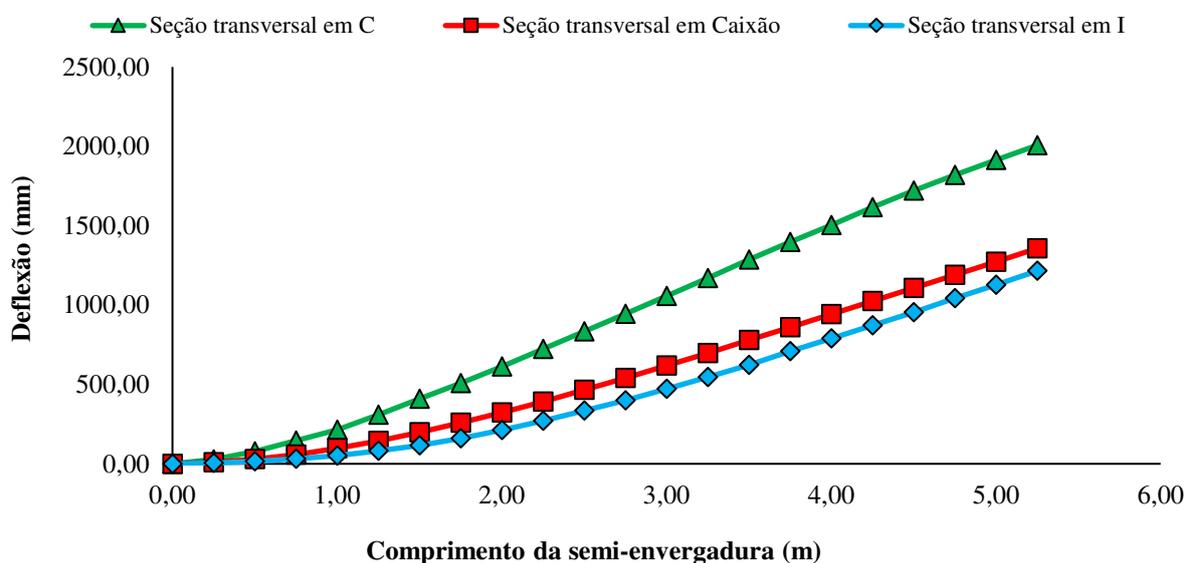
É observada uma redução nos valores das deflexões dos modelos com diferentes seções transversais arquitetados pelos materiais constituintes a base de fibra de carbono e PVC (*Divinycell*[®]) em relação aos modelos cuja composição leva fibra de vidro e balsa. De acordo com as Tabelas 14 e 12 que indicam os valores máximos, calcula-se que a diferença percentual entre os distintos modelos em “C”, em “I” e caixaão alcançam os montantes de 101,01 %, 283,57 % e 282 %, respectivamente. Isto se reflete de forma parecida para valores de tensão, posto que as diferenças percentuais entre os modelos em apreço atingem a importância de 42,45 %, 32,69 % e 7,2 % para as vigas em “C”, em “I” e caixaão. De certo modo, era esperado ao optar-se pela substituição de um reforço fibroso com propriedades mecânicas inferiores ao reforço original em fibra de carbono, porém as diferenças percentuais são substanciais, de tal sorte a compreender a opção pela fibra de carbono, principalmente quanto a resistência mecânica.

Fibra de vidro/ PVC

Na Figura 82, apresenta-se o gráfico em que se analisa o comportamento do parâmetro de deflexão por semi-envergadura da longarina simulados de acordo com as condições de contorno recomendadas na fase metodológica. Alterando o modelo numérico-computacional, foram substituídas as parcelas da estrutura que continham fibra de carbono pelo reforço em fibra de vidro, no entanto, diferentemente, do que ocorreu no caso citado na seção anterior, o

núcleo original de espuma polimérica de PVC (*Divinycell*[®]) persistiu, enquanto que, apenas os reforços das regiões laminadas foram permutados.

Figura 82 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/PVC.



Fonte – Autoria própria (2018)

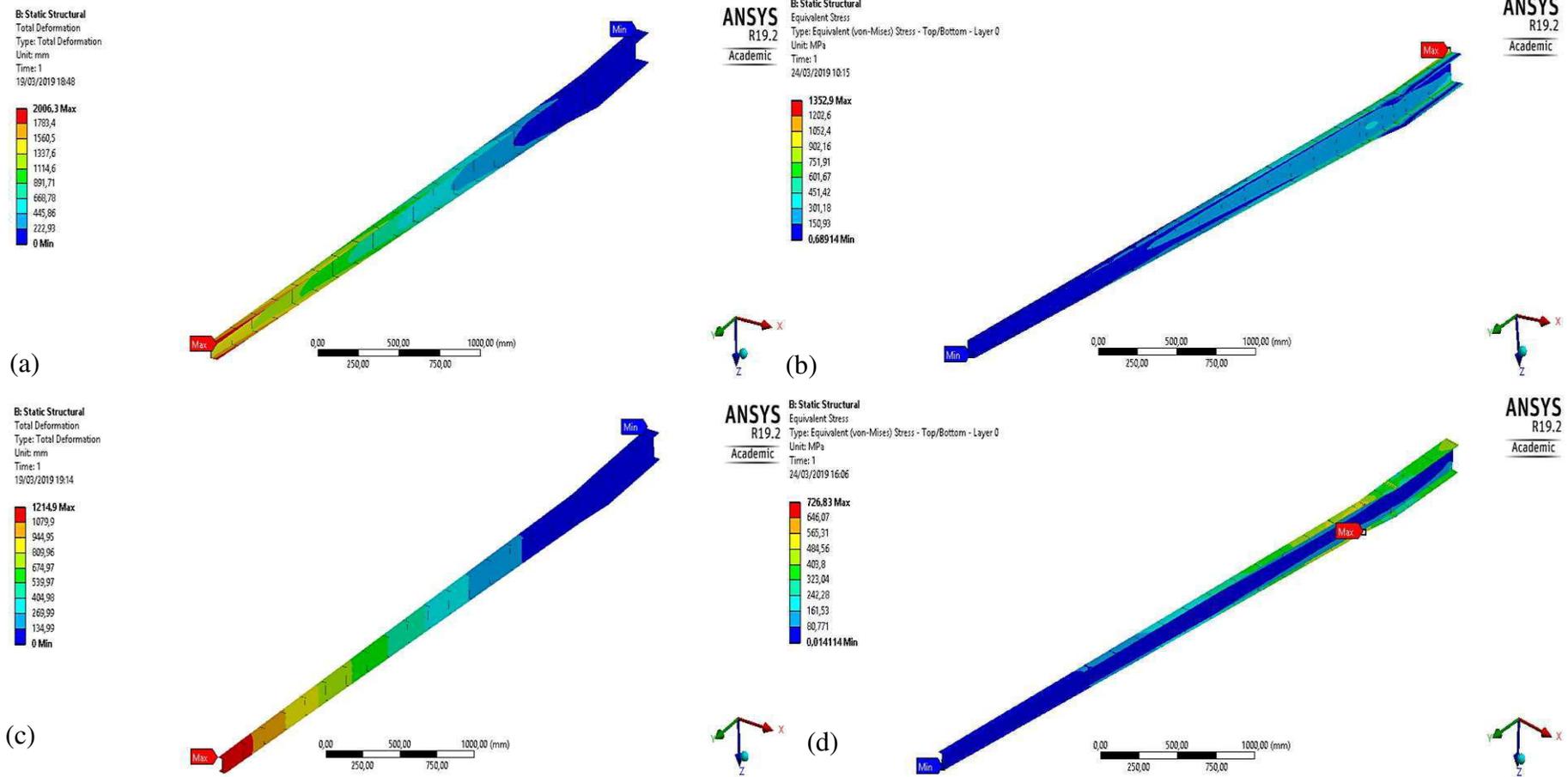
Observa-se, por exemplo, na Figura 82 que a evolução do valor da deflexão ao longo da envergadura segue uma tendência similar para as três seções transversais em estudo. Fica patente que, a menor deflexão novamente é observada no modelo numérico de longarina em “I”. Assim, os resultados de deflexão obtidas para as configurações em fibra de vidro/PVC através da simulação estática efetuada no *software* ANSYS podem ser melhor apreciada na Figura 83. A seguir, na Tabela 16 são demarcados apenas os valores de deflexão máxima (deslocamento máximo) úteis a consecução da discussão.

Tabela 16 – Deflexões máximas para o arranjo fibra de vidro/PVC.

Longarina	Deflexão máxima (mm)
Seção transversal em C	2006,30
Seção transversal em I	1214,90
Seção transversal em Caixaão	1355,40

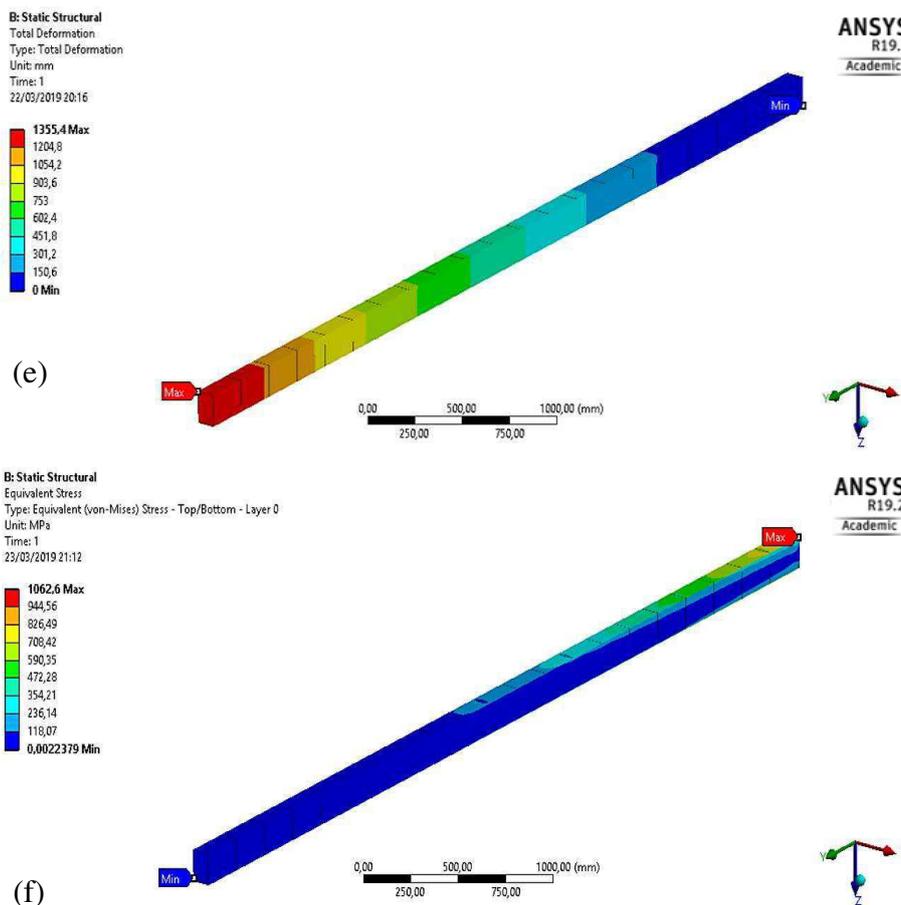
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 83 – Deslocamento total e gradiente de tensão para o arranjo fibra de vidro/PVC: (a) e (b) em “C”; (c) e (d) em “I”; (e) e (f) em caixaõ.



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

Algumas correlações entre deflexão também ajudam no entendimento do problema, como por exemplo, a correlação entre a deflexão da longarina em “I” (primeira linha), ver Tabela 16, e os valores de deslocamento máximos para as demais longarinas. Numericamente, o modelo em “I” possui resultados para este parâmetro inferiores em cerca de 39,46 % e 10,38 % quando confrontados diretamente com os modelos em “C” e caixão, respectivamente. Nota-se que a diferença percentual da longarina caixão ao se deparar com a longarina em C chega a correspondente de 32,44 %.

Quanto a questão da tensão, novamente, nota-se mediante a Tabela 17, que a estrutura que apresenta o menor valor para esta variável de saída é a longarina com seção transversal em “I”, ver Figura 84. Fato este que justifica o emprego desta longarina para a comparação dos resultados obtidos. A partir disso, o desvio percentual é igual 46,27 % e 31,6% em relação as longarinas em “C” e caixão. Uma segunda comparação, pode ser realizada entre os modelos em caixão e “C”, lembrando que o modelo em caixão detém de uma tensão 21,46 % inferior ao valor da tensão do modelo em “C”. É interessante perceber, aproximadamente, todas as análises

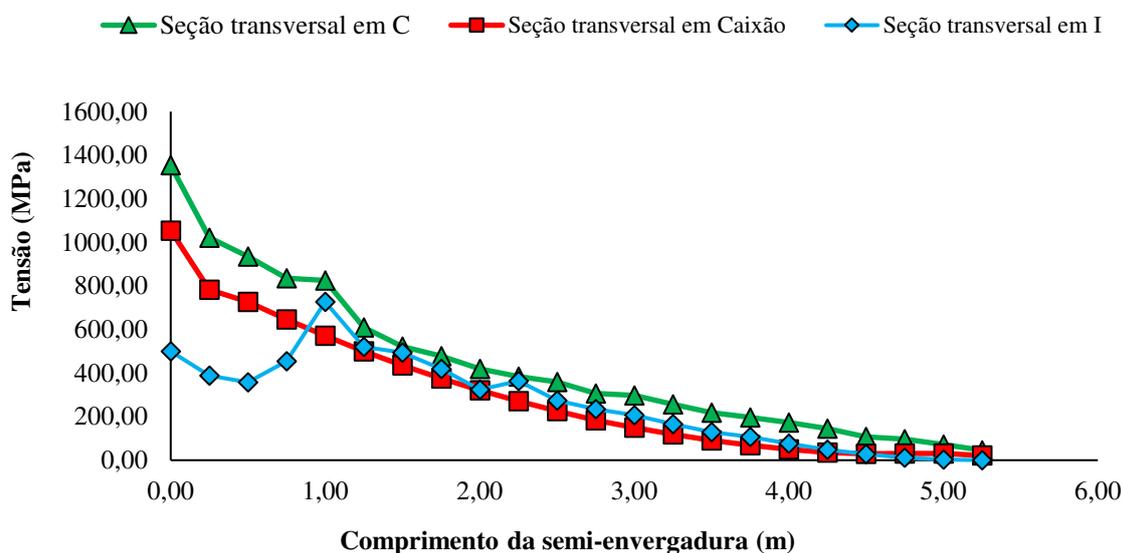
numéricas estruturais ressaltaram a eficiência do padrão com seção transversal em “I” frente aos demais, acompanhado de perto pela seção transversal em caixão. Isso ocorre provavelmente devido a compatibilização entre os fatores que viabilizam a rigidez estrutural.

Tabela 17 – Tensões máximas para o arranjo fibra de vidro/PVC.

Longarina	Tensão máxima (MPa)
Seção transversal em C	1352,90
Seção transversal em I	726,83
Seção transversal em Caixão	1062,60

Fonte – Aatoria própria (2018)

Figura 84 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de vidro/PVC.



Fonte – Aatoria própria (2018)

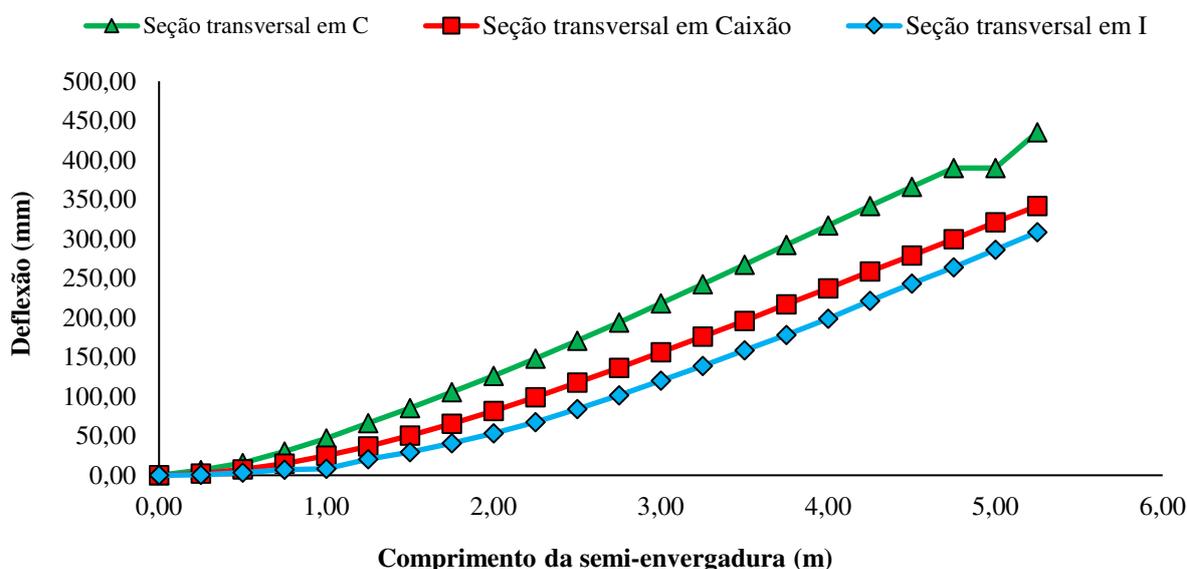
Finaliza-se, fazendo um comparativo entre as deflexões de acordo com o que foi realizado na seção precedente. Pode-se observar nos gráficos ilustrados nas Figuras 82 e 79, assim como nos exibidos nas Figuras 84 e 81, o fato dos modelos que portavam em seu interior os materiais com fibras de vidro e PVC (*Divinycell*[®]) se defletirem mais, além de simultaneamente disporem de maiores valores para a tensão equivalente. Para ciência, quantitativamente, as longarinas com fibra de vidro/balsa têm um percentual de deflexão menor, em relação aos seus similares em fibra de vidro/PVC (*Divinycell*[®]), a saber: 21,15 %, 2,15 % e 2,73 % para as seções em “C”, “I” e caixão, respectivamente. No que diz respeito aos valores de tensão, os resultados são 15,48 %, 3,29 % e 3,91 %, para as mesmas condições mencionadas acima. Concluiu-se, então que, como já apresentado em várias literaturas a este respeito, que a

rigidez apresenta interferência direta sob o desempenho da estrutura, notadamente, neste caso o módulo de elasticidade da balsa superior ao PVC (*Divinycell*[®]) evidencia a afirmativa anterior para a situação em apreço. Convém ressaltar que a discrepância reduzida entre os percentuais assinalados acima, diante aos que foram testemunhados ao analisar os modelos em fibra de carbono/PVC (*Divinycell*[®]) e fibra de vidro/balsa, pode ser explicado em parte, devido ao fato que nas estruturas sanduíche a responsabilidade maior em prover resistência aos momentos de flexão, esforços de tração e compressão é conferida as faces ou mesas, desta maneira a substituição de um material que está presente no núcleo da estrutura, guardada as devidas proporções, ocasiona pouca influência nas propriedades finais de resistência mecânica.

Fibra de carbono/balsa

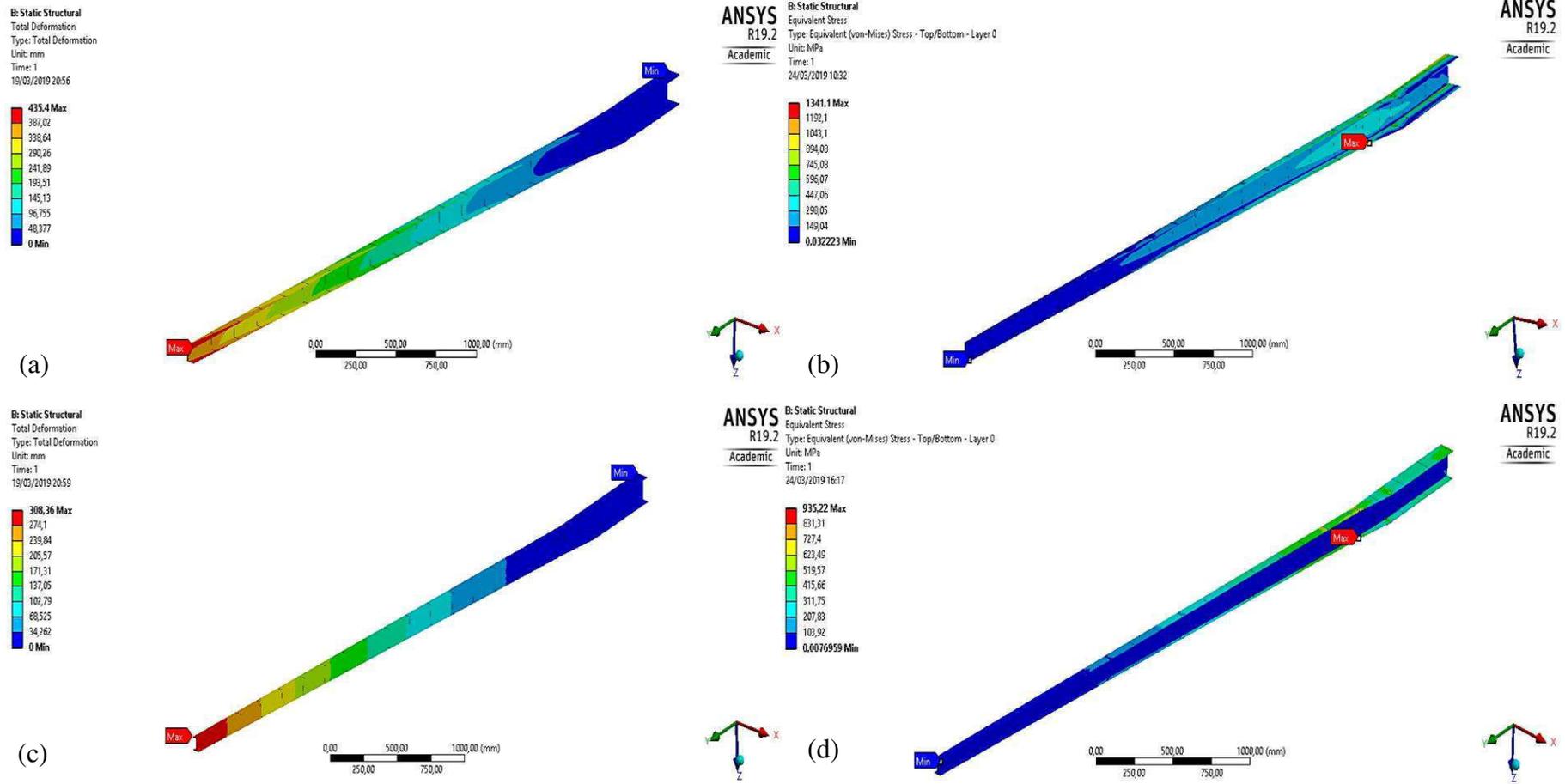
Por fim, uma quarta configuração de problema é analisada. Este exemplo é formulado considerando as mesmas diretrizes traçadas para o desenvolvimento dos modelos numérico-computacionais empreendidos nas análises estruturais precedentes. Para tanto, desta vez, neste modelo impôs-se a modificação da configuração original da longarina, ou seja, a composição a base de fibra de carbono nas mesas e PVC (*Divinycell*[®]) intercalado à laminados reforçados por fibra de carbono, será substituída de modo que um novo material passa ter a função do material polimérico (PVC), a balsa. A Figura 85 ilustra esquematicamente o aumento da deflexão versus o comprimento da semi-envergadura para a disposição fibra de carbono/ balsa. Já a Figura 86 ilustrará os valores extremos colhidos no *software* ANSYS para o caso presente.

Figura 85 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de carbono/balsa.



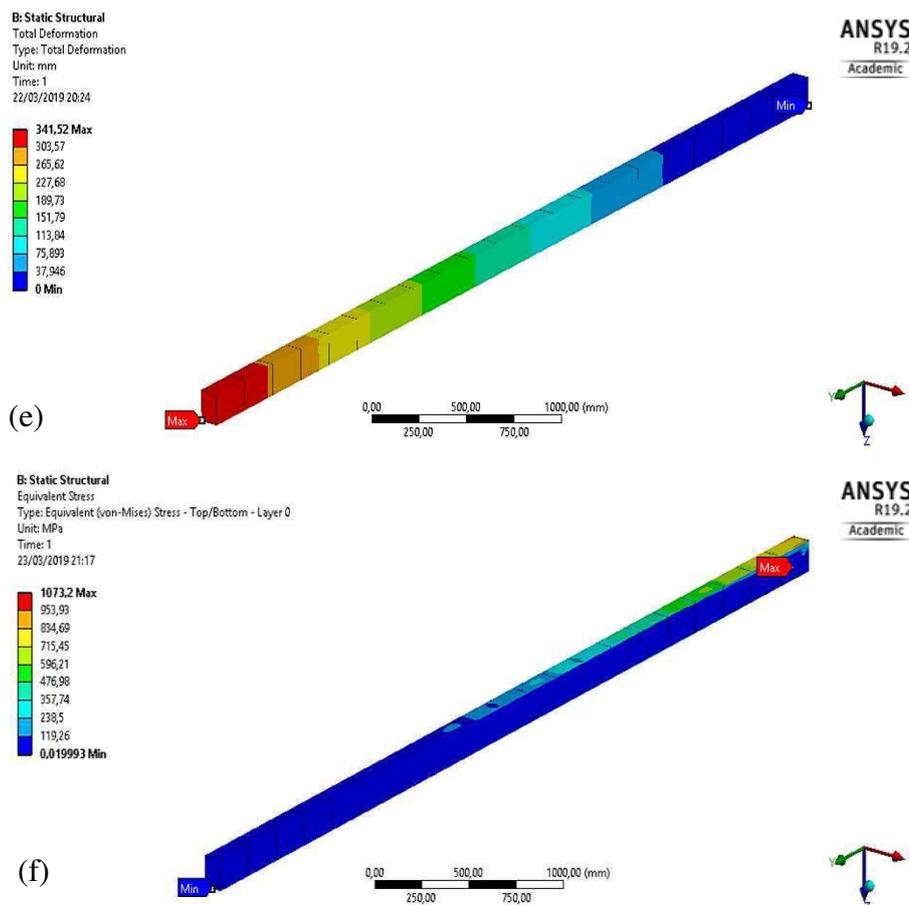
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 86 – Deslocamento total e gradiente de tensão para o arranjo fibra de carbono/balsa: (a) e (b) em “C”; (c) e (d) em “T”; (e) e (f) em caixão.



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

Feita esta distinção, percebe-se novamente, conforme as curvas trazidas na Figura 83, que as diferentes seções transversais parecem comporta-se seguindo uma tendência semelhante às observadas em casos passados, no qual as curvas inicialmente crescem condicionadas a um mesmo coeficiente angular e depois assumem comportamentos próprios. Concomitantemente, nota-se, que a longarina com seção transversal em “I” reflete a menor deflexão seguida pela longarina com seção transversal em caixão e, logo depois, a longarina com seção transversal em “C”. Os valores máximos obtidos da análise estrutural em relação a deflexão são frisados na Tabela 18.

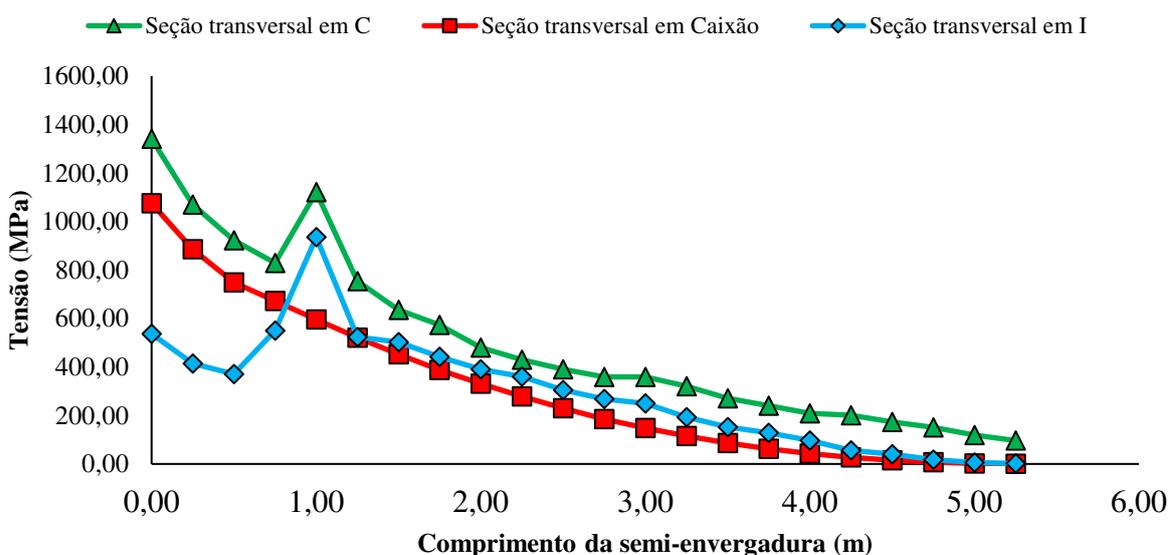
Tabela 18 – Deflexões máximas para o arranjo fibra de carbono/balsa.

Longarina	Deflexão máxima (mm)
Seção transversal em C	435,40
Seção transversal em I	308,36
Seção transversal em Caixão	341,52

Fonte – Autoria própria (2018)

Comparando-se as deflexões e utilizando como referência o modelo em “I”, conclui-se que, na primeira situação, a diferença percentual entre a deflexão arregimentada da longarina em caixão está em torno 9,70 %, já para a longarina em “C” a diferença está na faixa dos 29,18 %. Quando examinada a distinção entre os montantes em caixão e “C”, percebe-se que a seção transversal em caixão detém uma inferioridade em termos de deflexão de 21,56 %.

Figura 87 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo fibra de carbono/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

É observada ainda que dentre os valores de tensão equivalente obtidos da análise estrutural, conforme visto na Figura 87, que os mesmos para a longarina com seção transversal em “I” apresentam singularidade ao que foi visto quando analisado o comportamento em deflexão, ou seja, esta longarina detém uma superioridade estrutural frente as demais, posto que é capaz de desenvolver menores gradientes de tensão à medida que é solicitada sob o mesmo esforço mecânico. Os valores de tensão máxima foram exibidos de acordo com a Tabela 19.

Tabela 19 – Tensões máximas para o arranjo fibra de carbono/balsa.

Longarina	Tensão máxima (MPa)
Seção transversal em C	1341,10
Seção transversal em I	935,22
Seção transversal em Caixão	1073,20

Fonte – Autoria própria (2018)

Numericamente, a tensão equivalente na longarina em “I” é inferior em aproximadamente 30,26 % e 12,86 % referentes respectivamente às longarinas em caixão e “C”. Quando estimada a diferença entre os montantes em caixão e “C”, percebe-se que a seção transversal em caixão possui uma inferioridade em termos de tensão de 19,98 %.

Comparando-se os resultados obtidos nos gráficos 87 e 85 assim como 77 e 75, nota-se que a modificação do material no núcleo não traz ganhos significativos a resistência da estrutura, ressaltado pela diferença percentual observada entre os valores colhidos nos gráficos, evidenciando o que havia sido discutido na seção precedente, ou seja, a interferência maior sobre o desempenho mecânico da estrutura é conferido pela mesas, de forma que as maiores diferenças entre os resultados angariados é vista quando a variação ocorre com os materiais que compõem majoritariamente estas regiões. E por fim, é percebido que o comportamento da deflexão e tensão equivalente para os exemplares que contam com reforço de fibra de carbono mostram-se em todos os quesitos muito superiores em relação aos que são oferecidos pela fibra de vidro em sua estrutura, o que intuitivamente era esperado, em função das propriedades mecânicas bem dispares entre os materiais, entretanto a quantificação dos dados mostrou o quão superlativo são estes resultados.

4.3 Simulação de diferentes sequências de reforço

Os resultados das longarinas com reforços à base de diferentes orientações serão analisados, comparativamente, em termos de características de deflexão e tensão equivalente. Tais resultados serão confrontados de tal sorte que o encerramento desta etapa irá definir um indicativo para uma possível solução frente a configuração de longarina atual.

Configuração “anti-simétrica”

Como discutido no capítulo 3, a “alma” é composta por dois laminados com um material de enchimento entreamado denominado de núcleo. Os reforços utilizados para as lâminas que compõem os laminados foram orientados segundo o padrão $[-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/-45^\circ]$, o que significa que a configuração original para a “alma” da estrutura é, neste caso, “anti-simétrica” devido a simetria existente entre as partes.

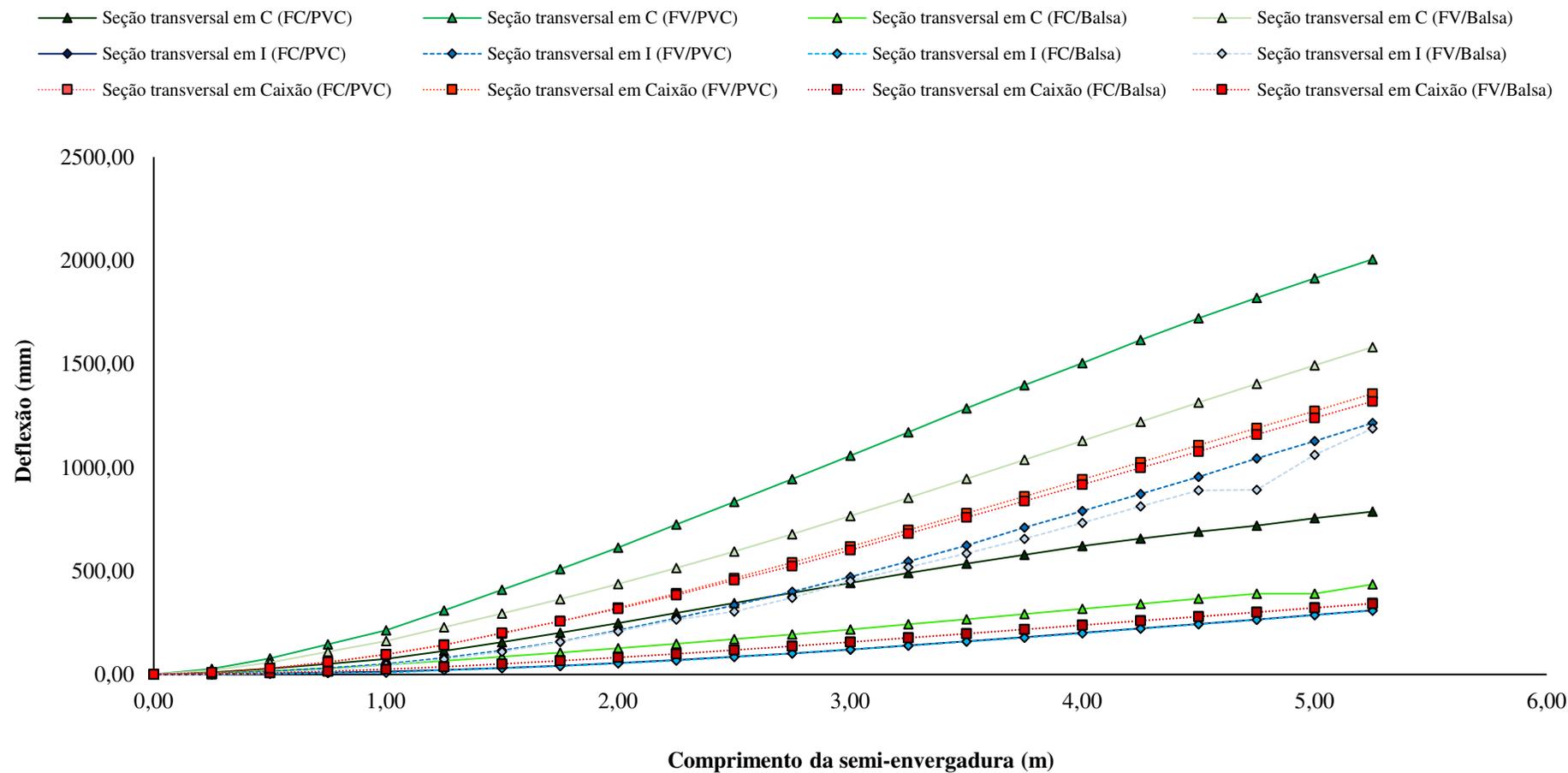
Verifica-se que, para as análises efetuadas, os parâmetros de deflexão da estrutura e tensão equivalente, tendeu a valorizar a longarina em “I”, o que vai na direção da discussão promovida nas seções precedentes. Essas considerações levam em juízo o alto momento de

inércia da estrutura adjunto aos elevados módulos de elasticidade, que podem auxiliar a compreender a diferença no tipo de comportamento ocorrido em cada um dos tipos de viga.

Na Figura 88 e 89 são visualizadas as curvas de deflexão e tensão equivalente versus comprimento da semi-envergadura, respectivamente. O compêndio de gráficos, permite verificar todas as disposições orientadas de acordo com o modelo estrutural original. Observa-se perante os dados expressos ao longo das seções anteriores e exemplificado de forma mais generalista nos gráficos abaixo, que as piores configurações quanto a deflexão mensurada são as configuração com seção transversal em “C”, cuja composição ora conta com fibra de vidro como reforço e núcleo de PVC, ora conta com o mesmo material de reforço apresentando agora um núcleo de balsa. Por sua vez, as longarinas com melhor desempenho mecânico frente a deflexão são as longarinas em “I” com fibra de carbono e balsa, e fibra de carbono e PVC, como já constatado anteriormente.

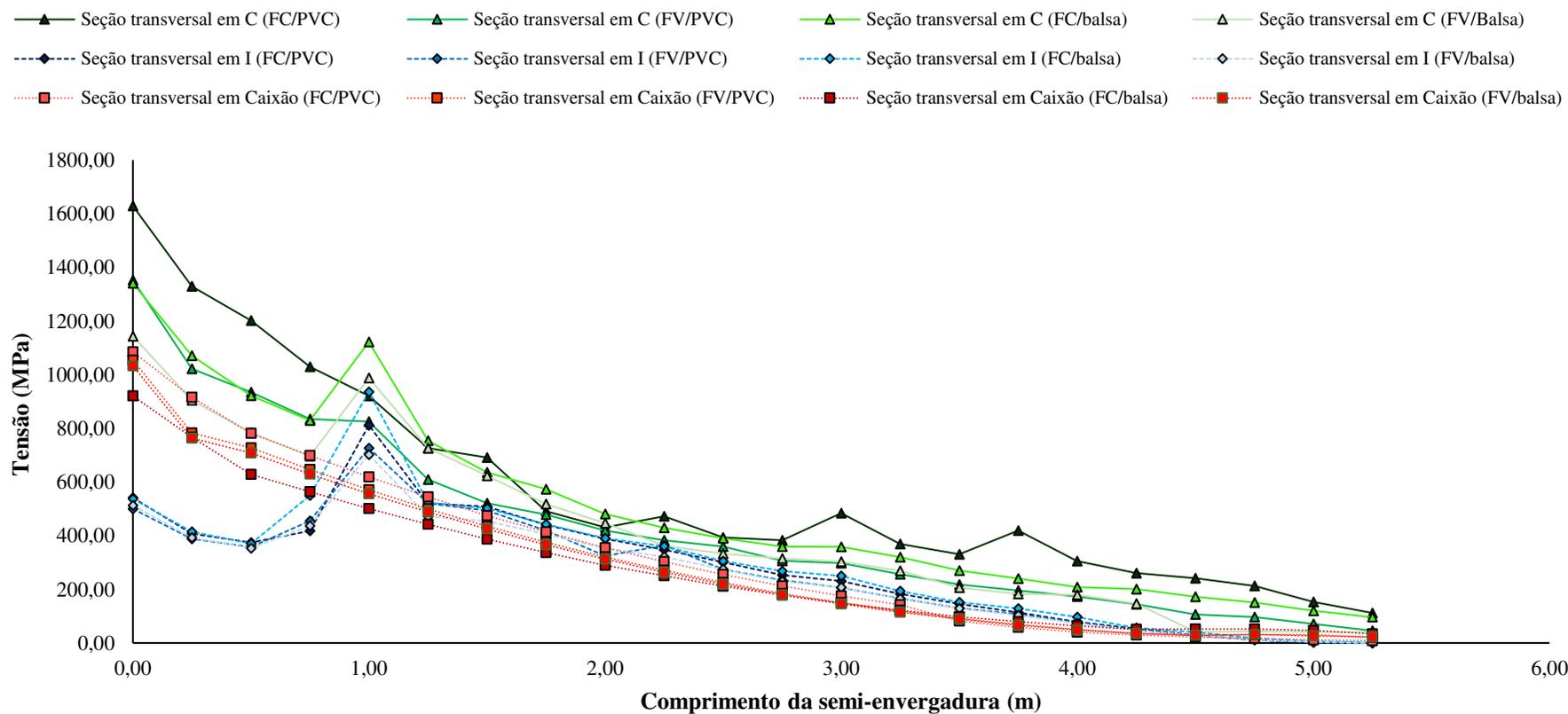
Conforme esperado, as maiores tensões equivalentes são encontradas em seções transversais com formato em C, possivelmente devido ao baixo momento de inércia de área, essas longarinas não apresentam resistência comparáveis as demais na tarefa de suportar os esforços (flexão), corroborado através do alto valor de deflexão mensurado. Igualmente, para o parâmetro de tensão, percebe-se que as longarinas com seção transversal em “I” guardam certa superioridade.

Figura 88 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo anti-simétrico.



Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 89 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo anti-simétrico.



Fonte – Autoria própria (2018)

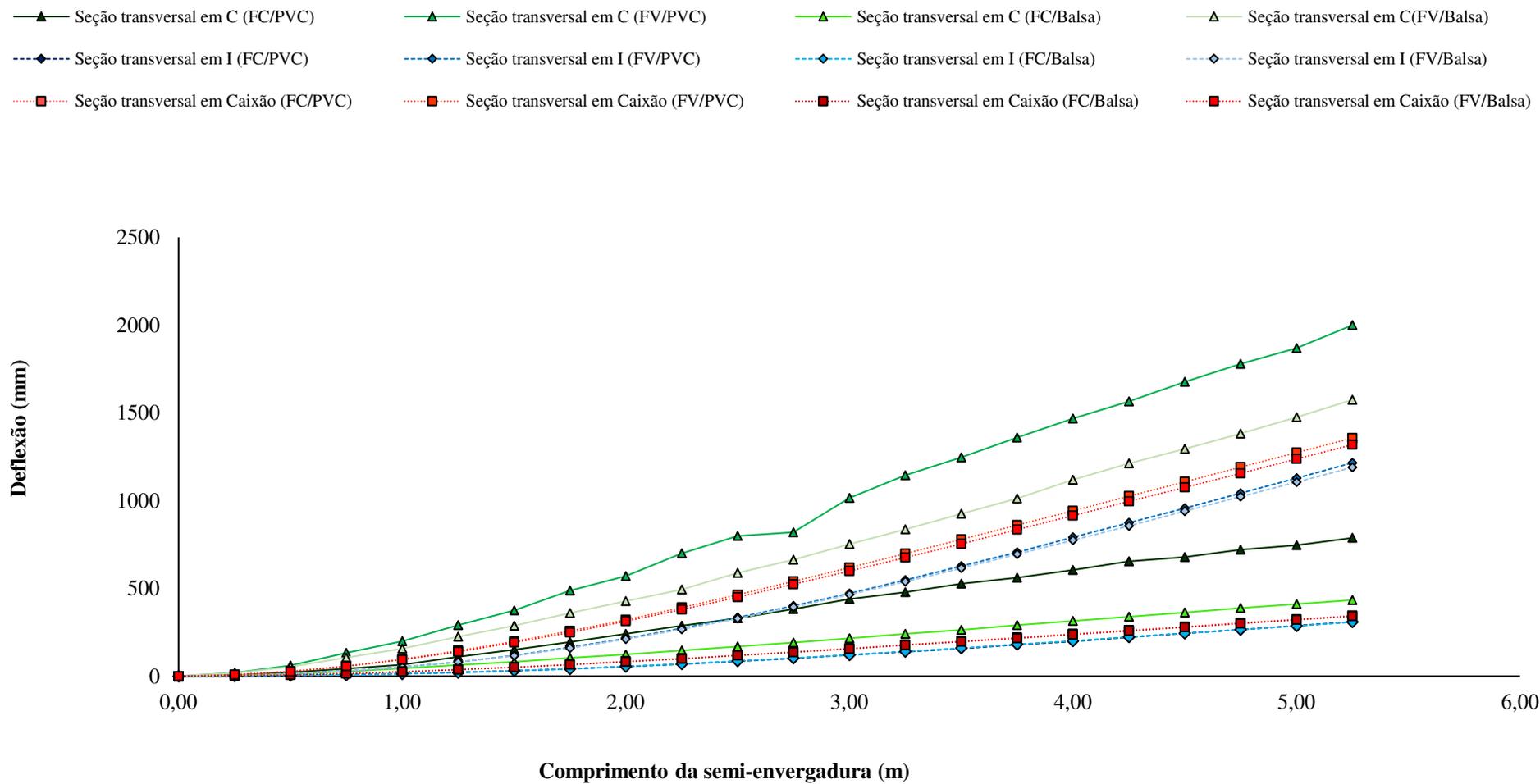
Configuração “simétrica”

Os gráficos das Figura 90 e 91 apresentam a comparação entre os resultados numéricos avaliados para diferentes configurações de materiais e seções transversais seguindo a permuta entre os ângulos das lâminas, de forma que as camadas acima do núcleo são depositadas em sequência inversa à sequência depositada abaixo deste plano.

Analisando os dados de todas as longarinas, verifica-se que, embora a modificação seja implementada em caráter macroestrutural não há grande distinção entre os valores angariados com os valores determinados para o modelo original, corroborados pela mesma feição da linha de tendência. Primeiramente, é interessante notar que os valores apresentados nas Figuras 92 a 94 mostram os valores extremos para os parâmetros de deflexão e tensão equivalente, particularmente, na aplicação de uma viga em “C”, a diferença percentual entre a disposição original constituída por fibra de carbono/PVC, em relação ao seu homônimo na posição simétrica revela um aumento de deflexão de apenas 0,12 % (787,5/786,97 mm). Igualmente, para a seção transversal em “I”, este mesmo modelo guarda uma diferença percentual ainda menor, equivalente a 0,032 % (310 /309,90mm). Finalmente, o perfil em caixão apresenta uma diferença percentual de bastante irrisória (345,10/345,13), segundo as condições demarcadas acima. Convém ressaltar, quando calculadas os valores para tensão guardam percentual semelhante ao esboçado pela deflexão.

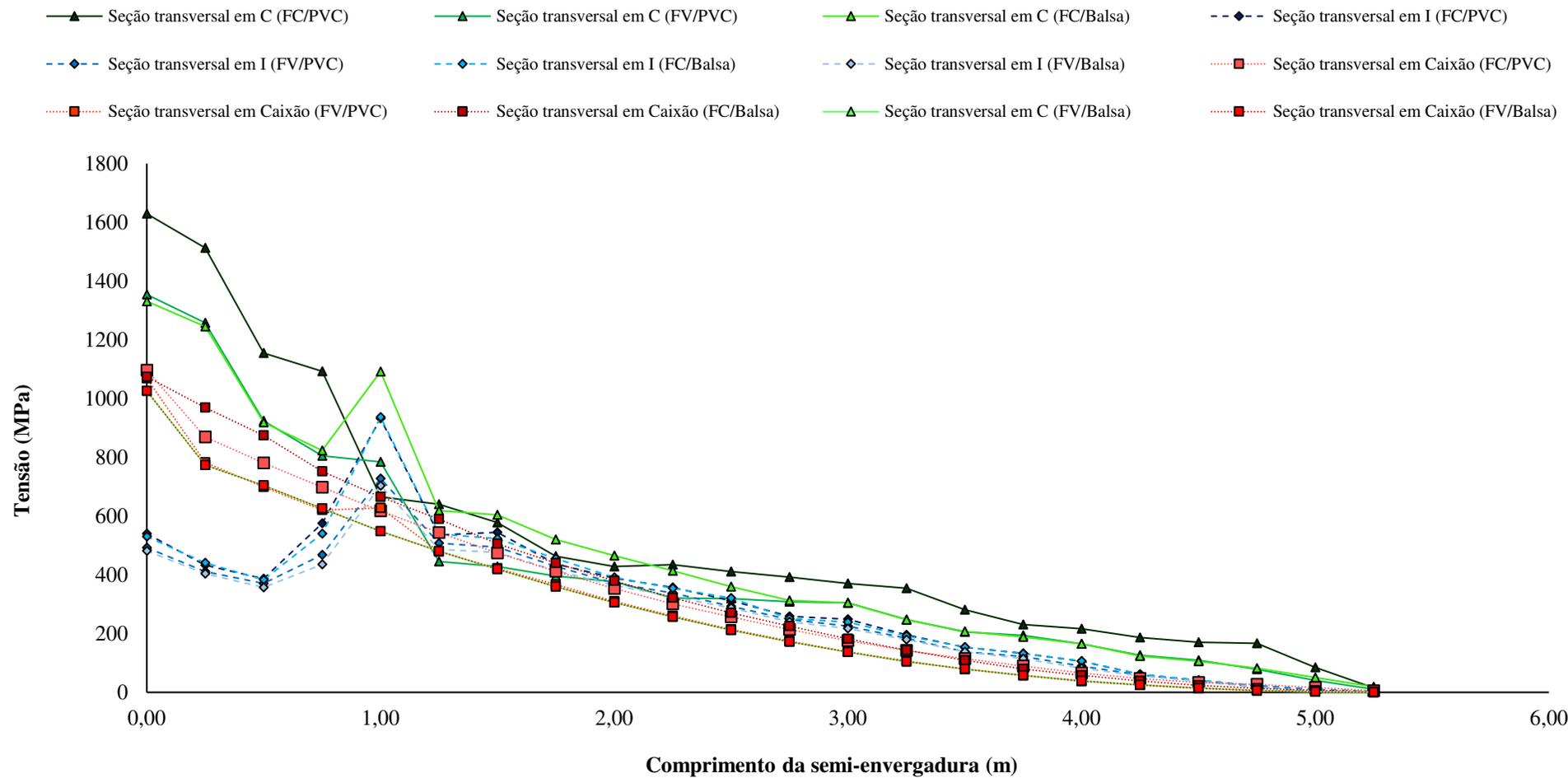
Em todos os casos, pequenas diferenças também podem ter ocorrido devido ao local de retirada dos valores numéricos. A maior acuracidade, provavelmente, resultaria em diferenças em inferiores às plotadas. Acredita-se, todavia, que umas das medidas mais promissoras seria ao invés da modificação da sequência de laminação o aumento da quantidade de camadas, embora proporcione um maior incremento na capacidade de carga ao elemento reforçado, diminui a porcentagem de utilização da capacidade resistente das fibras.

Figura 90 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo simétrico.



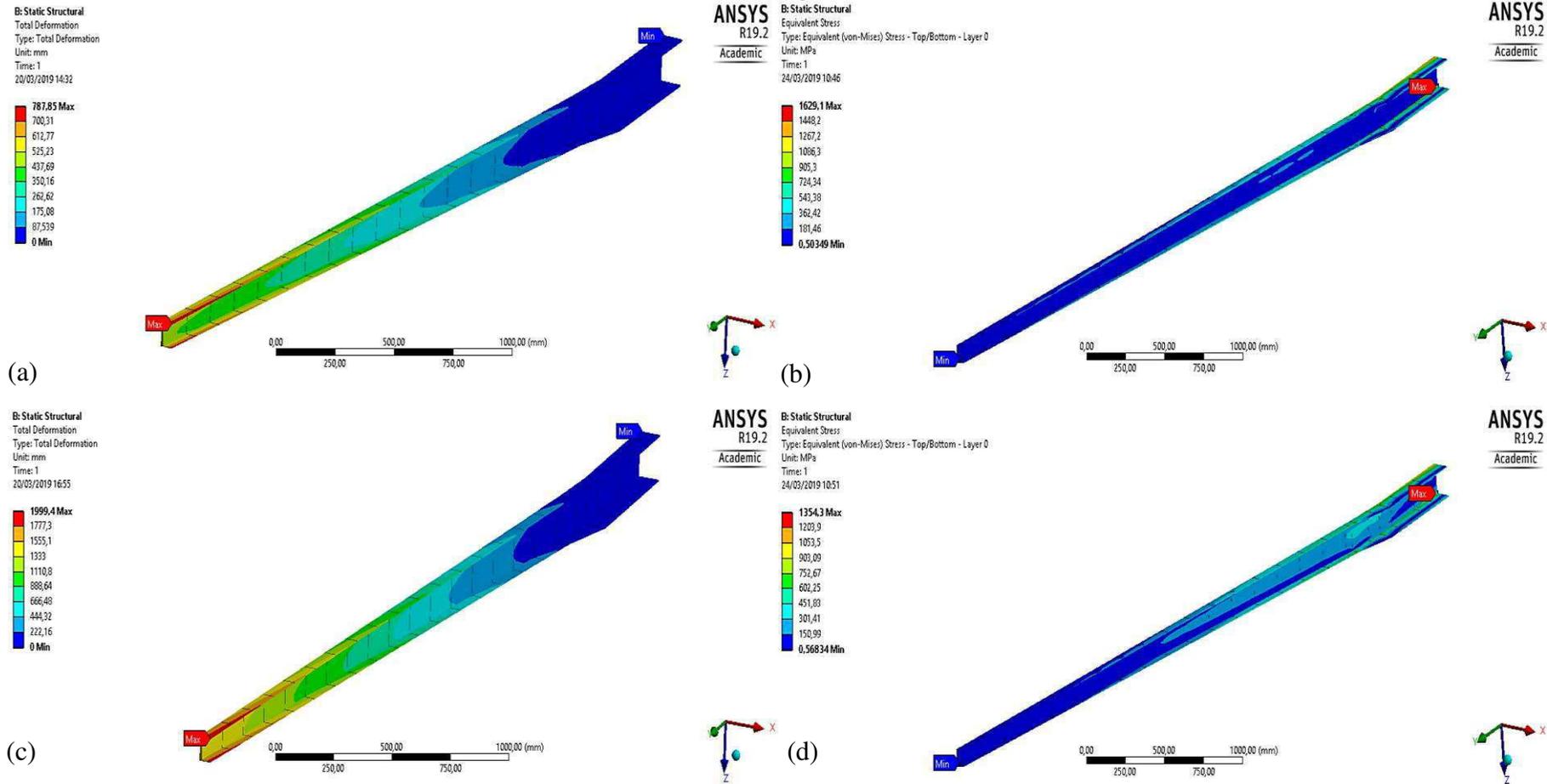
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 91 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo simétrico.



Fonte – Autoria própria (2018)

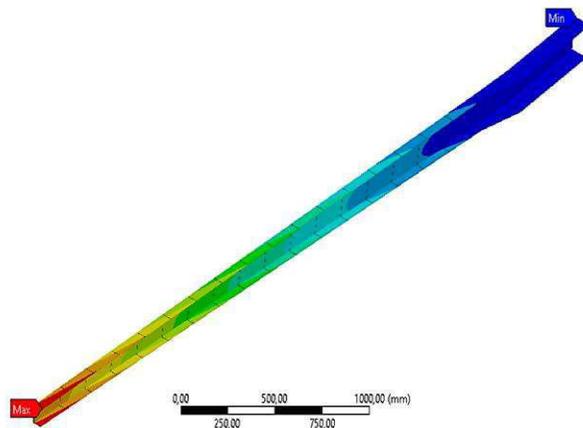
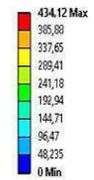
Figura 92 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “C” com a disposição simétrico: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

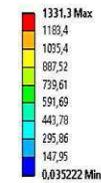
(continuação)

B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
20/03/2019 17:06



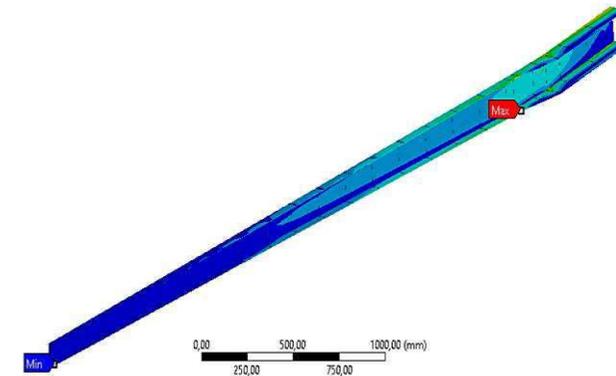
(e)

ANSYS R19.2
Academic
B: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
24/03/2019 11:01

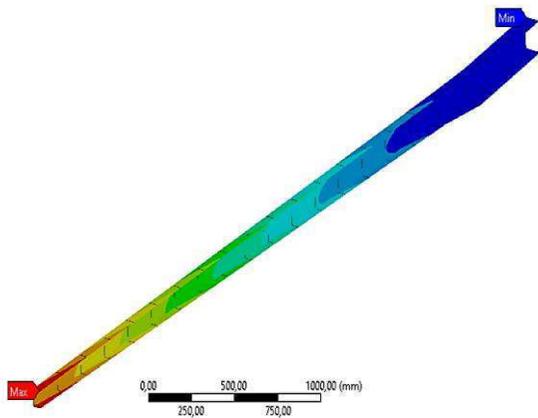
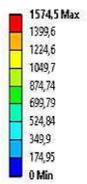


(f)

ANSYS R19.2
Academic

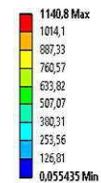


B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
20/03/2019 17:19



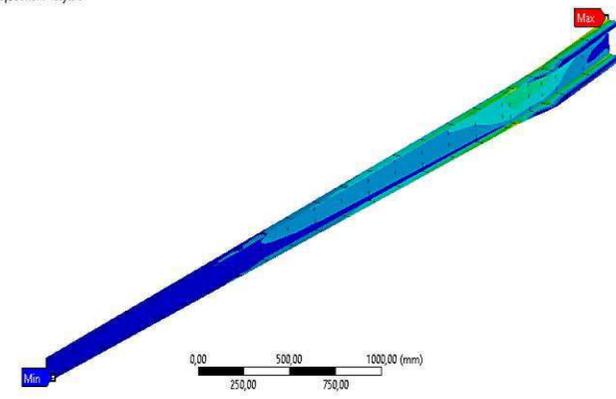
(g)

ANSYS R19.2
Academic
B: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
24/03/2019 11:37



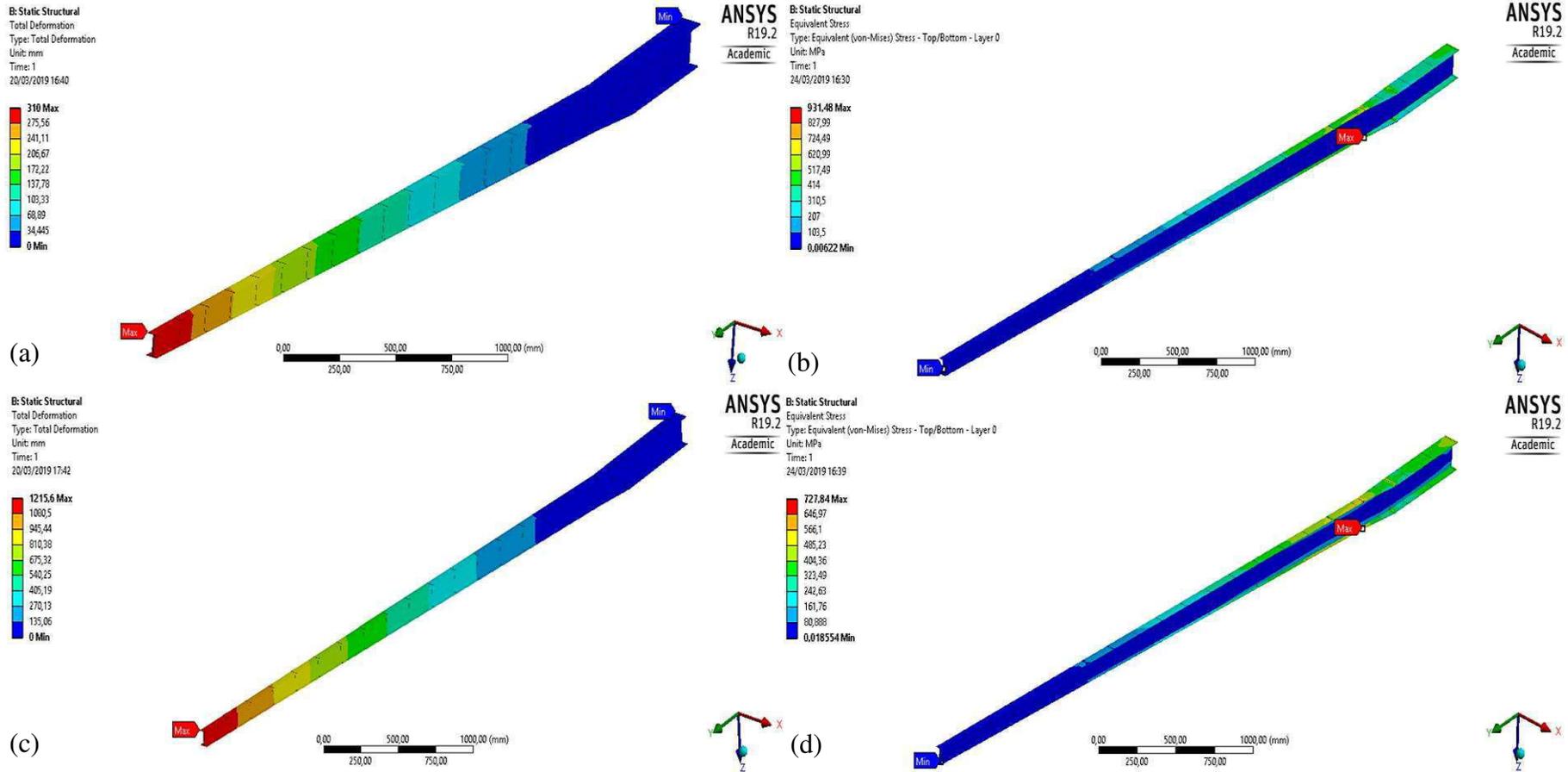
(h)

ANSYS R19.2
Academic



Fonte – Autoria própria (2018)

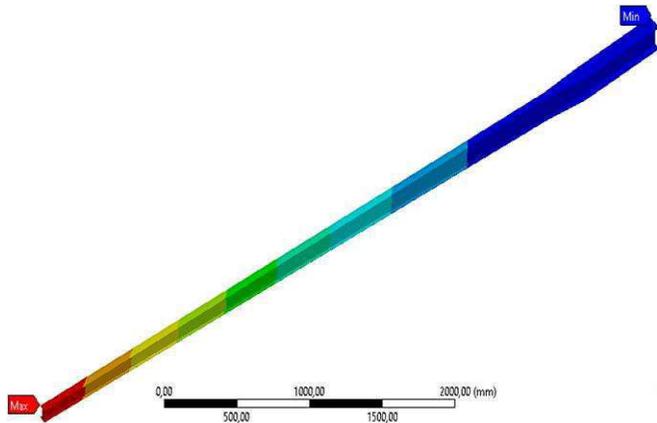
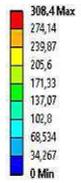
Figura 93 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “I” com a disposição simétrico: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

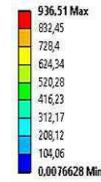
(continuação)

B: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 20/03/2019 22:08



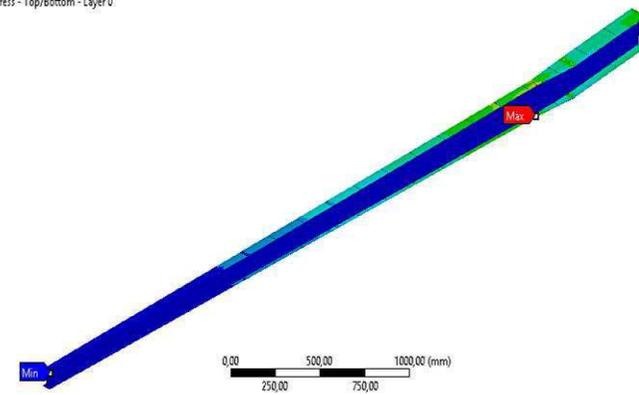
(e)

ANSYS R19.2 Academic
B: Static Structural
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
 Unit: MPa
 Time: 1
 24/03/2019 16:48

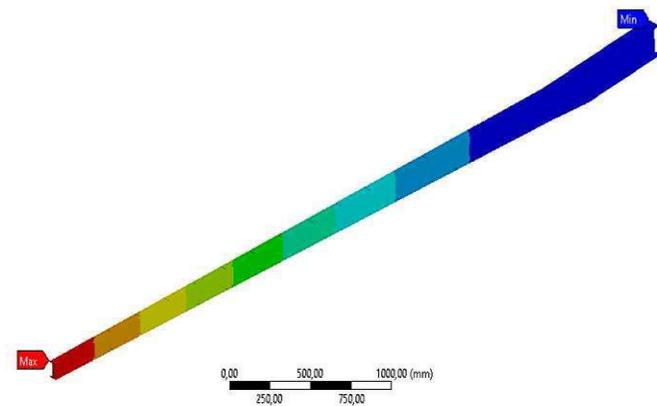
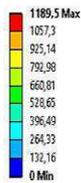


(f)

ANSYS R19.2 Academic

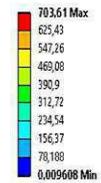


B: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 20/03/2019 22:32



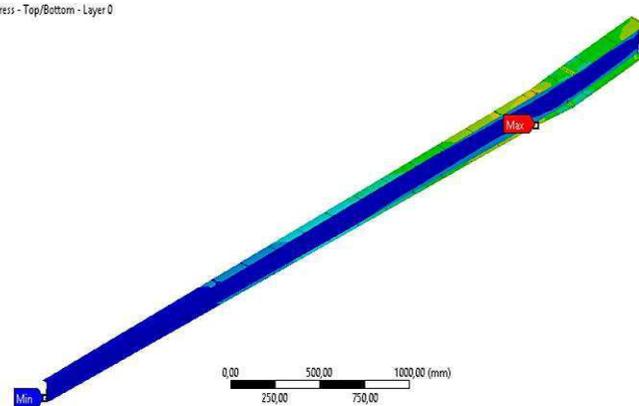
(g)

ANSYS R19.2 Academic
B: Static Structural
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
 Unit: MPa
 Time: 1
 24/03/2019 17:40



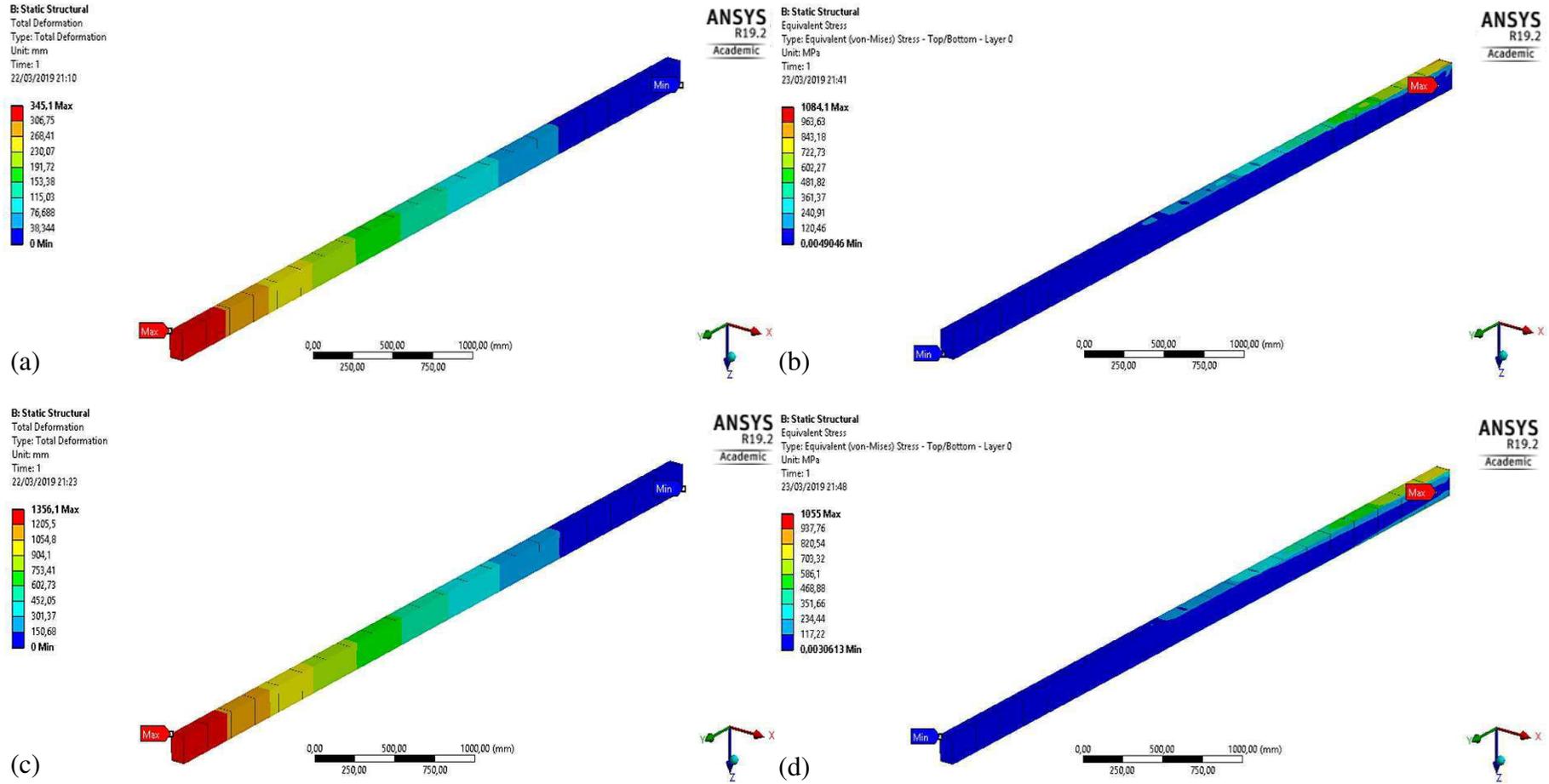
(h)

ANSYS R19.2 Academic



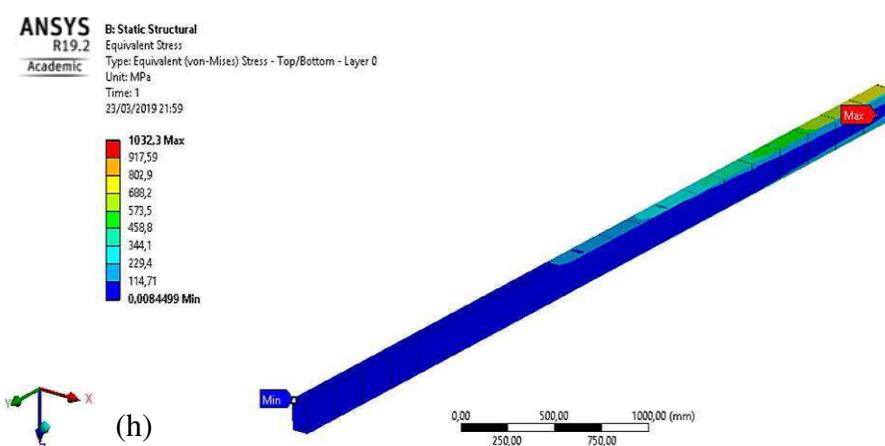
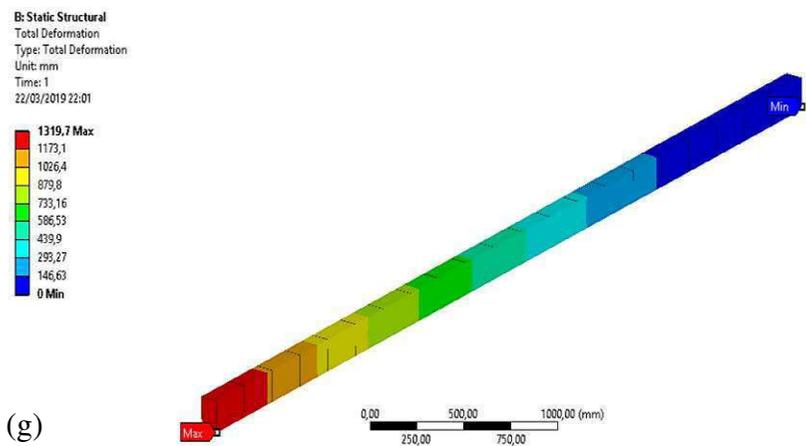
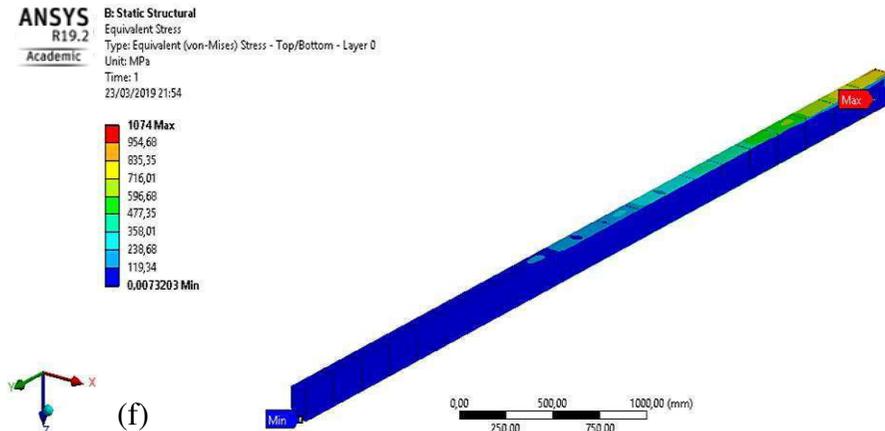
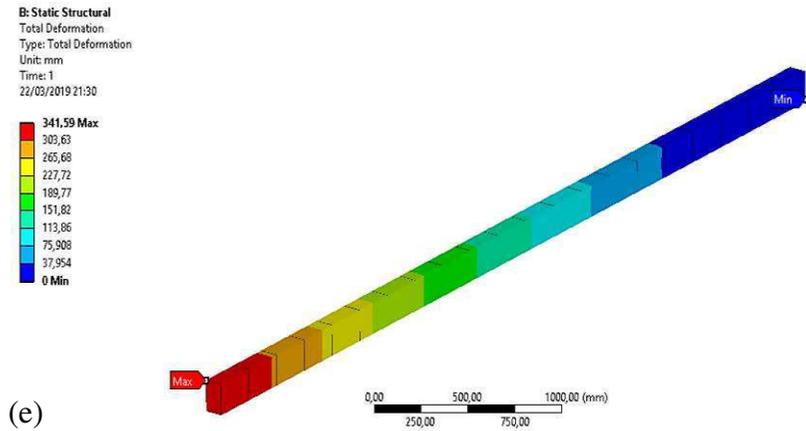
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 94 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em caixão com a disposição simétrico: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)



Fonte – Autoria própria (2018)

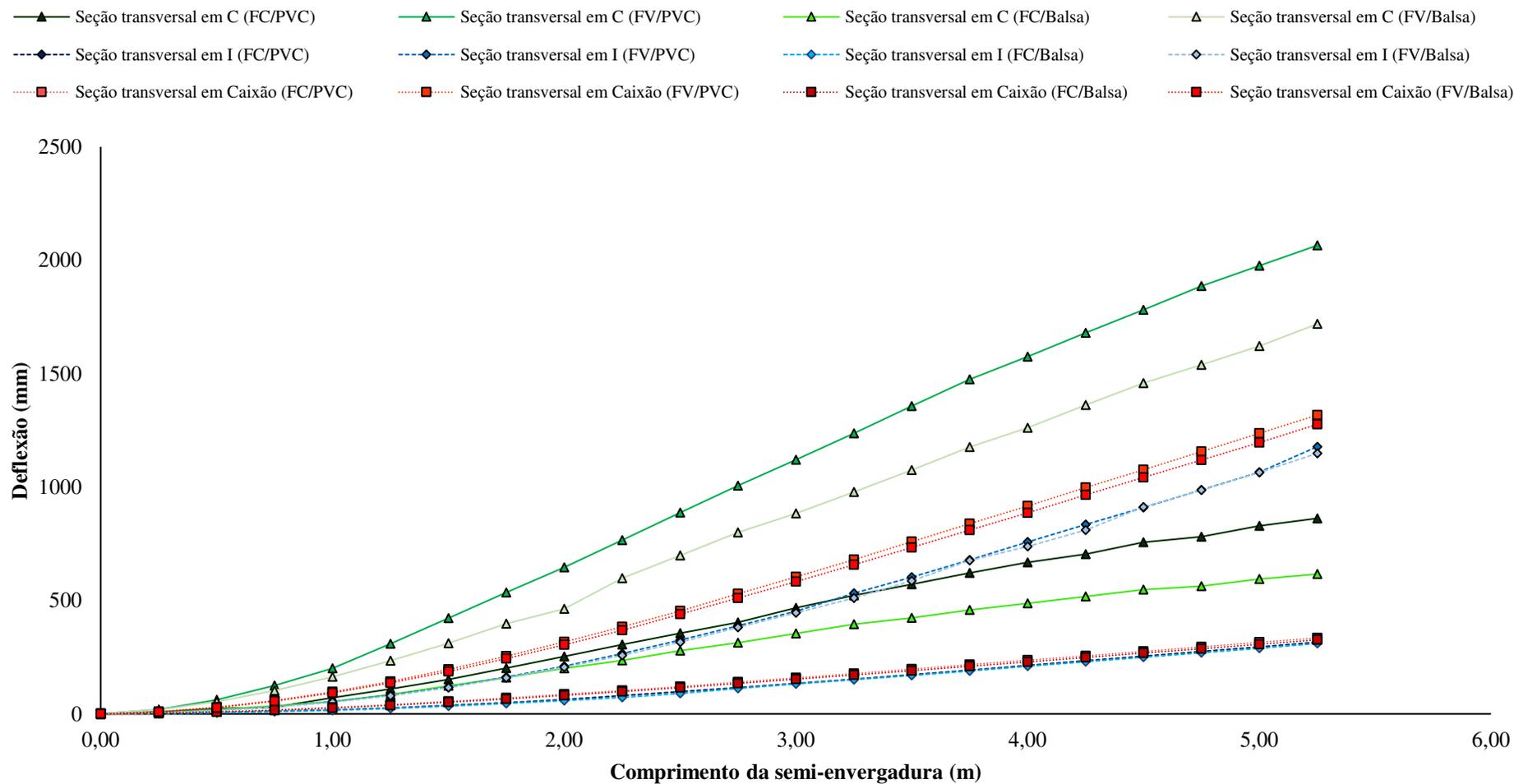
Configuração “*cross-ply*”

Neste caso, são analisadas diferentes configurações estruturais submetida as condições de contorno assinaladas no capítulo 3, no qual promove-se a mudança dos ângulos que compõem os laminados, que intercalam o núcleo. O modelo, agora, é regido pelo arranjo “*cross-ply*”, o que implica as camadas serem especialmente ortotrópicas (isto é, $\theta = 0^\circ$ ou $\theta = 90^\circ$). Da Figura 95 e 96, pode-se extrair valores de deflexão e tensão equivalente ao longo do comprimento da semi-envergadura da longarina, assim como observar as melhores performances estruturais para este arranjo.

Os dados apresentados demonstram que as longarinas em “C” guardam certa superioridade em termos de menores taxas de deflexão e tensão quando lidam, especificamente, com a configuração “*cross-ply*”. A título de exemplificação, a configuração com FV/PVC “anti-simétrico” possui um deslocamento de aproximadamente 2006,3 mm, enquanto que a mesma configuração, com a modificação da sequência dos reforços para o caso em estudo, reflete um valor de 2066,5 mm, alcançando uma separação de 60 mm de deflexão. Na Figura 97 é apresentado os valores extremos para os dados de saída para a longarina com seção em “C”. Os demais casos em “C” exibiram, aproximadamente, esta mesma tendência. Caba aqui prever, que isso está relacionado a: 0° a rigidez à flexão é maior do que quando as fibras estão orientadas a 90° , pois a 0° a resistência aos esforços é devida principalmente às fibras, já a 90° , esta resistência é devida principalmente à matriz, a qual possui uma rigidez inferior àquela apresentada pela fibra. Desta maneira, quase não há contribuição de uma parcela das fibras.

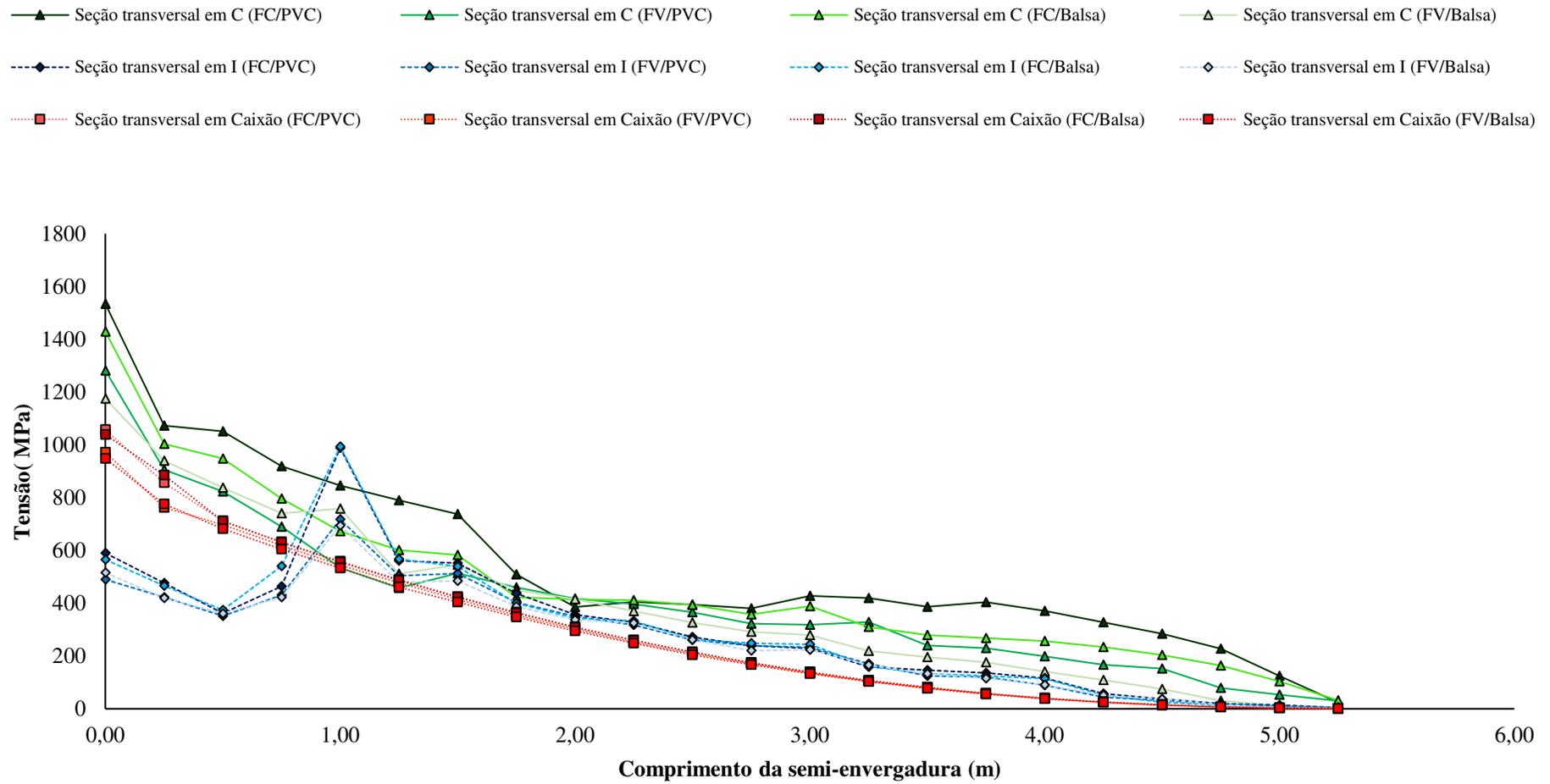
Por sua vez, para as longarinas com perfil estrutural em Caixão, nota-se um panorama reverso ao testemunhado para as longarinas em “C”, uma vez que os valores dos parâmetros de saída conservam relações de superiores aos casos prévios. A Figura 99 elucidada este fato ao trazer os valores numéricos arregimentados, a fim de comparação com os valores dados para esta mesma estrutura nas seções anteriores. Uma possível razão para esta discrepância é o fato de a longarina em caixão possuir uma compatibilização geométrica que acentue as potencialidades para esta orientação dos reforços. Finalmente, as longarinas em “I” possuem um comportamento peculiar, a proporção que, as estruturas reforçadas por fibra de carbono das configurações “anti-simétrica” e “simétrica” proporcionam melhores resultados numéricos que os equivalentes na configuração *cross-ply*. Entretanto, quando se observa estruturas a base de fibra de vidro o comportamento estrutural é oposto ao examinado anteriormente, vide Figura 98.

Figura 95 – Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo *cross-ply*.



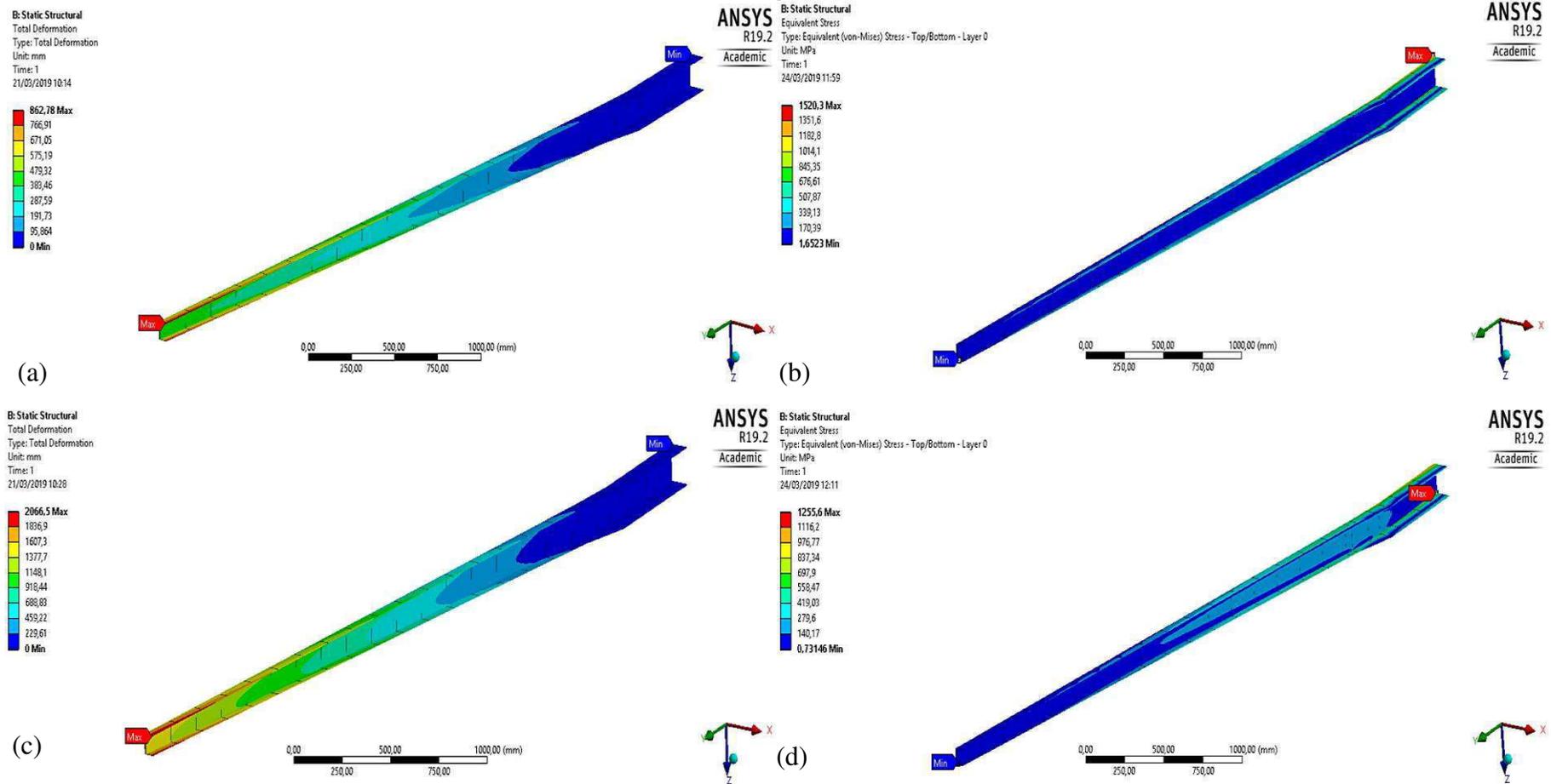
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 96 – Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para o arranjo *cross-ply*.



Fonte – Autoria própria (2018)

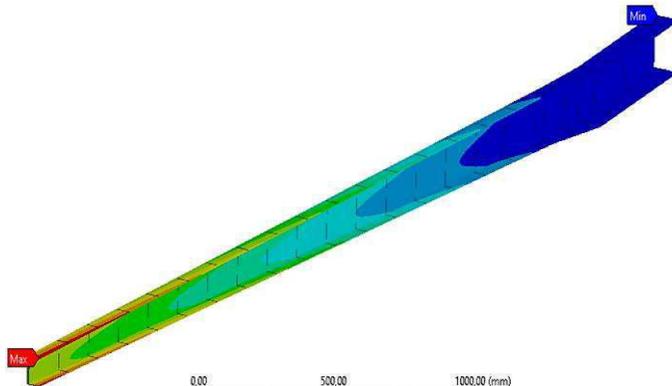
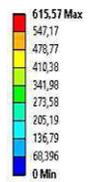
Figura 97 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “C” com a disposição *cross-ply*: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)

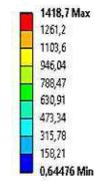
B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
21/03/2019 10:44



(e)

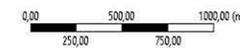
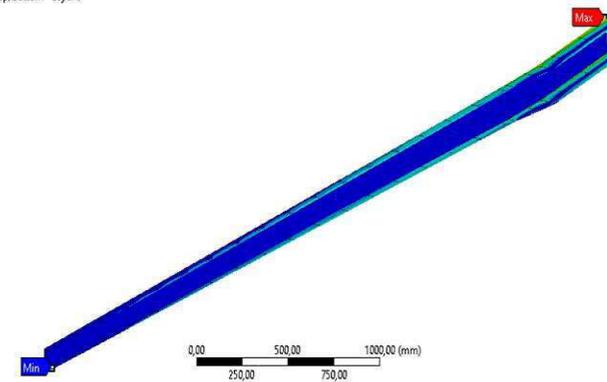
ANSYS
R19.2
Academic

B: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
24/03/2019 12:18

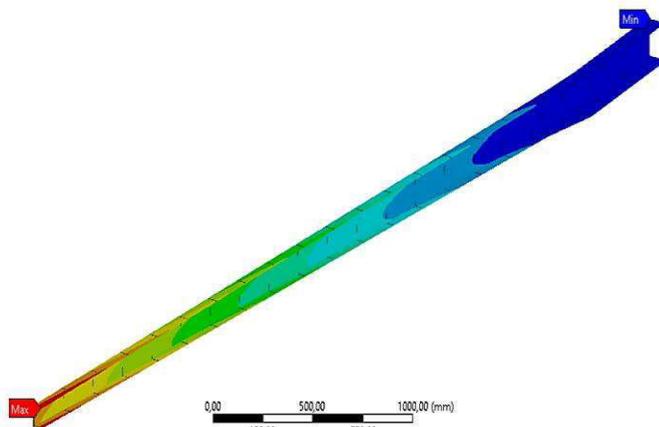
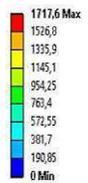


(f)

ANSYS
R19.2
Academic



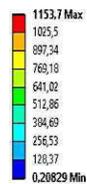
B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
21/03/2019 10:55



(g)

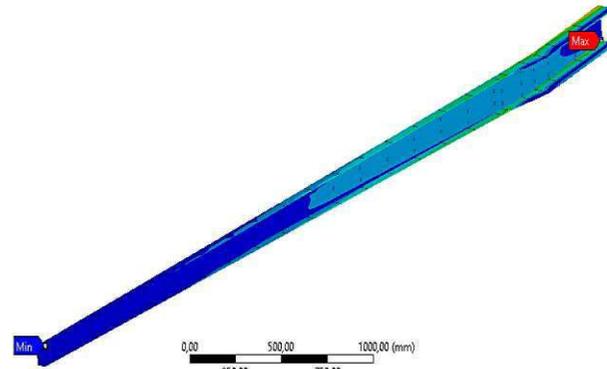
ANSYS
R19.2
Academic

B: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
24/03/2019 12:22



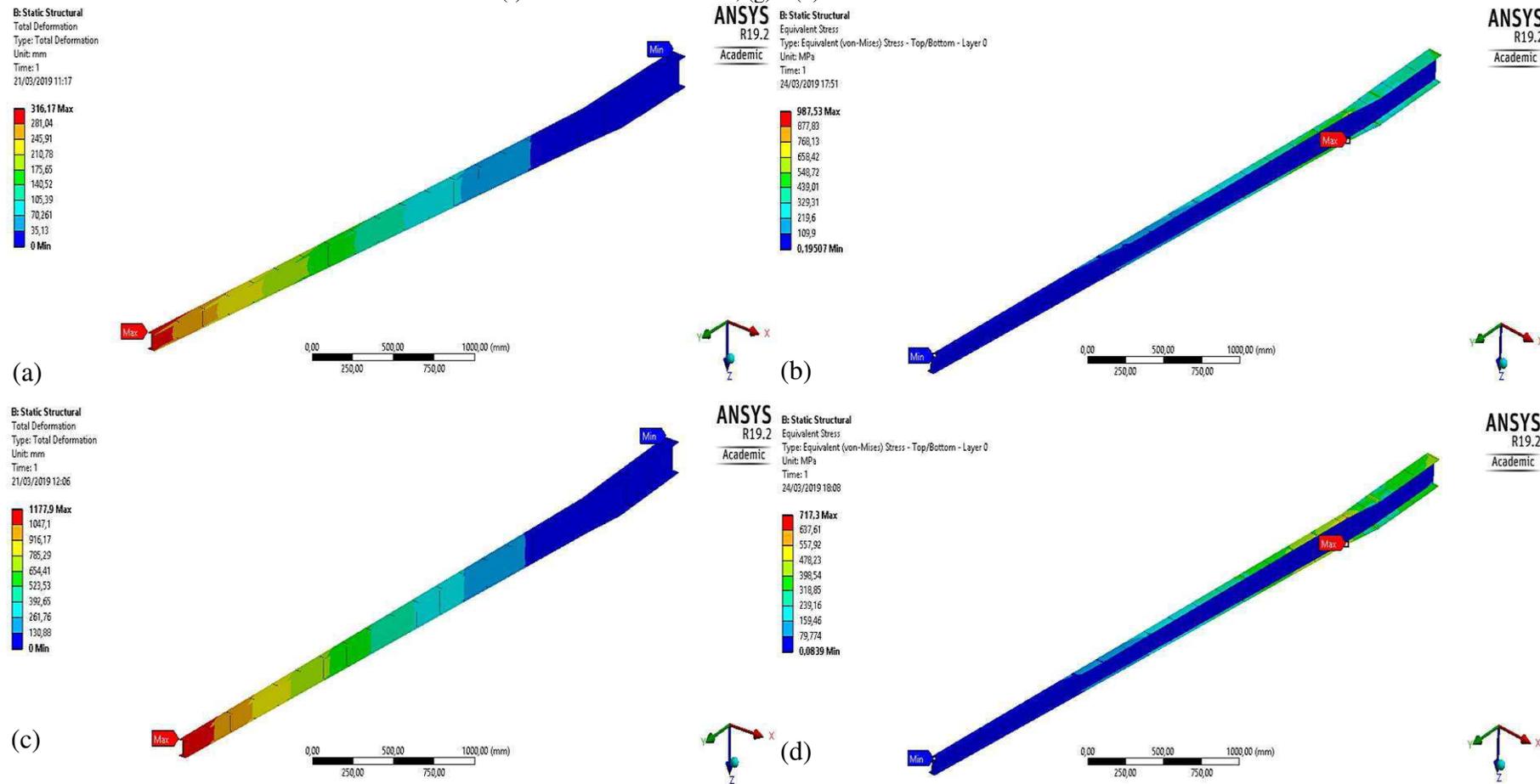
(h)

ANSYS
R19.2
Academic



Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 98 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em “I” com a disposição *cross-ply*: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.



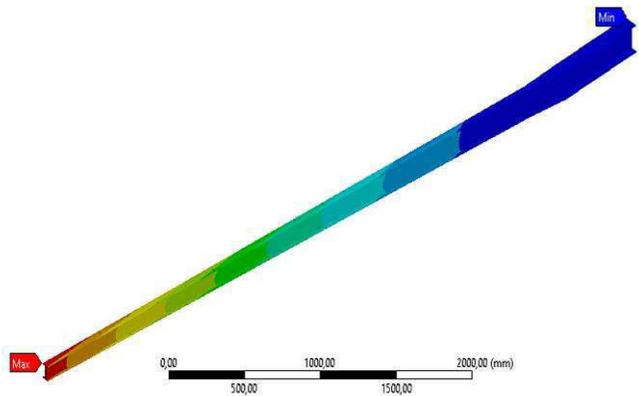
Fonte – Autoria própria (2018)

(continuação)

ANSYS
R19.2
Academic

B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
21/03/2019 12:41

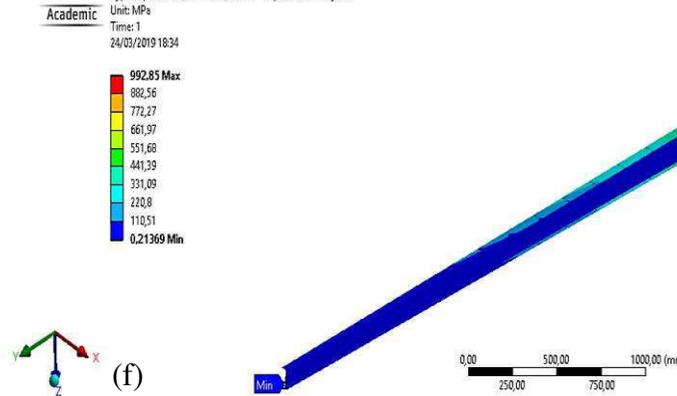
310,58 Max
276,07
241,56
207,05
172,54
138,03
103,53
69,017
34,509
0 Min



(e)

ANSYS B: Static Structural
R19.2 Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
24/03/2019 18:34

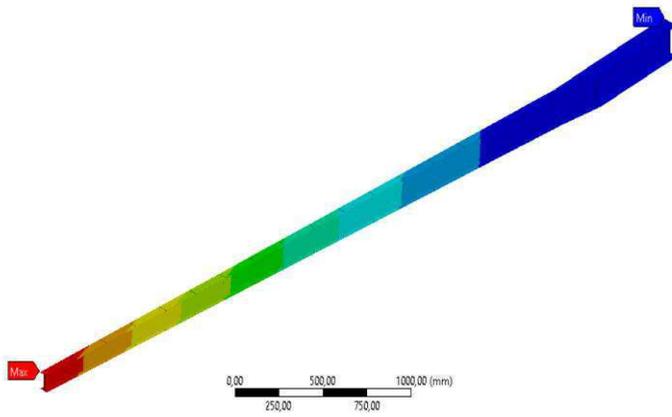
992,85 Max
882,56
772,27
661,97
551,68
441,39
331,09
220,8
110,51
0,21369 Min



(f)

B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
21/03/2019 13:39

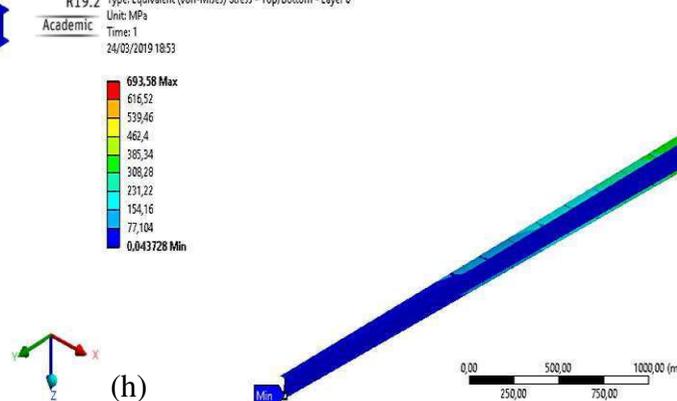
1148,6 Max
1021
893,39
765,76
638,13
510,51
382,88
255,25
127,63
0 Min



(g)

ANSYS B: Static Structural
R19.2 Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
24/03/2019 18:53

693,58 Max
616,52
539,46
462,4
385,34
308,28
231,22
154,16
77,104
0,043728 Min

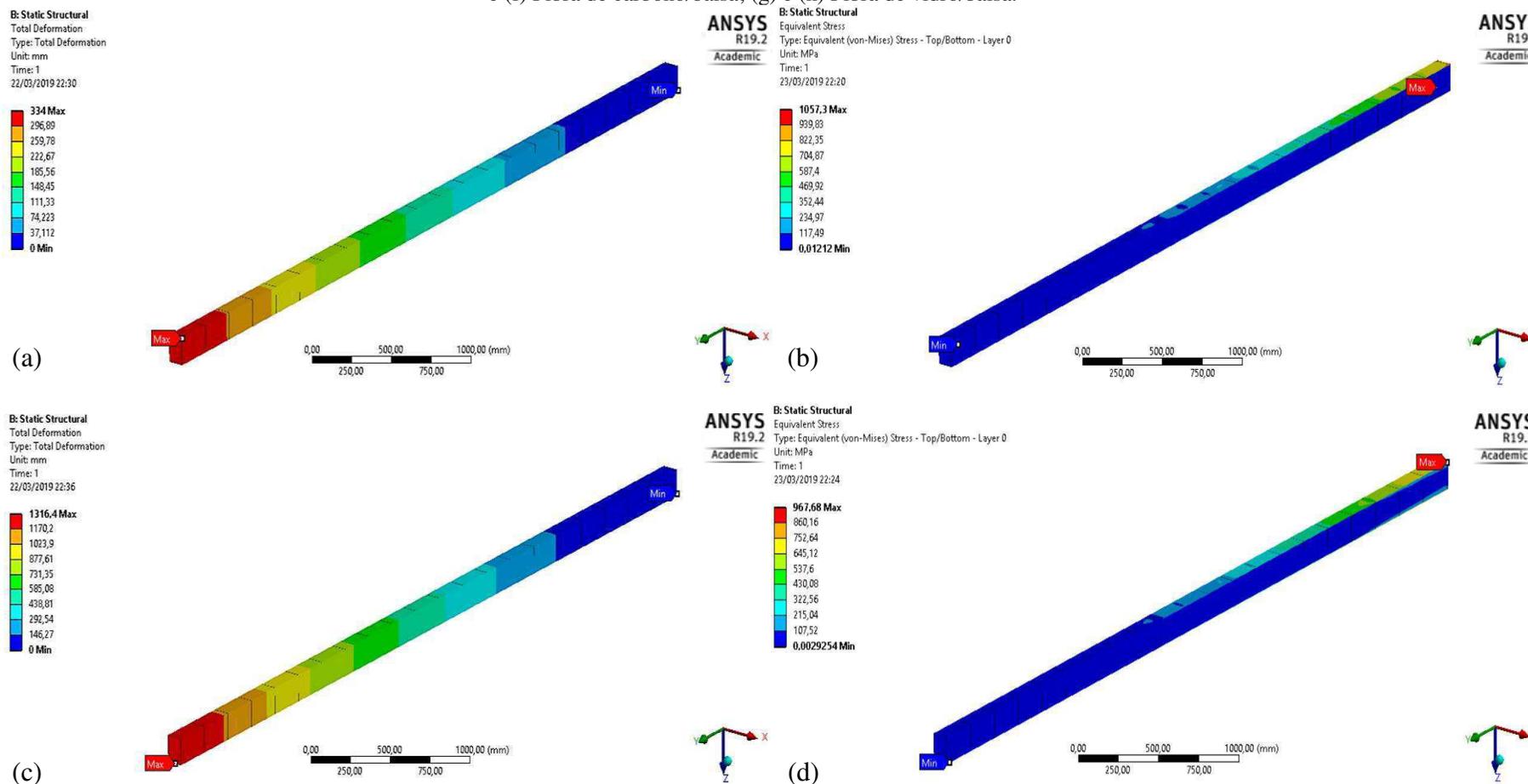


(h)

ANSYS
R19.2
Academic

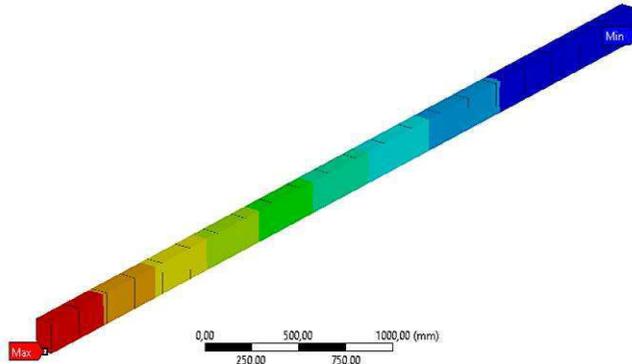
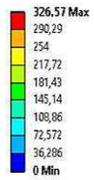
Fonte – Autoria própria (2018)

Figura 99 – Deslocamento total e gradiente de tensão para a longarina em caixão com a disposição *cross-ply*: (a) e (b) Fibra de carbono/PVC; (c) e (d) Fibra de vidro/PVC; (e) e (f) Fibra de carbono/balsa; (g) e (h) Fibra de vidro/balsa.



Fonte – Autoria própria (2018)

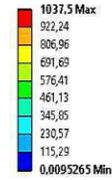
B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
22/03/2019 22:43



(e)

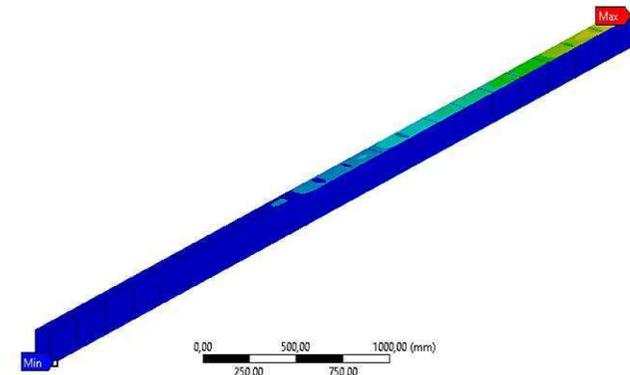
ANSYS
R19.2
Academic

B: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
23/03/2019 22:30

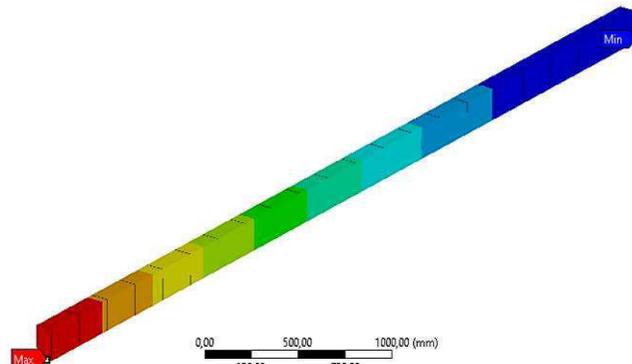
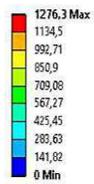


(f)

ANSYS
R19.2
Academic



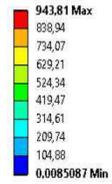
B: Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
22/03/2019 23:07



(g)

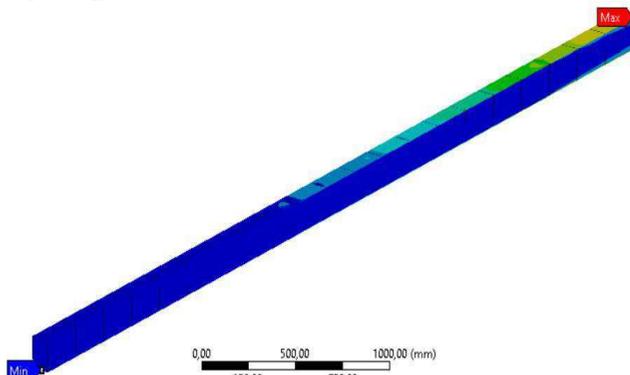
ANSYS
R19.2
Academic

B: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom - Layer 0
Unit: MPa
Time: 1
23/03/2019 22:37



(h)

ANSYS
R19.2
Academic



Fonte – Autoria própria (2018)

4.4 Solução proposta

Esta etapa consiste na elaboração de uma solução que seja, suficientemente, melhor que a solução proposta originalmente pela empresa *Stratus*. Nesta situação, de modo a avaliar a melhor resposta quanto a proposição levantada, cada modelo e suas respectivas configurações foram exportadas para o *software SolidWorks 2018*, para que fosse estimado um valor relativo de massa para cada estrutura. A Tabela 20 apresentará os dados de saída do *software*.

Tabela 20 – Massa estimada pelo *SolidWorks*.

Longarinas	Configurações	Massa (Kg)
C	Fibra de Carbono/PVC	16,56
	Fibra de Vidro/PVC	20,63
	Fibra de Carbono/Balsa	17,10
	Fibra de Vidro/Balsa	21,70
I	Fibra de Carbono/PVC	13,36
	Fibra de Vidro/PVC	16,46
	Fibra de Carbono/Balsa	14,90
	Fibra de Vidro/Balsa	17,40
Caixão	Fibra de Carbono/PVC	14,94
	Fibra de Vidro/PVC	18,93
	Fibra de Carbono/Balsa	16,51
	Fibra de Vidro/Balsa	20,90

Fonte – Autoria própria (2018)

Complementarmente, buscou-se estabelecer uma relação com as melhores configurações delineadas previamente, pois poderia se verificar qual a melhor condição, de forma a atender simultaneamente os parâmetros de deflexão e peso. Vale ressaltar, que a deflexão adquire neste contexto maior peso de projeto frente a tensão, uma vez que uma deflexão excessiva poderia prejudicar os parâmetros aerodinâmicos de voo comprometendo a movimentação da aeronave, ademais é um parâmetro substancial quando da realização do teste experimental estático, logo de muita conveniência em planos futuros da própria empresa. Desta maneira, na Tabela 21 consta a relação das principais configurações escolhidas com base nos baixos valores de deflexão encontrados ao longo das análises em cada modelo numérico computacional. Foram escolhidos somente os melhores casos dentre todos e valorizou-se na seleção a estrutura que portasse menor massa dentro dos estreitos valores de deflexão.

Tabela 21 – Configurações candidatas.

Configuração	Deflexão (mm)	Peso (Kg)
I (FC/PVC) – “Anti-simétrico”	309,9	13,36
I (FC/balsa) – “Anti-simétrico”	308,36	14,90
I (FC/balsa) – “Simétrico”	308,4	14,90

		(continuação)
I (FC/balsa) – “ <i>Cross-ply</i> ”	310,58	14,90
Caixão (FC/balsa) – “ <i>Cross-ply</i> ”	326,57	16,51
Caixão (FC/PVC) – “ <i>Cross-ply</i> ”	334	14,94
Caixão (FC/balsa) – “Simétrico”	341,59	16,51

Fonte – Autoria própria (2018)

Finalmente, percebe-se que a seção transversal em “I” oferece a melhor fórmula que equaliza peso e deflexão, sendo que a configuração escolhida para solução melhorada é a que aparece acompanhada de FC/PVC – “Anti-simétrico”, mesmo possuindo uma deflexão um pouco maior, considera-se que é uma discrepância ínfima, de forma que a redução de massa indica ser um fator que ofereça maiores dividendos a organização. O esboço técnico da solução é apresentado no Apêndice A.

CAPÍTULO V

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Aqui são apresentadas as conclusões mais importantes obtidas no decorrer do trabalho e em sequência, também, algumas sugestões de trabalhos futuros, possibilitando a continuidade e aprofundamento dos assuntos estudados nesta dissertação.

5.1 Conclusão

Um conhecimento profundo de como modelar elementos aeronáuticos em material compósito foi adquirido com esse trabalho. Esclareceu-se a quantidade de detalhes que permeiam o projeto e as características construtivas de uma longarina de asa para uma aeronave leve esportiva. Vários pontos e necessidades quanto a assuntos correlatos foram devidamente abordados para a compreensão do estudo. Todavia, a ênfase recaiu nas particularidades dos materiais compósitos e também na contração de mais prática e conhecimento sobre análise estrutural envolvendo o método de elementos finitos.

Foi apresentado na metodologia utilizada para análise estática de longarinas (vigas) compósitas, o delineamento do modelo estrutural prévio, que contou com um passo a passo sistemático para o desenvolvimento do mesmo, principalmente, a caracterização geométrica e mecânica adjunta ao cálculo da sustentação pelo método Schrenk, necessária à estimativa das forças envolvidas.

De forma geral, o emprego da simulação numérica no ANSYS se mostrou uma ferramenta prática na solução de problemas de engenharia, na medida que apresenta resultados numéricos aproximados aos obtidos a partir dos resultados experimentais, comprovado via efetividade na validação de um estudo de caso realizado. Desta maneira, o projetista pode avaliar as respostas dos compósitos estruturais sob carregamento estático com garantia e segurança no que diz respeito à previsão do comportamento mecânico.

O objetivo principal desse trabalho foi propor ajustes na configuração para melhorar a eficiência estrutural do sistema (longarina) em apreço. Em linhas gerais, o objetivo proposto foi atendido. Quantitativamente, os modelos gerados mostraram evolução, particularmente quanto à redução da deflexão, com a modificação prévia da seção transversal, sobrepujando a seção transversal em “I”. Também foi observado que a utilização de diferentes materiais constituintes na estrutura, a julgar pela região, pode desencadear variações significativas na

tensão equivalente e deflexões geradas. Porém, ficou evidente que a utilização de materiais com alto módulo de elasticidade nas regiões da mesa afeta consideravelmente mais o desempenho mecânico do que a substituição de um material de núcleo. Em relação à modificação da sequência de laminação dos laminados que circundam o núcleo, percebeu-se que as configurações denominadas de anti-simétrica e simétrica dispuseram de pouco desvio no confronto entre os valores de deflexões e forças. Entretanto, quando analisado os valores da situação *cross-ply*, percebeu-se uma melhoria apenas na seção transversal com formato caixão.

Foram concebidos diversos modelos envolvendo diferentes seções transversais, materiais e sequência de empilhamento que serviram para descrever satisfatoriamente os comportamentos das longarinas. Adicionalmente, como desfecho ao estudo foi selecionada uma configuração melhor, especialmente, quanto ao peso. Ainda assim, vale comentar que, podem ocorrer diferenças no comportamento da estrutura da longarina quando fabricadas, pois, o processo de laminação utilizado ainda tem muito trabalho manual, o que pode interferir na perfeita angulação das camadas sobrepostas e na homogeneidade da proporção reforço/matriz ao longo de toda a geometria.

5.2 Sugestão para trabalhos futuros

Durante a realização do trabalho aqui reportado, observou-se que outros temas de pesquisa merecem análises complementares e podem servir de base para estudos posteriores. A seguir, serão citadas algumas recomendações para o desenvolvimento de tópicos futuros:

- Avaliar outros *softwares* comerciais dedicados e não-dedicados a fim de conhecer e comparar o comportamento estrutural verificado neste trabalho, identificando o critério de falha mais coerente e eficaz para a situação estudada;
- Ampliar o conhecimento sobre a viabilidade de novos materiais e estruturas, passíveis de emprego no interior de estruturas sanduíches como as estruturas corrugadas, *honeycombs*, *lattice*, verificando a influência geométrica na resposta estrutural do componente;
- Realizar simulações computacionais inserindo defeitos de fabricação e que o ambiente externo produz calculando assim a confiabilidade do sistema;
- Desenvolver um algoritmo visando obter configurações otimizadas do número de camadas, orientação e geometria da longarina com vistas ao máximo desempenho estrutural, satisfazendo, ao mesmo tempo, restrições de projeto;

- Utilizar uma metodologia para construção de uma superfície de resposta, de maneira a reduzir o custo computacional do processo de otimização, e também para avaliar a sensibilidade dos parâmetros de projeto;
- Projetar e desenvolver um equipamento apropriado, acionado pneumaticamente, destinado ao teste estrutural de longarinas.

REFERÊNCIAS

AeroNews Network. **First Spar Component for Airbus A350 XWB Shipped To Scotland.** Disponível em:< <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=f35ee0c9-2429-4ea1-8777-2fb52d5a44cd>>, Acesso em: 08 de agosto de 2018.

AJITH, V.S.; PARAMASIVAM, R.; VIDHYA, K. Study of Optimal Design of Spar Beam for the Wing of an Aircraft. **International Journal of Engineering Development and Research**, v. 5, p.179-193, 2017.

Airframe & Powerplant Mechanics. **Airframe handbook.** U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION.

ALMEIDA, M. I. A., **Comportamento estrutural de painéis sanduíche compósitos para aplicação na indústria da construção.** 2009. 185p. Dissertação (Mestrado). Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, Portugal, 2009

AKINDAPO J. O.; JOHNSON-ANAMEMENA, N.; GARBA, D.K. Graphite-epoxy Composite Design for Aircraft Wing Spar Using Computational Techniques – Part I. **American Journal of Mechanical Engineering**, v. 5, p.117-127, 2017.

AL-QURESHI, H.A. **Composite materials fabrication and analysis.** 3. ed. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Brasil.1988.

ANAC. **ANACpédia.** Disponível em:< http://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_por/porpor.htm>, Acesso em: 08 de agosto de 2018.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics.** New York: McGraw-Hill, Inc., 2001.

ANGÉLICO, R. A. **Avaliação dos modelos de falhas progressivas para estruturas em material compósito.** 2009. 102 p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos – SP, 2009.

ANSYS Product Launcher Release 15. **ANSYS 15 Help.** 2015.

APETRE, N. A. **Sandwich panels with functionally graded core.**2005. 165 f. PhD Thesis – University of Florida, 2005

ARAUJO, P.M.N.; COSTA, T. R.; SILVA, E.C. Design and manufacturing process of uav composite wing spar. **4th Brazilian Conference on Composite Materials**, p.1-8, 2018.

ARRAVIND, R.; SARAVANAN, M.; RIJUVAN, R.M. Structural analysis of spar madeup of carbono fibre composite material. **International Conference on Interdisciplinary Engineering & Sustainable Management Sciences**, p.1-6, 2013.

ARMSTRONG, K. B.; BEVAN, L. G.; COLE, W. F. **Care and Repair of Advanced Composites**, SAE, 2005.

AZEVEDO, A. F. M. **Método dos Elementos Finitos**. Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. 2003

BAKER, A. A. **Composite Materials for Aircraft Structures**.2nd Ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Reston VA USA, 2004.

BARBERO, E.J. **Finite Element Analysis of Composite Materials Using Ansys**. 2. ed. Flórida, Estados Unidos: CRC Press, 2013.

BATHE, K.J. **Finite Element Procedures**. New Jersey: Prentice Hall, 1996.

Brown. **The use of composites in aircraft construction**. Disponível em: <<http://vandaair.com/2014/04/14/the-use-of-composites-in-aircraft-construction/>>, Acesso em: 08 de agosto de 2018.

CALLISTER, W. D. **Material science and engineering: an introduction**. 7th. ed. John Wiley, and Sons, Inc, 2007.

CARR, J. **Finite Element Analysis on a CFRP Composite Wing Spar**. 2018. 12p. Final Project Report. University of New South Wales, 2018.

CATOIA, R. **Estudo de viabilidade da substituição da asa metálica por uma asa em material compósito de um “Very Light Jet”**. 2008. 90p. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2008.

Cirrus Aircraft. **Explore the Vision Jet** Disponível em:<<https://cirrusaircraft.com/aircraft/vision-jet/>>, Acesso em: 08 de agosto de 2018.

COSTA, J.M.G. **Análise de vigas laminadas compósitas à flexão**. 2017. 90 p. Dissertação de Mestrado – Faculdade de Engenharia, Universidade do Porto, 2017.

CRUZ, V.R. **Optimización de la densidad de energía en vigas de material compuesto (PRF) sometidas a flexión pura**. 2014. 239p. Tesis Doctoral – Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales, Universidad Politécnica de Madrid, 2014.

DANIEL, I. M.; ISHAI, O. **Engineering mechanics of composite materials**. 2nd. ed. Oxford University Press, 2006.

DAVIES, J.M. **Lightweight Sandwich Construction**, Blackwell Science, Oxford, 2001.

DEL POZO, I.I. **Análisis y modelización de vigas sándwich sometidas a impactos de baja velocidad**. 2013. 245p. Tesis Doctoral – Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, Universidad Carlos III de Madrid, 2013.

Engenharia Aeronáutica. **Aeronaves Leves Esportivas**. Disponível em:<
<https://engenhariaaeronautica.com.br/aeronaves-leves-esportivas-lsa/>>, Acesso em: 01 de janeiro de 2019.

FISH, J.; BELYTSCHKO, T. **A First Course in Finite Elements**. John Wiley & Sons, 2007.

FLEURET, C.; ANDREANI, A.S.; LAINE, E.; GRANDIDIER, J.C.; L'HÉRITIER, S.; GORGE, A.L. Complex wing spar design in carbon fiber reinforced composite for a light aerobatic aircraft. **Mechanics & Industry**, v.614, p.1-19, 2016.

GATTI, M. C. A. **Tenacidade à fratura translaminar dinâmica de um laminado híbrido fibra-metal titânio-grafite de grau aeronáutico**. 2009. 111 p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2009

GAY, D.; HOA, S.; TSAI, S. W. **Composite materials: Design and application**. 4a. ed. Florida: CRC Press, 2003.

GDOUTOS, E.E.; DANIEL, I.M.; WANG, K.A.; ABOT, J.L. Nonlinear behavior of composite sandwich beams in three-point bending. **Experimental Mechanics**, v.41, p.182-189, 2001.

GIBSON, L. J.; ASHBY, M. F. **Cellular Solids and Properties**, 2^a ed., Cambridge University Press, Cambridge, 1997.

GIRENNAVAR, M.; SOUMYA, H, V.; SUBODH, H.M.; TANVI, J.H.; DEEPAK, R.P.Y. Design, Analysis and Testing of Wing Spar for Optimum Weight. **International Journal of Research and Scientific Innovation**, v. 4, p. 104–112, 2017.

GOKULNATH, R.; JOHNSON, S.; JOSHUA, J.; VIJAY, M. Analysis of Composite Wing Spar with Cutouts for Tensile Load. **International Journal of Mechanical Engineering and Technology**, v. 9(2), p. 173–179, 2018.

GUERATO, A. M. **Projeto voltado para o descarte de estruturas primárias de material compósito**. 2010. 116p. Dissertação de Mestrado Profissional – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2010.

HERAKOVITH, C.T. **Mechanics of fibrous composites**. New York: John Wiley & Sons, 1998.

JERONIMO, J.L. **Otimização de estruturas de materiais compósitos baseada em algoritmos genéticos contínuos**. 2014. 118p. Dissertação (Mestrado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis – SC, 2014.

JONES, R. M. **Mechanics of Composite Materials**. 2 ed. Taylor & Francis, Inc., Virginia, USA, 1999.

KASSAPOGLOU, C. **Design and Analysis of Composite Structures With Applications to Aerospace Structures**. John Wiley & Sons, 2010.

KAUFMANN, M.; ZENKERT, D.; WENNHAGE, P. Integrated cost/weight optimization of aircraft structures. **Structural and Multidisciplinary Optimization**.v. 41, p.325-334, 2010.

KAW, A. K. **Mechanics of composite materials**. 2a. ed. Florida: Taylor and Francis Group, 2006.

KIM, H.A; KENNEDY, D; GÜRDAL, Z. Special issue on optimization of aerospace structures. **Structural and Multidisciplinary Optimization**.v. 36, p.1-2, 2008.

- LENZI, M.S. **Modelos vibroacústicos de médias e altas frequências de painéis aeronáuticos de compósitos**. 2009. 179p. Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Florianópolis, 2009.
- MAHESWARAN, N.; VENKATESAN, S.P.; KUMAR, M.S.S.; VELMURUGAN, G.; SATHISKUMAR, N.; PRIYA, M. Study of weight optimization on spar beam for the wing of na aircraft. **International Journal of Software & Hardware Research in Engineering**, v.3, p.72-79, 2015.
- MATTHEWS, F. L.; RAWLINGS, R.D **Composite Materials; Engineering and Science**, 2ª ed. Boca Raton, USA. CRC Press, 2000.
- MENDONÇA, P. T. R. **Materiais compósitos e estruturas sanduiches: Projetos e Análise**. 1a. ed. Barueri: Manole Ltda, 2005.
- MIRANDA, I.M.B.D. **Análise Estática e Dinâmica de Vigas Laminadas Compósitas com recurso a modelos baseados na Teoria de Deformação de Corte de Alta Ordem**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica). Instituto Superior Técnico, Portugal, 2008.
- MOAVENI, S. **Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS**. Ed. Prentice Hall, 3th edition, 2007.
- MORAES, D. H. **Análise numérica de falha em laminados compósitos utilizando modelagem multiescala**. 2014. 137p. Dissertação (Mestrado) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual de Campinas, Campinas – SP, 2014.
- NETO, F. L, PARDINI, L. C. **Compósitos Estruturais: ciência e tecnologia**. 1 ed. São Paulo: Edgard Blücher, 2006.
- NIU, M.C.J. **Aircraft Structure Design**, 2ed. Hong Kong: Hong Kong Conmlit Press LTD, 1999
- NIU, M.C.Y. **Composite Airframe Structures: practical design information and data**. 3a. ed. Hong Kong: Conmlit Press, 2000.
- NOSSA, T.S. **Estudo comparativo das tensões na interface de compósitos de resina epóxi reforçados com fibras de carbono, aramida e vidro**. 2011. 98 p. Dissertação (Mestrado) –

Programa de Pós-Graduação em Ciências dos Materiais, Universidade Federal de São Carlos, São Carlos – SP, 2011.

PAMAR, J. D., et al. Experimental Investigation of Bi Directional Carbon Fiber Composite. **Materials Today: Proceedings** v. 24, p.3008-3016, 2015

PETRAS, A. **Design of Sandwich Structures**. 1998. 114p. PhD Thesis – Robinson College, Cambridge University, 1998.

OBERKAMPF, W. L.; TRUCANO, T. G. Verification and validation in computational fluid dynamics. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 38, p. 209–272, 2002

OLIVEIRA, J.V.S. **Caracterização Mecânica de Compósitos Estruturais com Aplicações Automotivas e Aeroespaciais**. 2014. 42p. Trabalho de conclusão de curso – Curso de Engenharia Automotiva, Universidade de Brasília, Brasília, 2014.

RADE, D.A. **Elementos Finitos Aplicados à Engenharia Mecânica**. Notas de aula, UFU – Uberlândia, 2008.

RAMOS, C.A.X. **Materiais Compósitos Inteligentes**. 2006. 324p. Tese (Doutorado Ciências da Engenharia) – Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial, Universidade do Porto, Porto, 2006.

RANA, S.; FANGUEIRO, R. **Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering: Processing, Properties and Applications**; Woodhead Publishing Ltd.: Cambridge, 2016.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**, AIAA, Washington, 1992.

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial. **Polímeros**, [S.I.], v.10, n.2, p. 4-10,2000.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica, aerodinâmica e desempenho**. [S.I.]: Salto/SP - Edição do Autor, 2014.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica, estabilidade e estruturas**. [S.I.]: Salto/SP - Edição do Autor, 2014.

ROMERO, C.S. **Análisis y modelización de vigas de tipo laminado sometidas a cargas impulsivas**. 2007. 236p. Tesis Doctoral – Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, Universidad Carlos III de Madrid, 2007.

ROSA, E. **Introdução ao projeto aeronáutico**. Florianópolis: UFSC/GRANTE, 2006.

SAMPERT, F. **Análise de uma longarina de avião acrobático em material compósito**. 2012. 28p. Trabalho de conclusão de curso – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2012.

SILVA, M. M. **Simulação empregando Análise Estatística de Energia (SEA) e verificação experimental de perda de transmissão sonora de um painel sanduíche**. 2009. 251p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, UFSC, Florianópolis, 2009.

SILVESTRE FILHO, G. D. **Projeto e análise estrutural de haste femoral de implante de quadril em material compósito polimérico**. 2006. 204p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2006.

SOLOVYEV, P.; GOMZIN, A.; PERVUSHIN, Y.; MUSIN, F.; GLALYSHEW, S. Structure determination and composite wing spar stress-strain state estimation. **MATEC Web of Conferences**, p.1-5, 2017.

STRATUS INDÚSTRIA AERONÁUTICA. Departamento de Projeto. **Relatório**. Campina Grande, 2018. Relatório. Mimeografado.

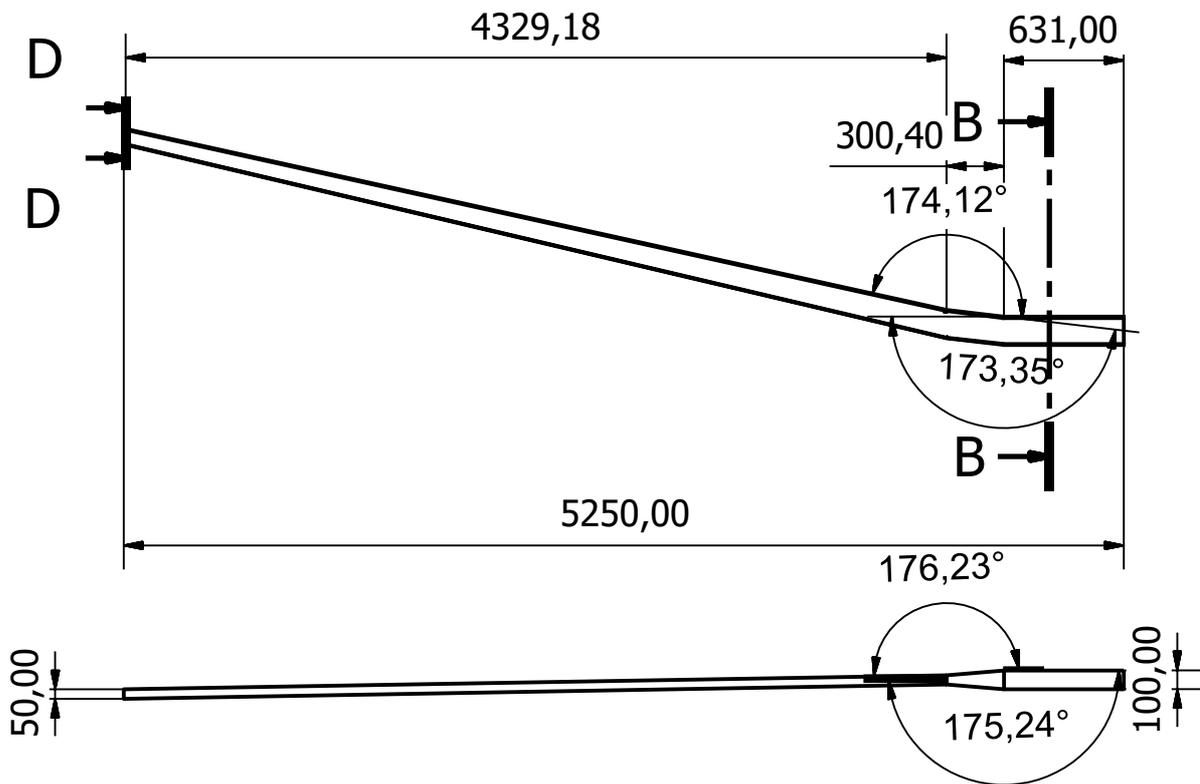
WIDMAIER, K. **Algoritmo Genético aplicado à Otimização de Asas de Material Compósito de Veículos Aéreos não Tripulados**, 2005. 182p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.

VINSON, J. R.; SIERAKOWSKI, R. L. **The Behavior of Structures Composed of Composite Materials**. 3rd printing. AD Dordrecht, Netherlands. Kluwer Academic Publishers, 1993.

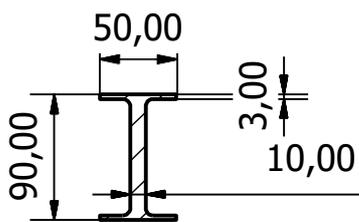
VISHRUTH, P.S.G.; CHANDAN, R.; SHIVAPPA, H.A. Structural Analysis and Optimization for Spar Beam of an Aircraft. **International Research Journal of Engineering and Technology**, v.4, p.994-998, 2017.

ZENKERT, D. **The Handbook of Sandwich Construction**, EMAS, Cradley Heath, 1997.

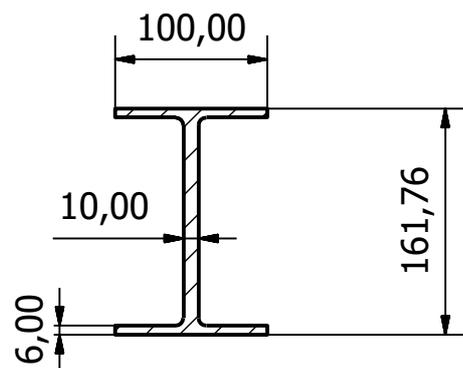
APÊNDICE A – Desenho técnico da longarina solução



D-D (1 : 5)



B-B (1 : 5)



Universidade Federal de Campina Grande - UFCG

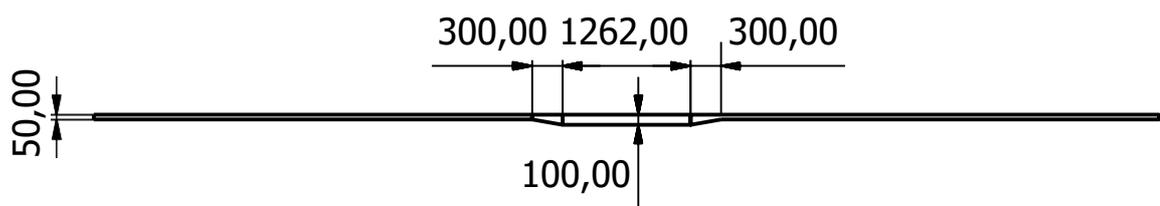
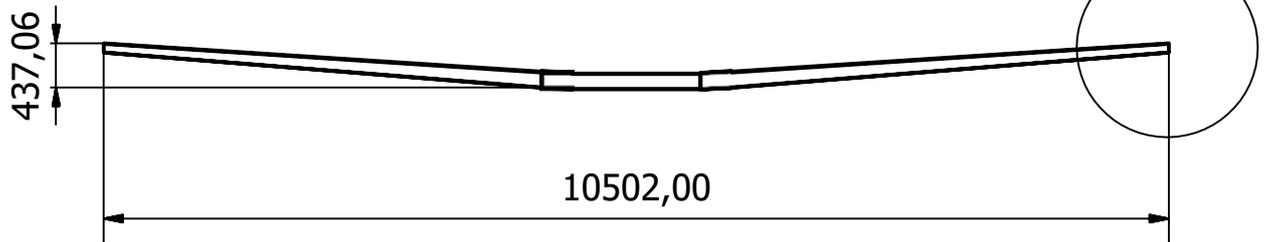
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Deseho técnico

Título: Longarina Stratus com Perfil em "C"		Projetista/Desenhista: Felipe Silva Lima		Projeção: 	
Escala: 1:75	Prancha: 01	Unidade: mm	Controle:	Data: 18/02/2019	Visto:

**ANEXO A – Desenho técnico da
longarina original**

Detalhe A



Detalhe A



Universidade Federal de Campina Grande - UFCG

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Deseho técnico

Título: Longarina Stratus com Perfil em "C"		Projetista/Desenhista: Felipe Silva Lima		Projeção: 	
Escala: 1:75	Prancha: 01	Unidade: mm	Controle:	Data: 18/02/2019	Visto: