

Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA
Engenharia Aeroespacial

**Fabricação e caracterização de estruturas
sanduíche tipo colmeia com núcleo impresso por
fusão e deposição de material termoplástico**

Autor: Lais Rocha Carvalho

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior

Brasília, DF

2019



Lais Rocha Carvalho

Fabricação e caracterização de estruturas sanduíche tipo colmeia com núcleo impresso por fusão e deposição de material termoplástico

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior

Brasília, DF

2019

Lais Rocha Carvalho

Fabricação e caracterização de estruturas sanduíche tipo colmeia com núcleo impresso por fusão e deposição de material termoplástico/ Lais Rocha Carvalho.

– Brasília, DF, 2019-

147 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA , 2019.

1. Pannel sanduíche colmeia. 2. Impressão 3D. 3. Compósitos reforçados por fibras. I. Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Fabricação e caracterização de estruturas sanduíche tipo colmeia com núcleo impresso por fusão e deposição de material termoplástico

CDU 02:141:005.6

Lais Rocha Carvalho

Fabricação e caracterização de estruturas sanduíche tipo colmeia com núcleo impresso por fusão e deposição de material termoplástico

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 11 de Dezembro de 2019 – Data da aprovação do trabalho:

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Júnior**
Orientador

Prof. Dr. Cristian Vendittozzi,
UnB/FGA
Convidado 1

**Prof. Dr. Sérgio Henrique da Silva
Carneiro, UnB/FGA**
Convidado 2

Brasília, DF
2019

Agradecimentos

Agradeço primeiramente à Deus, que me guiou durante toda a minha trajetória de vida, e permitiu que eu finalizasse mais uma etapa. Apesar de todas as intempéries, Ele permaneceu ao meu lado, e me abençoou com várias oportunidades.

À minha família, obrigada pelo apoio, amor e por não deixar que eu desistisse dos meus sonhos. Mesmo que um oceano ou estado nos distancie, vocês sempre serão meu pilar.

Aos professores, expresso minha gratidão por me ensinarem e contribuírem para a minha formação profissional, vocês se tornaram exemplos para mim. Em especial, agradeço ao meu professor orientador, Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior, o qual me acolheu, me orientou, teve a paciência de me ensinar e não desistiu de mim em nenhum momento. Ainda, agradeço aos meus colegas do laboratório de Sistemas Aeroespaciais (LaSA): Matheus Sant'ana, Guilherme Portilho, e João Vitor Bigoloti, os quais me auxiliaram na laminação e na impressão 3D.

Aos funcionários da Universidade de Brasília, em especial, do campus Gama, agradeço pela dedicação em tornar o ambiente de estudo cada vez melhor, e também, pelo apoio e incentivos oferecidos.

Agradeço ainda aos meus amigos, principalmente, Letícia Braga e Guilherme Vaz, que estiveram ao meu lado desde o início da graduação, me socorreram, me animaram e ainda mesmo sem entender minha ausência em vários momentos me apoiaram. Por fim, agradeço ao meu melhor amigo e companheiro, por me aturar em cada situação de estresse e desespero que surgiam ao longo da minha trajetória.

E a todos que direta ou indiretamente fizeram parte da minha formação profissional e pessoal, o meu muito obrigado.

*“Entregue teu caminho ao Senhor,
e o mais Ele fará.”
(Bíblia Sagrada, Salmos 37:5)*

Resumo

Os painéis sanduíche *honeycomb*, estão sendo utilizados com uma frequência cada vez maior no setor aeroespacial, por combinar sua elevada rigidez com baixo peso. Empregar núcleos de materiais poliméricos nesses painéis não é novidade, mas aliando a Deposição de Material Fundido (ou *Fused deposition material* - FDM) as aplicações se ampliam visto que é possível variar de maneira mais prática e simples características geométricas do núcleo, não exigindo técnicas de fabricação avançadas. O objetivo do trabalho é estudar a caracterização mecânica de painéis sanduíches com núcleo impresso em material termoplástico e com faces em material metálico e fibras laminadas. Dessa maneira, nesse trabalho foram ensaiadas 4 configurações de *honeycomb* em prototipagem rápida com o termoplástico de ácido polilático, onde buscou-se caracterizá-las com o teste de flexão, e determinar a influência do tamanho das células hexagonais e a altura do núcleo sobre suas propriedades. Ainda, comparou as propriedades obtidas nesse ensaio mecânico com as advindas de análise numérica e simulação no DIGIMAT. Por meio dos resultados obtidos para núcleos termoplásticos impressos 3D, escolheu-se os que apresentaram maior resistência à flexão, e explorou novos materiais para as faces como alumínio 1100, fibra de vidro e carbono. Assim foram estabelecidos procedimentos padrões para a sua construção e caracterização.

Palavras-chaves: Painel sanduíche colmeia. Impressão 3D. Compósito reforçado por fibras.

Abstract

Sandwich honeycomb panels have been used each time more in the aerospace field, because it combines its high hardness with its low weight. Using kernels of polymeric materials in these panels is not a new approach, however combined to the Fused Deposition Material (FDM), the amount of applications increase because it is possible to diversify in a simpler and more practical way the kernel's geometric features, and it does not demand the use of more advanced manufactures techniques. The objective of this thesis is to study the mechanic featuring of sandwich panels with kernel printed in thermoplastic material and with faces in metallic material and laminated fibers. Thus this work has used 4 honeycomb settings in a fast prototyping with polylactic acid thermoplastic, and it was aimed to feature them with the flexion test and to determine the influence of the hexagons cell's size and the kernel's height in their properties. Yet, it has been done a benchmark of the obtained properties in this mechanical test with the numerical analysis and the simulation in the DIGIMAT. With the obtained results to the 3D printed thermoplastic kernels, it has been chosen the ones that had shown the highest resistance to flexion when the test happened and it was tried new materials to the faces, as alumni 1100, class fiber and carbon fiber. So in this way it has been established the standard proceedings to it's building and featuring.

Key-words: Sandwich honeycomb panel. 3D Printing. Fiber reinforced composite.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Modelo de impressora enviado a ISS - Fonte: (NASA, 2017)	27
Figura 2 – Suporte para esfera do sistema do rolamento de ar - Fonte: (SILVA, 2015)	28
Figura 3 – Porcentagem de materiais no Boeing 787- Fonte: (HANGAR33, 2015) .	29
Figura 4 – Estrutura sanduíche simplificada - fonte: (DIAS et al., 2016)	33
Figura 5 – <i>Honeycomb</i> hexagonal de papel - fonte: (NASSEH, 2007)	34
Figura 6 – Processos de fabricação de núcleo <i>honeycomb</i> - fonte: (MARSHALL, 1982)	35
Figura 7 – Esquema de impressão 3D - fonte: (MOREIRA, 2016)	41
Figura 8 – Etapas do processo de manufatura aditiva - fonte: (MUELLER, 2012) .	42
Figura 9 – (A) Ensaio de flexão 3 pontos e (B) ensaio de flexão 4 pontos para painéis sanduíche - fonte: (ASTM INTERNATIONAL, 2016b)	45
Figura 10 – Seção transversal de estrutura sanduíche <i>honeycomb</i> - fonte:(BITZER, 1997)	46
Figura 11 – Esquemático de aplicação de forças no (A) ensaio de flexão 3 pontos, e (B) ensaio de flexão 4 pontos para compósitos de matriz polimérica - fonte:(ASTM INTERNATIONAL, 2016a)	48
Figura 12 – Extensômetro - fonte:(DAVIS, 2004)	50
Figura 13 – Diagrama de blocos do teste de excitação por impulso - fonte:(ASTM INTERNATIONAL, 2015)	52
Figura 14 – Início de modelagem no software Catia V5 R19 - fonte: próprio autor .	55
Figura 15 – (A) Modelo E16 da Anet [®] , evidenciando os eixos X,Y e Z; (B) fatiamento no Simplify - fonte: (A)(BRASIL, 2019), (B) próprio autor.	56
Figura 16 – Impressora modelo E16 da Anet [®] inserida na caixa de proteção e de controle de temperatura com a porta aberta - fonte: próprio autor . . .	56
Figura 17 – Parâmetros de preenchimento - fonte: próprio autor	57
Figura 18 – Teste para fator de extrusão com o cubo 1 (Fatos de extrusão 1), cubo 2 (fator de extrusão 0,86), e cubo 3 (fator de extrusão 0,85) - fonte: próprio autor	58
Figura 19 – Teste de qualidade de impressão de acordo com as velocidade 50 mm/s, 60 mm/s, 70 mm/s e 80 mm/s (de cima para baixo) - fonte: próprio autor.	60
Figura 20 – Defeitos ocasionados pelas velocidades da antepenúltima camada. Velocidades de impressão: 80 mm/s, 55 mm/s, 50 mm/s e 40 mm/s (da esquerda para a direita) - fonte: próprio autor.	60

Figura 21 – Comparação no fatiamento da antepenúltima camada de impressão do hexágono menor (A) e maior(B) com velocidade de 80 mm/s - fonte: próprio autor.	61
Figura 22 – Ordem de camadas de material para laminação - fonte: próprio autor.	63
Figura 23 – Laminação a 30 °C da fibra de vidro - fonte: próprio autor.	63
Figura 24 – Placas finais geradas - fonte: próprio autor.	64
Figura 25 – Marcação e corte dos corpos de prova no laminado de fibra de vidro - fonte: próprio autor.	64
Figura 26 – Laminado de carbono dentro da bolsa de vácuo sobre a mesa de aquecimento - fonte: próprio autor.	66
Figura 27 – Pós-cura fibra de carbono - fonte: próprio autor.	66
Figura 28 – Pressão dentro da estufa (A) e bomba de vácuo (B) - fonte: próprio autor.	67
Figura 29 – Laminado de fibra de carbono ao final - fonte: próprio autor.	67
Figura 30 – Laminado de fibra de carbono com resina poliéster - (A) uso das placas de madeira sobre a laminação, (B) Uso da estrutura de isopor e alumínio para a conservação do calor no sistema - fonte: próprio autor.	68
Figura 31 – Placa laminada de fibra de carbono e poliéster - fonte: próprio autor.	69
Figura 32 – Placa laminada de fibra de carbono e poliéster - fonte: próprio autor.	69
Figura 33 – Teste de resina sobre placas de PLA de 0,2 e 0,4 mm - fonte: próprio autor.	70
Figura 34 – Corte do painel sanduíche, com ampliação de seu núcleo- fonte: próprio autor.	71
Figura 35 – Lixamento (A) e planificação das placas de alumínio na morsa (B)- fonte: próprio autor.	72
Figura 36 – <i>Honeycomb</i> de fibra de carbono ao sair da laminação (imagem superior), e o corpo de prova após lixado (imagem inferior) - fonte: próprio autor.	73
Figura 37 – Quebra na ponta do núcleo - fonte: próprio autor.	74
Figura 38 – Ensaio flexão 3 pontos em painel sanduíche <i>honeycomb</i> - fonte: próprio autor.	76
Figura 39 – Posicionamento de camadas DIGIMAT - fonte: próprio autor	78
Figura 40 – Simulação 3 pontos DIGIMAT - fonte: próprio autor	78
Figura 41 – Máquina de Ensaio Universal Instron 8801 - fonte:(SILVA, 2017b)	79
Figura 42 – Ensaio de Excitação por impulso - fonte:(SILVA, 2017b)	80
Figura 43 – Peça inacabada por falta de filamento - fonte: próprio autor.	83
Figura 44 – Consequência do entupimento do bico extrusor - fonte: próprio autor.	83
Figura 45 – Erro de confecção causado por vazamento - fonte: próprio autor.	84
Figura 46 – Peça inacabada por falta de filamento - fonte: próprio autor.	84

Figura 47 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) para os corpos de prova tipo 1 e 2	85
Figura 48 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) para os corpos de prova tipo 3 e 4	86
Figura 49 – Resultados do ensaio de flexão - (A) Corpo de prova tipo 1 e, (B) tipo 2 - fonte: próprio autor.	87
Figura 50 – Resultados do ensaio de flexão - (A) Corpo de prova tipo 3 e (B) tipo 4 - fonte: próprio autor.	88
Figura 51 – Teste de tração para compósitos de fibra de carbono (A) e vidro (B) laminados com epóxi- fonte:(SILVA, 2017b)	92
Figura 52 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) do <i>honeycomb</i> de face de Carbono	94
Figura 53 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) do <i>honeycomb</i> de face de vidro	94
Figura 54 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) do <i>honeycomb</i> de face alumínio 1100	94
Figura 55 – Falha do núcleo por delaminação- fonte: próprio autor.	95
Figura 56 – (A) e (B) Evidenciam a falha por flambagem do núcleo de acordo com a literatura e em teste de flexão 3 pontos, respectivamente - fonte: (A) (BITZER, 1997), (B) próprio autor.	96
Figura 57 – (A) Descolamento da face inferior no momento do ensaio de flexão; (B) resultado de descolamento em painéis <i>honeycombs</i> com face de fibra de vidro - fonte: próprio autor.	96
Figura 58 – Descolamento e dobramento de face no <i>honeycomb</i> de face de alumínio 1100- fonte: próprio autor.	97
Figura 59 – Dobra de face evidenciada no <i>honeycomb</i> com face de fibra de carbono- fonte: próprio autor.	98
Figura 60 – Gráfico tensão (MPa) deformação (mm/mm) de fibra de vidro sem pós-cura (Tipo B) - fonte: próprio autor.	112
Figura 61 – Gráfico tensão (MPa) deformação (mm/mm) de fibra de vidro com pós-cura (Tipo D) - fonte: próprio autor.	112
Figura 62 – (A) Extensômetros captando os deslocamentos longitudinais, (B) Extensômetros captando os deslocamentos transversais- fonte: próprio autor.	113
Figura 63 – Corpo de teste ao final da laminação - fonte: próprio autor.	114
Figura 64 – Gráfico do ensaio de flexão 4 pontos- corpo de prova tipo B - fonte: próprio autor.	115
Figura 65 – Falha do corpo de prova tipo B, sem e com submissão prévia ao ensaio de tração na zona elástica - fonte: próprio autor.	115
Figura 66 – Corpo de Prova 1	116

Figura 67 – Corpo de Prova 2	117
Figura 68 – Corpo de Prova 3	118
Figura 69 – Corpo de Prova 4	119

Lista de tabelas

Tabela 1 – Características de três materiais fibrosos usados como reforço - fonte: (CALLISTER, 2002)	40
Tabela 2 – Diferenças entre os tipos de corpos de prova impressos	55
Tabela 3 – Parâmetros de fator de extrusão impressão em PLA	58
Tabela 4 – Parâmetros de temperatura na impressão com PLA	59
Tabela 5 – Velocidades de impressão encontradas - fonte: próprio autor	61
Tabela 6 – Informações sobre a manta de vidro, resina poliéster e endurecedor . .	62
Tabela 7 – Informações sobre a manta de carbono, resina epóxi e endurecedor . .	65
Tabela 8 – Força (N) e flecha média máxima (mm) - fonte: próprio autor	86
Tabela 9 – Valores de módulo de Young em MPa do PLA - fonte: próprio autor . .	87
Tabela 10 – Valores do módulo de cisalhamento do núcleo, G, do painel sanduíche <i>honeycomb</i> em PLA - fonte: próprio autor	88
Tabela 11 – Valores de flecha máximas obtidas de acordo com o software DIGIMAT - fonte: próprio autor	89
Tabela 12 – Valores de flechas referentes a 50 % do valor máximo médio de força obtidas com o software DIGIMAT e ensaio de flexão 3 pontos - fonte: próprio autor	89
Tabela 13 – Valores do módulo de elasticidade de cada corpo de prova tipo B e D para os cinco exemplares de casa tipo - fonte: próprio autor	90
Tabela 14 – Valores do módulo de elasticidade de cada um dos 5 exemplares do corpo de prova de fibra de vidro laminados com resina epóxi - fonte: próprio autor	92
Tabela 15 – Valores do módulo de elasticidade de cada exemplar do corpo de prova de fibra de carbono laminados com resina epóxi - fonte: próprio autor . .	93
Tabela 16 – Força (N) e flecha média máxima (mm) obtidos no ensaio de flexão 3 pontos para os painéis sanduíches compósitos com face de fibra de vidro, carbono e alumínio, e alturas de 10 e 15 mm - fonte: próprio autor	93
Tabela 17 – Valores de módulo de cisalhamento do núcleo do painel sanduíche <i>honeycomb</i> segundo formulação da viga em I e a ASTM C393 - fonte: próprio autor	98
Tabela 18 – Valores de flecha (mm) segundo o ensaio de flexão e o software DIGIMAT - fonte: próprio autor	99
Tabela 19 – Valores encontrados por meio do ensaio de excitação por impulso - fonte: próprio autor	110
Tabela 20 – Valores do módulo de elasticidade de cada corpo de prova tipo B - fonte: próprio autor	111

Tabela 21 – Valores do módulo de elasticidade de cada corpo de prova tipo D - fonte: próprio autor	111
Tabela 22 – Dimensões corpo de prova B1 - fonte: próprio autor	120
Tabela 23 – Dimensões corpo de prova B2 - fonte: próprio autor	120
Tabela 24 – Dimensões corpo de prova B3 - fonte: próprio autor	120
Tabela 25 – Dimensões corpo de prova B4 - fonte: próprio autor	121
Tabela 26 – Dimensões corpo de prova B5 - fonte: próprio autor	121
Tabela 27 – Dimensões corpo de prova D1 - fonte: próprio autor	121
Tabela 28 – Dimensões corpo de prova D2 - fonte: próprio autor	121
Tabela 29 – Dimensões corpo de prova D3 - fonte: próprio autor	122
Tabela 30 – Dimensões corpo de prova D4 - fonte: próprio autor	122
Tabela 31 – Dimensões corpo de prova D5 - fonte: próprio autor	122
Tabela 32 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 01 - fonte: próprio autor	122
Tabela 33 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 02 - fonte: próprio autor	123
Tabela 34 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 03 - fonte: próprio autor	123
Tabela 35 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 04 - fonte: próprio autor	123
Tabela 36 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 05 - fonte: próprio autor	123
Tabela 37 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 01 - fonte: próprio autor	124
Tabela 38 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 02 - fonte: próprio autor	124
Tabela 39 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 03 - fonte: próprio autor	124
Tabela 40 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 04 - fonte: próprio autor	124
Tabela 41 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 05 - fonte: próprio autor	125
Tabela 42 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 01 - fonte: próprio autor	125
Tabela 43 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 02 - fonte: próprio autor	125
Tabela 44 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 03 - fonte: próprio autor	125
Tabela 45 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 04 - fonte: próprio autor	126
Tabela 46 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 05 - fonte: próprio autor	126
Tabela 47 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 01 - fonte: próprio autor	126
Tabela 48 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 02 - fonte: próprio autor	126
Tabela 49 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 03 - fonte: próprio autor	127
Tabela 50 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 04 - fonte: próprio autor	127
Tabela 51 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 05 - fonte: próprio autor	127
Tabela 52 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 10 mm - 01 - fonte: próprio autor	127
Tabela 53 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 10 mm - 02 - fonte: próprio autor	128
Tabela 54 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 10 mm - 03 - fonte: próprio autor	128

Tabela 55 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 10 mm - 04 - fonte: próprio autor	128
Tabela 56 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 10 mm - 05 - fonte: próprio autor	128
Tabela 57 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 15 mm - 01 - fonte: próprio autor	129
Tabela 58 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 15 mm - 02 - fonte: próprio autor	129
Tabela 59 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 15 mm - 03 - fonte: próprio autor	129
Tabela 60 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 15 mm - 04 - fonte: próprio autor	129
Tabela 61 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de alumínio 15 mm - 05 - fonte: próprio autor	130
Tabela 62 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 10 mm - 01 - fonte: próprio autor	130
Tabela 63 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 10 mm - 02 - fonte: próprio autor	130
Tabela 64 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 10 mm - 03 - fonte: próprio autor	131
Tabela 65 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 10 mm - 04 - fonte: próprio autor	131
Tabela 66 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 10 mm - 05 - fonte: próprio autor	131
Tabela 67 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 15 mm - 01 - fonte: próprio autor	132
Tabela 68 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 15 mm - 02 - fonte: próprio autor	132
Tabela 69 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 15 mm - 03 - fonte: próprio autor	132
Tabela 70 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 15 mm - 04 - fonte: próprio autor	132
Tabela 71 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de carbono 15 mm - 05 - fonte: próprio autor	133
Tabela 72 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 10 mm - 01 - fonte: próprio autor	133
Tabela 73 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 10 mm - 02 - fonte: próprio autor	133

Tabela 74 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 10 mm - 03 - fonte: próprio autor	134
Tabela 75 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 10 mm - 04 - fonte: próprio autor	134
Tabela 76 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 10 mm - 05 - fonte: próprio autor	134
Tabela 77 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 15 mm - 01 - fonte: próprio autor	135
Tabela 78 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 15 mm - 02 - fonte: próprio autor	135
Tabela 79 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 15 mm - 03 - fonte: próprio autor	135
Tabela 80 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 15 mm - 04 - fonte: próprio autor	135
Tabela 81 – Dimensões corpo de prova <i>honeycomb</i> de face de fibra de vidro 15 mm - 05 - fonte: próprio autor	136
Tabela 82 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 01 - fonte: próprio autor	136
Tabela 83 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 02 - fonte: próprio autor	136
Tabela 84 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 03 - fonte: próprio autor	137
Tabela 85 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 04 - fonte: próprio autor	137
Tabela 86 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 05 - fonte: próprio autor	137
Tabela 87 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 01 - fonte: próprio autor	138
Tabela 88 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 02 - fonte: próprio autor	138
Tabela 89 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 03 - fonte: próprio autor	138
Tabela 90 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 04 - fonte: próprio autor	138
Tabela 91 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 05 - fonte: próprio autor	139
Tabela 92 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 01 - fonte: próprio autor	139

Tabela 93 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 02 - fonte: próprio autor	139
Tabela 94 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 03 - fonte: próprio autor	140
Tabela 95 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 04 - fonte: próprio autor	140
Tabela 96 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 05 - fonte: próprio autor	140
Tabela 97 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 01 - fonte: próprio autor	141
Tabela 98 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 02 - fonte: próprio autor	141
Tabela 99 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 03 - fonte: próprio autor	141
Tabela 100 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 04 - fonte: próprio autor	141
Tabela 101 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 05 - fonte: próprio autor	142
Tabela 102 – Quantidades de endurecedor e resina usada para cada camada do corpo de prova Tipo B	143
Tabela 103 – Quantidades de endurecedor e resina usada para cada camada do corpo de prova Tipo D	143

Lista de abreviaturas e siglas

ABS	<i>Acrylonitrile Butadiene Styrene</i>
ASTM	<i>American Society for Testing and Material</i>
CAD	<i>Computer-aided design</i>
FDM	<i>Fused deposition material</i>
FGA	Faculdade do Gama
ISS	<i>International Space Station</i>
LaSA	Laboratório de Sistemas Aeroespaciais
MA	<i>Additive Manufacturing</i>
MDF	<i>Medium Density Fiberboard</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PETG	<i>Polyethylene terephthalate glycol modified</i>
PLA	<i>Polylactic Acid</i>
STL	<i>Standard Tessellation Language</i>
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

b	Largura do Painel Sanduíche
d	Espessura do Painel Sanduíche
t	Espessura das Faces
τ_c	Tensão de cisalhamento no núcleo
σ_f	Tensão normal das faces
P	Valor de carga aplicada em ensaio de flexão
L	Comprimento entre apoios do ensaio de flexão
Δ_{max}	Deflexão máxima do painel sanduíche
D	Rigidez a flexão do painel sanduíche
U	Rigidez ao cisalhamento do painel sanduíche
G	Módulo de cisalhamento do núcleo do painel sanduíche
ε	Deformação
E_f^{secant}	Módulo secante flexional de elasticidade
E_f^{chord}	Módulo de Elasticidade de flexão
E	Módulo de elasticidade das faces do painel sanduíche
E_c	Módulo de elasticidade do núcleo
h	Distância do centro da face superior ao centro da face inferior do painel sanduíche
ν	Coefficiente de Poisson
τ	Tensão de cisalhamento do núcleo do painel sanduíche
K_b	Deflexão por cisalhamento
G_0	Módulo de cisalhamento no núcleo do compósito
K_s	Deflexão por cisalhamento
F_{tu}	Tensão máxima de tração

I_0	Momento de inércia sobre o centro de massa da seção transversal
P_{max}	Máxima carga aplicada antes da falha
σ_i	Tensão de tração em cada determinado i ponto
P_i	Força em determinado i ponto
A	Área transversal média
ϵ_i	Deformação em um determinado ponto
δ_i	Deformação em um determinado ponto
L_g	Deslocamento do extensômetro nesse determinado ponto
C	Comprimento do extensômetro
$\Delta\sigma$	Diferença entre dois pontos de tensão
$\Delta\epsilon_t$	Diferença entre dois pontos da deformação transversal
$\Delta\epsilon_l$	Diferença entre dois pontos da deformação longitudinal
m	Massa da barra
f_f	Frequência fundamental de ressonância de flexão de uma barra retangular
T_1	Fator de correção para o modo de flexão fundamental
f_t	Frequência fundamental de ressonância de torção de uma barra retangular
R	Velocidade de movimentação da máquina em teste de flexão
Z	Taxa de deformação da fibra externa
$E_{médioD}$	Módulo de elasticidade médio do corpo de prova D
$E_{médioB}$	Módulo de elasticidade médio do corpo de prova B

Sumário

I	INTRODUÇÃO	25
1	INTRODUÇÃO	26
1.1	Contextualização	26
1.2	Motivação	27
1.3	Justificativa	29
1.4	Objetivos	29
1.4.1	Objetivo Geral	29
1.4.2	Objetivos Específicos	29
1.5	Organização do trabalho	30
II	REFERENCIAL TEÓRICO	32
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	33
2.1	Painéis Sanduíche Colmeia	33
2.1.1	Núcleo <i>honeycomb</i> hexagonal	34
2.1.2	Adesivos	36
2.1.3	Materiais de face	36
2.1.3.1	Alumínio	37
2.2	Materiais Compósitos	37
2.2.1	Matrizes Poliméricas	38
2.2.1.1	Resina Epóxi	38
2.2.1.2	Resina poliéster	39
2.2.2	Fibras	39
2.2.3	Cura e pós-cura	40
2.3	Fabricação por Deposição de Material Fundido	41
2.3.1	Fases da FDM	42
2.3.2	Ácido Polilático	43
3	MÉTODOS DE CARACTERIZAÇÃO	45
3.1	Ensaio de Flexão	45
3.1.1	ASTM C393	45
3.1.2	Equacionamento da viga em I	46
3.1.3	ASTM D7264M-15	47
3.2	Ensaio de tração	49
3.2.1	ASTM D3039	49

3.3	Ensaio de Excitação por impulso	51
3.3.1	ASTM E1876	51
III	METODOLOGIA	53
4	METODOLOGIA PARA A CONFECÇÃO DOS CORPOS DE PROVA	54
4.1	Impressão 3D	54
4.1.1	Modelagem dos corpos de prova impressos	54
4.1.2	Montagem da Impressora	55
4.1.3	Configuração do software de fatiamento	57
4.2	Compósitos de matrizes poliméricas	61
4.2.1	Laminação da fibra de vidro com resina poliéster	62
4.2.2	Laminação da fibra de carbono com resina epóxi	65
4.2.2.1	Quantidades de camadas necessárias	65
4.2.2.2	Corpos de prova para flexão e tração	66
4.2.3	Laminado de fibra de vidro com resina epóxi	68
4.3	Painéis sanduíche colmeia laminados	70
4.3.1	Teste de resina	70
4.3.2	Laminação faces de alumínio 1100, fibra de vidro e carbono	70
5	ENSAIOS DE CARACTERIZAÇÃO DOS CORPOS DE PROVA PRODUZIDOS	75
5.1	Ensaio de flexão para painéis <i>honeycomb</i>	75
5.2	DIGIMAT	77
5.2.1	Ensaio de tração - ASTM D3039	78
5.3	Ensaio de excitação por impulso - ASTM E1876	79
5.4	Ensaio de flexão de materiais compósitos de matriz polimérica - ASTM D7264M-15	80
IV	RESULTADOS E DISCUSSÕES	81
6	PRINCIPAIS PROBLEMAS NA IMPRESSÃO DE MATERIAL TER- MOPLÁSTICO E COMO EVITÁ-LOS	82
7	RESULTADOS PRELIMINARES	85
7.1	Resultados corpos de prova impresso	85
7.1.1	Ensaio de flexão da estrutura sanduíche	85
7.1.2	Formulação de viga em I	87
7.1.3	Simulação com o <i>software</i> DIGIMAT	88
7.2	Resultados corpos de prova laminados	89

8	RESULTADOS PARA OS CORPOS DE PROVA LAMINADOS COM RESINA EPÓXI	91
8.1	Ensaio de tração	91
8.2	Flexão nos painéis <i>honeycomb</i> laminados com fibra de vidro, carbono e alumínio	93
8.2.1	Formulação da viga em I	98
8.2.2	DIGIMAT	98
V	CONCLUSÕES	100
9	CONCLUSÕES	101
9.1	Sugestão de Trabalhos Futuros	103
	REFERÊNCIAS	104
	APÊNDICES	109
	APÊNDICE A – RESULTADOS COMPLEMENTARES	110
A.1	Resultados corpos de prova laminados	110
A.1.1	Excitação por impulso	110
A.1.2	Ensaio de tração	111
A.2	Resultados Qualitativos	113
	APÊNDICE B – CONFIGURAÇÕES DOS CORPOS DE PROVA IMPRESSOS	116
	APÊNDICE C – TABELAS DE MEDIDAS DOS CORPOS DE PROVA	120
C.1	Fibra de vidro	120
C.1.1	Tipo B	120
C.1.2	Tipo D	121
C.2	Impressos 3D	122
C.2.1	Tipo 1 - Célula 5mm, espessura 10mm	122
C.2.2	Tipo 2 - Célula 5mm, espessura 15mm	124
C.2.3	Tipo 3 - Célula 10mm, espessura 10mm	125
C.2.4	Tipo 4 - Célula 10mm, espessura 15mm	126
C.3	Painéis sanduíches colmeia de núcleo impresso e face laminada	127
C.3.1	Face de alumínio - Célula 5mm, espessura 10mm	127
C.3.2	Face de alumínio - Célula 5mm, espessura 15mm	129
C.3.3	Face de fibra de carbono - Célula 5mm, espessura 10mm	130

C.3.4	Face de fibra de carbono - Célula 5mm, espessura 15mm	132
C.3.5	Face de fibra de vidro - Célula 5mm, espessura 10mm	133
C.3.6	Face de fibra de vidro - Célula 5mm, espessura 15mm	135
C.4	Fibras laminadas com resina epóxi	136
C.4.1	Fibra de vidro com resina epóxi laminadas para tração - longitudinal	136
C.4.2	Fibra de vidro com resina epóxi laminadas para tração - transversal	138
C.4.3	Fibra de carbono com resina epóxi	139
C.4.4	Fibra de vidro com resina epóxi laminadas para flexão	141

APÊNDICE D – TABELAS DE QUANTIDADE DE RESINA E CA-	
TALISADOR	143

ANEXOS	144
---------------	------------

ANEXO A – DADOS DO FABRICANTE DA RESINA POLIÉSTER	145
--	------------

Parte I

Introdução

1 Introdução

Este capítulo aborda as principais tecnologias que foram estudadas nesse trabalho, objetivos e aplicações de materiais fabricados por prototipagem rápida e laminação de compósitos de matriz polimérica reforçados por fibras.

1.1 Contextualização

Estruturas sanduíche despertam interesse e estão sendo difundidas em vários segmentos industriais, como no setores aeroespacial, militar e civil. Isto se deve por essas estruturas combinarem propriedades de alta rigidez à flexão e baixo peso (GOMES, 2008). A utilização de termoplásticos para a composição do núcleo é bastante disseminada, no entanto, a sua realização por meio da Manufatura Aditiva (MA) ainda é pouco divulgado (DIAS et al., 2016). A MA é um termo que se refere a prototipagem rápida, onde dentre os vários processos dessa manufatura, o mais popular é a Deposição de Material Fundido (do inglês *Fused Deposition Modeling (FDM)*), pelo qual a impressão 3D se baseia e é um dos modelos difundidos atualmente (MUELLER, 2012).

Essa tecnologia permite criar modelos complexos de geometria, sem perda de material, e com alta qualidade. Ela é iniciada com base na modelagem da peça em software de desenho computadorizado (do inglês *Computer-Aided Design (CAD)*), e posteriormente, as peças são desenvolvidas camada a camada, até a sua conclusão. Na área aeroespacial ela já vem sendo explorada há alguns anos.

Outros materiais importantes na área aeroespacial foram os compósitos que se expandiram no mercado com o avanço tecnológico, onde foram se alterando os novos requisitos exigidos pelos novos produtos de engenharia. Tomando como base os compósitos poliméricos, estes apresentam propriedades mecânicas satisfatórias quanto à temperatura ambiente, baixo peso, processos fabris e de baixo custo (VENTURA, 2009). Eles geralmente possuem uma matriz polimérica reforçada por fibras, tais como vidro, aramida e carbono, e muitas vezes são utilizadas nas faces de alguns painéis sanduíches.

De acordo com Callister (2002), estruturas sanduíches não dependem apenas das propriedades dos materiais constituintes, mas também, do projeto geométrico dos elementos estruturais. Portanto, através desse trabalho, foi variado as dimensões do hexágono do núcleo do painel sanduíche e a altura do *honeycomb*, a fim de avaliar qual a influência do tamanho da célula no núcleo do painel. Além disso, estudou-se possíveis configurações para as faces reforçadas com fibra de vidro e carbono, porém variando os processos de cura e pós-cura. Utilizou-se da tecnologia de impressão 3D com o termoplástico Ácido

polilático (do inglês *Polylactic Acid (PLA)*) para simplificar o processo de fabricação dos núcleos de painéis sanduíche colmeia hexagonais, visto que os atuais no mercado demandam uma maior tecnologia, nem sempre de fácil acesso ou baratos. O PLA foi escolhido principalmente pela facilidade de impressão que ele possui, mesmo em ambientes pouco controlados, tendo em vista que parte desse trabalho busca maneiras mais simples de construir estruturas que podem ser aplicadas em setores de crescente uso da tecnologia. Dessa forma, foi possível estudar impressão 3D, laminação, e caracterizar possíveis núcleos com faces laminada de fibra de vidro, carbono, alumínio e PLA.

1.2 Motivação

A aplicação da FDM tem se expandido e criou-se até a possibilidade de utilizar essa tecnologia em outros planetas e no espaço. Em 2017, a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) enviou uma impressora 3D para a Estação Espacial Internacional (do inglês *International Space Station (ISS)*), com o intuito de estudar as propriedades da impressão em um ambiente de microgravidade. Esse mecanismo permitiria uma maior autonomia para os astronautas, e ao mesmo tempo uma versatilidade nas missões (NASA, 2017).

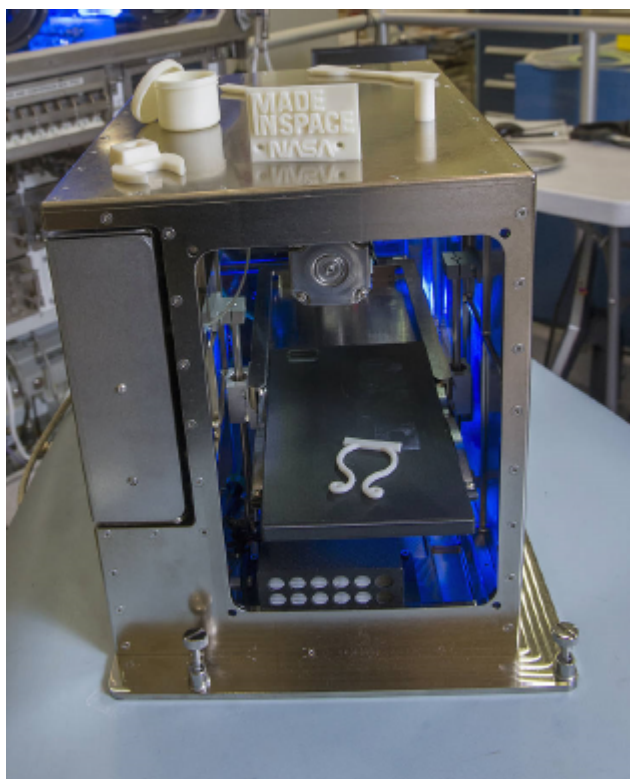


Figura 1 – Modelo de impressora enviado a ISS - Fonte: (NASA, 2017)

Em 2015, a NASA lançou um desafio para a criação de impressoras 3D que pudessem ser utilizadas na Lua ou em Marte. Depois de várias etapas, esse ano a agência

de *design Al SpaceFactory* ganhou o primeiro lugar. Sua máquina foi projetada para ser construída em um braço telescópico vertical acoplado a um *rover*. Essa tecnologia, ajuda a avançar nas pesquisas para a presença humana na Lua e depois em Marte (HOWELL, 2019).

Na Universidade de Brasília, com a parceria entre o Laboratório de Controle do Departamento de Engenharia Elétrica e a Faculdade Gama (FGA), tem-se utilizado dessa tecnologia para aprimorar um dispositivo de determinação de atitude e controle de pequenos satélites. Esse dispositivo consiste em uma mesa de atuação que paira sobre um rolamento a ar por meio de um sistema pneumático, para simular um ambiente de microgravidade. Uma das principais peças do rolamento foi fabricado por FDM (SILVA, 2015).

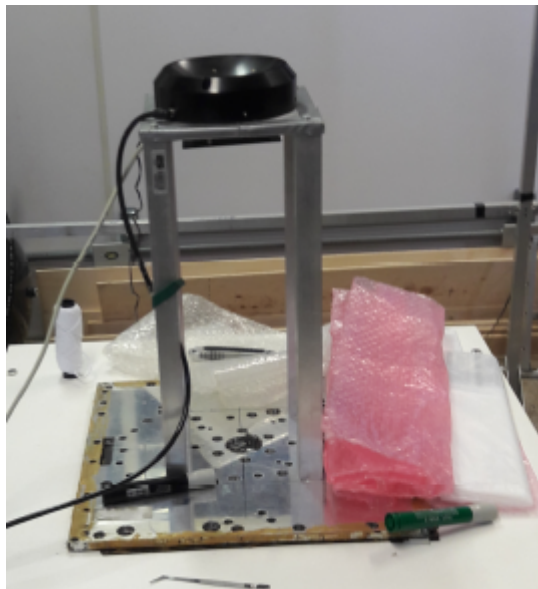


Figura 2 – Suporte para esfera do sistema do rolamento de ar - Fonte: (SILVA, 2015)

Os materiais compósitos por sua vez se destacam no setor de aviação, oferecendo aos aviões principalmente uma economia de peso. Eles apresentam cerca de 20 % do peso seco do modelo Airbus A340. No Boeing 787, os materiais compósitos configuram cerca de 50 % de todos os materiais utilizados (HANGAR33, 2015). É observado um número alto de compósitos na estrutura de um avião, dentre esses materiais os mais comuns são os sanduíche que utilizam o *honeycomb* em seu núcleo (HEXCEL, 2013).

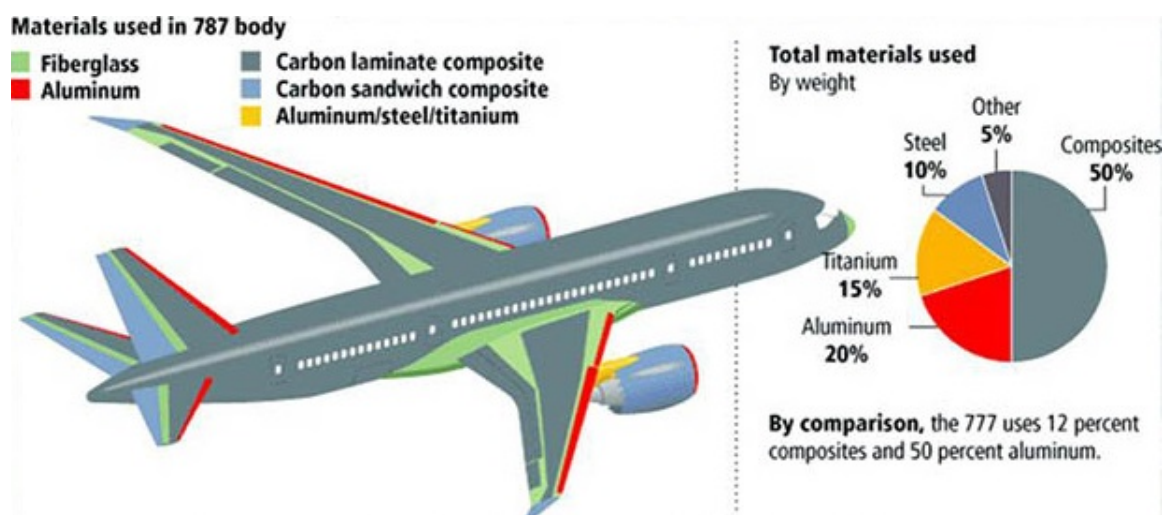


Figura 3 – Porcentagem de materiais no Boeing 787- Fonte: (HANGAR33, 2015)

1.3 Justificativa

A construção de um painel sanduíche é capaz de proporcionar uma diminuição no consumo de materiais de alto desempenho por meio da combinação de materiais menos nobres, podendo torná-los mais leves e com alta resistência. Motivando o grande impulso de sua utilização em várias aplicações.

Contudo, há carência de estudos experimentais envolvendo a otimização do núcleo e das faces de painéis sanduíches colmeia. Inclusive com uma fabricação acessível e de fácil utilização, a qual a impressão 3D pode proporcionar. Além disso, se associado com a laminação de compósitos poliméricos reforçados por fibras, podem aliar o baixo peso e a resistência mecânica para criar uma estrutura eficiente e com uma vasta gama de aplicações, no entanto com processo de fabricação simples, mas eficiente.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo Geral

O objetivo deste trabalho é estudar a fabricação e a caracterização mecânica de painéis sanduíches com núcleo impresso em material termoplástico e com faces em material metálico e fibra laminada.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Estudar o processo de laminação;
- Estudar o processo de impressão 3D;

- Realizar ensaios mecânicos de flexão sobre os corpos de prova fabricados por FDM seguindo a ASTM C393;
- Fazer ensaios mecânicos de tração com corpos de prova compósitos seguindo a ASTM F3039;
- Caracterizar o painel sanduíche colmeia fabricado por FDM por meio do ensaio mecânico de flexão seguindo a ASTM C393;
- Caracterizar os corpos de prova de fibra laminados realizando ensaio mecânico de tração seguindo a ASTM D3039;
- Caracterizar os corpos de prova de fibra laminados realizando ensaio mecânico de flexão seguindo a ASTM D7264;
- Avaliar o uso de um ensaio não destrutivo na determinação de propriedades de materiais compósitos (excitação por impulso segundo a norma E1876);
- Avaliar o uso de um software (DIGIMAT) de modelagem de painéis sanduíche *honeycomb* sobre o cálculo das propriedades equivalentes do núcleo;
- Analisar a influência do tamanho do hexágono do núcleo no comportamento mecânico do painel sanduíche *honeycomb*;
- Analisar a influência do procedimento de pós-cura nas propriedades de materiais laminados.

1.5 Organização do trabalho

Este trabalho encontra-se estruturado em 5 áreas macro. A parte I, contextualiza, apresenta a justificativa, motivação e objetivos do trabalho. A parte II faz um levantamento bibliográfico a respeito de painéis sanduíche colmeia hexagonal, fabricação por FDM, características de materiais como fibras de vidro, fibra de carbono, resina epóxi, resina poliéster e PLA. Além disso, descreve métodos de caracterização por meio de simulações, cálculos e ensaios mecânicos nos corpos de prova impressos e laminados.

A parte III discorre sobre a metodologia e parâmetros utilizados para a impressão e os procedimentos para a obtenção dos corpos de prova laminados, impressos e *honeycomb*. De forma a determinar características básicas para a manufatura dos corpos de prova finais, tais como: velocidades de impressão, fator de extrusão para impressão 3D, acabamento superficial das peças impressas, métodos de cura e pós-cura para materiais laminados.

A parte IV expõe e discute os resultados, comparando-os com a bibliografia, destacando os fatores relevantes, e justificando possíveis causas que podem ter gerado tais

valores. Vale ressaltar que esse trabalho compara as forças à flexão e enflechamentos que os corpos de prova são submetidos com diferentes tipos de núcleo e faces. Compara os dados de forças obtidos no teste flexão e os obtidos com o DIGIMAT. Ainda, por meio dos resultados adquiridos no teste de flexão, calcula o módulo de cisalhamento nos núcleos dos *honeycombs* de acordo com a norma ASTM C393 e o equacionamento da viga em I, comparando os resultados entre ambos.

A parte V sumariza as principais características do projeto e suas conclusões, além de indicar os procedimentos futuros a serem realizados para a continuação e evolução do trabalho.

Nos apêndices é possível visualizar o cronograma que o trabalho seguiu, medições e desenho técnico dos corpos de prova. Nos anexos, se encontram informações sobre a utilização da resina poliéster fornecida pelo fabricante.

Parte II

Referencial Teórico

2 Revisão Bibliográfica

Neste capítulo são apresentados os três assuntos base para o desenvolvimento do trabalho: painéis sanduíche colmeia, compósitos laminados e fabricação por deposição de material fundido. Em cada uma das três sessões, há uma breve descrição do comportamento de cada um dos materiais.

2.1 Painéis Sanduíche Colmeia

Uma estrutura do tipo sanduíche é composta basicamente de duas placas feitas de material resistente intercaladas por outro material, geralmente este último de baixa densidade (Fig. 4). Assim, a combinação e a aderência desses materiais faz com que o conjunto ganhe em termos de eficiência estrutural (GOMES, 2008). Essas estruturas são inúmeras vezes utilizadas por apresentarem alta razão entre resistência e massa, além de possuírem boa resistência a fadiga e alta capacidade de manter sua integridade superficial mesmo sob deformação (BITZER, 1997).

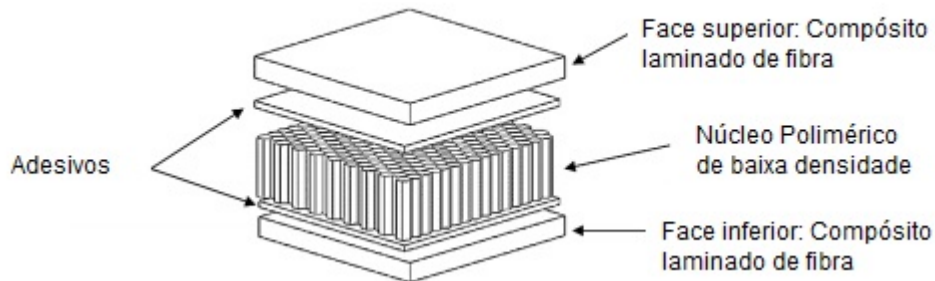


Figura 4 – Estrutura sanduíche simplificada - fonte: (DIAS et al., 2016)

A partir da década de 1950, as estruturas sanduíches foram usadas com sucesso em alguns setores. No aeroespacial, ela se concretizou na construção de aviões e equipamentos como: dutos de ar, piso do compartimento de carga, pás de rotores de helicópteros e painéis das asas dos aviões. No militar, são utilizadas na construção de mísseis, veículos espaciais, tanques, contêineres de carga, aletas e superfícies de comando. Na construção civil, apesar de sua utilização ter começado mais tardiamente, 1990, atualmente é uma das áreas que mais utilizam esse tipo de material, por serem utilizadas para isolamento térmico e acústico, resistência a umidade e intempéries. Assim é possível encontrá-lo em lajes, portas, divisórias, coberturas, e vigas (GAGLIARDO, 2008).

As faces do painel sanduíche possuem a função de suportar as tensões normais de tração, compressão e cisalhamento associados à flexão, além disso, são diretamente de-

pendentes do número e da orientação de camadas sobrepostas para formá-las. Enquanto o núcleo, mantém essas faces afastadas, é rígido perpendicularmente a elas, e sua rigidez ao cisalhamento transversal deve ser grande para que todo o conjunto sanduíche funcione (TITA, 2007). O núcleo pode ter suas propriedades modificadas caso sua densidade aumente ou diminua, ou ainda, caso seja modificado o tamanho ou o tipo de suas células.

Portanto, o desempenho da estrutura sanduíche *honeycomb* depende de características da face, do núcleo, e da ligação entre eles que pode acontecer por meios de colas, resinas e adesivos. Assim, nos tópicos a seguir há um maior detalhamento de cada um desses componentes com o foco maior em núcleos hexagonais e faces laminadas, as quais são as configurações finais deste trabalho.

2.1.1 Núcleo *honeycomb* hexagonal

O núcleo de painéis sanduíche possuem diversas geometrias possíveis, segundo Bitzer (1997) são mais de quinhentos tipos de geometrias de núcleos existentes, sendo a mais convencional a do tipo *honeycomb* hexagonal ou colmeia hexagonal. Esse tipo de núcleo não é homogêneo, possui suas células abertas na direção transversal das lâminas, fornecendo um suporte bidirecional para as mesmas (Fig. 5) (ALMEIDA, 2009).

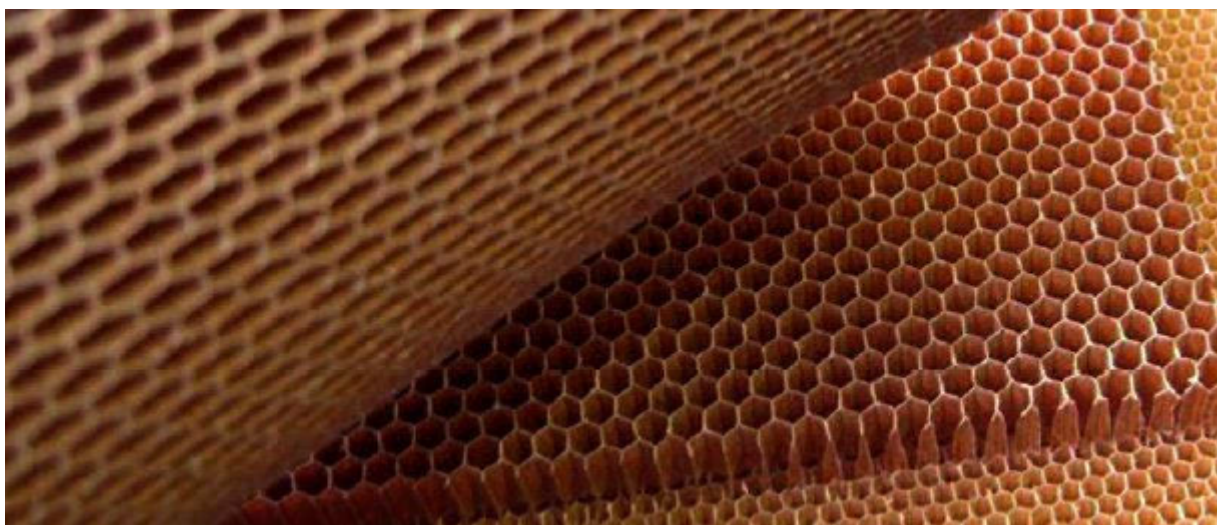


Figura 5 – *Honeycomb* hexagonal de papel - fonte: (NASSEH, 2007)

A resistência e rigidez dessas estruturas com colmeia dependem do tamanho da célula, da espessura da parede e do material em que foi feito. Essa configuração possui diversas vantagens como baixa densidade, leveza, alta resistência a compressão, no entanto possuem baixa resistência na direção ortogonal às colunas (SILVA, 2017a).

Geralmente os núcleos possuem resistência e rigidez inferior as das faces, porém com espessuras superiores, fazendo com que haja uma elevação do momento de inércia do material, e aumentando sua resistência a flexão. Para adquirir máxima eficiência na

estrutura o peso do núcleo deve ser aproximadamente igual ao peso total das duas faces (GIBSON, 2016).

Os núcleos de *honeycombs* podem ser formados de diversos materiais, tais como: alumínio, titânio, aço inoxidável, fibra de vidro, *Nomex* e papel *Kraft*. Cada um deles possui vantagens, como por exemplo o alumínio, em geral, possui baixo custo, elevada resistência específica, melhor acabamento, alta absorção de energia quando deformado (HEXCEL, 2013). Já os núcleos em *honeycomb* feitos de fibra de vidro, possuem capacidade de deformação sob calor e propriedades de isolamento térmico e elétrico (HEXCEL, 2013).

O uso de polímeros termoplásticos como núcleo de painéis sanduíche tem se mostrado promissor, tanto no desempenho mecânico, quanto no ponto de vista ecológico. Segundo Bitzer (1997), para esse tipo de núcleo é possível a fusão por temperatura no local da união entre as diversas células, eliminando a necessidade de adesivos na produção do *honeycomb*. Assim, esse mecanismo permite a produção econômica dos núcleos. Uma alternativa para sua produção é a utilização de Deposição de Material Fundido (do inglês *Fused Deposition Modeling - FDM*), o qual foi utilizado nesse trabalho e será explicado em tópicos subsequentes.

Nos atuais processos de fabricação pela indústria, o principal utilizado para a fabricação de *honeycomb* é o de expansão (Fig. 6). Ele envolve o corte de chapas, aplicação de linhas paralelas de adesivo, empilhamento das chapas, e assim a formação de um bloco compacto *HOBE*® (núcleo antes da expansão), o qual é prensado e curado. Posteriormente o bloco é fatiado em uma determinada largura de acordo com a espessura desejada do núcleo. Em seguida, o núcleo é expandido para hexágonos regulares, ou para o formato desejado (COMPOSITES, 2000).

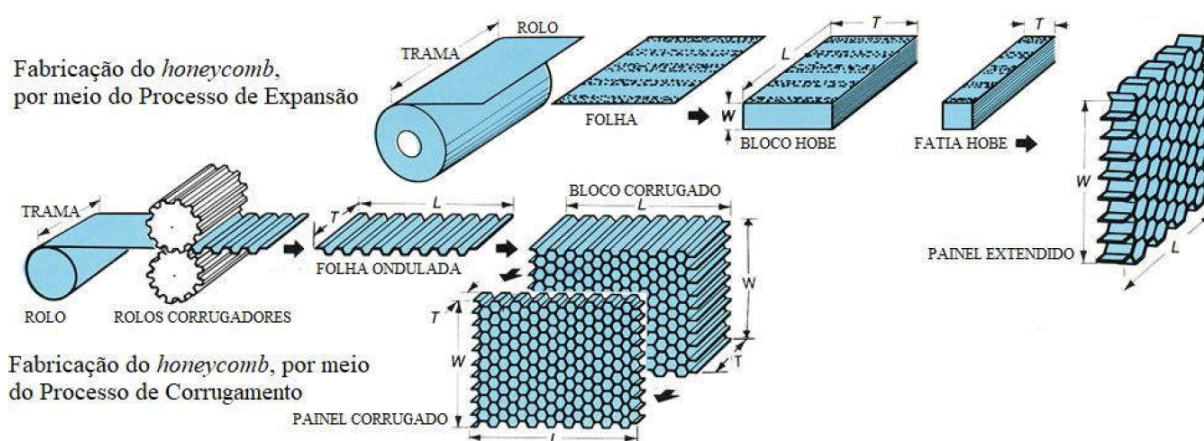


Figura 6 – Processos de fabricação de núcleo *honeycomb* - fonte: (MARSHALL, 1982)

Outro processo também comum é o corrugamento, indicado para materiais de alta densidade e com chapas mais espessas (Fig. 6). As chapa é continuamente corrugada e cortada. Segue-se então a aplicação de adesivos sobre as placas corrugadas, empilhando-as

para formar o *HOBÉ*®, o qual será comprimido durante a cura. Em seguida é cortado o conjunto, para posteriormente, expandi-lo tomando a forma da célula da colmeia ([HEXCEL, 2013](#)).

2.1.2 Adesivos

Adesivos são comumente utilizados para a união do núcleo e faces da materiais sanduíches *honeycombs*, sendo capazes de transferir forças de cisalhamento aplicadas ao painel entre seus constituintes, mantendo assim, a integridade estrutural da estrutura ([DIABGROUP, 2016](#)). Além do cisalhamento, ele deve suportar tensões de compressão e tração ([OLIVEIRA, 2018](#)).

Para que não haja redução nas propriedades mecânicas do painel é necessário assegurar a compatibilidade entre os materiais da estrutura e do adesivo utilizados, visto esse fator pode prejudicar a adesão entre eles ([COMPOSITES, 2000](#)). Além disso, existem dois fatores que são comumente recomendados para a escolha do adesivo, o primeiro, é a sua viscosidade. É preciso que este seja viscoso a ponto de espalhar-se na superfície das faces, tornando-se uma camada uniforme. O segundo fator é o controle de ligação, onde o adesivo deve preencher os espaços vazios entre o núcleo e face, garantindo a adesão de ambos ([COMPOSITES, 2000](#)).

A quantidade de adesivo e sua cura são elementos que influenciam no desempenho mecânico dos painéis sanduíches. O processo de cura deve ser seguido de acordo com as recomendações de cada fabricante. No entanto, a quantidade geralmente utilizada na união dos componentes dos painéis encontra-se entre 200 a 350 g/m^2 para cada face ([COMPOSITES, 2000](#)).

Os tipos de adesivos mais aplicados em painéis sanduíche são os poliuretanos de um ou dois componentes, os quais podem ser projetados para cumprir requisitos especiais como resistência a chamas, por exemplo. Outras resinas podem ser empregadas, de acordo com o material das faces e núcleo, como a epóxi, poliéster e vinil éster ([DAVIES, 2001](#)). Outra opção, é o adesivo de um componente que possui o agrupamento de dois componentes pré-ativados. Assim, sua cura inicia-se ao contato com a umidade, gerando uma expansão do adesivo e preenchimento de espaços vazios da estrutura ([DAVIES, 2001](#)).

2.1.3 Materiais de face

As faces externas que constituem o material sanduíche podem ser de materiais variados, desde que tenha baixa espessura e alta resistência, visto que elas devem suportar carregamentos de tração e compressão no material ([DAVIES, 2001](#)). Os materiais das faces podem ser classificados como metálicos e não metálicos ([ALMEIDA, 2009](#)).

Os materiais não metálicos abrangem madeiras, cimento, polímeros e cerâmicos.

Quando utilizados em conjunto, formam um grupo maior denominado compósitos (SOARES, 2007). Os materiais compósitos formados por uma matriz polimérica reforçada com fibras de outro material, é uma das configurações mais utilizadas para faces não metálicas e será discutido em itens subseqüentes, visto que foi uma das configurações utilizadas no presente trabalho.

Os materiais metálicos são os de uso mais comuns, como por exemplo as lâminas de aço e alumínio. O motivo para isso acontecer é que eles podem ser facilmente laminados por meio do processo de laminação por rolos, sendo incorporados a uma linha de fabricação contínua (DAVIES, 2001). As principais vantagens em seu uso são superfícies com bom acabamento, custo reduzido, elevada resistência e rigidez. Contudo, sua utilização é limitada com produtos de formas complexas e passíveis de corrosão (ALMEIDA, 2009). Dentre os materiais metálicos, o alumínio será utilizado neste trabalho como um dos tipos de face empregues.

2.1.3.1 Alumínio

A utilização de alumínio em materiais sanduíche são frequentes, principalmente, onde há exigência de resistência à corrosão como produção e estocagem de alimentos. A espessura do alumínio utilizado geralmente está entre 0,7 a 1,2 mm, no entanto, o de 0,5 mm também é utilizado (DAVIES, 2001). Mesmo possuindo rigidez inferior a do aço (em geral, cerca de um terço do módulo de elasticidade do aço), sua densidade também é inferior à dos demais materiais metálicos, o que o torna interessante para aplicações onde o baixo peso é exigido (DAVIES, 2001).

Embora com todas essas vantagens, a superfície lisa do alumínio pode levar a uma baixa adesão entre o metal e o núcleo de painéis sanduíche. Dessa forma, Davies (2001) recomenda que as faces de alumínio sejam submetidas a um tratamento superficial de abrasão mecânica e química, além de tratamento térmico. O uso de *Primer*, na superfície do alumínio que ficará em contato com o núcleo mais o uso de adesivo também podem auxiliar na solução desse problema. O *Primer* é a adição de camada orgânica, com espessura recomenda entre 5 a 10 μm , nas faces metálicas que ajudam sua adesão com o núcleo (DAVIES, 2001).

2.2 Materiais Compósitos

Por definição, material compósito é composto por dois ou mais materiais distintos ou de fases distintas e que tenham diferenças em suas propriedades físicas e química. Ou seja, uma fase contínua e uma descontínua que ao serem unidas apresentam, quase sempre, propriedades melhores que a de seus elementos separados. A fase contínua é chamada de matriz e a descontínua são os reforços (MANO, 1996; MARINUCCI, 2011).

2.2.1 Matrizes Poliméricas

Nos materiais compósitos, as matrizes atuam como meio de transferência de carga para os reforços. Elas se classificam em orgânicas (poliméricas), metálicas e cerâmicas. As orgânicas são as mais difundidas no mercado por causa do seu baixo custo de processamento e versatilidade de formulação (SILVA, 2017a).

Materiais poliméricos são formados por cadeias carbônicas nos quais átomos de hidrogênio, nitrogênio, oxigênio, cloro, flúor ou enxofre podem se ligar quimicamente (MANO, 1996). As matrizes mais usuais comercialmente nos compósitos poliméricos são os termoplásticos e termofixos (PARDINI; NETO, 2006).

Vale ressaltar que a matriz polimérica resulta da mistura de resina e agentes de cura quanto esta passa pelo processo, formando um material sólido com propriedades mecânicas e resistência química (MARINUCCI, 2011). A matriz polimérica propicia ao compósito uma forma geométrica, proteção contra o ataque de agentes externos, mantém a orientação do reforço no composto, e transfere a solicitação do carregamento aos reforços, como as fibras (CALLISTER, 2002).

A matriz termoplástica pode ser moldada e re-moldada, ou seja, sob temperatura e pressão funde e flui, mas quando resfriada endurece. Essa alteração é uma transformação física reversível, assim, quando há novas aplicações de altas temperaturas e pressões será produzido o mesmo efeito de amolecimento de fluxo. Dessa forma eles são considerados recicláveis. Como exemplo tem-se o poliestireno (PS), polipropileno (PP), policloreto de vinila (PVC), polietileno (PE), e a poliamida (Náilon) (MARINUCCI, 2011).

Já os termofixos são líquidos a temperatura ambiente, sua solidificação é provida mediante a adição de agentes de cura ou por temperatura. Caso solidificado ele se torna insolúvel ou infusível, ou seja são feitas todas as ligações cruzadas (LÓPEZ et al., 2013). Exemplos desses termofixos são as resinas fenólica, viniléster, poliéster e epóxi, sendo essas duas últimas as utilizadas nesse trabalho para laminar fibra de vidro e carbono.

As principais vantagens dos termofixos sobre os termoplásticos, é que eles demonstram propriedades mecânicas e elásticas superiores, e também, uma melhor estabilidade dimensional e resistência ao ataque de produtos químicos. No entanto, se comparados aos metais, os termofixos possuem temperatura de utilização baixa (cerca de 150 °C) (BUNSELL; RENARD, 2005).

2.2.1.1 Resina Epóxi

As resinas epóxis, são caracterizadas pela presença de mais de um anel de dois carbonos com um oxigênio, conhecido como epóxi (SILVA, 2017a). Para sua cura acontecer é necessário o acréscimo de endurecedores com o uso ou não de calor. Após curado, possui vantagens em suas propriedades mecânicas, temperatura de transição vítrea, resistência

ao envelhecimento pelo calor e resistência química, entretanto, seu custo ainda é mais elevado se comparado com resinas poliéster e viniléster (HUANG; YOUNG, 1995). Ao comparar os três principais iniciadores de cura (base de amidas, aminas e anidridos), os mais reativos são os produtos a base de amida e os menos reativos são os a base de anidrido ácido (MARINUCCI, 2011).

No processo de cura dessa resina, há uma reação exotérmica, a qual pode acontecer em temperaturas elevadas ou ambiente, sem emitir subprodutos voláteis (HERTER, 2010). Após as resinas poliésteres, as resinas epóxis são as resinas termofixas mais utilizadas no mundo (HERTER, 2010). Algumas aplicações comuns para esse material são: revestimento, compostos de fibra reforçada, assoalhos, pavimentos, adesivos, moldes, tintas e diluentes (HUNTSMAN, 2010).

2.2.1.2 Resina poliéster

A resina poliéster se destaca no mercado pelo baixo custo, facilidade de uso, e sua grande disponibilidade para compra. Ela é formada pela reação de ácidos orgânicos dicarboxílicos e glicóis, que dão origem a moléculas de cadeia longa lineares (PARDINI; NETO, 2006).

Os poliésteres possuem muitas vantagens se comparado com outras resinas, como baixo tempo de cura a temperatura ambiente, transparência e baixa viscosidade (AZIZ et al., 2005). No entanto, ela apresenta alta contração volumétrica. Mesmo que essa última característica permita uma melhor liberação da peça do molde, ela também, pode gerar depressões na superfície moldada (COSTA et al., 2015).

2.2.2 Fibras

As fibras são um tipo de reforço utilizadas em materiais compósitos. Elas são responsáveis por conseguirem suportar carregamentos mecânicos, graças as boas propriedades de resistência em módulo de elasticidade na direção dos filamentos. As fibras mais comuns são as de carbono, vidro e aramida, mas nesse trabalho só serão utilizadas as duas primeiras citadas (PARDINI; NETO, 2006).

As fibras de carbono possuem resistência e módulo específico que as caracterizam viáveis para aplicações que exigem resistência e rigidez, além de redução no peso (CHAWLA, 2012). As fibras de vidro são o tipo mais comum e versátil de material usado como reforço na fabricação de materiais compósitos, visto que é fácil de ser encontrado, possui baixo custo (se comparado com o carbono e aramida), quando associado a diferentes plásticos possui uma inércia química que o torna útil em ambientes corrosivos, se incorporado a uma matriz de plástico, produz um compósito de alta resistência específica (CALLISTER, 2002).

Tabela 1 – Características de três materiais fibrosos usados como reforço - fonte: (CALLISTER, 2002)

Material	Densidade g/m^3	Resistência a tração (GPa)	Resistência Específica (GPa)	Módulo de Elas- ticidade (GPa)	Módulo específico (GPa)
Aramida (Kevlar 49 TM)	1,44	3,6-4,1	2,5-2,85	131	91
Carbono	1,78-2,15	1,5-4,8	0,70-2,70	228-724	106-407
Vidro-E	2,58	3,45	1,34	72,5	28,1

Na tab. 1, são apresentadas as três fibras mais utilizadas em laminados compósitos. Nela contêm as propriedades mecânicas, em relação a resistência a tração e módulo de elasticidade da fibra de vidro com outras de maior custo (CALLISTER, 2002).

2.2.3 Cura e pós-cura

A cura do compósito varia com as especificações da resina utilizada. Na poliéster, por exemplo, é obtida uma polimerização por radicais livres na qual a resina é transformada do estado líquido em uma estrutura rígida. No geral, o tempo de cura será influenciado pelo tipo e quantidade de catalisador utilizados (GOMES, 2008).

Vários estudos têm buscado aperfeiçoar as placas de laminados com procedimentos de pós-cura. O laminado quando submetido a pós-cura sofre o aumento no grau de cura, ou seja, formam mais ligações cruzadas, diminuindo monômeros residuais, e tornando-se uma estrutura mais reticulada, a qual libera de maneira mais eficaz as tensões entre a interface carga- matriz (GOMES, 2008).

O efeito de tratamento por aquecimento pode aumentar de 10 a 20 % a resistência à tração por compressão diametral, que é uma tensão indireta oriunda de corpos de provas cilíndricos, e na dureza com 40 a 50 % de aumento da resistência ao desgaste, para alguns tipos de compósitos (WENDT, 1987).

No trabalho de Ferracane e Condon (1992), houve o significativo aumento de resistência a fratura, no módulo de elasticidade, e no módulo de flexão, fazendo com que as ligações cruzada variassem de 7 a 9 % e 10 a 20 %. Em Galvão (2012), há a menção de um aumento médio de 14 % na resistência à tração do laminado ao realizar a pós-cura em uma estufa, quando comparados com os curados apenas no molde pré-aquecido.

O procedimento de pós-cura é importante também, visto que conforme vai havendo o aquecimento na cura e as ligações são formadas, as vibrações moleculares tendem a

diminuir, dessa forma, se contrapõem o aumento da temperatura podendo resultar em um processo lento de cura. Nesse ponto, denomina-se a vitrificação da resina (NASSEH, 2007).

Contudo, a vitrificação pode ser evitada ou retardada, de acordo com a temperatura. Caso a temperatura atinja um valor crítico e permaneça por tempo suficiente, as interligações podem ser completadas. Mas essa condição é muito difícil de ser obtida na cura a temperatura ambiente, por isso a necessidade de efetuar a pós-cura (NASSEH, 2007).

2.3 Fabricação por Deposição de Material Fundido

A tecnologia de Deposição de Material Fundido (do inglês *Fused deposition material* - FDM) foi desenvolvida e patenteada por S. Scott Crump em 1988, o qual também criou a empresa Stratasys, pioneira na produção de impressora de FDM (CRUMP, 1992). No entanto, essas impressoras não tiveram muita demanda, visto que se tratava de uma técnica patenteada. Apenas quando a patente expirou que a tecnologia começou a se disseminar (RUNDLE, 2014).

Esse processo funciona, pela introdução do filamento de material para alimentar a cabeça de extrusão. Geralmente esse material chega até a cabeça de extrusão movido por motores de passo (Fig. 7).

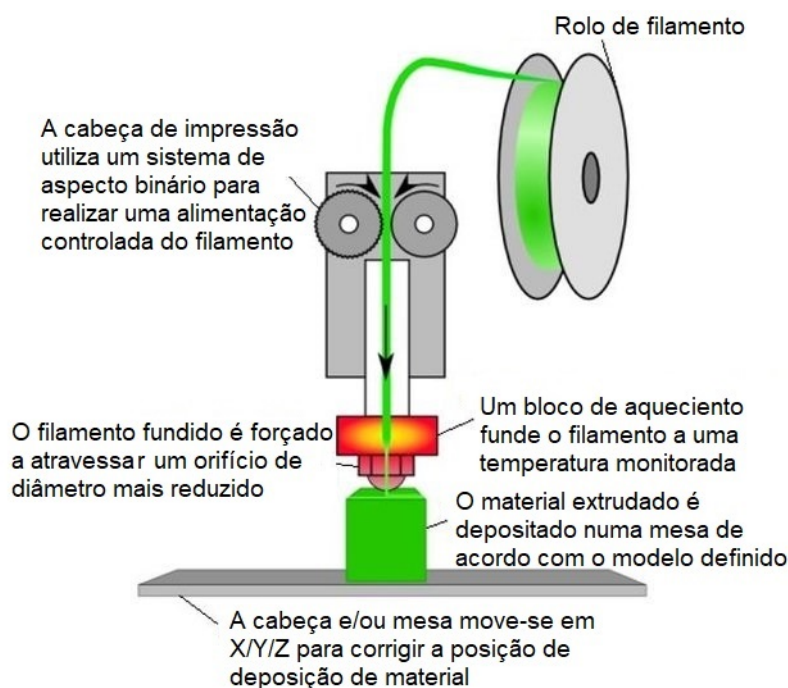


Figura 7 – Esquema de impressão 3D - fonte: (MOREIRA, 2016)

A cabeça de extrusão é a parte responsável por transformar o filamento sólido em um material moldável por meio da elevação da temperatura, gerada por uma resistência

elétrica. Assim, o material é extrudado pelo bocal (bico que se encontra na extremidade da cabeça de extrusão) (FERNANDES, 2016).

Quando o material sai da cabeça de extrusão, ele é depositado sobre a mesa de impressão a qual é geralmente aquecida de acordo com as especificações do material escolhido. A cabeça e/ou a mesa de impressão deslocam-se no plano cartesiano (X,Y,Z), criando uma peça camada a camada (FERNANDES, 2016).

A FDM se difundiu basicamente através de iniciativas como RapRap e a FabHome, as quais impulsionaram a replicabilidade das impressoras. Isso consiste na impressão de peças de reposição para a própria impressora, ou para a construção de uma nova (MUELLER, 2012). Atualmente, as impressoras estão apresentando elementos adicionais que vão desde facilidades de manutenção da temperatura do ambiente de impressão, ao uso de multifilamentos e controle por telefone celular (MUELLER, 2012).

2.3.1 Fases da FDM

O processo de manufatura aditiva genérico, aplicável a qualquer um dos métodos, é composto por pelo menos 8 passos, os quais serão explicados a seguir e se encontram exemplificados na fig. 8 (MUELLER, 2012):

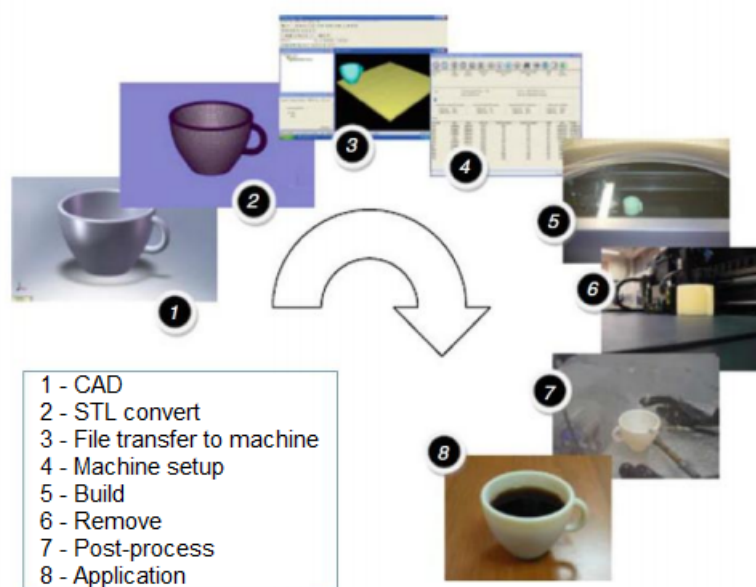


Figura 8 – Etapas do processo de manufatura aditiva - fonte: (MUELLER, 2012)

Desenho CAD: a peça deve ser modelada 3D em um software especializado em desenho computacional (CAD), ou ser obtido por meio de um equipamento com escâner a laser.

Conversão para STL: após a modelagem da peça no software é necessário salvar o arquivo em formato STL (do inglês *Standard Tessellation Language*), pois é uma das

principais extensões de leitura para softwares de fatiamento. Esse arquivo constitui os dados que descrevem *layout* do objeto modelado tridimensional (NEGROMONTE, 2019).

Fatiamento: esses softwares permitem ler o arquivo em stl, e o transforma no código G, o qual a máquina poderá executar. Essa etapa constitui uma das mais importantes, pois é nela que há a possibilidade de definir os parâmetros de impressão, tais como: velocidades, temperaturas, preenchimento, dentre outros.

Transferência para a máquina: o código G é transferido para a máquina, seja por meio de cartão de memória ou cabo.

Construção: a peça é gerada de forma automatizada e na maioria dos casos não necessita da intervenção humana, e sim, de um monitoramento, visto que pode ocorrer erros como falta de material, energia e outros problemas que podem interromper a fabricação da peça.

Remoção: após a finalização da peça é necessário removê-la na máquina. Essa etapa pode variar um pouco dependendo do tipo de retirada exigida, manual ou não. No caso geral é preciso esperar o tempo de cura ou resfriamento da peça.

Pós-Tratamento: algumas tecnologias demandam um pós-tratamento mais detalhado da peça, ou uso de produtos químicos, ou apenas a remoção da peça da máquina.

Aplicação: consiste na finalização da peça para um uso específico, tais como: pintura, acabamento superficial, ou montagem.

2.3.2 Ácido Polilático

Para a fabricação por FDM, é preciso de materiais da classe específica de polímeros termoplástico, os quais podem ser produzidos em forma de filamento, e estes extrudados nas impressoras 3D. Por serem termoplásticos, se aquecidos se tornam maleáveis, porém variações grandes de temperatura de forma cíclica podem causar alterações de suas propriedades mecânicas (BIRON, 2018). Para este trabalho foi utilizado o Ácido Polilático (ou do inglês *Poly Acid Lactic* - PLA). Foi escolhido o PLA tendo em vista que outros materiais comumente utilizados em impressões 3D como o Butadieno Estireno (do inglês *Acrylonitrile Butadiene Styrene* - ABS) e o Politereftalato de Etileno modificado com Glycol (do inglês *Polyethylene terephthalate glycol modified* - PETG) por exemplo, pela facilidade de suas condições de trabalho. Os demais materiais citados, necessitam de temperatura de extrusão e mesa maiores, e um ambiente com pouca variação de temperatura visto que empenam ou sofrem mudanças na peça com mais facilidade que o PLA mediante tal ocorrência.

Este termoplástico é da família dos poliésteres alifáticos (BARNATT, 2013). Ele pode ser sinterizado a partir de fontes renováveis como o amido de milho, arroz e trigo,

tornando-se um biopolímero (LIMA; OKIMOTO, 2009). Esta propriedade associada à biocompatibilidade e por constituir um recurso renovável, ajudou a evolução do PLA na indústria. Ainda, como parte de suas vantagens ele não é tóxico, tem boa processabilidade térmica, é de fácil impressão, é rígido, de ruptura frágil, não havendo região plástica definida (LIMA, 2009).

De modo geral, o material PLA possui a temperatura de transição vítrea na faixa de 60 °C a 70 °C, e o ponto de fusão 180 °C. Quando injetado, sua tensão de ruptura se encontra entre 50 e 70 Mpa, e seu módulo de elasticidade entre 3000 e 4000 Mpa, sendo considerado no geral como um material rígido semicristalino (AURAS LOONG-TAK LIM, 2010). Vale ressaltar que caso o filamento de PLA possua coloração, o aditivo pode modificar propriedades mecânicas na peça impressa final, por causa disso, este trabalho usufruiu apenas do filamento natural sem pigmentação (WITTBRODT, 2015).

3 Métodos de caracterização

Nessa parte foram abordados os principais métodos de caracterização utilizados nos painéis sanduíche colmeia hexagonal e nos compósitos laminados. Dentre eles estão testes de flexão, tração e excitação por impulso.

3.1 Ensaios de Flexão

3.1.1 ASTM C393

A norma ASTM C393, é uma norma específica de flexão para painéis sanduíche com seção transversal retangular. O ensaio pode ser realizado com 3 ou 4 pontos, como mostrado na Fig. (9). O de 3 pontos permite a aplicação da carga na metade da distância entre os apoios. No de 4 pontos, a carga pode ser aplicada a 1/4 ou a 1/3 dos pontos de apoio.

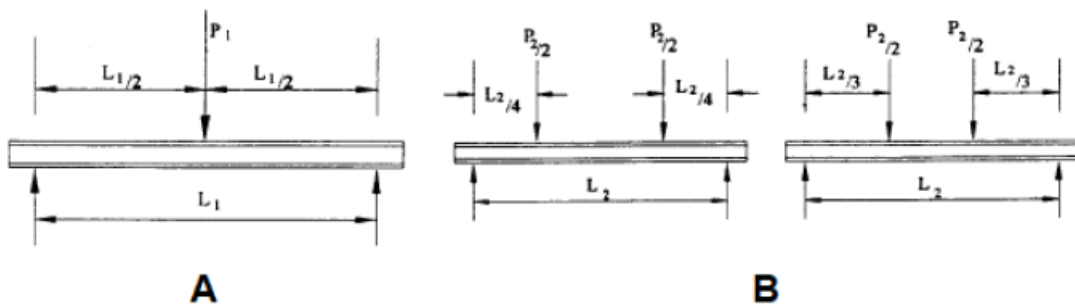


Figura 9 – (A) Ensaio de flexão 3 pontos e (B) ensaio de flexão 4 pontos para painéis sanduíche - fonte: (ASTM INTERNATIONAL, 2016b)

De acordo com ASTM International (2016b), algumas condições são importantes para que o ensaio prossiga conforme a norma, tais como os momentos produzidos na falha do núcleo não podem provocar a falha das faces por tração ou compressão. O que requer faces de espessura maior e menor distância entre apoios, assim, é possível determinar as propriedades do núcleo.

A carga deve ser aplicada de forma que o carregamento máximo ocorra entre 3 a 6 minutos. Dessa forma, utilizou-se a velocidade de 1,3 mm/min. A curva de força-deflexão ajuda a determinar a rigidez do painel e o módulo de cisalhamento do núcleo. Como dependendo do tipo de ensaio de flexão realizado os cálculos mudam, será mostrado a seguir o referente a 3 pontos, o qual se utilizou para testar os painéis sanduíches *honeycomb* hexagonal desse trabalho (ASTM INTERNATIONAL, 2016b). Os primeiros cálculos a

serem feitos, são os relativos a tensão de cisalhamento no núcleo (τ_c) (Eq. 3.1) e a tensão normal das faces (σ_f) (Eq. 3.2).

$$\tau_c = \frac{P}{(d + t_c)b} \quad (3.1)$$

$$\sigma_f = \frac{PL}{2t(d + t_c)b} \quad (3.2)$$

Onde P é o valor máximo de carga aplicada, d é a espessura do painel, L é o comprimento entre apoios, t a espessura das faces. Na Equação (3.3), a deflexão máxima (Δ_{max}), a qual é conhecida pelos dados do teste, é utilizada para calcular o valor da rigidez estrutural. Nas equações abaixo, as variáveis D e U são rigidez a flexão e ao cisalhamento do painel sanduíche, respectivamente, já G é o módulo de cisalhamento do núcleo.

$$\Delta_{max} = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4U} \quad (3.3)$$

$$D = \frac{E_1 t_1 E_2 t_2 (d + c)^2 b}{4(E_1 t_1 + E_2 t_2)} \quad (3.4)$$

$$U = \frac{G(d + c)^2 b}{4t_c} \quad (3.5)$$

3.1.2 Equacionamento da viga em I

Quando um painel sanduíche *honeycomb* está sujeito a flexão, a deflexão do painel será composta por 2 partes. Uma delas é a deflexão causada pela flexão, a qual é influenciada pela rigidez das faces, e a outra é a deflexão causada pelo cisalhamento, a qual depende da rigidez do núcleo. Utilizando a composição de uma estrutura colmeia realizada por Bitzer (1997), temos a imagem abaixo:

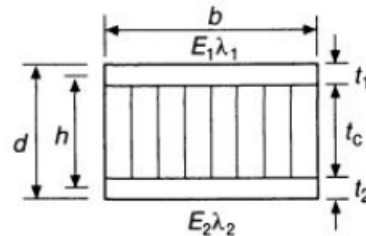


Figura 10 – Seção transversal de estrutura sanduíche *honeycomb* - fonte:(BITZER, 1997)

Onde b é a largura do painel sanduíche, d é a espessura do painel sanduíche, E é o módulo de elasticidade das faces, E_c é o módulo de elasticidade do núcleo (o qual será

assumido como zero), h é a distância do centro da face superior ao centro da face inferior, t é a espessura das faces, λ é $(1 - \nu_x \nu_y)$, de forma que ν é o coeficiente de Poisson e os índices x e y indicam as direções paralela e perpendicular às faces, respectivamente, τ é a tensão de cisalhamento do núcleo, e por último, o σ_f é a tensão normal nas face.

A deflexão máxima que a viga sofre (Δ_{max}), é dada pela equação (3.6). As constantes de deflexão por flexão (K_b) e a deflexão por cisalhamento (K_s), dependem das condições de apoio e carregamento da estrutura. Essas constantes podem ser encontradas já calculadas de acordo com as diversas condições de contorno da viga no apêndice do livro de Bitzer (1997).

$$\Delta_{max} = K_b \frac{PL^3}{D} + K_s \frac{PL}{hG_0} \quad (3.6)$$

Na equação (3.6), G_0 é o valor do módulo de cisalhamento no núcleo do compósito. E D é a constante de rigidez das faces, ao se assumir que o momento de inércia sobre o centro de massa da seção transversal I_0 , e a rigidez a flexão do núcleo E_c são iguais a zero, D poderá ser calculado como:

$$D = \frac{E_1 t_1 E_2 t_2 h^2}{E_1 t_1 \lambda_2 + E_2 t_2 \lambda_1} \quad (3.7)$$

Assim, utilizou-se essa formulação para comparar com os dados encontrados no ensaio de flexão, segundo a ASTM C393. Nesses cálculos de Bitzer (1997), considerou-se que o corpo de prova sob flexão, era uma viga bi-apoiada de comprimento L , sujeita a uma carga central P .

3.1.3 ASTM D7264M-15

O princípio do ensaio de flexão segue o mesmo já citado na ASTM C393, ainda que mudemos as normativas. Para a ASTM D7264M-15, há a regulamentação de ensaios de flexão para compósitos de matriz polimérica. Este método de teste determina as propriedades de flexão (incluindo resistência, rigidez e comportamento carga / deflexão) de materiais compósitos com matriz polimérica sob as condições definidas (ASTM INTERNATIONAL, 2016a).

Na Fig. 11 é possível destacar as configurações 3 e 4 pontos. A maior diferença entre essas configurações de carregamento é a localização do momento de flexão máximo. Com o de 4 pontos, o momento de flexão é constante entre os membros de aplicação da força central, dessa forma a tensão máxima de flexão é uniforme entre esses membros. No de 3 pontos, a tensão máxima de flexão está sob o membro de aplicação central da força, no entanto, a força de cisalhamento vertical resultante está presente em todos os lugares do feixe, exceto no ponto médio de aplicação da força. Já no de 4 pontos, a área entre os

membros da aplicação da força central não tem força de cisalhamentos vertical resultante (ASTM INTERNATIONAL, 2016a).

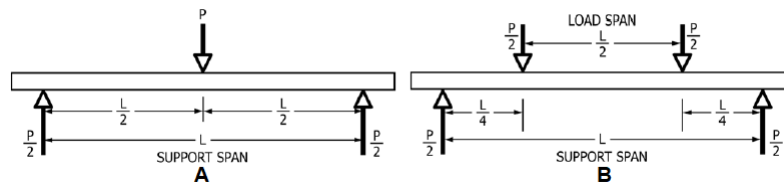


Figura 11 – Esquemático de aplicação de forças no (A) ensaio de flexão 3 pontos, e (B) ensaio de flexão 4 pontos para compósitos de matriz polimérica - fonte:(ASTM INTERNATIONAL, 2016a)

Caso as amostras não sigam o padrão recomendado de geometria (largura = 13 mm, espessura = 4 mm) recomenda-se o uso das normas ASTM D790 para flexão de 3 pontos, e ASTM D6272 para o de 4 pontos. Caso o corpo de prova se encontre nas medidas recomendadas, utiliza-se 1 mm/min.

De acordo com a ASTM D790, a velocidade de flexão para três pontos de amostras que não seguem os tamanhos padrões da norma, pode ser descrita como R , medido por mm/min. Ela depende de L , que é a distância ente apoios em mm, de b , largura do corpo de prova em mm, e por último de Z que é a taxa de deformação da fibra externa (mm/mm) estipulada pela norma igual a 0,01, Eq. 3.8.

$$R = \frac{ZL^2}{6d} \quad (3.8)$$

Os demais cálculos de flexão de 3 pontos são mostrados a seguir. A tensão máxima de flexão (σ) em MPa, é encontrada por meio da Eq. 3.9

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (3.9)$$

Onde P é a força aplicada em Newton, nesse caso a carga máxima, e h é a espessura do corpo de prova em mm. A tensão aplicada em cada instante, varia com a força nesse instante. Para calcular a deformação (ε) máxima em mm/mm, é preciso utilizar a Eq. 3.10:

$$\varepsilon = \frac{6\delta h}{L^2} \quad (3.10)$$

Onde, além das variáveis já citada, temos o δ que é a deflexão ocorrida no meio da placa. O próximo passo é encontrar o módulo de Elasticidade de flexão E_f^{chord} em MPa,

de acordo com a razão entre a variação da tensão de flexão e da deformação medida no intervalo entre 0,001 e 0,003 de deformação (ASTM INTERNATIONAL, 2016a).

$$E_f^{chord} = \Delta\sigma\Delta\varepsilon \quad (3.11)$$

O módulo secante flexional de elasticidade E_f^{secant} dado em MPa, é a relação de tensão para a deformação correspondente em qualquer ponto da curva tensão-deformação. Ele é o mesmo que o módulo de corda flexional em que o ponto de deformação inicial é zero (ASTM INTERNATIONAL, 2016a).

$$E_f^{secant} = L^3 m 4bh^3 \quad (3.12)$$

Para a flexão de 4 pontos, as equações correspondentes das Eq. 3.8, 3.9, 3.10 e 3.12, são as 3.13, 3.14, 3.15 e 3.16, respectivamente, com os mesmos significados expressos pelas variáveis anteriores. Vale ressaltar que a Eq. 3.11 é utilizada também para flexão com 4 pontos.

$$R = \frac{0,185ZL^2}{d} \quad (3.13)$$

$$\sigma = \frac{3PL}{4bh^2} \quad (3.14)$$

$$\varepsilon = \frac{4,36\delta h}{L^2} \quad (3.15)$$

$$E_f^{secant} = 0,17L^3 mbh^3 \quad (3.16)$$

3.2 Ensaio de tração

3.2.1 ASTM D3039

A norma ASTM D3039, é a norma responsável por regulamentar os testes de tração em materiais compósitos com matriz polimérica. Nesse teste, um corpo de teste com geometria normatizada, é submetido a tração uniaxial que causará seu alongamento indo até a sua falha ou ruptura. Para realizar o teste é preciso no mínimo 5 corpos de prova de cada tipo. A força aplicada é relacionada ao alongamento do corpo de prova, de forma a traçar uma curva de força-deslocamento do material, este gráfico é posteriormente convertido em tensão-deformação conhecidas as dimensões do corpo de prova (ASTM INTERNATIONAL, 2002).

O uso de extensômetro torna os resultados do teste mais fieis ao real comportamento do material, e é requerido pela norma (Fig. 12). Esses extensômetros são presos aos corpos de prova, de forma que a medida que os corpos de prova vão sofrendo tração a abertura entre suas garras começam a aumentar. Como a abertura inicial é conhecida, é possível calcular a deformação específica. Dessa forma esse ensaio permite calcular algumas propriedades as quais serão mostradas nas equações abaixo (ASTM INTERNATIONAL, 2002).



Figura 12 – Extensômetro - fonte:(DAVIS, 2004)

Se for calcular a tensão máxima de resistência a tração é preciso utilizar a Eq. 3.17, caso ela deva ser determinada em cada ponto requerido deve-se utilizar a Eq. 3.18.

$$F_{tu} = P_{max}A \quad (3.17)$$

$$\sigma_i = P_iA \quad (3.18)$$

Onde, F_{tu} = tensão máxima de tração, MPa; P_{max} = máxima carga aplicada antes da falha, N; σ_i = tensão de tração em cada determinado i ponto, MPa; P_i = força em determinado i ponto, N; A = área transversal média, mm^2 . Para calcular a deformação máxima, utiliza-se os dados do extensômetro para obter um maior grau de confiabilidade, e calcula-se a equação abaixo:

$$\epsilon_i = \delta_i L_g \quad (3.19)$$

Onde, ϵ_i é a deformação em um determinado ponto, δ_i é o deslocamento do extensômetro nesse determinado ponto também em mm, e L_g é o comprimento do extensômetro em milímetros.

O módulo de Elasticidade, é dado pela Eq. 3.20, ele depende principalmente da razão entre as diferenças de dois pontos de tensão $\Delta\sigma$ (geralmente 0,001 ou 0,03; e 0,002)

em MPa, e da diferença de dois pontos de deformação $\Delta\epsilon$ (nominalmente 0,002).

$$E^{chord} = \Delta\sigma\Delta\epsilon \quad (3.20)$$

Outro importante fator, a ser calculado é o coeficiente de Poisson:

$$\nu = -\frac{\Delta\epsilon_t}{\Delta\epsilon_l} \quad (3.21)$$

Onde ν é o coeficiente de Poisson, $\Delta\epsilon_t$ é a variação entre dois pontos da deformação transversal, e $\Delta\epsilon_l$ variação entre dois pontos da deformação longitudinal (normalmente entre 0,001, 0,002 ou 0,005).

3.3 Ensaio de Excitação por impulso

3.3.1 ASTM E1876

A ASTM E1876-01 é responsável por padronizar esse ensaio, o qual tem por objetivo determinar as propriedades elásticas dinâmicas de materiais elásticos à temperatura ambiente. Esse teste é geralmente aplicado para materiais homogêneos e isotrópicos, no entanto, também pode ser utilizado em materiais compósitos, não homogêneo e anisotrópico com considerações para fração volumétrica, dimensão, morfologia, distribuição, orientação, propriedades elásticas. Além disso, a geometria do corpo de prova pode ser regular, ou cilíndrico, ou no formato disco ([ASTM INTERNATIONAL, 2015](#)).

O tamanho dos corpo de prova é baseado na razão entre comprimento e espessura da peça (valor mínimo de 5), mas para melhores resultados nos cálculo do módulo de elasticidade dinâmico recomenda-se que essa razão esteja entre 20 e 25. Na Fig. 13 há um esquema de como funciona o equipamento para o ensaio de excitação por impulso. Nele é possível observar o posicionamento de corpo de prova sobre dois apoios, e este é posteriormente golpeado. O material que causa o golpe deve ter a maior parte da sua massa concentrada no ponto de impacto e ter massa suficiente para induzir uma vibração mecânica mensurável. Essa vibrações são captadas por um transdutor que está em contato com o corpo de prova. Após registrada a leitura resultante, é necessário repetir o teste, até a obtenção de cinco leituras consecutivas que tenham valores dentro de 1 % em relação as outras leituras ([ASTM INTERNATIONAL, 2015](#)).

Para o cálculo do módulo dinâmico de Young, ou Elasticidade, é adotada a Eq. 3.22, a qual abrange a frequência fundamental de ressonância de flexão de uma barra retangular. Onde m é a massa da barra em gramas, b é a largura da barra em milímetros, L o comprimento da barra em mm, t a espessura da barra em mm, f_f a frequência fundamental de ressonância de flexão de uma barra retangular em Hz, T_1 é o fator de

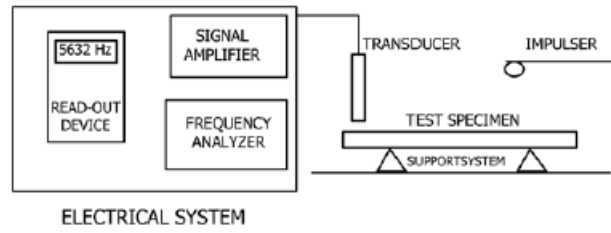


Figura 13 – Diagrama de blocos do teste de excitação por impulso - fonte:(ASTM INTERNATIONAL, 2015)

correção para o modo de flexão fundamental para solucionar a razão de Poisson (ASTM INTERNATIONAL, 2015).

$$E = 0.9465 \left(\frac{m f_f^2}{b} \right) \left(\frac{L^3}{T^3} \right) T_1 \quad (3.22)$$

Segundo a norma, caso $\frac{L}{t} \geq 20$ é possível adotar a Eq. 3.23:

$$T_1 = \left[1,000 + 6,585 \left(\frac{t^2}{L} \right) \right] \quad (3.23)$$

Em seguida, na Eq. 3.24, é mostrado o cálculo da frequência fundamental de ressonância de torção de uma barra retangular. Onde além das variáveis já definidas temos que G é o módulo dinâmico de cisalhamento em Pa, f_t é a frequência fundamental de ressonância de torção de uma barra retangular em Hz, e R (Eq. 3.25) depende do número de ressonâncias (n), desse caso utiliza-se a ressonância fundamental, $n = 1$.

$$G = \frac{4Lm f_t^2}{bt} R \quad (3.24)$$

$$R = \left[\frac{1 + \frac{b^2}{t}}{4 - 2,521 \frac{t}{b} \left(1 - \frac{1,991}{e^{\pi \frac{b}{t} + 1}} \right)} \right] \left[1 + \frac{0,00851 n^2 b^2}{L^2} \right] - 0,060 \left(\frac{nb}{L} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{b}{t} - 1 \right)^2 \quad (3.25)$$

Por último, o coeficiente de Poisson ν relaciona os módulos G - cisalhamento e E - elasticidade (Eq. 3.26).

$$\nu = \frac{E}{2G} - 1 \quad (3.26)$$

Parte III

Metodologia

4 Metodologia para a confecção dos corpos de prova

Essa parte é dividida basicamente em 3 grandes áreas: configuração e partes impressas 3D (as quais auxiliaram na configuração do núcleo do painel sanduíche laminado), laminação de placas compósitas de fibra de vidro e carbono com matriz polimérica (as quais auxiliaram em configurações de possíveis faces dos painéis sanduíche colmeia laminados), e por último, a confecção dos painéis sanduíches laminados com faces de alumínio, fibra de carbono e de vidro.

4.1 Impressão 3D

Essa seção abrange todas as etapas até a confecção dos corpos de prova impressos. Esses corpos de prova possuem variações entre espessura de 10 e 15 mm, e tamanho de sua célula hexagonal de 5 a 10 mm.

4.1.1 Modelagem dos corpos de prova impressos

Os corpos de prova impressos foram modelados no software Catia V5 R21, depois exportados em formato STL, fatiados no Simplify 3D e impressos em PLA pela impressora *Anet*[®] modelo E16. Com base no [Yunus \(2018\)](#), os corpos de prova foram modelados para que obtivessem as medidas da Tab. 2. Quando exportou-se os arquivos em STL, utilizou-se a configuração padrão do software Catia, visto que a geometria do corpo de prova não apresentava curvas. Vale ressaltar que em corpos de prova com curvaturas o mais indicado é refinar e editar as configurações STL do software de modelagem, para que a peça a ser impressa tenha maior semelhança com a modelada ([SISTEMAS, 2019](#)).

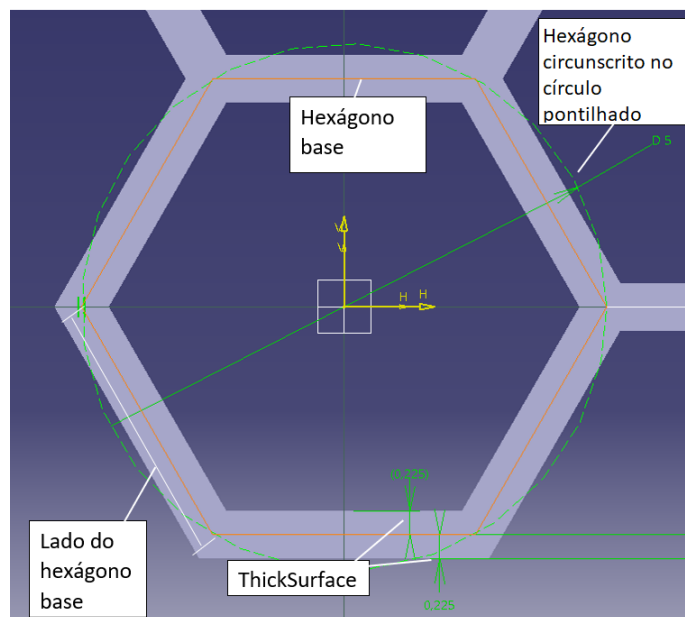


Figura 14 – Início de modelagem no software Catia V5 R19 - fonte: próprio autor

Tabela 2 – Diferenças entre os tipos de corpos de prova impressos

Características	Tipo 1	Tipo 2	Tipo 3	Tipo 4
Diâmetro do círculo circundando o hexágono	5 mm	5 mm	10 mm	10 mm
Lado do hexágono	2,5 mm	2,5 mm	5 mm	5 mm
Espessura total do <i>honeycomb</i>	10 mm	15 mm	10 mm	5 mm

No Apêndice B é possível encontrar as configurações correspondentes a cada tipo de corpo de prova. Foram modelados 4 tipos de corpo de prova, tipo 1 com célula hexagonal menor e espessura 10 mm, tipo 2 com célula hexagonal menor com espessura 15 mm, tipo 3 com célula hexagonal maior e espessura 10 mm, e por último tipo 4 com célula hexagonal maior e espessura 15 mm. Vale ressaltar que a espessura das faces laterais (0,6 mm), a largura dos corpos de prova (60 mm), o comprimento do corpo de prova (180 mm), e a espessura total das paredes do hexágono (0,45 mm resultantes do 0,225 mm de *ThickSurface* interno e 0,225 mm de *ThickSurface* externo ao hexágono) se mantiveram os mesmos para todos os tipos de corpos de prova. As medidas referentes a esses corpos de prova se encontram no Apêndice C.

4.1.2 Montagem da Impressora

A impressora 3D utilizada para a realização desse trabalho foi a *Anet*[®] modelo E16. Esta foi montada e configurada no Laboratório de Sistemas Aeroespacial (LaSA) da Universidade de Brasília (UnB). A estrutura da impressora segue o modelo cartesiano,

logo o cabeçote de impressão se move sobre os eixos X e Z, ao passo que a mesa de impressão se move no eixo Y, limitando assim o volume de impressão acessível (Fig. 15).

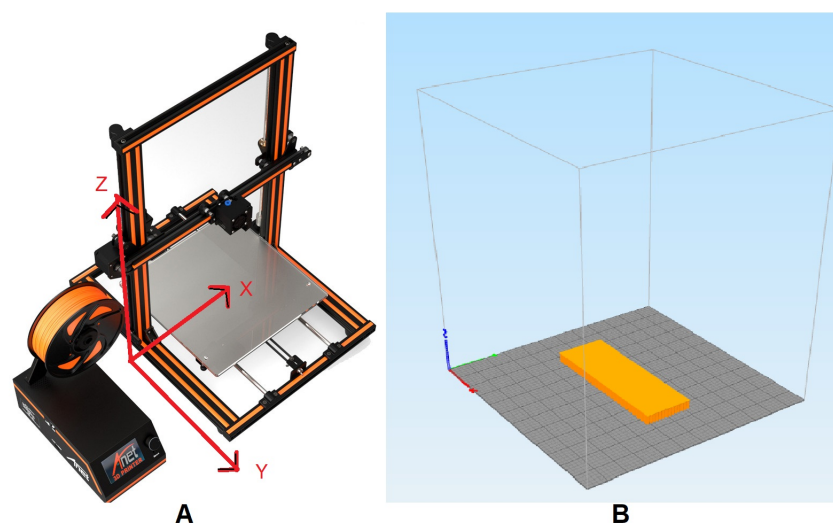


Figura 15 – (A) Modelo E16 da *Anet*[®], evidenciando os eixos X,Y e Z; (B) fatiamento no Simplify - fonte: (A)(BRASIL, 2019), (B) próprio autor.

Após a montagem da impressora *Anet*[®] E16, foi construída uma caixa com chapas de madeira de fibra de média densidade (do inglês *Medium Density Fiberboard (MDF)*) para armazenar a impressora e o carretel de filamento de forma a deixar o ambiente de impressão mais controlado com pouca variação súbita de temperatura mais (Fig. 16). A calibração da máquina só foi possível por meio manual, visto que a impressora não vinha com um código dedicado a isto e o mesmo não foi encontrado no site da fabricante. Dessa forma, regulou-se a distância e a pressão do bico de extrusão sobre a mesa com o auxílio de um nível e uma folha de papel ofício.

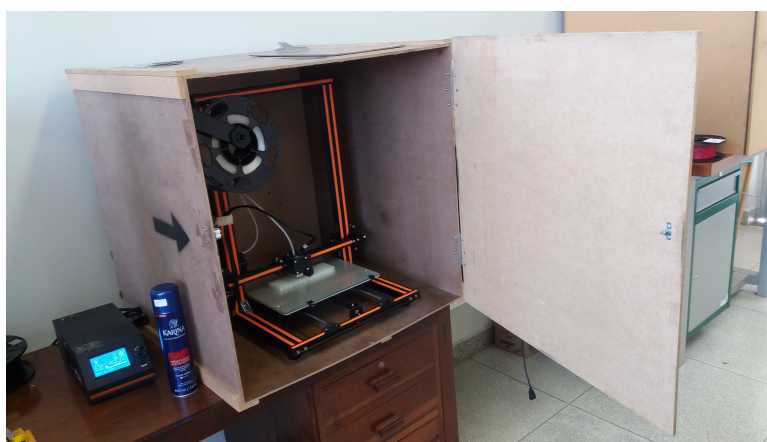


Figura 16 – Impressora modelo E16 da *Anet*[®] inserida na caixa de proteção e de controle de temperatura com a porta aberta - fonte: próprio autor

4.1.3 Configuração do software de fatiamento

As configurações para o fatiamento e impressão dos corpos de prova tiveram como base o trabalho do Ribeiro (2018), o qual também se utilizou dos mesmos software e fabricante do PLA. Porém, alguns parâmetros tiveram que ser ajustados, tais como o fator de extrusão, velocidade e preenchimento, os quais variam muito de acordo com a impressora empregue.

Visto que esse trabalho se utiliza de um proposta totalmente nova de modelar todo o *honeycomb*, sem se utilizar de parâmetros de preenchimento do próprio software de fatiamento, foram utilizadas as configurações de preenchimento da Fig. 17, ao invés das utilizadas no trabalho do Ribeiro (2018). As quais permitem a orientação de impressão das faces com a angulação intercalada de 45° e -45° , e uma impressão condizente com a modelagem do núcleo.

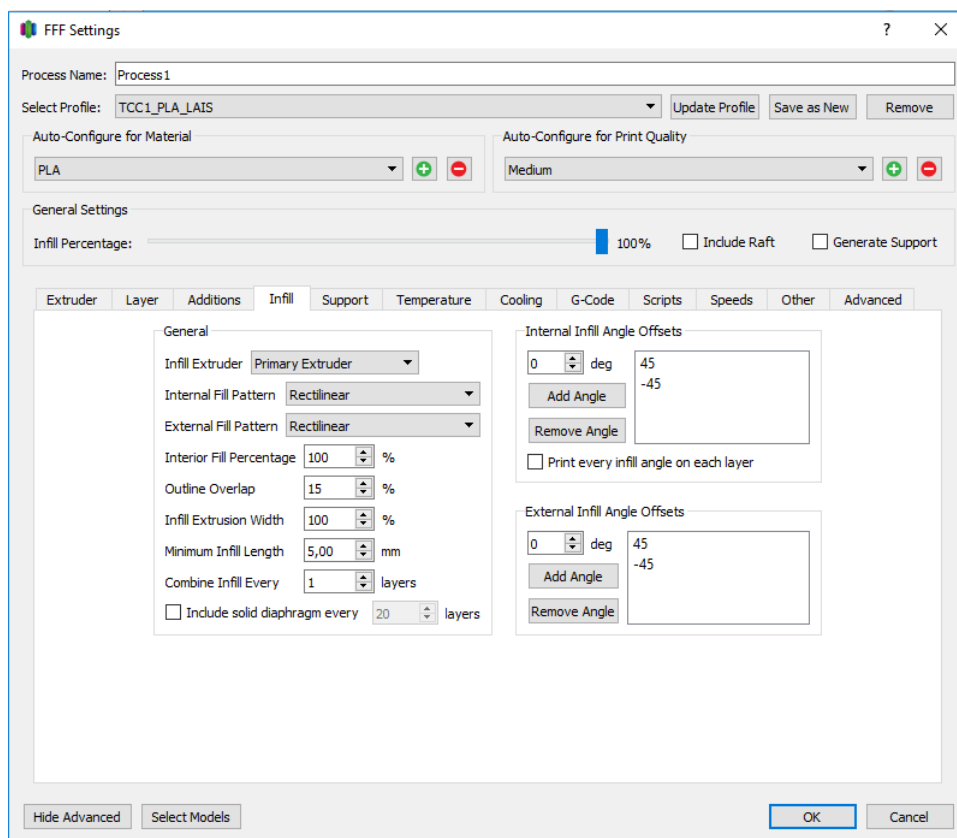


Figura 17 – Parâmetros de preenchimento - fonte: próprio autor

Outro parâmetro ajustado foi o fator de extrusão (ou *Extrusion Multiplier*), parâmetro que influencia nas dimensões finais da peça impressa. Caso o fluxo do material extrudado pelo bico seja alto, podem aparecer cicatrizes nas camadas inferiores do objeto impresso, causadas pelo acúmulo de material excessivo, prejudicando as camadas superiores. Caso esse fluxo seja baixo, podem aparecer lacunas na peça final (??).

Logo, com o intuito de evitar esses dois tipos de problemas nos corpos de prova,

foram testados cubos de calibração para o preenchimento de 100 %, variando os fatores de extrusão. O primeiro cubo impresso não possuía uma das faces e foi impresso com o fator de extrusão de 1. Seguindo a metodologia de Surace (2016), mediu-se o primeiro cubo e foi necessário reduzir o fator de extrusão para 0,86. Um novo cubo foi impresso utilizando esse valor de extrusão. Mesmo com esse último valor de extrusão gerando resultados próximos ao cubo modelado, imprimiu-se um novo cubo com o fator de 0,85 para tentar melhorar o valor das espessuras das paredes do cubo (Fig. 18). Na Tab. 3 se encontram todas as medições dos três cubos impressos, o fator final de extrusão escolhido foi o 0,85.

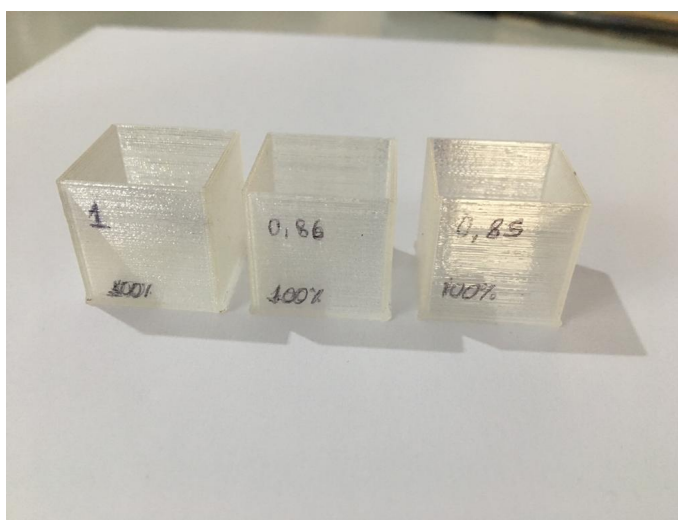


Figura 18 – Teste para fator de extrusão com o cubo 1 (Fatos de extrusão 1), cubo 2 (fator de extrusão 0,86), e cubo 3 (fator de extrusão 0,85) - fonte: próprio autor

Tabela 3 – Parâmetros de fator de extrusão impressão em PLA

Parâmetros	Cubo 1	Cubo 2	Cubo 3	Cubo de referência
Fator de Extrusão	1,00	0,86	0,85	-
Média das espessuras das paredes	0,95	0,87	0,79	0,80 mm
Desvio padrão das médias das espessuras da parede	0,042	0,056	0,042	-
Média do comprimento em X	20,22	19,88	19,92	20,00 mm
Desvio padrão do comprimento	0,3576	0,0374	0,0419	-
Média do comprimento em Y	19,98	19,94	19,92	20,00 mm
Desvio padrão da largura	0,0374	0,0887	0,0344	-
Média da altura (Z)	19,54	19,54	19,57	20,00 mm
Desvio padrão da altura	0,0344	0,0559	0,0466	-

De acordo com o fornecedor do PLA, a 3DLab sugere alguns parâmetros de temperatura para a impressão. Ao se basear nessas recomendações e realizar alguns testes, foi empregue as mesmas configurações de temperatura de mesa e impressão que [Ribeiro \(2018\)](#) (Tab. 4).

Tabela 4 – Parâmetros de temperatura na impressão com PLA

Fornecimento de dados	Temperatura de impressão	Temperatura da Mesa
3DLab	200 °C - 220 °C	<70 °C
Ribeiro (2018)	215 °C	60 °C

Ao fatiar o corpo de prova, o *software* Simplify 3D estipula o tempo para que a impressão da peça fique pronta. Caso a impressão fosse operada na velocidade de [Ribeiro \(2018\)](#) (50 mm/s), o tempo estimado seria superior 14 h/corpo de prova, o que seria um valor difícil de se trabalhar visto que todo o processo de impressão deve ser acompanhado por uma pessoa para qualquer intervenção necessária na máquina em presença de problemas, evitando posteriores danos a componentes da mesma. Dessa maneira, foram testadas velocidades diferentes para corpos de provas menores de forma a avaliar se visualmente a qualidade da impressão se alterava significativamente com diferentes velocidades. Utilizouse as velocidades de 50 mm/s, 60 mm/s, 70 mm/s e 80 mm/s para a confecção dos corpos de prova reduzidos, além de deixar parte desses corpos de prova sem a face superior a fim de verificar a qualidade interna dos hexágonos (Fig. 19). Observou-se que a qualidade superficial da impressão não foi perdida na velocidade mais alta testada (80 mm/s), dessa forma utilizou-se essa velocidade para os corpos de prova de hexágonos menores (circunscritos pelo círculo de diâmetro 5 mm). Vale destacar que a velocidade mais alta testada foi de 80 mm/s, pois mesmo estando abaixo da velocidade máxima recomendada pelo fabricante (150 mm/s), valores superiores a 90 mm/s são pouco comuns em artigos dessa área.

Ao se ajustar a velocidade de impressão dos corpos de prova para 80 mm/s o tempo estipulado para o término de impressão foi reduzido para cerca de 10 h (corpo de prova de espessura 15 mm) e 8 h (para espessura de 10 mm). Ao imprimir os corpos de prova com as células hexagonais maiores, foi possível observar irregularidade e defeitos no acabamento da face superior, sendo necessária a redução da velocidade de impressão para evitar essa falha que poderia interferir nos resultados dos testes de flexão (Fig. 20).

Portanto, testou-se as velocidades mais baixas que 80 mm/s, tais como 55 mm/s, 50 mm/s e 40 mm/s, e pela homogeneidade da face superior do *honeycomb* escolheu-se a velocidade 50 mm/s tanto para as amostras de 10 mm e 15 mm de espessura com o hexágono maior (circunscritos no círculo de diâmetro 10 mm) (Tab. 5). As velocidades anteriores foram escolhidas para realizar o teste, visto que o motivo para os corpos de prova com hexágono maiores terem apresentado defeito na superfície superior se en-

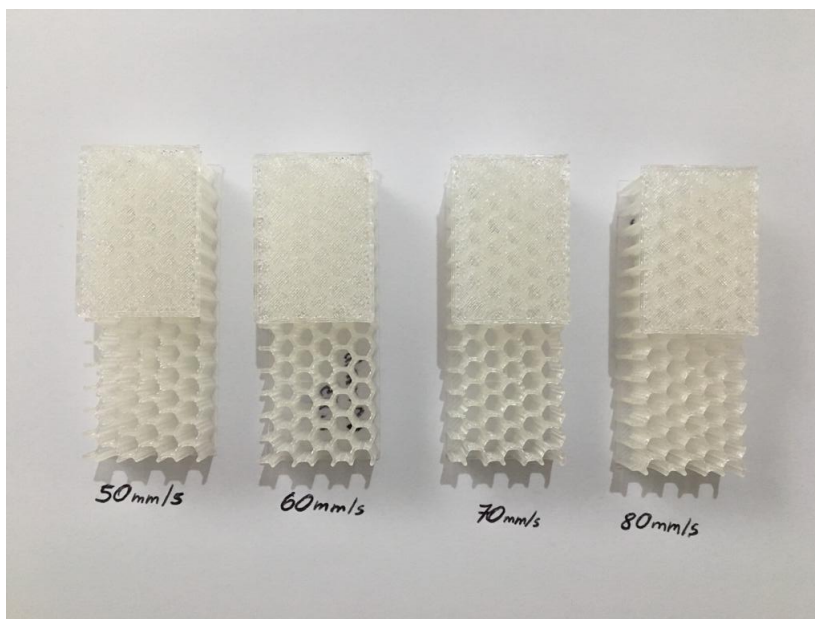


Figura 19 – Teste de qualidade de impressão de acordo com as velocidade 50 mm/s, 60 mm/s, 70 mm/s e 80 mm/s (de cima para baixo) - fonte: próprio autor.



Figura 20 – Defeitos ocasionados pelas velocidades da antepenúltima camada. Velocidades de impressão: 80 mm/s, 55 mm/s, 50 mm/s e 40 mm/s (da esquerda para a direita) - fonte: próprio autor.

contravam na antepenúltima camada de impressão, pois de acordo com o Simplify essa camada era composta por uma velocidade maior que nas 2 últimas camadas subsequentes, conseqüentemente, não realizando a deposição do material de maneira similar que as demais camadas. Logo, para resolver o problema analisou-se em que velocidade a antepenúltima camada dos corpos de prova com o hexágono menor estavam sendo impressos, e descobriu-se que esse valor estava entre 40 mm/s e 60 mm/s, por isso testou-se esses valores de velocidade com o intuito que o resultado correspondesse a primeira qualidade

dos corpos de prova com células hexagonais menores.

Tabela 5 – Velocidades de impressão encontradas - fonte: próprio autor

Parâmetros	Hexágono Menor	Hexágono maior
Velocidade final de impressão	80 mm/s	50 mm/s
Problemas até chegar na velocidade final	Tempo de impressão	Fatiamento e cobertura das últimas camadas de impressão
Velocidades testadas	80, 70, 60 e 50 mm/s	80, 55, 50 e 40 mm/s

Ao analisar o Simplify, percebe-se que o fatiamento é feito de maneira automática, ainda, os diferentes tamanhos de hexágono influenciaram em como o software escolhe realizar sua impressão. Quando se tinha os hexágonos menores era possível preencher a antepenúltima camada da face com continuidade em 45° , já com os hexágonos maiores era preciso cobrir as formas nas extremidades e posteriormente as do centro (Fig. 21).

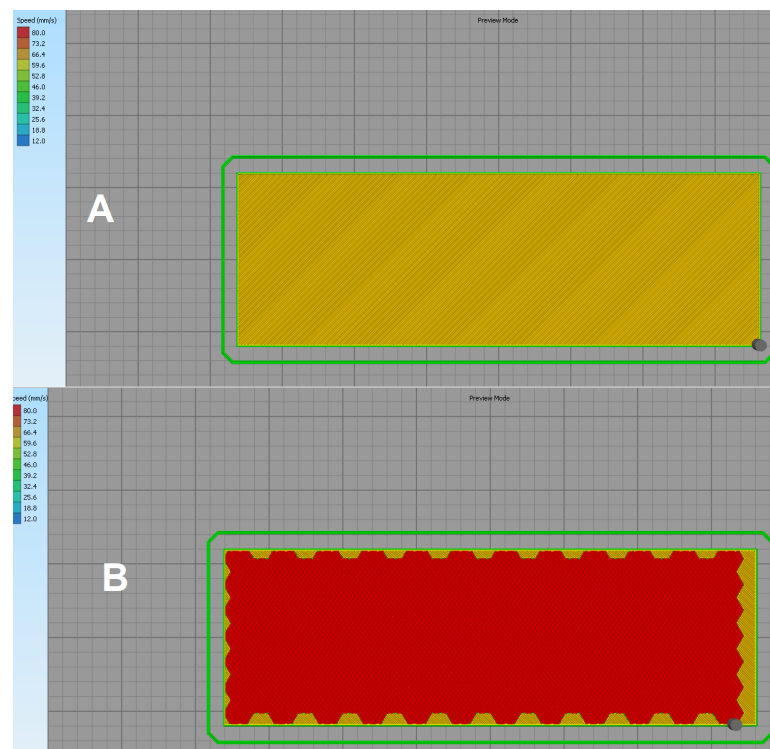


Figura 21 – Comparação no fatiamento da antepenúltima camada de impressão do hexágono menor (A) e maior(B) com velocidade de 80 mm/s - fonte: próprio autor.

4.2 Compósitos de matrizes poliméricas

Essa seção abrange as etapas para a fabricação dos corpos de prova laminados de fibra de vidro e carbono com dois tipos de resina diferentes, epóxi e poliéster. Esses

corpos objetivam caracterizar as faces que serão utilizadas nos painéis sanduíche colmeia laminados.

4.2.1 Laminação da fibra de vidro com resina poliéster

A laminação da fibra de vidro foi realizada no contêiner 5 da Faculdade do Gama (FGA/UnB). Para as laminações, seguiu-se as recomendações do fabricante da resina poliéster (Anexo A). Dessa forma produziram-se dois tipos de corpo de prova, o Tipo B, sem a pós-cura, e o tipo D, com a pós cura.

Tabela 6 – Informações sobre a manta de vidro, resina poliéster e endurecedor

Parâmetros	Resina	Endurecedor	Manta
Fornecedor	Anjo Química do Brasil Ltda	Anjo Química do Brasil Ltda	Saertex
Tipo	Poliéster	Catalisador para colas	Tecido fibra vidro, 1200 g/m ² , triaxial 30°

Inicialmente, espalhou-se 3 camadas finas de cera de carnaúba sobre a placa de madeira, onde aconteceu a laminação, com um intervalo de 10 min entre cada demão. Em seguida, foram cortadas 4 camadas de fibra de vidro (26 cm x 26 cm/camada), as pesou, e calculou a proporção de resina e endurecedor a serem utilizados (Apêndice D). Seguindo as recomendações do fabricante, a cada 100 g de resina deve-se utilizar 25 gotas de catalisador para exposição a temperaturas superiores a 25 °C. Quando todos os materiais já estavam cortados, *peel ply* (27 cm x 27 cm), *breather* (30 cm x 30 cm) e bolsa de vácuo (35 cm x 35 cm), se iniciou a mistura de resina e catalisador, e a impregnação de cada camada de fibra de vidro, com ajuda de um pequeno rolo de pintura.

A configuração final para o posicionamento dos materiais para a laminação foi (COMPOSITES, 2015) (Fig. 22):

- **A:** 4 camada de fibra de vidro (0°, 90°, 0°, 90°).
- **B:** *Peel Ply*, proporciona uma barreira contra a fácil liberação de resina entre a superfície do laminado do material sangrador, ele também gera uma textura na superfície laminada.
- **C:** Perfurado azul, permite a passagem do excesso de resina para as camadas de cima, funciona como um tipo de filtro.
- **D:** *Breather*, também conhecido como material sangrador, o qual se encharca com o excesso de resina que passou pelo perfurado.



Figura 22 – Ordem de camadas de material para laminação - fonte: próprio autor.

- **E:** Bolsa de vácuo, o qual com a ajuda da fita *Tackytape*, vedar esse sistema, e ainda, aplica pressão de vácuo sobre todo o laminado.

O laminado permaneceu por 5 h no vácuo (11000 Pa) a 30 °C sobre a mesa de aquecimento, para garantir a temperatura sobre material de maneira mais homogênea (Fig. 23). Finalizando assim a laminação do corpo de prova tipo B. O tipo D, segue os mesmos passos anteriores, no entanto, com um processo de pós-cura por mais 2h na autoclave a 80 °C sob uma pressão de 68947,60 Pa.



Figura 23 – Laminação a 30 °C da fibra de vidro - fonte: próprio autor.

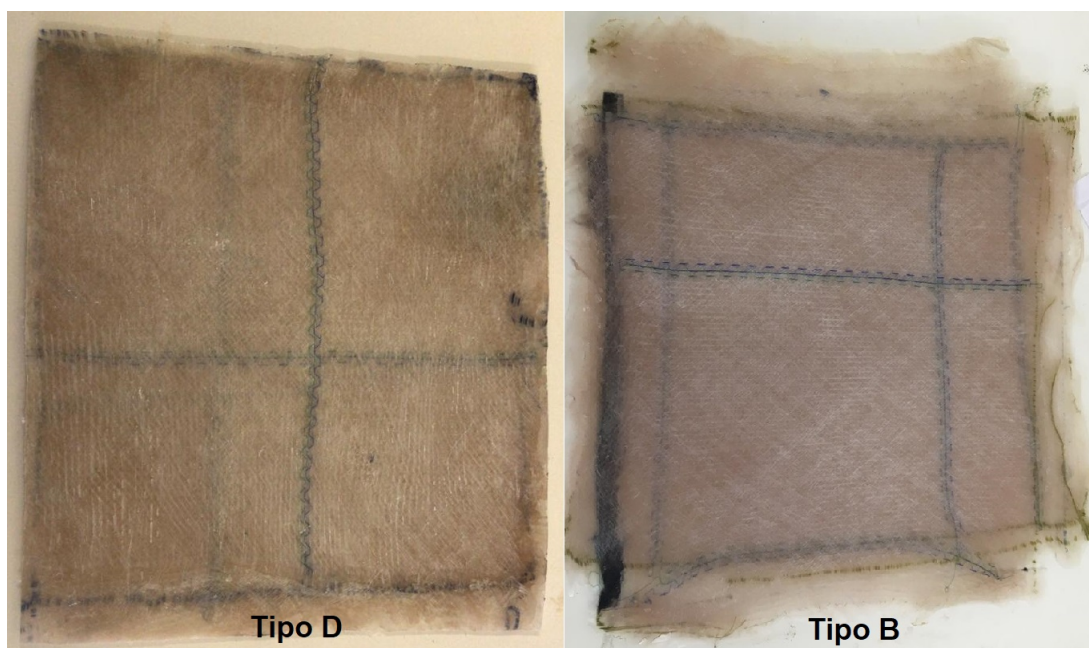


Figura 24 – Placas finais geradas - fonte: próprio autor.



Figura 25 – Marcação e corte dos corpos de prova no laminado de fibra de vidro - fonte: próprio autor.

No final, os processos geraram duas placas de laminado, onde em cada placa foram cortados 5 corpos de prova de cada tipo (B e D), com as medidas de 250 mm de comprimento por 25 mm de largura, para serem ensaiadas no teste de tração (Fig. 24 e 25). As medidas finais dos corpos de prova se encontram no Apêndice C. Como visto na Fig. 24, não há grandes diferenças visuais sobre ambas as placas, mas é perceptível pela espessura dos corpos de prova, que a placa D (média $3,85 \pm 0,091$ mm) apresentou menor espessura que a tipo B (média $4,17 \pm 0,104$ mm).

4.2.2 Laminação da fibra de carbono com resina epóxi

A laminação com fibra de carbono e resina epóxi foi realizada em duas etapas. A primeira etapa consistiu em um teste para saber quantas camadas seriam necessárias para alcançar as espessuras mínimas dos corpos de prova de tração, 2,5 mm, com pós cura. As demais laminações foram as do corpos de prova com 13 camada que geraram aproximadamente a espessura desejada já citada. Esses corpo de prova com a espessura correta foram submetidos a tração e flexão, no entanto, não foram submetidas a um procedimento de pós-cura, e sim a um período maior no vácuo. Isto aconteceu após analisar a influência de cura e pós-cura nos corpos de prova tipo B e D, juntamente com o trabalho de Sant'Ana (2019), o qual evidencia resultados mecânicos tão bons com maior exposição ao vácuo em comparação a aplicação de pós-cura.

4.2.2.1 Quantidades de camadas necessárias

A laminação da manta de carbono também foi realizada no contêiner 5 da Faculdade do Gama (FGA/UnB). Abaixo, seguem dados da manta, resina e endurecedor utilizados.

Tabela 7 – Informações sobre a manta de carbono, resina epóxi e endurecedor

Parâmetros	Resina	Endurecedor	Manta de Carbono
Fornecedor	Advanced Vaccum	Advanced Vaccum	Advanced Vaccum
Tipo	ES260	E35	Tecido fibra carbono 3K sarja - 200 g/m ²

A laminação foi realizada inicialmente com o intuito de testar quantas camadas seriam necessárias para obter corpos de prova com espessura de 2,5 mm visto que essa era a medida exigida para aplicar o teste de tração de acordo com a ASTM D3039. Assim, como a manta tem a espessura de 0,25 mm, aplicou-se 10 camadas com a proporção indicada de resina e endurecedor pelo fabricante (a cada 100 g de resina utiliza-se 45 g de endurecedor).

Preliminarmente, foram feitos os mesmo passos da laminação da fibra de vidro: aplicação da cera de carnaúba na placa de madeira, corte e pesagem de cada camada de carbono e dos demais materiais para o procedimento. Posteriormente, colocou a mistura de resina e endurecedor para cada camada de fibra de carbono, intercalando-as com a orientação 0° e 90° sobre a placa de madeira coberta com cera. Em seguida cobriu-se com uma camada de *peel ply*, perfurado, *breather*, por último, a bolsa de vácuo sendo vedada pela *tackytape* e com a passagem da mangueira da bomba de vácuo (Fig. 26).

O conjunto da fibra, resina e as demais camadas passaram 5 h no vácuo a temperatura ambiente de 25 °C, vale ressaltar que o conjunto foi posto sobre uma mesa de

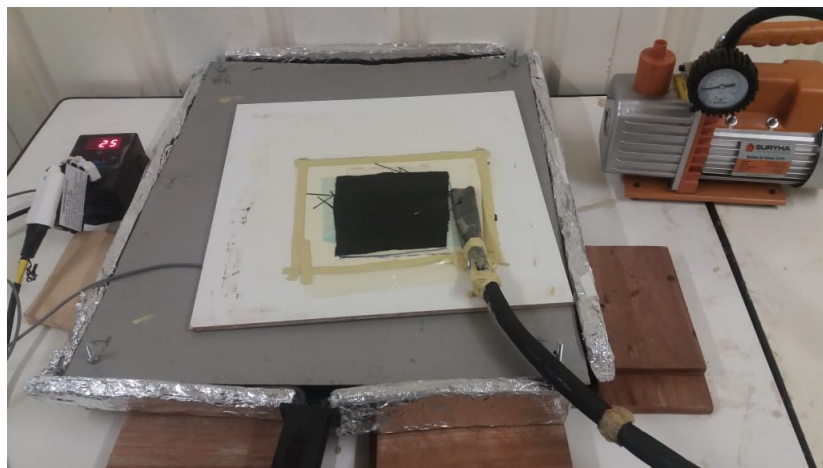


Figura 26 – Laminado de carbono dentro da bolsa de vácuo sobre a mesa de aquecimento - fonte: próprio autor.

aquecimento para garantir uma temperatura mais uniforme sobre o laminado. Assim, a cura foi realizada por um período de 24 h, também em temperatura ambiente. Após esse período realizou-se então uma pós-cura no material dentro da estufa por 2 h, com a temperatura de 60 °C sob 10 psi (pressão manométrica). Desligou-se então a estufa para que esta resfriasse lentamente.



Figura 27 – Pós-cura fibra de carbono - fonte: próprio autor.

Ao final da laminação, a placa de carbono laminada não obteve a espessura esperada de 2,5 mm, e sim, $1,99 \pm 0,015$ mm. Dessa maneira é possível estimar que seriam necessárias aproximadamente 13 camadas de manta de fibra de carbono.

4.2.2.2 Corpos de prova para flexão e tração

Tendo por base os resultados do item anterior, foram utilizadas 13 camadas de 190 mm de largura e 300 mm de comprimento, também alternando-se a orientação entre 0° e 90°, para a realização dos corpos de prova de tração em flexão com as medidas de 250

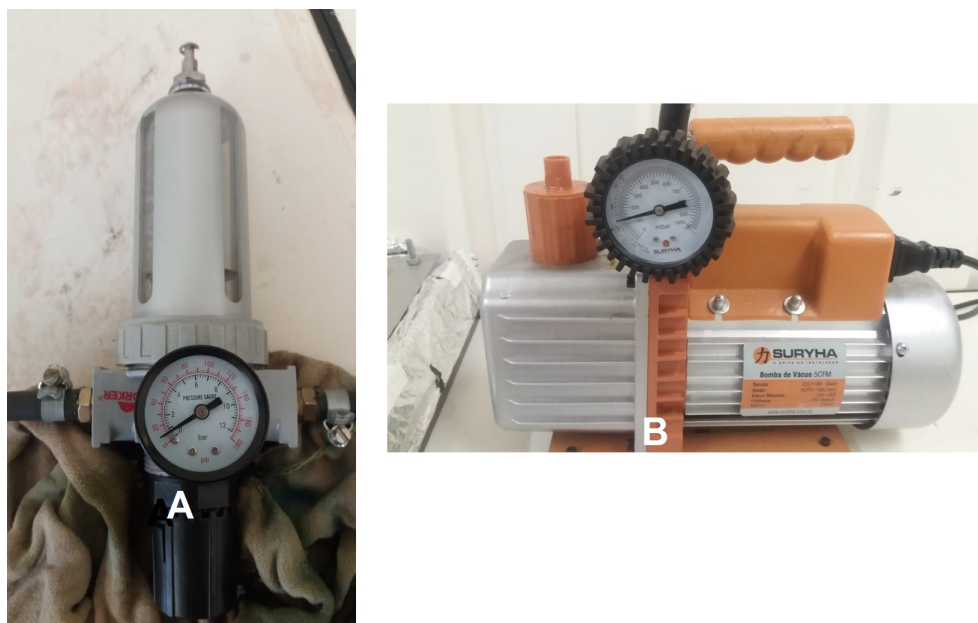


Figura 28 – Pressão dentro da estufa (A) e bomba de vácuo (B) - fonte: próprio autor.



Figura 29 – Laminado de fibra de carbono ao final - fonte: próprio autor.

mm de comprimento, por 25 mm de largura e 2,5 mm de espessura. O local de laminação permaneceu o mesmo utilizado, contêiner 5 da FGA/UnB.

As camadas B (310 mm x 20 mm), C (310 mm x 20 mm), D (330 mm x 24 mm), e E (400 mm x 300 mm), e o procedimento de passagem de cera de carnaúba na placa de laminação continuaram os mesmos. No entanto, utilizou-se um vácuo por 6h, e sobre

a bolsa de vácuo 2 placas de 1200 g (com dimensões de 300 mm x 100 mm x 20 mm) (Fig. 30). O uso dessa placa foi para padronizar os mesmos procedimentos utilizados nos *honeycombs* de núcleos impressos e faces laminadas, no próximo item será explicado melhor esse procedimento.

Para garantir uma homogeneidade de temperatura no ambiente de laminação, o procedimento foi realizado sobre uma mesa de aquecimento a 25 °C (temperatura recomendada pelo fabricante da resina epóxi), e coberto por uma estrutura fabricada de isopor e papel alumínio. Ainda, foi ligado o ar condicionado do contêiner durante as 6h de vácuo.

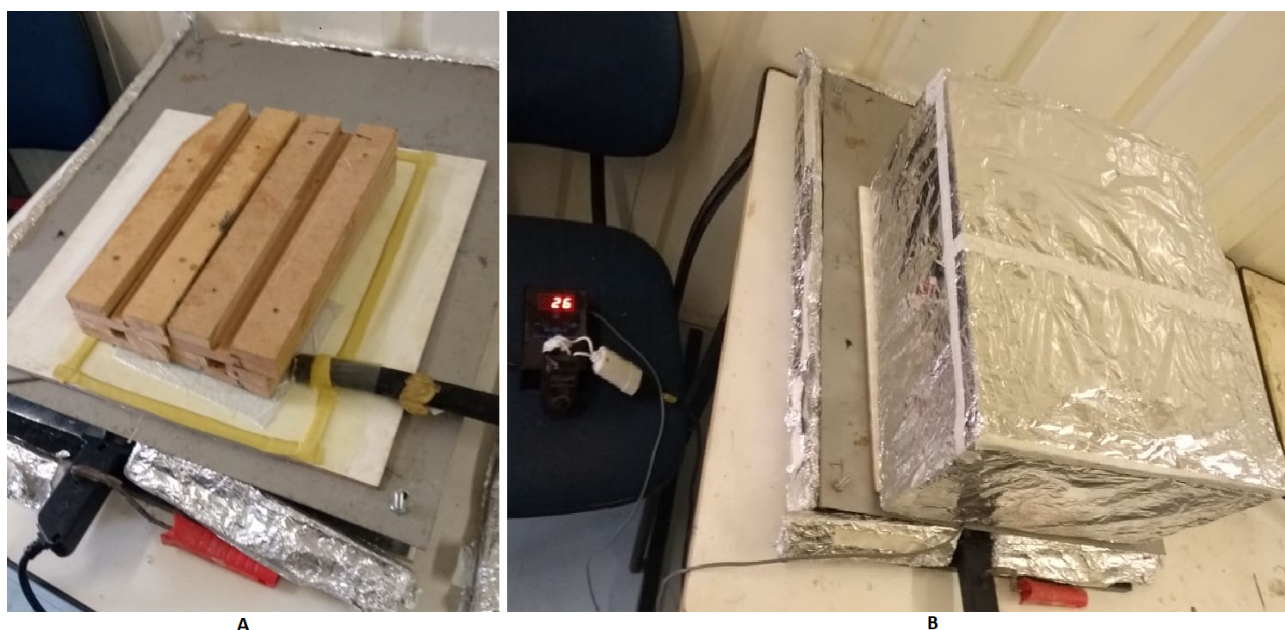


Figura 30 – Laminado de fibra de carbono com resina poliéster - (A) uso das placas de madeira sobre a laminação, (B) Uso da estrutura de isopor e alumínio para a conservação do calor no sistema - fonte: próprio autor.

Depois da laminação esperou-se 24 h para a completa cura da resina (Fig. 31). Em seguida são realizadas as mesmas marcações e cortes da Fig. 25, produzindo assim, os corpos de prova de tração e flexão.

4.2.3 Laminado de fibra de vidro com resina epóxi

O laminado de fibra de vidro com resina epóxi seguiu os mesmos procedimentos descritos na laminação da fibra de carbono com resina epóxi para os corpos de prova de flexão e tração. No entanto, o número de camadas de fibra de vidro foram apenas duas, decorrente de sua maior gramatura (Fig. 32).

É importante ressaltar que os corpos de prova finais foram laminados com resina epóxi e buscam caracterizar os materiais das faces do painel sanduíche. Estes ainda foram submetidos aos ensaios de tração e flexão. A escolha da resina epóxi se deu pelo fato desta não reagir com o PLA, como será explicado no próximo tópico.



Figura 31 – Placa laminada de fibra de carbono e poliéster - fonte: próprio autor.

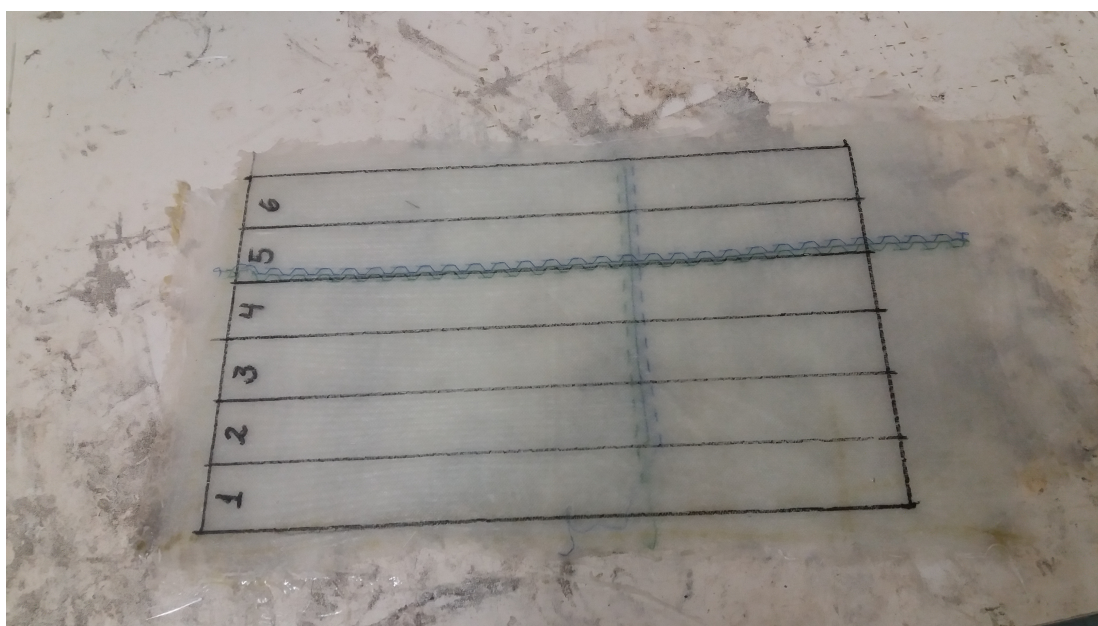


Figura 32 – Placa laminada de fibra de carbono e poliéster - fonte: próprio autor.

Esses corpos de prova laminados com epóxi são muito significativos para o trabalho, visto que eles ajudam a caracterizar os laminados de fibra de vidro e carbono encontrados na face dos painéis sanduíche colmeia laminados. Estes últimos também se utilizaram da mesma resina e devem ser submetidos as mesmas condições de laminação para poderem ser comparados.

4.3 Painéis sanduíche colmeia laminados

Essa seção utiliza-se dos conhecimentos adquiridos de fabricação dos tópicos anteriores para a criação dos corpos de prova *honeycomb* com núcleo impresso e faces laminadas de fibra de vidro, fibra de carbono e placas de alumínio. Essas estruturas sanduíche foram produzidas utilizando os núcleos impressos com as configurações dos melhores resultados obtidos com os corpos de prova impressos, alturas 10 e 15 mm de célula 5 mm. Laminação com a resina epóxi ao invés da de poliéster visto que o último reage com o PLA. E ainda, a não utilização de um procedimento de pós-cura.

4.3.1 Teste de resina

O primeiro passo para fabricar os painéis sanduíche colmeia foi a realização do teste de resina a qual foi utilizada para unir as faces juntamente com o núcleo. Optou-se pela resina epóxi, pois apesar de ser mais cara, ela não deformou a placa de PLA impressa de teste. Assim, ao escolhê-la é garantida a não corrosão ou deformação do núcleo (Fig. 33).

Para o teste de resina foram impressas placas de 0,2 mm e 0,4 mm de espessura com PLA. Aplicou as resinas epóxi e poliéster de acordo com o fabricante, e deixou a cura acontecer por 24 h a temperatura ambiente.



Figura 33 – Teste de resina sobre placas de PLA de 0,2 e 0,4 mm - fonte: próprio autor.

4.3.2 Laminação faces de alumínio 1100, fibra de vidro e carbono

A laminação do núcleo com a placa de alumínio foi uma das partes mais importantes e que demandaram mais tempo. Inicialmente, realizou-se uma laminação com cada material sugerido (alumínio, fibra de vidro e carbono), a fim de verificar: a adesão do

núcleo com as faces, variação de espessura final do painel, e a acumulação de resina no núcleo.

Verificou-se que ao cortar cada painel ao meio no sentido paralelo as faces a resina não se acumulava no núcleo, no entanto, a adesão da placa de alumínio 1100 com o núcleo estava fraco (Fig. 34). Ao forçar a face de alumínio, ela se descolava facilmente da estrutura. Assim, foi necessário lixar cada placa de alumínio na face que entraria em contato com a resina, e depois limpá-la com o álcool etílico 92,8 %, para tentar retirar a película passivante do metal a qual auxilia a não corrosão do material em temperatura ambiente, e assim tentar aumentar a adesão entre face e núcleo. Posteriormente, prendeu-se as placas em uma morsa por 24 h na tentativa de mantê-las mais planas (Fig. 35). Ainda, ao realizar a laminação foram colocadas duas placas de 1200 g cada sobre a bolsa de vácuo com o intuito de aumentar a pressão sobre a estrutura, e conseqüentemente, sua adesão.



Figura 34 – Corte do painel sanduíche, com ampliamento de seu núcleo- fonte: próprio autor.

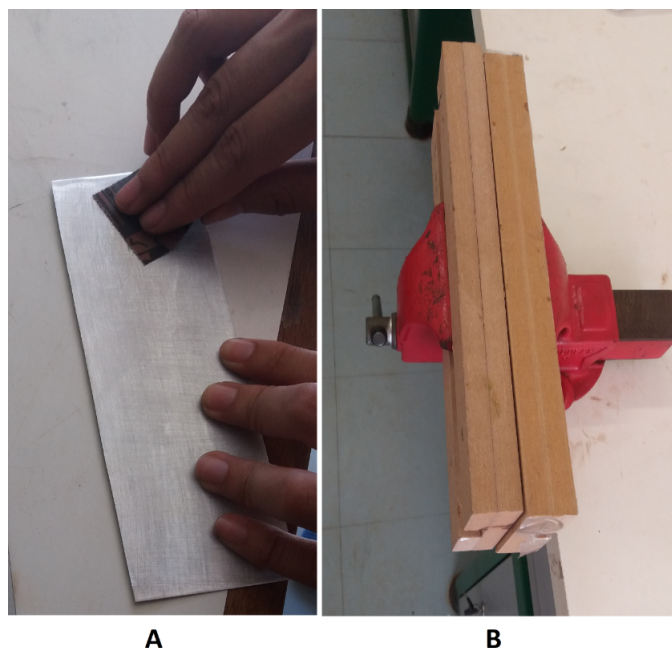


Figura 35 – Lixamento (A) e planificação das placas de alumínio na morsa (B)- fonte: próprio autor.

Por fim, para manter um controle de temperatura maior no sistema, criou-se a estrutura de isopor e alumínio. Preocupou-se com esse fator, principalmente, por agora os corpos de prova apresentarem uma espessura maior, 10 e 15 mm, o que dificultaria a transferência uniforme de calor da mesa aquecida para a face superior, a qual se encontra mais distante. Podendo ocasionar uma diferença de comportamento na estrutura, visto que a outra face se encontra mais próxima da mesa de aquecimento.

Assim, para que fosse padronizada a laminação com todos os corpos de prova que utilizasse a resina epóxi seguiu-se as seguintes etapas:

- Colagem da *tackytape* na mesa de impressão;
- Pesagem do material de face para cálculo da resina, com exceção da face de alumínio que padronizou-se 14 g de resina para o par de lâminas;
- Mistura de resina mais endurecedor e aplicação nas faces;
- A montagem pra a laminação seguiu a ordem: em contato com a mesa de laminação se encontrava a face, acima o núcleo impresso, depois a outra face, em seguida o *peel ply*, perfurado, *breather*, bolsa de vácuo, duas placas de 1200 g, e a estrutura isolante de isopor e alumínio finalizando. Vale ressaltar que a mesa de laminação se encontra sobre a mesa de aquecimento para garantir uma temperatura de 25 °C;
- Ao término de 6 h, o painel *honeycomb* é retirado do vácuo (1100 Pa);

- Esperou 24 h para a completa cura da resina, sem realizar procedimentos de pós-cura;
- Após essas 24 h as estruturas foram lixadas ou cortadas de acordo com a necessidade de ajuste geométrico (Fig. 36).

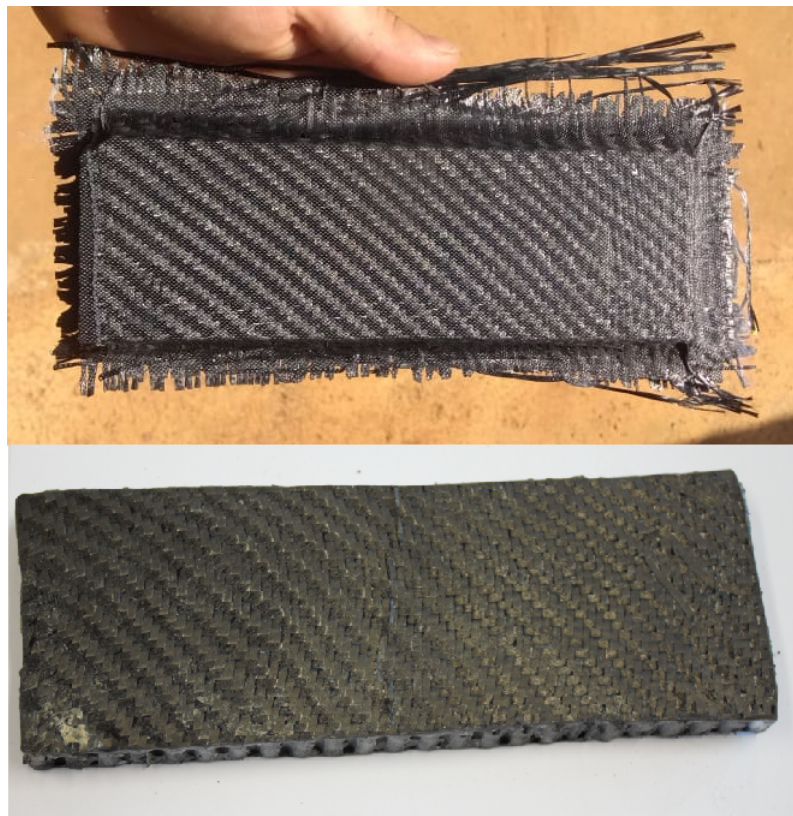


Figura 36 – *Honeycomb* de fibra de carbono ao sair da laminação (imagem superior), e o corpo de prova após lixado (imagem inferior) - fonte: próprio autor.

Para as laminações de fibra de carbono foram utilizadas três camadas de material para cada uma das faces. Para as laminações de fibra de vidro foi utilizada um camada para cada face. Essas quantidades de material foram estipuladas de acordo com os resultados de laminações anteriores as quais foram possíveis fazer uma média para descobrir quantas camadas seriam necessárias para obter uma espessura final de corpo de *honeycomb* de 10 e 15 mm, mantendo as espessuras dos núcleos (8,8 e 13,8 mm), durante todo o trabalho. Sendo assim foi possível inferir a influência nas propriedades da estrutura sanduíche com a troca de material das faces, mantendo-se a espessura final da estrutura sanduíche.

Outro problema enfrentado foi a impressão dos corpos de prova que começaram a quebrar na ponta (Fig. 37), ao serem retirados da mesa de impressão. A frequência para esse acontecimento era baixo, mas como medida preventiva, começou a imprimir os núcleos com o comprimento de 190 mm, e retirando seu excesso com corte e lixamento, após a laminação.

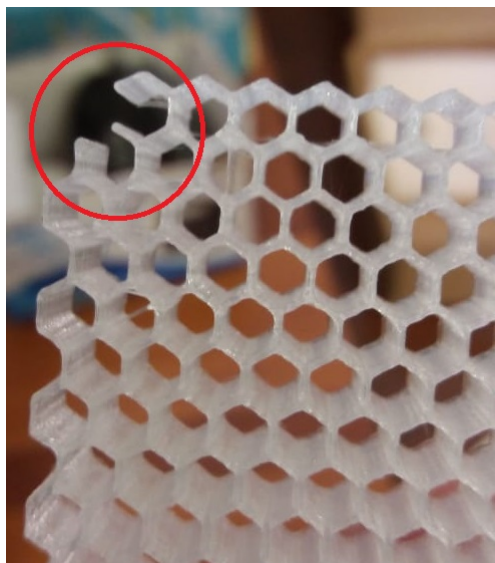


Figura 37 – Quebra na ponta do núcleo - fonte: próprio autor.

5 Ensaios de caracterização dos corpos de prova produzidos

Esse capítulo contém os principais fatores utilizados nos testes dos corpos de prova produzidos. Para esses corpos de prova, foram realizados testes de tração e flexão nos laminados com fibra de vidro e carbono tanto com a resina poliéster quanto epóxi. Nos laminados de fibra de vidro com poliéster verificou-se o uso do ensaio de excitação por impulso, o qual não apresentou bons resultados em comparação ao de tração e por esse motivo não foi aplicado para os corpos de prova laminados com epóxi. Já nos painéis *honeycomb*, utilizou-se de ensaios de flexão 3 pontos e simulações no DIGIMAT.

5.1 Ensaio de flexão para painéis *honeycomb*

As dimensões do corpo de prova para ensaio de flexão seguiu as especificações da ASTM C393, onde o comprimento foi de 180 mm, largura 60 mm, e espessura variado de 10 mm e 15 mm. As principais configurações desses corpos de prova se encontram no Apêndice B. A espessura da face se manteve aproximadamente constante em todos os tipos de corpos de prova impressos (0,6 mm), no entanto, modificou seus materiais. As faces de PLA foram modeladas com 3 camadas de 0,2 mm alternando o sentido de 45° e -45°. Na face de alumínio foi utilizada a liga 1100. Na face de laminado de carbono utilizou-se 3 camadas de manta em cada lado e na de fibra de vidro apenas uma camada por se tratar de uma manta com maior gramatura. Exceto pela face de PLA, as demais faces do painel sanduíche colmeia, se uniram ao núcleo por meio da resina epóxi.

Para cada variação de configuração de *honeycomb* confeccionou-se 5 corpos de prova. Dessa forma as variações foram:

- Face de alumínio (5 exemplares para espessura de 10 mm e 5 exemplares para espessura 15 mm);
- Face de laminado de fibra de carbono e epóxi (5 exemplares para espessura de 10 mm e 5 exemplares para espessura 15 mm);
- Face de laminado de fibra de vidro e epóxi (5 exemplares para espessura de 10 mm e 5 exemplares para espessura 15 mm);
- Face de PLA (5 exemplares do tipo 1, 5 exemplares do tipo 2, 5 exemplares do tipo 3, 5 exemplares do tipo 4).

Foram produzidos mais corpos de prova em face de PLA, tendo em vista que eles foram usados nos teste primários para decidir as melhores configurações de núcleo. Apenas a partir disso produziu-se as demais estruturas, no entanto, variando o material das faces e estudando sua influência.

Esses corpos de prova foram ensaiados na máquina universal Instron 8801, utilizado uma mesa adaptada para a realização do ensaio de flexão (Fig. 38). A velocidade do ensaio foi determinado pela especificação da norma que exige que a falha deve ocorre entre 3 e 6 minutos, logo, 1,3 mm/min.

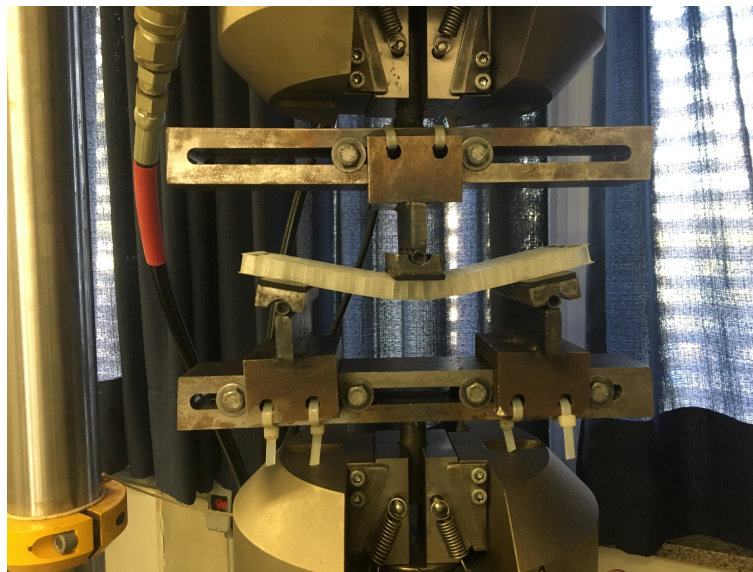


Figura 38 – Ensaio flexão 3 pontos em painel sanduíche *honeycomb* - fonte: próprio autor.

Os valores resultados deste ensaio permitem inferir a carga aplicada no corpo e a flecha correspondente. Considerando que a geometria das faces do corpo de prova se mantém constante e as propriedades mecânicas do material já foram determinada é possível separar a rigidez advinda do núcleo e das faces. A equação 5.1 pode ser reorganizada e se transformar na 5.2.

$$\Delta = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4U} \quad (5.1)$$

$$U = \frac{PL}{4 \left[\Delta - \frac{PL^3}{48D} \right]} \quad (5.2)$$

$$D = \frac{E(d^3 - c^3)b}{12} \quad (5.3)$$

No entanto, como D só depende da geometria das faces e das propriedades do material, é possível reescrever G . Logo G é achado por meio da equação (5.4).

$$G = \frac{4Uc}{(d+c)^2 b} \quad (5.4)$$

De maneira semelhante é possível isolar G da formulação de Bitzer (1997) (Eq. 5.5). Ele aproxima o painel a uma viga em "I", onde a alma é o núcleo e as flanges as faces. Porém, K_s e K_b são coeficientes que dependem do tipo de apoio, e λ é função do coeficiente de Poisson do material.

$$\Delta = K_b \frac{PL^3}{D} + K_s \frac{PL}{hGb} \quad (5.5)$$

Dessa forma é possível isolar G , dado que D é função apenas da geometria e propriedades mecânicas do material.

$$D = \frac{Eth^3b}{2\lambda} \quad (5.6)$$

$$G = \frac{K_s PL}{hb \left[\Delta - k_b \frac{PL^3}{D} \right]} \quad (5.7)$$

5.2 DIGIMAT

O software DIGIMAT, desenvolvido pela MSC Software, foi utilizado como uma ferramenta de simulação numérica do ponto de vista de comportamento da construção. Dentre as versões de modelagens oferecidas pelo DIGIMAT, foi utilizada a DIGIMAT-HC. A qual é uma solução de design virtual para painéis sanduíches *honeycomb*, onde o desempenho desses painéis vão depender das propriedades das faces e núcleo (DIGIMAT, 2014).

O DIGIMAT- HC permite que o usuário possa configurar a estrutura de um painel sanduíche composto, definir as propriedades do núcleo (*honeycomb* ou espuma), definir o material da face e sua orientação, analisar o painel ao simulá-lo como um teste de flexão de 3 ou 4 pontos (DIGIMAT, 2014). Dessa maneira, as faces de PLA do painel foram modeladas com as informações obtidas no trabalho do Silva (2017b), o qual caracterizou o PLA do mesmo fornecedor o qual este trabalho se utiliza em um mesmo ambiente da Universidade de Brasília para a confecção dos corpos de prova. Ainda foi possível colocar as mesmas orientações de camadas de impressões, intercalando 45° e -45° (Fig. 39). Para o alumínio foram empregues os dados obtidos para a liga 1100 segundo Qualinox (2019), visto que não foram realizados testes para obter suas propriedades mecânicas. Os dados para as faces de fibra de vidro e carbono foram realizados por meio dos testes de

tração. Em relação ao núcleo, foram utilizados os dados do ensaio de flexão de acordo com a norma ASTM C393, para simular o painel sanduíche *honeycomb* com diferentes tamanhos de hexágonos e espessuras (10 e 15 mm). Assim obteve os resultados de flecha para a simulação dos ensaios de flexão 3 pontos (Fig. 40).

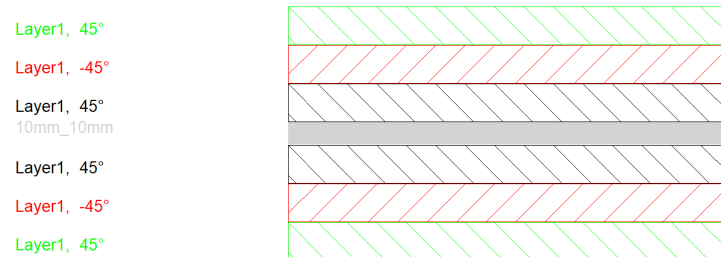


Figura 39 – Posicionamento de camadas DIGIMAT - fonte: próprio autor

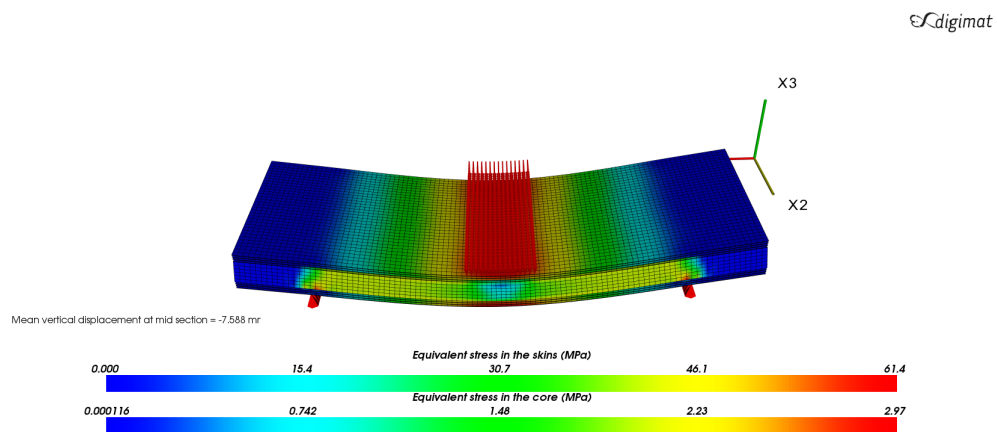


Figura 40 – Simulação 3 pontos DIGIMAT - fonte: próprio autor

5.2.1 Ensaio de tração - ASTM D3039

Foram testados 5 exemplares de cada um dos tipos de corpo de prova. Sendo os tipos:

- Laminado de fibra de vidro com resina poliéster (tipo B e D);
- Laminado de fibra de vidro com resina epóxi;
- Laminado de fibra de carbono com resina epóxi.

Testou-se inicialmente os corpos de prova do tipo B e D para avaliar os efeitos de cura e pós-cura. Assim, escolhendo-se uma configuração de laminação para os demais tipos os quais foram confeccionados posteriormente. Logo, mudou-se a resina, tendo em vista que a de poliéster reagiria com o núcleo de PLA na configuração final de painel sanduíche colmeia.

Assim os dados adquiridos dos dois últimos tipos de laminados citados, serviram para caracterizar as faces do painel sanduíche colmeia com faces de fibra de vidro e carbono unidos por resina epóxi. Em todos esses testes Utilizou-se uma velocidade de deslocamento padrão de 2 mm/min. Ainda vale ressaltar que o valor máximo de carga que a máquina (Instron 8801) alcança é 100 kN (Fig. 41).



Figura 41 – Máquina de Ensaio Universal Instron 8801 - fonte:([SILVA, 2017b](#))

As medidas dos corpos de prova utilizados foram as mínimas exigidas pela ASTM D3039. Ou seja, 250 mm de comprimento, 25 mm de largura, 2,5 mm de espessura. Essas medidas se mantiveram para o ensaio de flexão (ASTM D7264M-15) e excitação por impulso (ASTM E1876).

5.3 Ensaio de excitação por impulso - ASTM E1876

Esse ensaio foi realizado, no Laboratório de Materiais Inteligentes da UnB. Aplicou-se o modo "Flexional + Torsional" na tentativa de determinar os módulos de elasticidade, cisalhamento e Poisson de cada corpo de prova, os quais as medidas se encontram no Apêndice C. Realizou-se 5 medições de cada corpos de prova conforme a ASTM E1876. Em seguida retirou-se a média de cada um dos valores calculados.

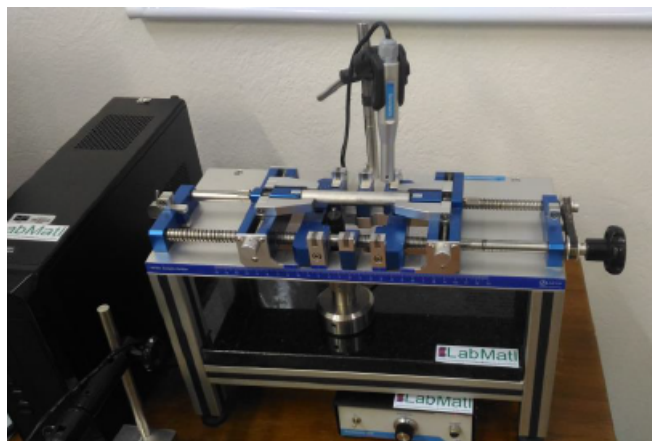


Figura 42 – Ensaio de Excitação por impulso - fonte:(SILVA, 2017b)

5.4 Ensaio de flexão de materiais compósitos de matriz polimérica - ASTM D7264M-15

Nesse ensaio também se utilizou de 5 corpos de prova de cada tipo. Sendo esses tipos:

- Laminado de fibra de vidro com resina poliéster (tipo B e D);
- Laminado de fibra de vidro com resina epóxi;
- Laminado de fibra de carbono com resina epóxi.

Os tipos de laminado B e D foram submetidos a tentativa de realização do teste de flexão 4 pontos. No entanto, como foram utilizados os mesmos corpos de prova os quais foram submetidos a um ensaio anterior de tração ainda que esse tenha ocorrido apenas a zona elástica, estes podem ter sofrido delaminação ou mudança em alguma propriedade, sendo possível inferir apenas resultados qualitativos os quais se encontram no Apêndice A. Para esse ensaio utilizou-se uma velocidade de 1,58 mm/min, calculado segundo a Eq. 3.13.

O ensaio de 3 pontos foram realizados com os demais corpos de prova com a velocidade de 2,67 mm/min, segundo a Eq. 3.8. Dessa vez foram produzidos corpos de prova de fibra de vidro laminado com epóxi apenas para ser utilizado nesse teste.

Parte IV

Resultados e discussões

6 Principais problemas na impressão de material termoplástico e como evitá-los

Ao longo de todas as impressões 3D foi preciso lidar com diversas situações, principalmente, pois foi a parte que apresentou mais problemas. Essas dificuldades, por mais que atrasassem a confecção dos corpos de prova, ajudou a ganhar conhecimento sobre a máquina, sua manutenção e as possíveis causas de cada um dos problemas. Dessa forma foi criada essa seção em resultados como guia para evitá-los. As principais falhas foram:

- Não puxamento do filamento;
- Entupimento do bico de impressão;
- Vazamento;
- Desregulagem da mesa de impressão;
- Quebra do filamento na mangueira;

O primeiro item, pode ser consequência dos outros dois itens posteriores, mas também, pode ser acarretado quando a engrenagem responsável por puxar o filamento do carretel para o bico de extrusão esteja folgada. Assim, é preciso ajustar o parafuso que controla essa engrenagem de forma a achar o ponto ideal para que não haja o estrangulamento do filamento o qual pode acarretar em um fio para extrusão quebradiço resultando no rompimento antes de chegar ao bico extrusor; e nem que esteja largo ao ponto de não conseguir empurrar o filamento para a extrusão. Como consequência da primeira falha é possível encontrar corpos de prova inacabados ou com problemas na cobertura de material (Fig. 43).

O entupimento do bico extrusor resulta em uma não deposição de material na peça impressa (Fig. 44). Geralmente ele acontece em trocas de filamento, visto que pode haver resquícios do material anterior no bico; e também acontece, quando o bico está sendo muito pressionado sobre a mesa de impressão, não permitindo que tenha uma saída de material estável. Para resolver é necessário, na maioria das vezes, retirar o bico da máquina, aquecê-lo, e desentupir com a ajuda de agulhas destinadas a esse fim.

Ao retirar o bico para desentupir, é preciso desenroscá-lo do suporte onde fica o termostato. Se não posicioná-lo corretamente no lugar corre o risco de durante uma impressão o material vaze por esse orifício. Assim, ocasiona-se após um tempo de impressão a queda de gotas do material sobre a peça impressa danificando-a. Ao essas gotas esfriarem são criadas protuberâncias as quais podem gerar a descalibração da impressora com

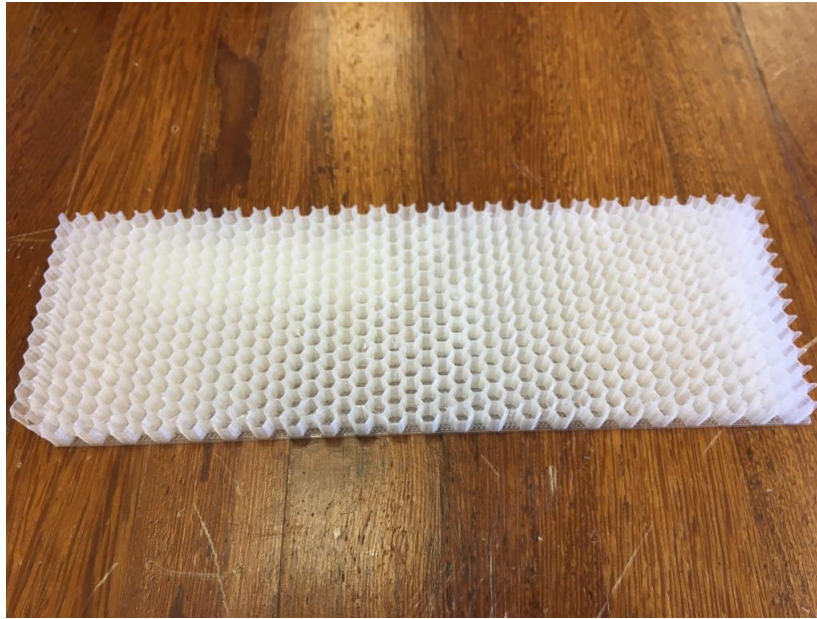


Figura 43 – Peça inacabada por falta de filamento - fonte: próprio autor.



Figura 44 – Consequência do entupimento do bico extrusor - fonte: próprio autor.

a contínua passagem do bico extrusor sobre ela, resultando em problemas nas medidas finais da peça e um acabamento irregular (Fig. 45).

Como já mencionado, o desregulamento da mesa pode causar uma pressão sobre o bico impedindo a saída de material. Além disso, caso a mesa não seja ajustada corretamente, o material extrudado pode aderir muito a ela, causando uma resistência contra a saída da peça da mesa de impressão ao final do processo. Assim, será preciso utilizar uma maior força para desgrudá-la da mesa, podendo ocasionar um dano na peça final, como pode ser visto na Fig. 46 o descolamento de parte das faces com o núcleo do *honeycomb*.



Figura 45 – Erro de confecção causado por vazamento - fonte: próprio autor.



Figura 46 – Peça inacabada por falta de filamento - fonte: próprio autor.

Por último, há o problema de quebra do filamento na mangueira que conecta a engrenagem responsável por puxar o filamento do carretel para o bico extrusor. Esse problema é simples de identificar, quando a engrenagem estiver puxando o filamento, mas este não foi entrudado, possivelmente ele quebrou dentro da mangueira. Para resolver, basta desconectar a mangueira do bico extrusor, retirar o pedaço de material quebrado, conectar a mangueira novamente e puxar material até que ele comece a sair pelo bico aquecido. O aspecto de inacabado do corpo de prova com essa falha é o mesmo no primeiro item (Fig. 43).

7 Resultados preliminares

O resultados preliminares foram os decorrentes dos testes realizados anteriormente aos corpos de prova laminados com epóxi. Eles abrangem os corpos de prova tipo 1, 2, 3, 4, B e D. Os quais foram importantes para as tomadas de decisão das melhores características para a produção dos painéis sanduíche colmeia laminados com resina epóxi.

7.1 Resultados corpos de prova impresso

7.1.1 Ensaio de flexão da estrutura sanduíche

Ao realizar o ensaio de flexão 3 pontos para os corpos de prova impressos, obteve-se as curvas das Figs. 47 e 48, para os 5 corpos de prova testados de cada tipo (1, 2, 3 e 4).

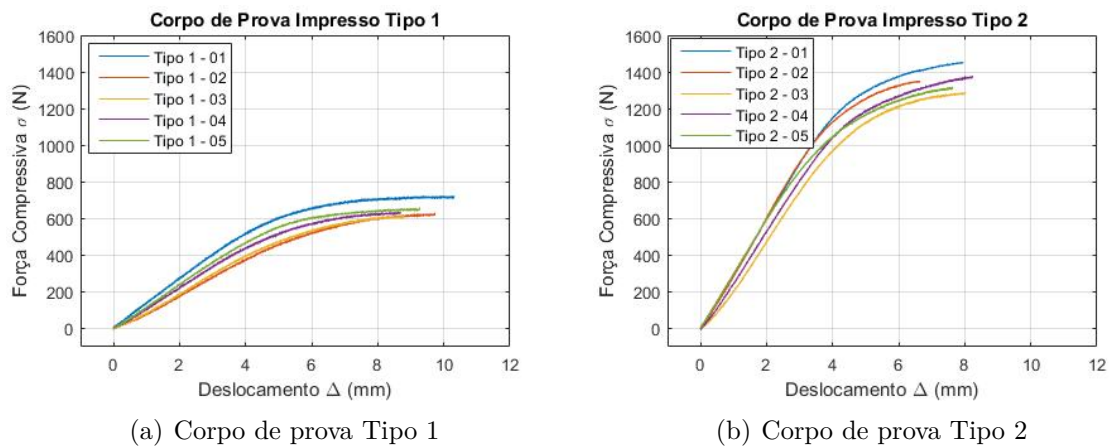


Figura 47 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) para os corpos de prova tipo 1 e 2

Na Tab. 8 há os resultados médios para flecha e força máxima. Percebe-se que o tipo 1 obteve a maior força, e o tipo 3 a maior flecha. Ainda, se analisados os corpos de prova com mesmo tamanho de célula hexagonal é possível inferir que os de 15 mm possuem quase o dobro da força apresentados nos de 10 mm. Caso seja examinado os corpo de prova de mesma altura, observa que os com valor de célula maior, possuem força superior a 50 % em relação aos de menor célula.

Portanto, quanto maior a espessura da célula e menor o seu tamanho, maior será a força necessária para o material falhar. Em relação a espessura do painel, esse resultado já era esperado tendo em vista que quanto maior a distância entre as faces da linha neutra da estrutura maior sua resistência a flexão. Em relação a flecha máxima, esta ocorreu com um núcleo mais denso de maior preenchimento e com menor espessura.

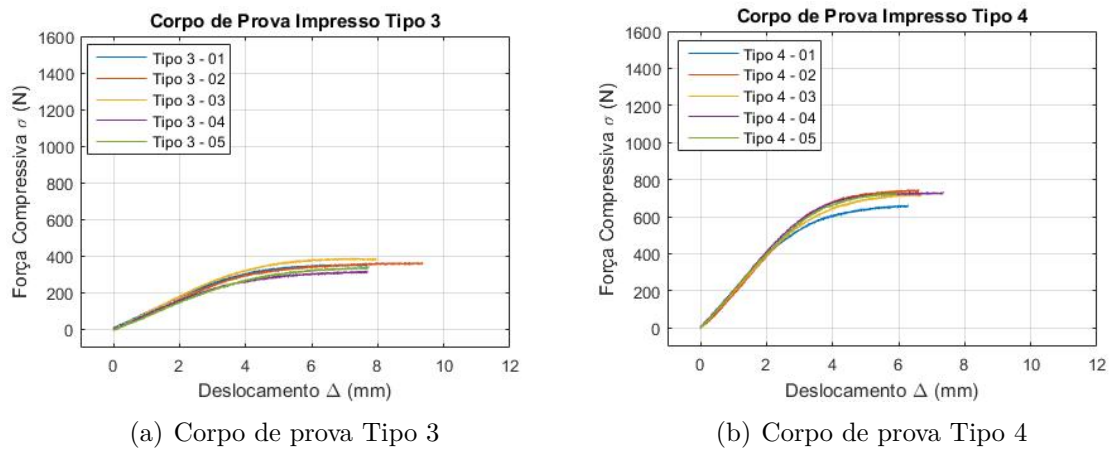


Figura 48 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) para os corpos de prova tipo 3 e 4

Tabela 8 – Força (N) e flecha média máxima (mm) - fonte: próprio autor

Parâmetros	Tipo 1	Tipo 2	Tipo 3	Tipo 4
Força média máxima (N)	654,7153	1359,2303	357,9001	720,2935
Desvio padrão (N)	42,4656	63,4433	25,5067	32,5518
Flecha média máxima (mm)	9,3557	7,6901	8,0727	6,5695
Desvio padrão (mm)	0,6765	0,6306	0,7241	0,5204

O PLA, nos ensaios de flexão apresentou um comportamento frágil, onde a maioria dos rompimentos ocorreram na face inferior (Fig. 50), principalmente para os corpos de prova com maior tamanho de célula. Isso reflete, de acordo com Bitzer (1997), uma tensão excessiva nas faces, seja de tração ou compressão, em vista disso comprovou-se que a espessura da face foi insuficiente. No entanto, esse comportamento já é previsto na literatura, uma vez que a face inferior está sujeita a tração, e superior a compressão. A falha pelos corpos de prova tipo 1 e 2 está apresentada na Fig. 49. Esta também se iniciou pela falha na face inferior, contudo, na maioria desses corpos de prova houve sua separação completa.

Utilizando as Eqs. 3.3, 3.4 e 3.5, é possível encontrar de maneira inversa o módulo de elasticidade do PLA, e compará-lo com Ribeiro (2018). Para isso, precisou-se isolar os termos $1/D$ e $1/U$ em função da flecha experimental. Como em Bitzer (1997) é usado o módulo de cisalhamento equivalente do núcleo, logo G não depende da espessura do painel nem das distribuições e células em seu interior, tornando assim, possível utilizar dados dos painéis de 10 e 15 mm para achar o módulo de elasticidade do PLA, nesse caso. Outra possibilidade é zerar o termo referente ao núcleo da Eq. 3.3, e assim é possível encontrar o módulo de elasticidade. O segundo caso foi realizado para encontrar os dois módulos de elasticidade do PLA referentes a células de 5 mm e de 10 mm (Tab. 9).

As especificações na Tab. 9 são referentes ao que foi analisado nesse trabalho e

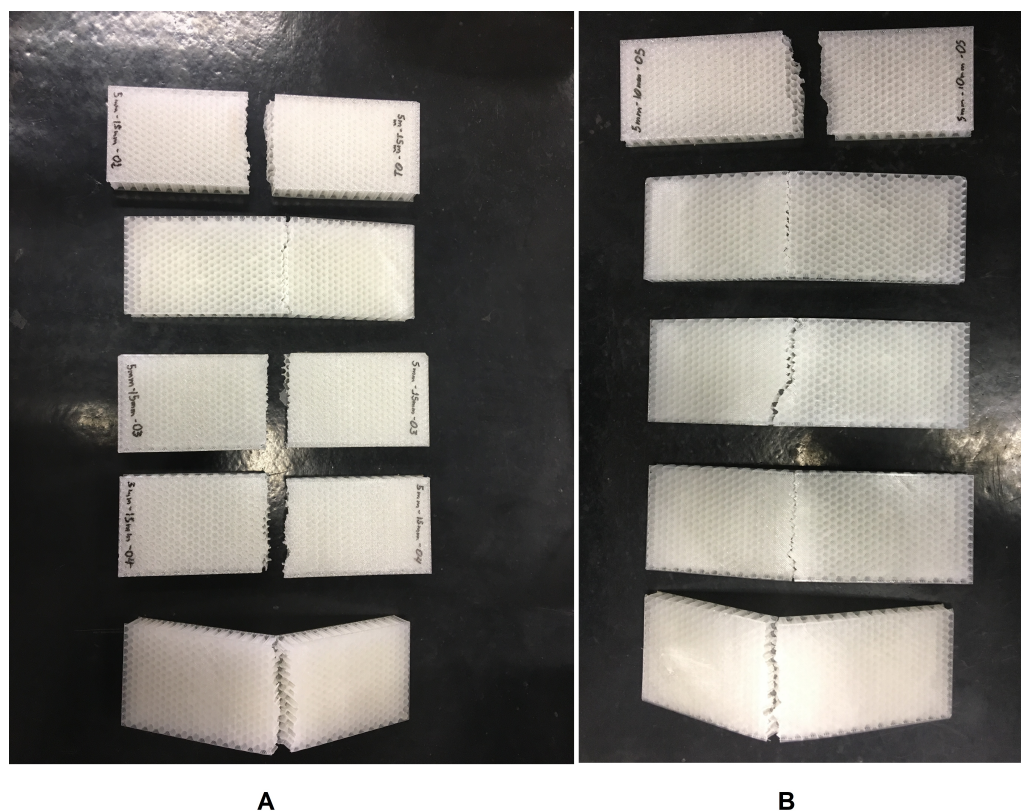


Figura 49 – Resultados do ensaio de flexão - (A) Corpo de prova tipo 1 e, (B) tipo 2 - fonte: próprio autor.

Tabela 9 – Valores de módulo de Young em MPa do PLA - fonte: próprio autor

Referência	Especificação	Módulo de Young (MPa)
Próprio autor	Célula hexagonal 5 mm	2851
Próprio autor	Célula hexagonal 10 mm	2345
(RIBEIRO, 2018)	Tração	2800

dados encontrados na literatura. Na publicação de Ribeiro (2018), foram dispostos corpos de prova no ensaio de tração com orientação $[0^\circ, 90^\circ]$, e outros com $[45^\circ, -45^\circ]$, onde ambos resultaram no mesmo valor de Módulo de Young. Analisando os valores de módulo de elasticidade do PLA na Tab. 9, é perceptível que os encontrados nesse trabalho foram próximos ao de referência. No entanto a diferença ainda presente entre eles, porém a aproximação dos cálculos utilizados são boas, visto que o valor que se está comparando advém de ensaios de tração e o outro de aproximações numéricas.

7.1.2 Formulação de viga em I

Conforme os dados obtidos no ensaio de flexão, calculou-se o módulo de cisalhamento do núcleo de acordo com a ASTM C393 e a formulação da viga em I, vale ressaltar que o E do PLA utilizado para esse cálculo foi de 2856 MPa, obtido conforme Ribeiro

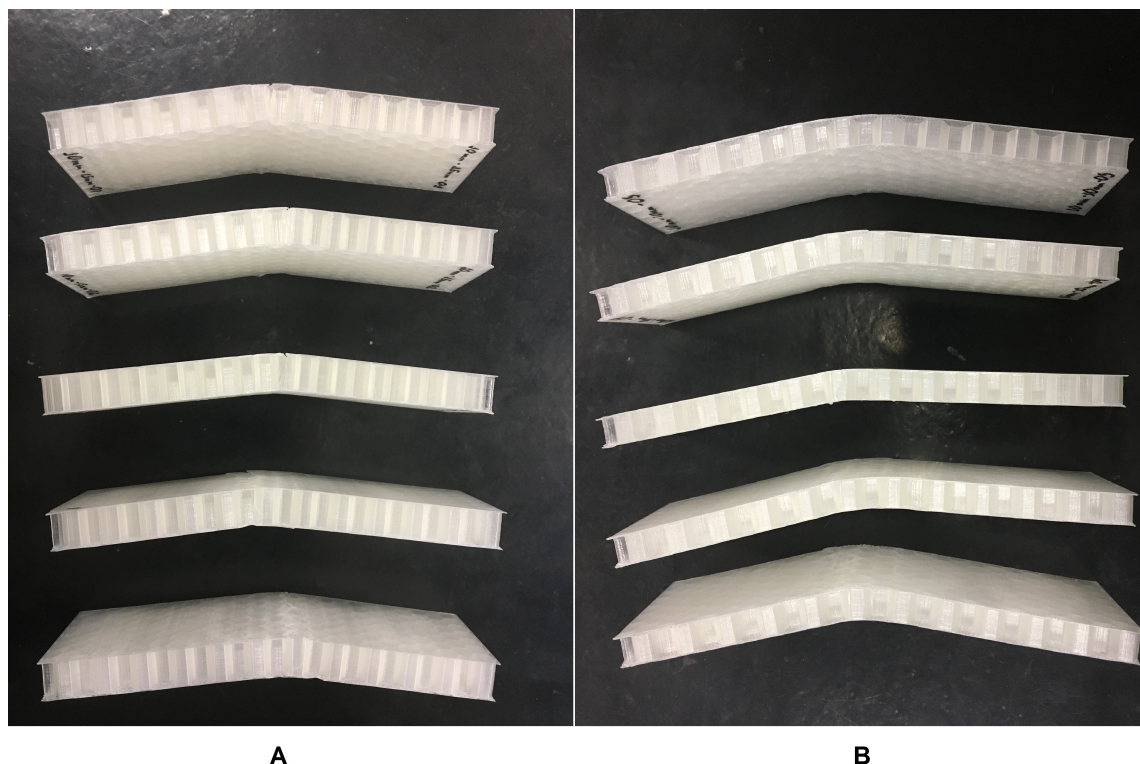


Figura 50 – Resultados do ensaio de flexão - (A) Corpo de prova tipo 3 e (B) tipo 4 - fonte: próprio autor.

(2018). Pela Tab. 10, é possível perceber maiores valores do módulo de cisalhamento para núcleos mais densos. Apesar dos núcleos com menores células apresentarem maiores valores para o módulo de cisalhamento, eles também são os que possuem maior desvio padrão, tornando mais difícil a confiabilidade nos resultados. Os valores calculados segundo a ASTM C393, foram superiores aos calculados utilizando a modelagem de viga em I.

Tabela 10 – Valores do módulo de cisalhamento do núcleo, G , do painel sanduíche *honeycomb* em PLA - fonte: próprio autor

Método	Tipo 1	Tipo 2	Tipo 3	Tipo 4
ASTM C393 (MPa)	13,2790	31,7562	4,3796	7,4084
Desvio padrão (MPa)	1,3089	18,3017	0,7178	1,1549
Viga em I (MPa)	10,9644	22,0969	4,3032	7,1980
Desvio padrão (MPa)	1,2613	7,6618	0,6314	0,9900

7.1.3 Simulação com o *software* DIGIMAT

Após informar, alguns dados sobre a geometria do material, tais como: espessura das paredes do hexágono, distância ente paredes e altura do *honeycomb*, informa-se propriedades do material usado, orientação, e por último aplica-se a força máxima submetida no ensaio de flexão. Na Tab. 11, se encontra o principal fator observado, a flecha de flexão,

a qual foi calculada para a carga máxima média de cada tipo de corpo de prova do painel sanduíche colmeia feito inteiramente de PLA.

Tabela 11 – Valores de flecha máximas obtidas de acordo com o software DIGIMAT - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Flecha (mm) - DIGIMAT	Flecha (mm) - ensaio flexão
Tipo 1	6,1030	9,3557
Tipo 2	5,3070	7,6901
Tipo 3	3,7430	8,0727
Tipo 4	3,3300	6,5695

Comparando os valores apresentados no ensaio de flexão e na simulação do DIGIMAT, observa-se valores muito diferentes. Na hipótese de testar mais uma vez o software, escolheu-se valores referentes a 50% das forças máximas médias de cada um dos 4 tipos de corpo de prova *honeycomb*. Dessa forma abrangeu-se a parte linear de cada uma das análises. Realizada a simulação percebeu-se os valores das flechas se tornaram quase os mesmos dos obtidos no teste de flexão. Com isso pode inferir que por mais que esse software, pela descrição de suas funcionalidades em [Digimat \(2014\)](#), analise comportamentos não lineares, isto não foi observado nesse trabalho, de forma que só foi possível comparar valores e encontrar equivalências na parte linear.

Tabela 12 – Valores de flechas referentes a 50 % do valor máximo médio de força obtidas com o software DIGIMAT e ensaio de flexão 3 pontos - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Força (N)	Flecha teste flexão (mm)	Flecha em DIGIMAT (mm)
Tipo 1	327,5919	2,9845	3,0540
Tipo 2	678,5393	2,4137	2,6490
Tipo 3	178,4933	2,1669	1,7990
Tipo 4	360,4150	1,7963	1,5800

7.2 Resultados corpos de prova laminados

Foram realizados três tipos de ensaios para os corpos de prova laminados B e D: excitação por impulso, tração, e flexão. No entanto, o de flexão só pode ser analisado de forma qualitativa. A descrição mais detalhada dos resultados de cada um desses ensaios se encontra presente no Apêndice A. O resultados mais relevantes estão discutidos a seguir.

O ensaio de excitação por impulso foi realizado para avaliar se ele seria uma alternativa viável de ensaio que pudesse encontrar os módulos de Poisson e Elasticidade, de

maneira mais simples e rápido que o de tração. Contudo, os valores dos módulos encontrados, não foram consistentes aos encontrados na literatura, nem no ensaio de tração, dessa forma não se tornando um ensaio viável para os próximos corpos de prova.

Os ensaios de tração dos corpos de prova B e D, obtiveram valores com a mesma ordem de grandeza que a literatura (SPIGOSSO, 2017) (Tab. 13). Como resultado, encontrou-se módulo de elasticidade médio para o tipo B como $E_{médioB}$ é $12,12 \pm 1,62$ GPa e o coeficiente de Poisson: 0,3454. Para o tipo D $E_{médioD}$ é $12,27 \pm 0,93$ GPa, e o coeficiente de Poisson 0,48.

Tabela 13 – Valores do módulo de elasticidade de cada corpo de prova tipo B e D para os cinco exemplares de casa tipo - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Módulos de Elasticidade (GPa) tipo B	Módulos de Elasticidade (GPa) tipo D
Exemplar 1	13,1650	12,0100
Exemplar 2	11,7550	13,4600
Exemplar 3	11,1450	13,2500
Exemplar 4	14,6250	10,7800
Exemplar 5	9,9250	11,8950

Analisando os valores encontrados entre B e D, percebe-se que o módulo de elasticidade dos corpos de prova com pós-cura se mostraram cerca de 1% superior aos que não possuem a pós-cura, o que era esperado, visto que as propriedades mecânicas após procedimentos de pós-cura tendem a aumentar. Em relação ao módulo de Poisson, o valor se apresenta acima da faixa encontrada pela bibliografia, entre 0,17 e 0,30 (LEITÃO, 2007). É compreensível que os valores do módulo de Poisson se encontrem diferentes da literatura, visto que para conseguir obter esse valor é difícil, até mesmo a norma já evidencia essa dificuldade. No entanto, esses valores não devem ser utilizados para caracterizar o material, visto sua incoerência com a literatura.

Ainda, ao observar que a porcentagem do módulo de elasticidade com a pós-cura se elevou pouco, visto a complexidade e tempo exigidos por esse procedimento, decidiu-se não aplicar a pós-cura nas laminações seguintes, e sim, deixa-las mais tempo sob o vácuo. Isso porque de acordo com Sant'Ana (2019), essa mudança podem gerar efeitos tão bons quanto o de pós-cura.

8 Resultados para os corpos de prova laminados com resina epóxi

Nessa parte serão mostrados e discutidos os principais resultados para os corpos de prova que foram fabricados com a resina epóxi. Portanto, as placas de fibra de vidro e carbono, como os painéis sanduíches colmeia hexagonal laminados com face de fibra de vidro, carbono e alumínio 1100. Devido ao capítulo anterior foi possível tomar decisões que mudaram a forma de laminação e de teste para este capítulo, tais como a não aplicação de procedimentos de pós-cura, emprego apenas da resina epóxi, não utilização de testes de excitação por impulso para essas placas de materiais compósitos.

8.1 Ensaio de tração

Utilizou-se a máquina INSTRON 8801, para o ensaio de tração de fibra de vidro e carbono laminados com epóxi, e prendeu o extensômetro no corpo de prova com elástico odontológico intraoral. O corpo de prova de fibra de vidro rompeu-se durante o ensaio, o de fibra de carbono, não rompeu devido aos escorregamentos gerados nas garras em contato com a fibra de carbono. Medidas foram tomadas para se evitar esse problema, como o uso de lixas nas extremidades dos corpos de prova, bem como o aumento de pressão nas garras para 90 bar, no entanto, esse problema foi apenas amenizado (Fig. 51).

Como resultado, encontrou-se o módulo de elasticidade médio para os corpos de prova de fibra de vidro como $16,07 \pm 0,77$ GPa, e o coeficiente de Poisson: 0,31. O valores referentes a cada corpo de prova de fibra de vidro testado se encontra na Tab. 15.

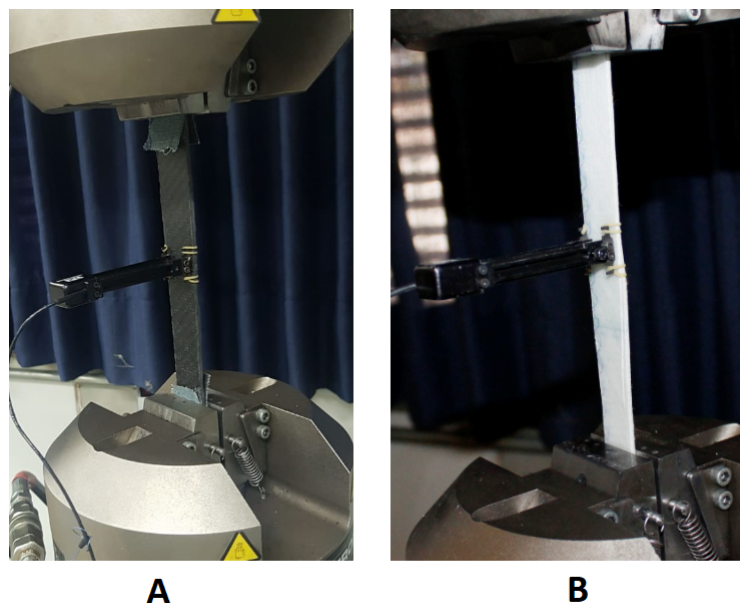


Figura 51 – Teste de tração para compósitos de fibra de carbono (A) e vidro (B) laminados com epóxi- fonte:([SILVA, 2017b](#))

Tabela 14 – Valores do módulo de elasticidade de cada um dos 5 exemplares do corpo de prova de fibra de vidro laminados com resina epóxi - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Módulos de Elasticidade (GPa)
Exemplar 01	15,98
Exemplar 02	17,33
Exemplar 03	15,23
Exemplar 04	15,75
Exemplar 05	16,05

O módulo de elasticidade médio do compósito de carbono encontrado foi de $47,36 \pm 3,73$ GPa. Já o Poisson não pode ser obtido corretamente, visto que o valor encontrado, 0,024, não equivale ao da literatura a qual afirma que o Poisson para materiais compósitos devem estar entre 0,2 e 0,49 , onde o primeiro valor são para cerâmicos e o último para elastômeros puros (II; [KENNEDY, 1995](#)). Isso pode ter acontecido por causa do escorregamento no corpo de prova de carbono, visto que esse material é auto lubrificante, o que por consequência não permitiu uma análise apropriada da variação da abertura do extensômetro transversalmente ao corpo de prova. Além disso, este também é um valor de difícil obtenção de acordo com a norma.

Os demais valores de módulo de elasticidade se encontram com a mesma ordem de grandeza que os da literatura para compósitos de fibra de vidro laminado com epóxi, 10,85 GPa, e de fibra de carbono laminado com epóxi, 36,81 GPa, ([GAMA, 2017](#)).

Tabela 15 – Valores do módulo de elasticidade de cada exemplar do corpo de prova de fibra de carbono laminados com resina epóxi - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Módulos de Elasticidade (GPa)
Exemplar 01	48,30
Exemplar 02	52,50
Exemplar 03	38,25
Exemplar 04	43,50
Exemplar 05	48,60

8.2 Flexão nos painéis *honeycomb* laminados com fibra de vidro, carbono e alumínio

Para simplificar a exibição dos resultados, utilizou-se algumas siglas como: compósito de fibra de vidro (FV), compósito de fibra de carbono (FC), e face em alumínio (Al). Abaixo seguem os resultados encontrados de força e flecha máxima, com seus respectivos desvios padrões, para as seis variações de painéis *honeycomb* testados em flexão 3 pontos (Tab. 16).

Tabela 16 – Força (N) e flecha média máxima (mm) obtidos no ensaio de flexão 3 pontos para os painéis sanduíches compósitos com face de fibra de vidro, carbono e alumínio, e alturas de 10 e 15 mm - fonte: próprio autor

Material da Face	Força média máxima (N)	Desvio padrão padrão (N)	Flecha média máxima (mm)	Desvio padrão padrão (mm)
FV 10 mm	2803,2000	654,6222	3,8002	0,8633
FV 15 mm	4674,3000	540,4788	3,9339	0,4479
FC 10 mm	3177,5000	790,6217	3,4403	0,7381
FC 15 mm	4231,4000	326,5065	2,9757	0,3949
Al 10 mm	1076,0000	253,2693	3,1452	2,0748
Al 15 mm	2142,7000	285,9223	2,9395	0,6011

É possível observar que ao contrário dos corpos de prova sanduíche feitos inteiramente de PLA, o comportamento entre corpos de mesmo material nem sempre seguirá com o dobro da força média máxima para os de espessura 15 mm em relação aos de 10 mm, isso pode ser evidenciado nas estruturas de face de fibra de carbono. As flexões também não se comportaram como anteriormente, onde os maiores valores foram obtidos para as espessuras de 15 mm. No entanto, os maiores valores de força foram encontrados nos corpos de 15 mm como previsto em literatura por causa do momento de inércia (Figs. 52, 53 e 54).

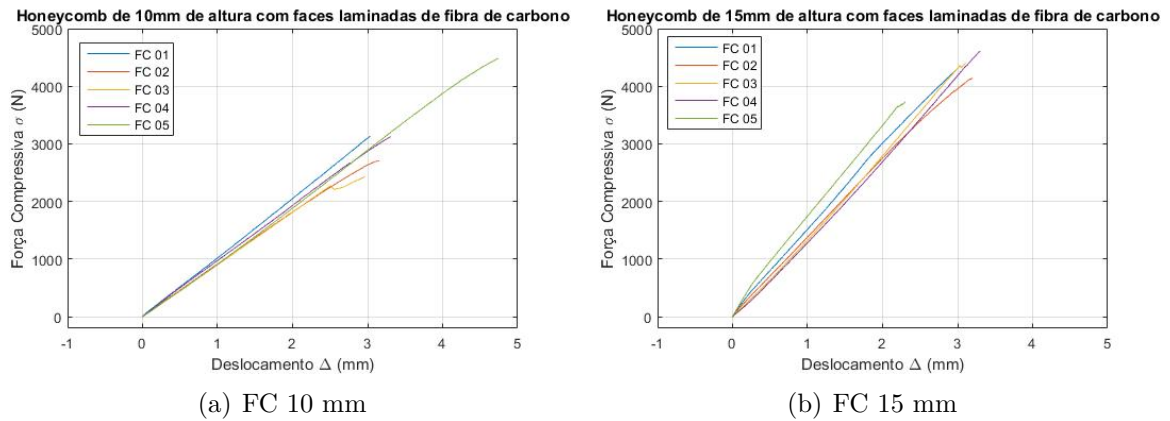


Figura 52 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) do *honeycomb* de face de Carbono

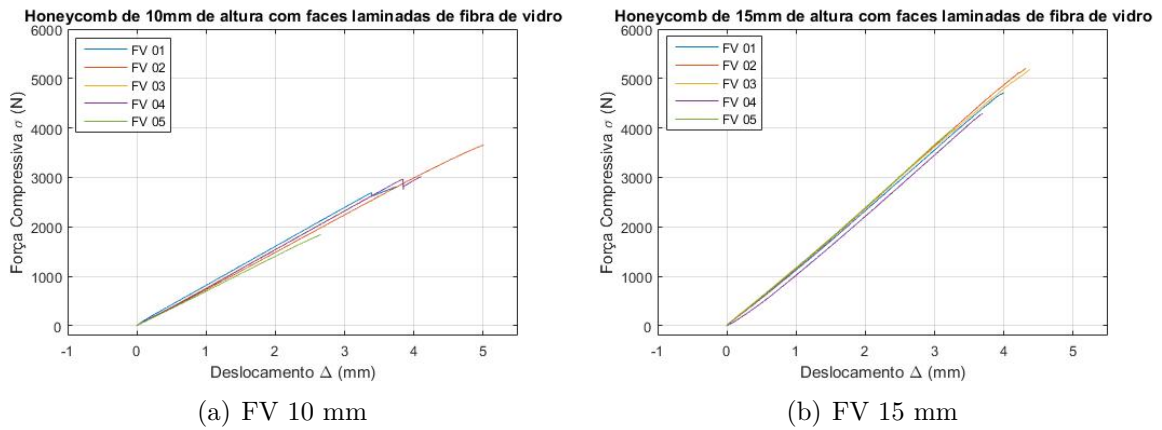


Figura 53 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) do *honeycomb* de face de vidro

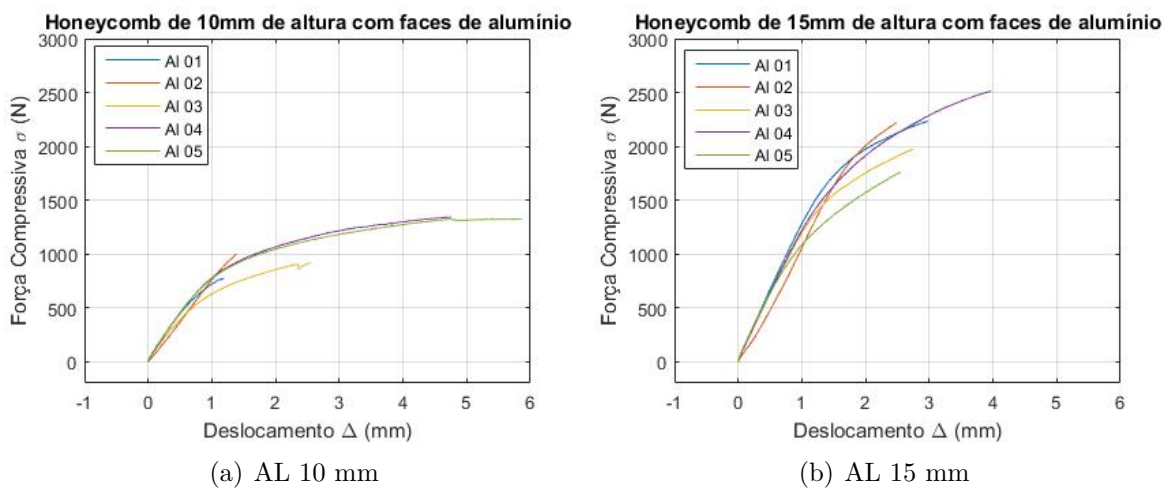


Figura 54 – Curva Força compressiva (N) x Deslocamento (mm) do *honeycomb* de face alumínio 1100

Quando se analisa as imagens dos corpos de prova percebe-se que as principais falhas não decorrem mais da espessura insuficientes da face como discutido em outro tópico, portanto a troca de materiais da face, mesmo mantendo a espessura, resolveram o problema por fratura frágil. No entanto, novos tipos de fratura se apresentaram. Nas figuras abaixo estão os principais tipos de falha apresentados em todos os tipos de face.

Nas Figs. 55 e 56, percebe-se dois tipos de quebra para o núcleo. O primeiro, (Fig. 55), representa uma delaminação, onde o sentido da ruptura se dá no mesmo sentido de impressão do material. Isso pode ter ocorrido, principalmente, por esforços na direção Z, o qual o corpo de prova não tão resistente a esforços nessa direção. Ainda essa falha se apresenta mais comum nos corpos de prova de 10 mm. Outra possível fator que contribuiu para essa ocorrência é a forma como esse material pode ter sido retirado da mesa de impressão. Por apresentar uma menor espessura, a força utilizada nessa retirada pode ter ocasionado uma torção ou micro-trincas no material, explicando a ocorrência mais frequente desse fator em núcleo mais finos ao invés dos núcleos de 15 mm. Acredita-se também que devido a essa falha de manuseio, as curvas de força compressiva e deslocamento (flecha) para os corpos de 10 mm apresentaram uma variação maior nas forças de ruptura.

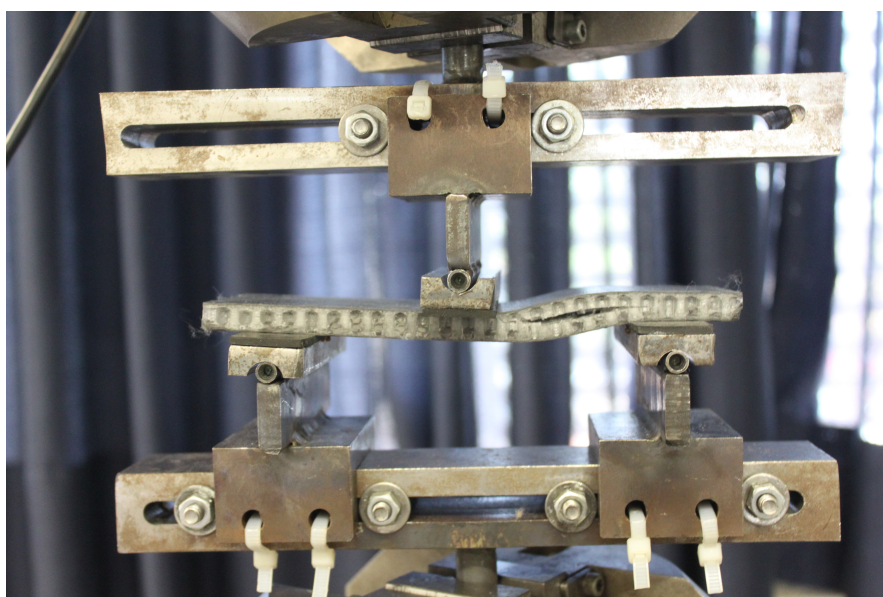


Figura 55 – Falha do núcleo por delaminação- fonte: próprio autor.

O outro tipo de falha evidenciado é descrito segundo [Bitzer \(1997\)](#) como uma falha por flambagem generalizada, o qual ocorre cisalhamento, resultado de baixo módulo de cisalhamento do núcleo e baixa resistência ao cisalhamento pelo adesivo ou material de conexão entre face e núcleo (Fig. 56). Dentre os demais tipos de falha está o descolamento da face com o núcleo evidenciado na Fig. 57. Esse fenômeno ocorre geralmente por causa da falta de adesão entre o núcleo e a face. Esse problema se tornou mais frequente nas faces

de alumínio e de fibra de vidro, onde ambos possuem apenas uma camada dos respectivos materiais para cada uma das faces.

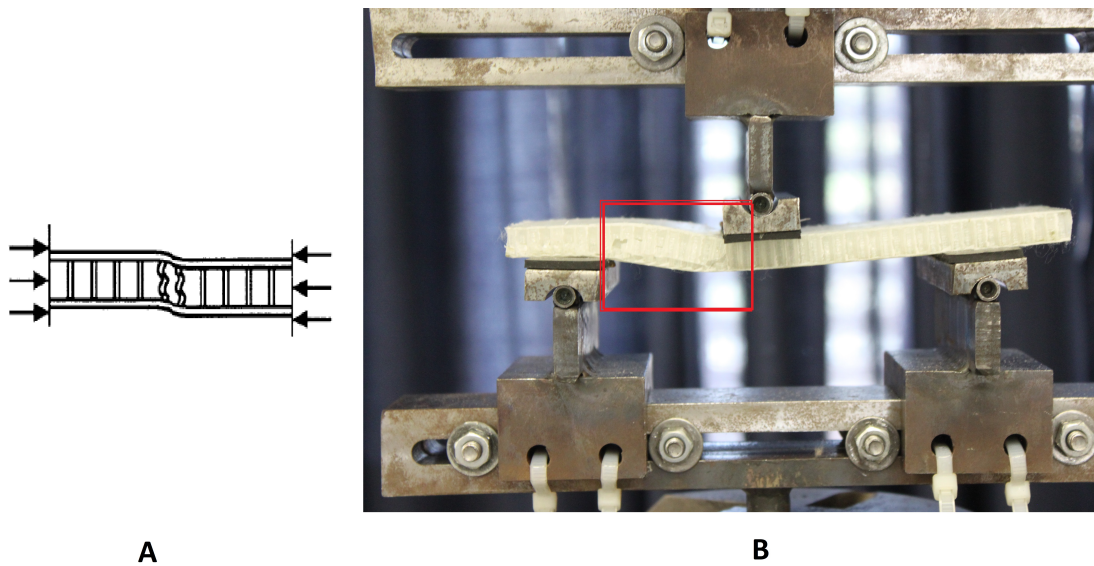


Figura 56 – (A) e (B) Evidenciam a falha por flambagem do núcleo de acordo com a literatura e em teste de flexão 3 pontos, respectivamente - fonte: (A) (BITZER, 1997), (B) próprio autor.

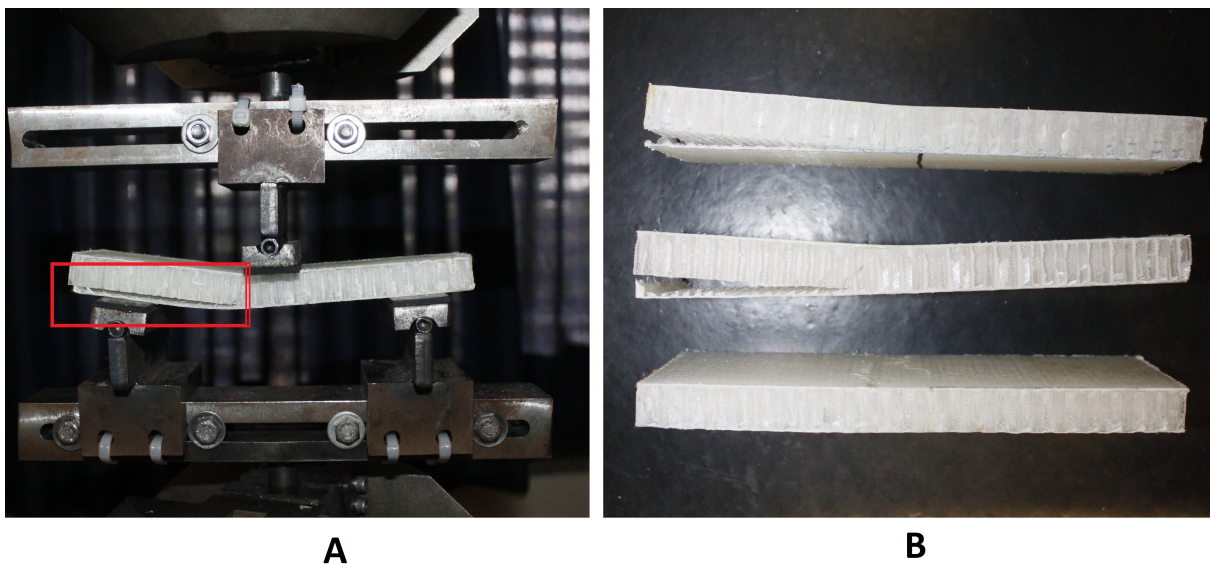


Figura 57 – (A) Descolamento da face inferior no momento do ensaio de flexão; (B) resultado de descolamento em painéis *honeycombs* com face de fibra de vidro - fonte: próprio autor.

Nas Fig. subsequentes, 58 e 59, são evidenciados um descolamento da face no meio no painel, os quais ficam mais visíveis nos corpo de prova de alumínio com o embarrigamento da face. Segundo Bitzer (1997), essa dobra de face pode ocorrer para o interior do

núcleo e para fora do painel, o sentido dependerá das resistências do núcleo sob compressão e do adesivo quando submetido a tensões planas. Como essa dobra ocorreu para fora do painel, implica na falha de ligação do adesivo ou material de colante entre núcleo e face.

Portanto, como evidenciado pelos principais tipos de falha dos painéis sanduíches colmeia testados em ensaio de flexão 3 pontos, a união do núcleo e face não foram feitas de forma eficiente. Logo, aconselha-se a troca do material ligante em próximos trabalho, sendo um desses motivos a forte recomendação de COMPOSITES (2000) em utilizar adesivos. Os adesivos garantem uma maior homogenização da distribuição do material colante sobre as faces, reduzindo o risco do preenchimento completo do núcleo por esse material. Ainda, mesmo realizando os procedimentos de abrasão sobre as faces de alumínio, deve-se colocar uma camada de *Primer* e uma orgânica antes da adesiva para garantir uma melhor união desse tipo de face com o núcleo (DAVIES, 2001).

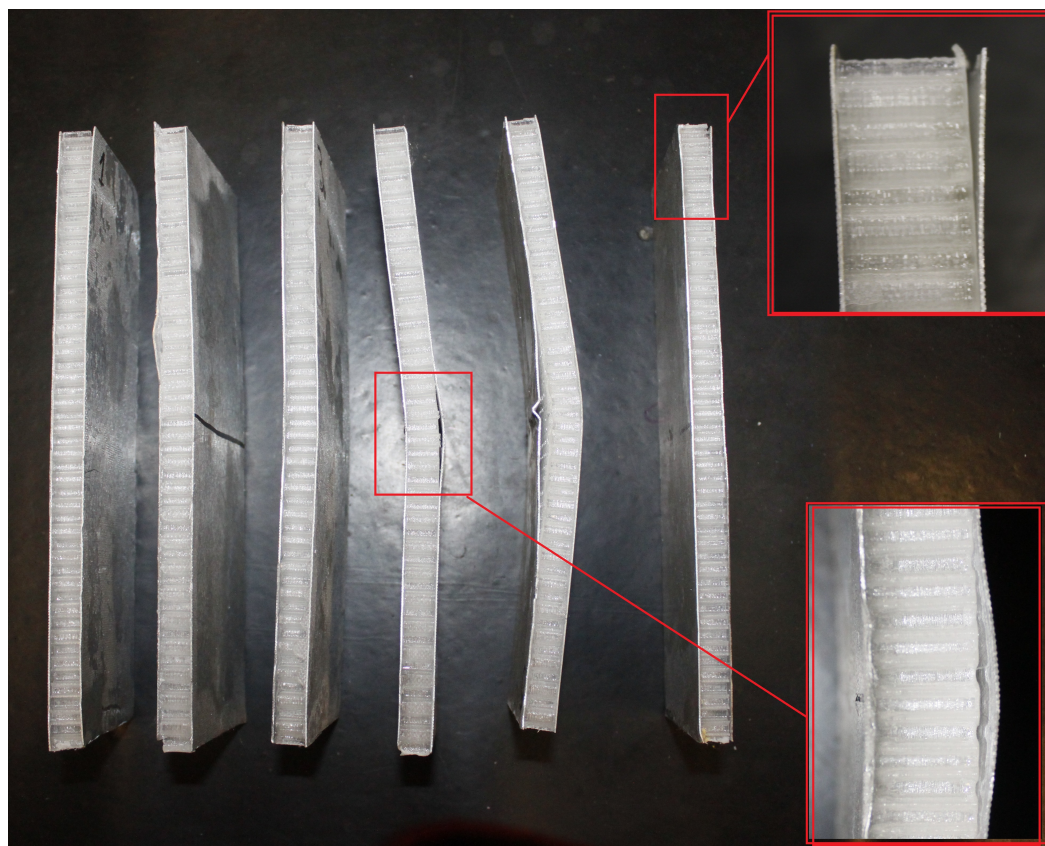


Figura 58 – Descolamento e dobramento de face no *honeycomb* de face de alumínio 1100- fonte: próprio autor.

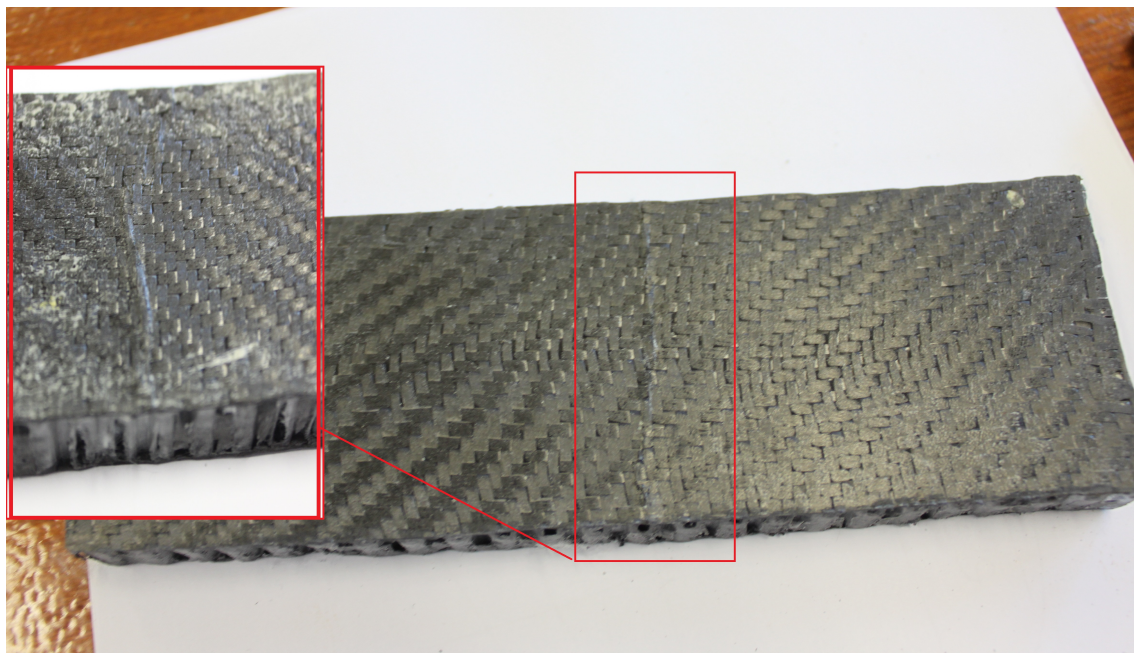


Figura 59 – Dobra de face evidenciada no *honeycomb* com face de fibra de carbono- fonte: próprio autor.

8.2.1 Formulação da viga em I

A formulação de viga em I, permite comparar os valores de cisalhamento do núcleo com os obtidos nas formulações da ASTM C393 (Tab. 17). Observando os dados da tabela, é possível perceber que os valores de alumínio foram os que mais ficaram próximos um dos outros. Dentre os exemplares de espessura 15 mm a face de fibra de vidro resultou no maior módulo de cisalhamento, no entanto, o desvio padrão se encontra muito elevado, gerando uma pouca confiabilidade dos resultados.

Tabela 17 – Valores de módulo de cisalhamento do núcleo do painel sanduíche *honeycomb* segundo formulação da viga em I e a ASTM C393 - fonte: próprio autor

Material da Face	ASTM C393 (MPa)	Desvio padrão (MPa)	Viga em I (MPa)	Desvio padrão (MPa)
FV 10 mm	121,8078	21,0540	231,8966	54,8878
FV 15 mm	457,1479	72,9159	249,0257	23,0745
FC 10 mm	117,7273	21,8742	109,5659	20,33622
FC 15 mm	83,0280	10,6398	81,7768	10,5003
Al 10 mm	34,1029	20,7768	37,4740	24,4264
Al 15 mm	33.1593	5,6156	33,6565	5,4398

8.2.2 DIGIMAT

Como na análise de painéis sanduíche colmeia fabricado totalmente com PLA, observou-se que o software é mais preciso quando se trabalha na zona linear. Dessa forma,

para essa análise, trabalhou-se com aproximadamente 50 % do valor máximo médio atingido no ensaio de flexão 3 pontos, assim como trabalhado anteriormente. Para utilização desse software, recorreu-se a literatura para os valores aproximados de características de alguns materiais estudados, como a liga de alumínio 1100 (densidade: $2,71 \text{ g/cm}^3$, módulo de elasticidade: 69 GPa, Poisson: 0,33 - (DAVIS et al., 1990)), Resina Epóxi (densidade: $1,20 \text{ g/cm}^3$, módulo de elasticidade: 4,80 GPa, Poisson: 0,35 - (GALLI, 2016)), Compósito de fibra (valores do ensaio de tração) de carbono (valores do ensaio de tração e o Poisson: 0,30 da literatura (ALMEIDA et al., 2016)).

A face de carbono foi modelada seguindo a orientação das fibras (0° , 90° , 0°), com três camadas de 0,20 mm cada. A face de fibra de vidro foi modelada com uma camada apenas de 0,60 mm, assim testou-se a orientação da camada com 0° , 45° e 90° , mas os valores de flecha permaneceram o mesmo da Tab. 18. A placa de alumínio foi modelado com a espessura de 0,50 mm mais outra camada de 0,10 mm referente a resina.

Observando os dados da Tab. 18 é possível observar que a maioria dos valores encontrados pelo DIGIMAT ficaram superiores aos obtidos pelo ensaio de flexão. No entanto, as flechas obtidas nas faces com fibras chegaram muito próximas aos valores obtidos pelo ensaio. Dessa forma, comprova-se mais um vez, o bom desempenho desse software na região linear de flexão.

Tabela 18 – Valores de flecha (mm) segundo o ensaio de flexão e o software DIGIMAT - fonte: próprio autor

Material da Face	Força média a 50 % da força de ruptura (N)	Flecha segundo ensaio flexão (mm)	Flecha segundo DIGIMAT (mm)
FV 10 mm	1401,20	1,86	2,09
FV 15 mm	2336,20	2,00	2,13
FC 10 mm	1580,60	1,67	1,71
FC 15 mm	2115,60	1,47	1,12
Al 10 mm	538,12	0,67	0,39
Al 15 mm	1075,00	0,92	0,41

Parte V

Conclusões

9 Conclusões

A fabricação de um painel sanduíche em PLA, requiriu diversos conhecimentos específicos sobre impressão 3D e modelagem em CAD. A partir do primeiro modelo desenhado computacionalmente, passou-se para os elementos necessários para a confecção da estrutura. Dessa forma, foram estudados e avaliados os parâmetros necessários para a impressão 3D e como obtê-los. Essas etapas possibilitaram personalizar e diversificar configurações de núcleos que nem sempre são oferecidos pelo mercado.

A escolha do PLA para as impressões foi adequado, visto suas vantagens já discutidas, facilitaram a fabricação dos corpos de prova. Contudo, o processo de MDF foi diversas vezes interrompido devido aos problemas enfrentados com a impressão 3D. Por causa disso, criou-se nos resultados orientações e sugestões a serem seguidas por usuários desse maquinário a fim de solucionar e evitar problemas nesse processo de fabricação.

Os corpos de prova iniciais, geraram resultados preliminares que permitiram direcionar quais os recursos e procedimentos deveriam ser modificados e adaptados para os corpos de prova finais de painéis sanduíche colmeia hexagonal com núcleo impresso e faces laminadas. Dessa forma, foi escolhido o núcleo mais resistente, 5 mm, mantendo a variação de espessura de 10 e 15 mm. Utilizou a resina epóxi para laminar as faces com o núcleo impresso, visto que a poliéster poderia causar corrosão e deformação da parte impressa.

A análise inicial da influência de pós-cura nos processos de laminação concluiu que quando submetido a esse processo os corpos de prova ficam mais homogêneos e com melhores módulos de elasticidade, porém a pós-cura demanda muito mais tempo e controle durante todo o processo. Dessa forma, tomando com base a literatura, percebeu-se que a laminação pode ser simplificada retirando a pós-cura e expondo o corpo de prova a um maior tempo sob o vácuo. E para esse caso, obtendo características mecânicas tão boas quanto se submetido a pós-cura.

A respeito das laminações, os testes iniciais permitiram inferir quantas camadas de cada material seria necessário para a obtenção da espessura desejada. Isso possibilitou o cálculo de quanto material seria gasto, e quanto tempo demoraria para a realização de todos os corpos de prova. Essas laminações das placas de fibra de vidro e carbono, permitiram fazer corpos de provas para caracterizar as faces utilizadas no painel sanduíche colmeia com faces laminada.

O teste de excitação por impulso não configurou uma opção não destrutiva viável de teste para os materiais compósitos, devido a possibilidade de interferência de ruídos nos resultados, e as irregularidades nas geometrias dos corpos de prova os quais foram cortados manualmente. Assim, foram fabricados mais corpos de prova tanto para tração quanto

para flexão. Testes estes, que possibilitaram a caracterização das faces dos *honeycombs* finais.

Nos testes de flexão para os painéis sanduíche, foi mostrada a influência da espessura nessas estruturas. Para um mesmo tamanho das células do núcleo e para faces de mesmo material, é possível ver o valor da força necessária para falhar a estrutura quase duplicar quando a espessura é de 15 mm, se comparado com a de 10 mm. Além disso, os diferentes tamanho das células hexagonais do núcleo possibilitaram inferir que a de menor dimensão gerava materiais mais resistente a flexão, por causa disso, foi escolhido o núcleo com hexágonos menores para a fabricação dos núcleos dos demais painéis sanduíche.

Juntamente com esse núcleos foram laminados as faces de fibra de vidro, carbono e alumínio 1100. Por meio dos testes de flexão, concluiu-se falha dessas estruturas, principalmente, na adesão entre face e núcleo, apontando problemas na resina ou na forma como foi feito o processo para a união dessas partes. Em próximas fabricações, recomenda-se o uso de adesivos para essa união, com atenção especial para as faces de alumínio que devem receber a aplicação prévia de camadas de *Primer* e orgânica, a fim de preparar a parte que irá receber o material colante, e assim, tentar aumentar adesão desse material ao núcleo. Mesmo com esse tipo de falha, os *honeycombs* se mostraram muito resistentes a flexão, seus valores de força chegaram a triplicar se comparados o valor mais alto obtido na painel inteiramente de PLA, 1359,2303 N (tipo 2: 15 mm de espessura, com núcleo de célula de 5 mm), para o maior valor encontrado nas laminação com faces de demais materiais, 4674,3000 N (espessura 15 mm, com face de fibra de vidro). Logo, mesmo com processos de fabricação mais simples, foi possível criar painéis sanduíche que suportam mais de 50 kg.

Em relação ao módulo de cisalhamento, tanto o calculado pela viga em I quanto pela norma ASTM C393, percebe-se que para os *honeycombs* desse trabalho o G depende do tamanho de células do núcleo e da espessura da estrutura final. Sobre a modelagem no DIGIMAT, o software não se aproximou de todos os valores de flecha do ensaio de flexão, porém ele ainda manteve a ordem correta de qual corpo de prova detém o menor e maior valor de flecha. Além disso, quando simulado apenas na parte linear, seus resultados tendem a ser quase os mesmos obtidos no ensaio de flexão para *honeycombs* de todas as configurações de faces fabricadas. Assim, os resultados obtidos em simulação com o DIGIMAT utilizando a força de 50% da força média máxima obtida em ensaio de flexão, têm se mostrado fidedigno as flechas experimentais.

Portanto, mesmo obtendo alguns valores discordantes da teoria, esse trabalho conseguiu caracterizar os corpos de prova impressos e laminados, gerar proficiência em laminação e impressão, obtendo processos padronizados que podem ser reproduzidos, e descobrir a tendência dos resultados ao modificar o tamanho de células hexagonais e também altura dos painéis sanduíches *honeycomb*. Além disso, possibilitou o estudo de painéis sanduíches

colmeia hexagonal com diferentes tipos de face e sua influência.

9.1 Sugestão de Trabalhos Futuros

Sugere-se para trabalhos futuros:

- Realizar uma modelagem de elementos finitos com os corpos de prova *honeycomb* hexagonal, validando-a e comparando-a com os valores obtidos no ensaio de flexão 3 pontos.
- Testar possíveis aplicações para os painéis desenvolvidos nesse trabalho.
- Fazer corpos de prova e testes na resina a fim de ter maior precisão sobre suas propriedades, e assim, fazer mais simulações no DIGIMAT.
- Pesquisar de maneira microscópica evidências do comportamento das estruturas de painéis sanduíches evidenciando os motivos de sua ruptura.
- Realização de novos testes com o aumento da amostragem para confirmar o comportamento com maior precisão.

Referências

- ALMEIDA, J. H. S. et al. Carbon fiber-reinforced epoxy filament-wound composite laminates exposed to hygrothermal conditioning. *Journal of materials science*, Springer, v. 51, n. 9, p. 4697–4708, 2016. Citado na página 99.
- ALMEIDA, M. I. Comportamento estrutural de painéis sanduíche compósitos para aplicações na indústria da construção. *Instituto Superior Técnico*, 2009. Citado 3 vezes nas páginas 34, 36 e 37.
- ASTM INTERNATIONAL. *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. 2002. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- ASTM INTERNATIONAL. *Standard Test Method for Dynamic Young's Modulus, Shear Modulus, and Poisson's Ratio by Impulse Excitation of Vibration*1. 2015. Citado 3 vezes nas páginas 9, 51 e 52.
- ASTM INTERNATIONAL. *Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. 2016. Citado 4 vezes nas páginas 9, 47, 48 e 49.
- ASTM INTERNATIONAL. *Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions*. 2016. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 45.
- AURAS LOONG-TAK LIM, S. E. M. S. H. T. R. A. *Poly (lactic acid): synthesis, structures, properties, processing, and applications*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010. Citado na página 44.
- AZIZ, S. H. et al. Modified polyester resins for natural fibre composites. *Composites Science and Technology*, Elsevier, v. 65, n. 3-4, p. 525–535, 2005. Citado na página 39.
- BARNATT, C. *3D printing: the next industrial revolution*. [S.l.]: ExplainingTheFuture.com Nottingham, 2013. Citado na página 43.
- BIRON, M. *Thermoplastics and thermoplastic composites*. [S.l.]: William Andrew, 2018. Citado na página 43.
- BITZER, T. *Honeycomb technology: materials, design, manufacturing, applications and testing*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 1997. Citado 11 vezes nas páginas 9, 11, 33, 34, 35, 46, 47, 77, 86, 95 e 96.
- BRASIL, A. D. *Anet E16 - Estrutura metálica*. 2019. Disponível em: <<https://www.anet3dbrasil.com.br/anet-e16>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 56.
- BUNSELL, A. R.; RENARD, J. *Fundamentals of fibre reinforced composite materials*. [S.l.]: CRC Press, 2005. Citado na página 38.
- CALLISTER, W. D. Ciência e engenharia de materiais: Uma introdução, 5ª edição. *Rio de Janeiro*, 2002. Citado 5 vezes nas páginas 13, 26, 38, 39 e 40.
- CHAWLA, K. K. *Composite materials: science and engineering*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012. Citado na página 39.

- COMPOSITES, A. V. H.-T. *Como Fechar a Bolsa de Vácuo - Laminação a Vácuo*. 2015. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?time_continue=43&v=TUGfnYKpPZg>. Citado na página 62.
- COMPOSITES, H. Hexwebtm honeycomb sandwich design technology. *Hexcel Composites*, 2000. Citado 3 vezes nas páginas 35, 36 e 97.
- COSTA, D. et al. Laminados de matriz polimérica e fibras de bambu contínuas e alinhadas. *Blucher Chemical Engineering Proceedings*, v. 1, n. 2, p. 14234–14241, 2015. Citado na página 39.
- CRUMP, S. S. *Apparatus and method for creating three-dimensional objects*. [S.l.]: Google Patents, 1992. US Patent 5,121,329. Citado na página 41.
- DAVIES, J. *Lightweight Sandwich Construction, Black-well Science*. [S.l.]: Oxford, 2001. Citado 3 vezes nas páginas 36, 37 e 97.
- DAVIS, J. R. *Tensile testing*. [S.l.]: ASM international, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 50.
- DAVIS, J. R. et al. *Metals handbook: properties and selection: nonferrous alloys and special-purpose materials*. [S.l.]: ASM International, 1990. Citado na página 99.
- DIABGROUP. *Diab Sandwich Handbook*. 2016. Disponível em: <<https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779577362568/sandwich_hb.pdf>>. Citado na página 36.
- DIAS, C. et al. Análise mecânica de estruturas sanduíche com diferentes núcleos. 2016. Citado 3 vezes nas páginas 9, 26 e 33.
- DIGIMAT e-Xstream engineering. *Digimat The material modeling platform*. 2014. Disponível em: <https://d2f709itdech1g.cloudfront.net/cdn/farfuture/SjyZvnZrYya9h-wZ6GeRUiEE21xQlomiHHnDYULr7Fs/mtime:1439286255/sites/default/files/brochure_digimat_6.0_0.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 77 e 89.
- FERNANDES, J. F. M. *Estudo da Influência de Parâmetros de Impressão 3D nas Propriedades Mecânicas do PLA*. Dissertação (Mestrado) — Técnico Lisboa, 2016. Citado na página 42.
- FERRACANE, J.; CONDON, J. Post-cure heat treatments for composites: properties and fractography. *Dental Materials*, Elsevier, v. 8, n. 5, p. 290–295, 1992. Citado na página 40.
- GAGLIARDO, D. P. *Análise de estruturas sanduíche: Parâmetros de projeto*. 171 p. Dissertação (Dissertação de Mestrado em Arquitetura e Urbanismo) — Universidade Estadual de Campinas, Campipnas, SP, 2008. Citado na página 33.
- GALLI, C. A. Caracterização das propriedades mecânicas de compósitos de matriz de epóxi com fibras de carbono unidirecionais. *Escola Politécnica-UFRJ*, 2016. Citado na página 99.
- GALVÃO, L. F. B. A influência do processo de cura nas propriedades do compósito estrutural carbono/epóxi fabricado via vartm: processamento e caracterização. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2012. Citado na página 40.

- GAMA, D. P. N. *Análise das propriedades de tensão e flexão de compósitos sanduiche*. Tese (Doutorado) — Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica—Universidade Federal Fluminense, 2017. Citado na página 92.
- GIBSON, R. F. *Principles of composite material mechanics*. [S.l.]: CRC press, 2016. Citado na página 35.
- GOMES, M. N. *Tratamento térmico pré e pós-cura de diferentes compósitos: análise térmica, resistência à flexão e grau de conversão*. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2008. Citado 3 vezes nas páginas 26, 33 e 40.
- HANGAR33. *A ERA DOS COMPÓSITOS NA FABRICAÇÃO DAS AERONAVES*. 2015. Disponível em: <<http://blog.hangar33.com.br/a-era-dos-compositos-na-fabricacao-das-aeronaves/>>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 28 e 29.
- HERTER, F. F. Desempenho de compósitos tri-componente epóxi/fibra de vidro/hidróxidos duplos lamelares. 2010. Citado na página 39.
- HEXCEL, C. *ASES AVIATION SERVICES & SUPPORT INC*. 2013. Disponível em: <http://asesaviation.com/Hexcel/aerospace_civil.html>. Citado 3 vezes nas páginas 28, 35 e 36.
- HOWELL, E. *Here's the Winner of NASA's 3D-Printed Mars Habitat Challenge*. 2019. Disponível em: <<https://www.space.com/nasa-3d-printed-habitat-competition-winners.html>>. Citado na página 28.
- HUANG, Y.; YOUNG, R. Interfacial behaviour in high temperature cured carbon fibre/epoxy resin model composite. *Composites*, Elsevier, v. 26, n. 8, p. 541–550, 1995. Citado na página 39.
- HUNTSMAN, Q. B. L. *Sistemas de Resina Epóxi. Guia de manuseio seguro*. 2010. Disponível em: <<www.huntsman.com>>. Citado na página 39.
- II, G. L.; KENNEDY, T. Poisson's ratio and the interfacial behaviour of composite materials. *Composites*, Elsevier, v. 26, n. 12, p. 887–889, 1995. Citado na página 92.
- LEITÃO, E. da S. *Caracterização Mecânica de compósitos Poliméricos Bobinados em diversas orientações do reforço*. Dissertação (Mestrado) — Instituto de Pesquisas Energéticas e Nucleares, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 90 e 113.
- LIMA, E. G. de; OKIMOTO, M. L. L. R. Revisão da aplicação de produtos biopolímeros obtidos pela reciclagem de plásticos em design. In: . [S.l.: s.n.], 2009. Citado na página 44.
- LIMA, M. d. *Modelo de fatiamento adaptativo para prototipagem rápida-implementação no processo de modelagem por fusão e deposição (FDM)*. Tese (Doutorado) — Tese de M. Sc., Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Curitiba, PR, Brasil, 2009. Citado na página 44.
- LÓPEZ, F. A. et al. Recovery of carbon fibres by the thermolysis and gasification of waste prepreg. *Journal of analytical and applied pyrolysis*, Elsevier, v. 104, p. 675–683, 2013. Citado na página 38.

- MANO, E. Polimeros como materiais de engenharia. *Edgard Blücher, S1/4o Paulo*, 1996. Citado 2 vezes nas páginas 37 e 38.
- MARINUCCI, G. Materiais compósitos poliméricos: Fundamentos e tecnologia. *São Paulo: Artliber Editora*, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 37, 38 e 39.
- MARSHALL, A. Sandwich construction. In: *Handbook of composites*. [S.l.]: Springer, 1982. p. 557–601. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 35.
- MOREIRA, R. *Princípio de funcionamento de uma impressora 3D FDM*. 2016. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/321011096_Conceiving_a_non-contact_Measurement_System_for_the_Polymer_Temperature_at_the_Nozzle_Exit_of_a_FDM_3D_Printer/figures?lo=1>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 41.
- MUELLER, B. Additive manufacturing technologies—rapid prototyping to direct digital manufacturing. *Assembly Automation*, Emerald Group Publishing Limited, v. 32, n. 2, 2012. Citado 3 vezes nas páginas 9, 26 e 42.
- NASA. *International Space Station's 3-D Printer*. 2017. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/content/international-space-station-s-3-d-printer>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 27.
- NASSEH, J. *Métodos Avançados de Construção em Composites*. [S.l.]: Barracuda Composites, 2007. Citado 3 vezes nas páginas 9, 34 e 41.
- NEGROMONTE, E. *O que é o formato de arquivo STL?* 2019. Disponível em: <<https://sempreupdate.com.br/o-que-e-formato-de-arquivo-stl-para-impressoes-em-3d/>>. Citado na página 43.
- OLIVEIRA, P. R. *INVESTIGAÇÃO DAS PROPRIEDADES FÍSICO-MECÂNICAS DE PAINÉIS ESTRUTURAIS CONSTITUÍDOS DE ALUMÍNIO E RESÍDUOS POLIMÉRICOS TERMOPLÁSTICOS*. 2018. Citado na página 36.
- PARDINI, L. C.; NETO, F. L. Compósitos estruturais: ciência e tecnologia. *Edição. Ed. Edgard Blücher. São Paulo*, 2006. Citado 2 vezes nas páginas 38 e 39.
- QUALINOX. *Ficha Técnica Alumínio Liga 1100*. 2019. Disponível em: <<http://www.qualinox.com.br/ficha-tecnica-aluminio.htm>>. Citado na página 77.
- RIBEIRO, G. P. Caracterização mecânica de estruturas manufaturadas por adição de material termoplástico com diferentes níveis e formas de preenchimento. Brasília, f. 69, 2018. Citado 5 vezes nas páginas 57, 59, 86, 87 e 88.
- RUNDLE, G. A revolution in the making: 3d printing. *Robots and the Future, (South Melbourne: Affirm Press 2014)*, 2014. Citado na página 41.
- SANT'ANA, M. N. D. B. J. M. S. Desenvolvimento de uma metodologia para uso de autoclave na pós-cura de materiais compósitos. *Journal of materials science*, Vigésimo quinto Congresso de Iniciação científica da Universidade de Brasília, aug 2019. Citado 3 vezes nas páginas 65, 90 e 113.

SILVA, F. G. d. Estudo da concentração de tensão dos laminados compósitos sanduíches de resina epóxi com fibra de vidro e núcleo de honeycomb carregados à flexão. Brasil, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 34 e 38.

SILVA, M. V. B. da. *Caracterização Mecânica de Materiais Utilizados em Prototipagem Rápida por Deposição de Material Fundido para Aplicação Aeroespacial*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de Brasília - UnB Faculdade UnB Gama - FGA, 2017. <https://fga.unb.br/articles/0001/9391/TCC1.pdf>. Citado 6 vezes nas páginas 10, 11, 77, 79, 80 e 92.

SILVA, U. A. R. Rodrigo Cardoso da. *Simulador de Sistema de Determinação e Controle de Atitude de Pequenos Satélites*. 2015. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 28.

SISTEMAS, L. *CATIA V5 (Com licença para editar o arquivo STL)*. 2019. Disponível em: <<https://www.lwtsistemas.com.br/convertendo-o-cad-para-stl/>>. Citado na página 54.

SOARES, B. Estruturas sandwich com utilização de núcleos de cortiça. *Mestrado, Departamento de Engenharia Mecânica do Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa*, 2007. Citado na página 37.

SPIGOSSO, I. B. *ESTUDO DA PÓS-CURA NO APRIMORAMENTO DAS CARACTERÍSTICAS MECÂNICAS DE COMPÓSITOS*. Dissertação (TCC) — Universidade Federal de Santa Catarina, Santa Catarina, jun 2017. Citado 3 vezes nas páginas 90, 110 e 111.

SURACE, A. *Extrusion multiplier calibration*. 2016. Disponível em: <<https://www.thingiverse.com/thing:1796601>>. Citado na página 58.

TITA, V. *Projeto e fabricação de estruturas em material compósito polimérico*. [S.l.]: EESC/SMM, 2007. Citado na página 34.

VENTURA, A. M. F. Os compósitos e a sua aplicação na reabilitação de estruturas metálicas. *Ciência & Tecnologia dos Materiais*, Sociedade Portuguesa de Materiais, v. 21, n. 3-4, p. 10–19, 2009. Citado na página 26.

WENDT, S. The effect of heat as a secondary cure upon the physical properties of three composite resins: I. diametral tensile strength, compressive strength and marginal dimensional stability. *Quintessence int*, v. 18, p. 265–271, 1987. Citado na página 40.

WITTBRODT, J. M. P. B. The effects of pla color on material properties of 3-d printed components. *Elsevier-Additive Manufacturing*, v. 8, p. 110–116, oct 2015. Citado na página 44.

YUNUS, K. *Catia V5 - Honeycomb structure*. 2018. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=i8RrhJw-nGc&feature=youtu.be>>. Citado na página 54.

Apêndices

APÊNDICE A – Resultados complementares

Nessa parte do apêndice, foram discutidas algumas informações mais detalhadas sobre os resultados dos ensaios de excitação por impulso, tração para os corpos de prova tipo B e D, resultados qualitativos de ensaio de flexão para os corpos de prova tipo B e D. Essas informações foram colocadas no apêndice apenas para fins de detalhamento e complemento, não necessitando desta parte para a discussão e compreensão dos resultados já apresentados.

A.1 Resultados corpos de prova laminados

A.1.1 Excitação por impulso

Os corpos de prova laminados, foram submetidos inicialmente ao ensaio não destrutivo de excitação por impulso, antes do ensaio de tração. O objetivo era avaliar se ele se tornaria uma opção viável que viesse substituir ou obter valores próximos ao ensaio de tração. Visto a sua rapidez e praticidade em executá-lo.

Tabela 19 – Valores encontrados por meio do ensaio de excitação por impulso - fonte: próprio autor

Parâmetros	Tipo B	Tipo D
Modulo de elasticidade (MPa)	122,45	122,24
Desvio padrão (MPa)	12,32	11,59
Coefficiente de Poisson	3,97	4,97
Desvio padrão	0,20	0,23
Módulo de Cisalhamento (MPa)	14,49	11,73
Desvio padrão (MPa)	0,13	0,13

Se comparados esses resultados com os encontrados no ensaio de tração, percebe-se que a diferença entre os módulos de elasticidade é muito grande, os valores da Tab. 19 são quase cerca de 100 vezes os valores encontrados no ensaio de tração. Segundo a [SPIGOSSO \(2017\)](#), é comum os valores desse ensaio serem superiores ao ensaio de tração, visto que isso pode estar relacionado as incertezas do ensaio de excitação por impulso. Cujas a coleta de frequências de flexão são influenciadas por ruídos dos ambiente, dado que foi utilizado um microfone para medir estas frequências. Mesmo usando uma formulação com fator de correção para cálculo das propriedades mecânicas, ele é apenas uma aproximação de como

as fibra estão organizadas no compósito, podendo estar muito diferente do valor real, por esses motivos os outros módulo e coeficiente também irão apresentar valores muito altos. Portanto, evidencia-se que ele não é uma opção tão viável de ensaio não destrutivo, pois não fornece dados tão confiáveis como os ensaios estáticos e destrutivos, por exemplo ensaios de tração para materiais compósitos.

A.1.2 Ensaio de tração

Posteriormente, os mesmos corpos de prova B e D, foram submetidos ao ensaio de tração pela máquina INSTRON 8801, no entanto, não conseguiu-se romper os corpos de prova, visto que a máxima força exercida pela máquina seria de 100 kN, considerando os fatores de segurança. Dessa forma, realizou-se o ensaio de tração apenas na zona elástica, para se obter pelo menos os módulos de elasticidade que podem ser vistos nas Tabs. 20 e 21. Utilizou-se ainda, um extensômetro para achar o valor do módulo de Young.

Como resultado, encontrou-se módulo de elasticidade médio para o tipo B como $E_{médioB}$ é $12,12 \pm 1,62$ GPa e o coeficiente de Poisson: 0,34. Para o tipo D $E_{médioD}$ é $12,27 \pm 0,93$ GPa, e o coeficiente de Poisson 0,48.

Tabela 20 – Valores do módulo de elasticidade de cada corpo de prova tipo B - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Módulos de Elasticidade (GPa)
B1	13,165
B2	11,755
B3	11,145
B4	14,625
B5	9,925

Tabela 21 – Valores do módulo de elasticidade de cada corpo de prova tipo D - fonte: próprio autor

Corpos de prova	Módulos de Elasticidade (GPa)
D1	12,010
D2	13,460
D3	13,250
D4	10,780
D5	11,895

Os valores de módulo de elasticidade condizem com a bibliografia ([SPIGOSSO, 2017](#)). É importante perceber que o módulo de elasticidade do laminado com pós-cura mostrou-se ligeiramente superior ao sem pós-cura, cerca de 1% a mais. O que era esperado, visto que as propriedades mecânicas após procedimentos de pós-cura tendem a aumentar.

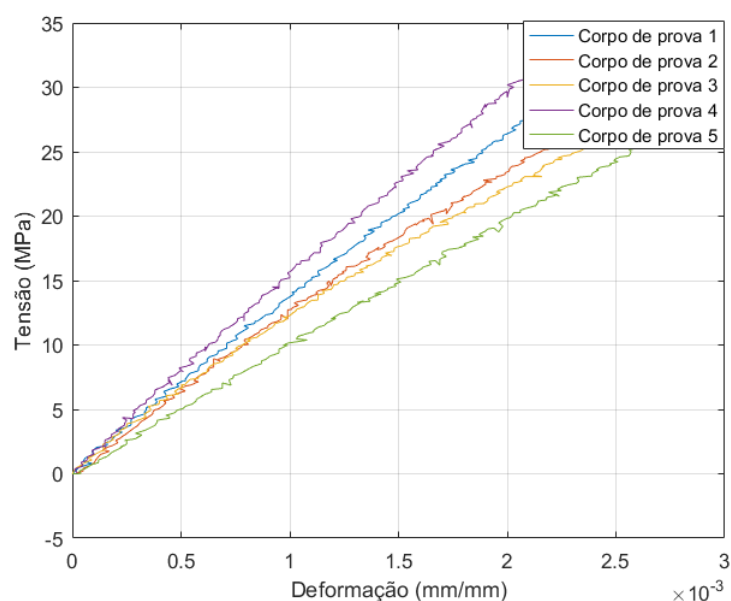


Figura 60 – Gráfico tensão (MPa) deformação (mm/mm) de fibra de vidro sem pós-cura (Tipo B) - fonte: próprio autor.

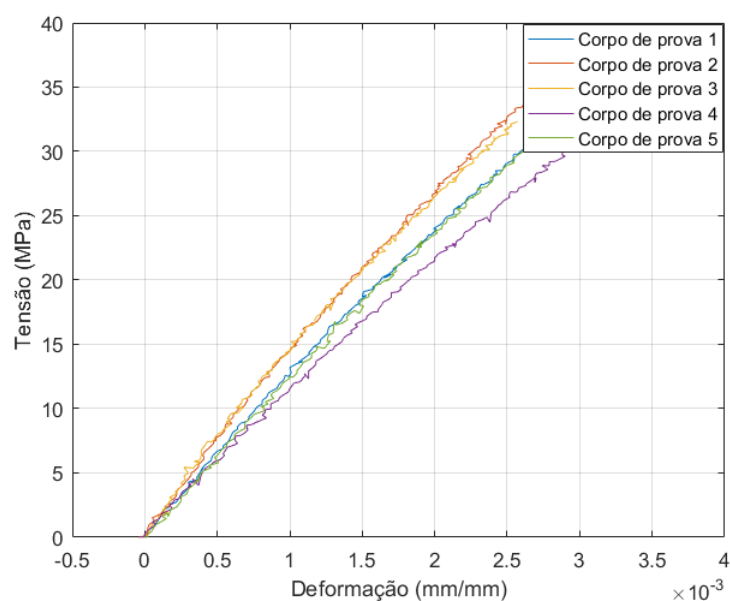


Figura 61 – Gráfico tensão (MPa) deformação (mm/mm) de fibra de vidro com pós-cura (Tipo D) - fonte: próprio autor.

Ainda observando os gráficos (Figs. 60 e 61), é perceptível que as linhas do tipo D se encontram mais próximas, ou seja, obteve-se pouca diferença entre cada corpo de prova testado, dessa forma infere-se que o processo de pós-cura deixou a placa de laminado D mais homogênea. Ainda, como dito na metodologia, o conjunto D apresentou maior compactação, onde a placa ficou mais fina que a B, para um mesmo número de camadas de fibra de vidro.

Em relação ao módulo de Poisson, o valor se apresenta acima da faixa encontrada pela bibliografia, entre 0,17 e 0,30 (LEITÃO, 2007), portanto, não sendo confiável nem utilizado para cálculo nesse trabalho. A principal causa para isso ter acontecido foi o método como foi preso o extensômetro na leitura das distâncias transversais, além disso, esse valor é muito difícil de obter. Na Fig. 62, é possível perceber que para a leitura longitudinal, o extensômetro se encontra preso por uma borracha preta, nas transversais não foi possível usar o mesmo material por causa do seu tamanho, em vista disso, usou-se um elástico amarelo, comum para guardar dinheiro. É importante salientar que o teste no tipo B foi realizado primeiro que D, e a fibra de vidro pode ter gerado pequenos cortes na borracha durante o processo.

Em relação as etapas de laminação, decidiu-se utilizar nas próximas laminações um maior tempo sob vácuo e retirar a pós-cura. Isso porque de acordo com (SANT'ANA, 2019), essa mudança pode gerar efeitos tão bons quanto o de pós-cura, sem envolver processos tão complexos quanto o citado. Até mesmo os resultados adquiridos por esse teste de tração demonstraram ser apenas ligeiramente melhores com o pós-cura, não influenciando tanto para a continuação de seu uso posterior.

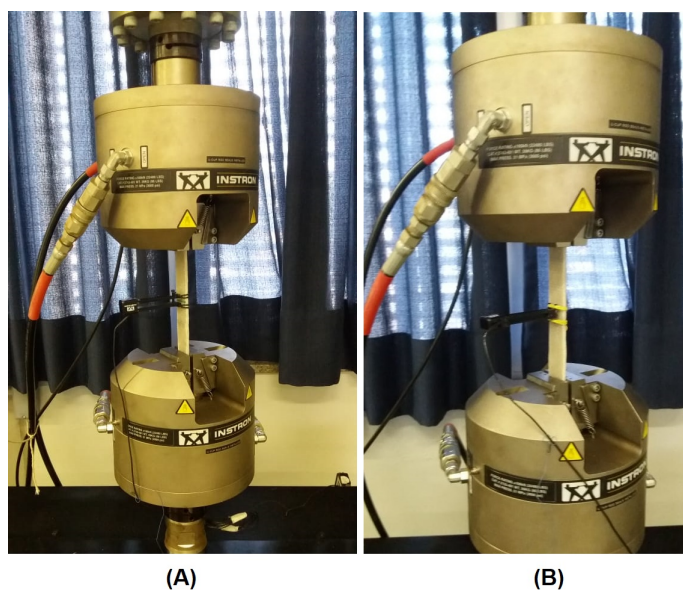


Figura 62 – (A) Extensômetros captando os deslocamentos longitudinais, (B) Extensômetros captando os deslocamentos transversais- fonte: próprio autor.

A.2 Resultados Qualitativos

Após a realização dos testes de tração, houve a tentativa de utilizar os mesmos corpos de prova para o teste de flexão, visto que esses haviam sido submetidos apenas a cargas que abrangiam a zona elástica. Tentou-se realizar o ensaio de flexão 3 pontos, porém devido a baixa profundidade dos apoios, os corpos de prova estavam batendo no

suporte antes de romper. Decidiu-se então realizar o teste de flexão de 4 pontos (Fig. 63), na tentativa de romper os corpos de prova. Assim, o corpo de prova tipo B rompeu, mas o mesmo não se repetiu para o tipo D. Logo, a solução era fazer o teste apenas até uma determinada flecha, e por meio disso tentar retirar informações para estipular alguns parâmetros dos corpos de prova (B e D).



Figura 63 – Corpo de teste ao final da laminação - fonte: próprio autor.

Os corpos de prova utilizados para testar a velocidade, foram cortados da mesma placa que os demais e com as mesmas dimensões, no entanto, não tinham sido submetidos ao teste de tração na zona elástica anteriormente. Quando os corpos de prova tipo B e Tipo D, os quais já haviam sido submetidos ao ensaio de tração começaram a ser testados, houve a falha no corpo tipo B muito antes da flecha de 11,5 mm obtido anteriormente, e o corpo tipo D não sofreu falha (Fig. 64).

Após os ensaios de flexão 4 pontos com um corpo de prova tipo B e outro tipo D, os quais foram submetidos ao teste de tração, parou-se os ensaios, pois apesar do teste de tração ter abrangido apenas a zona elástica, este pode ter tido influência sobre os motivos de falha no corpo de prova B (Fig. 65). Dessa forma, para os próximos ensaios tomou-se a decisão de analisar os resultados dos corpos de prova apenas feitos especificamente para cada teste.

Como não foi executado o teste com a quantidade de 5 corpos de prova para cada tipo de laminado, não foi possível obter dados quantitativos, e sim apenas qualitativos. Dessa maneira, é possível perceber que mesmo o teste de tração apontando um ligeiro aumento no módulo de elasticidade do tipo D em relação ao B, o tipo D permaneceu sem romper no teste de flexão de 3 e 4 pontos, indicando que o processo de pós-cura ajudou a torná-lo mais resistente.

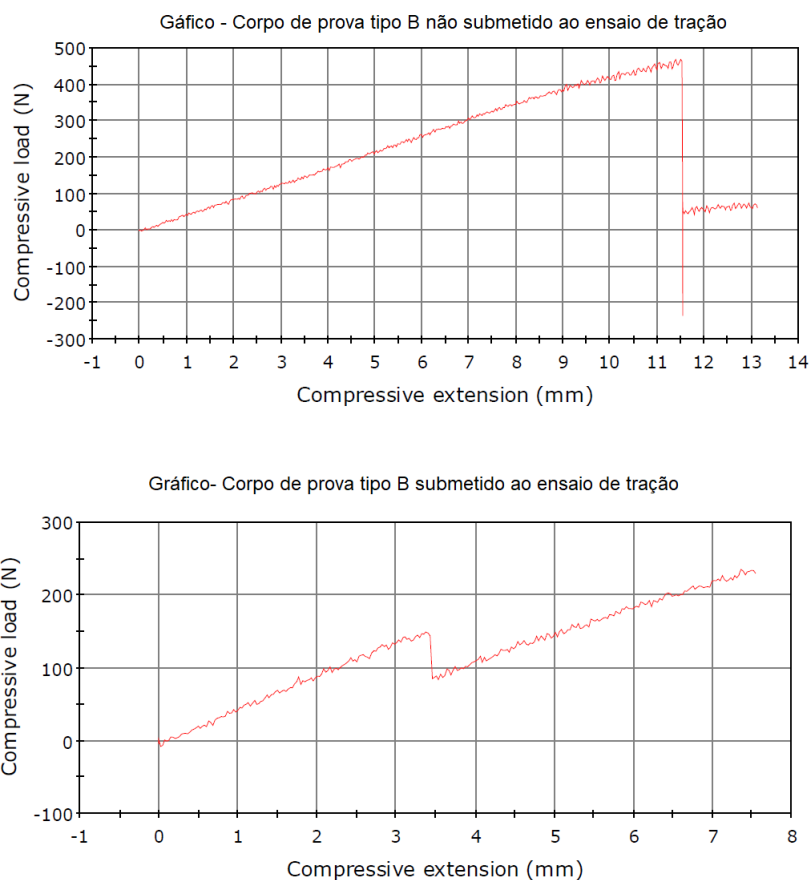


Figura 64 – Gráfico do ensaio de flexão 4 pontos- corpo de prova tipo B - fonte: próprio autor.

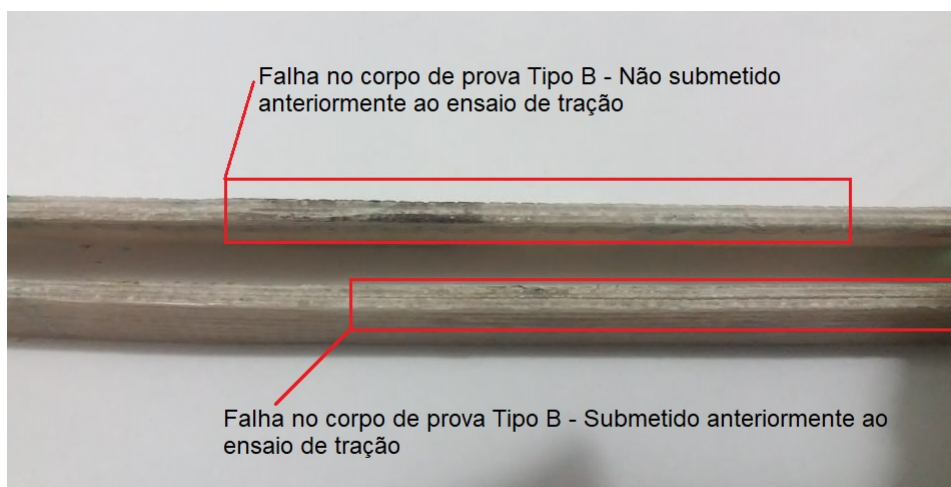


Figura 65 – Falha do corpo de prova tipo B, sem e com submissão prévia ao ensaio de tração na zona elástica - fonte: próprio autor.

APÊNDICE B – Configurações dos corpos de prova impressos

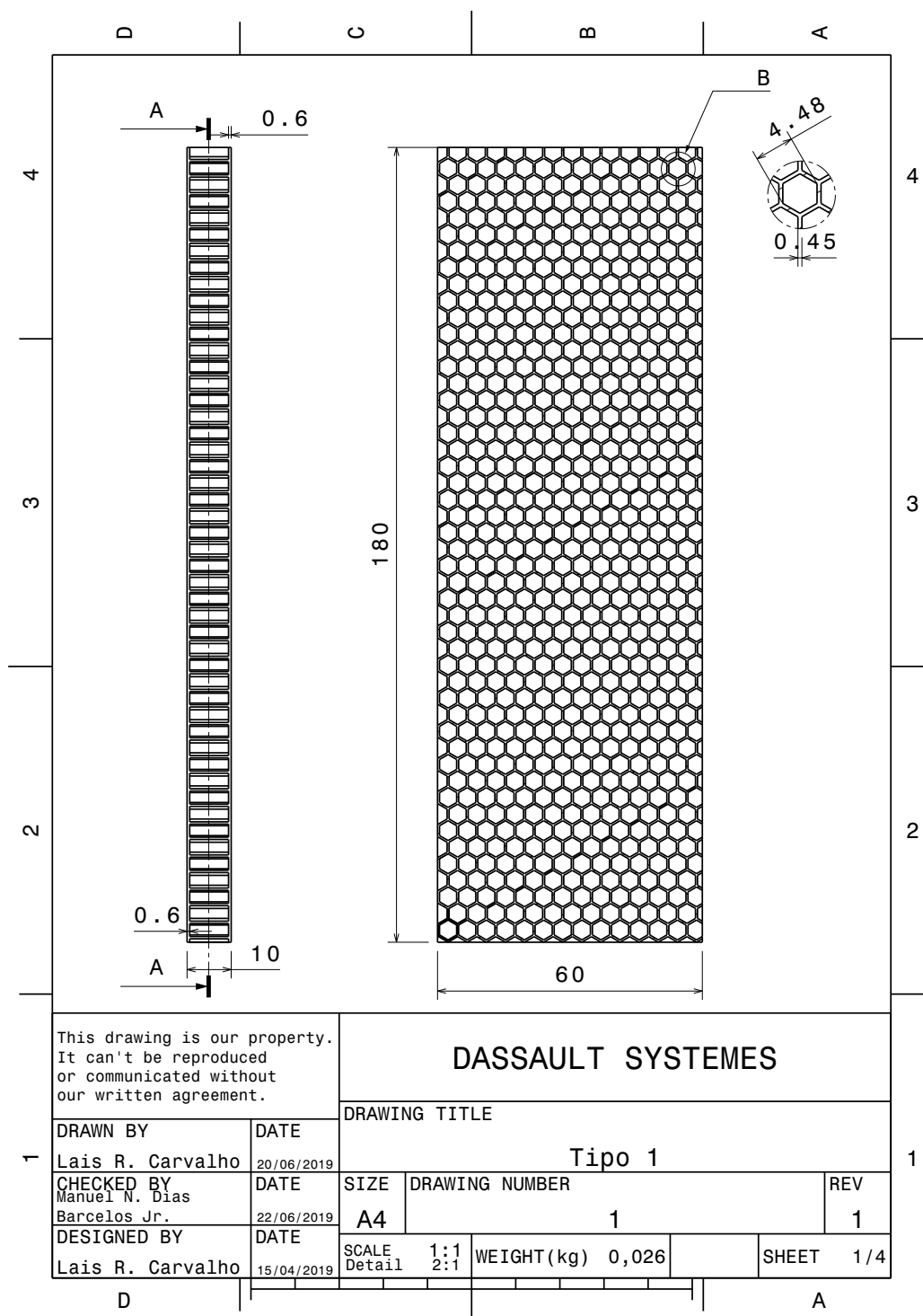
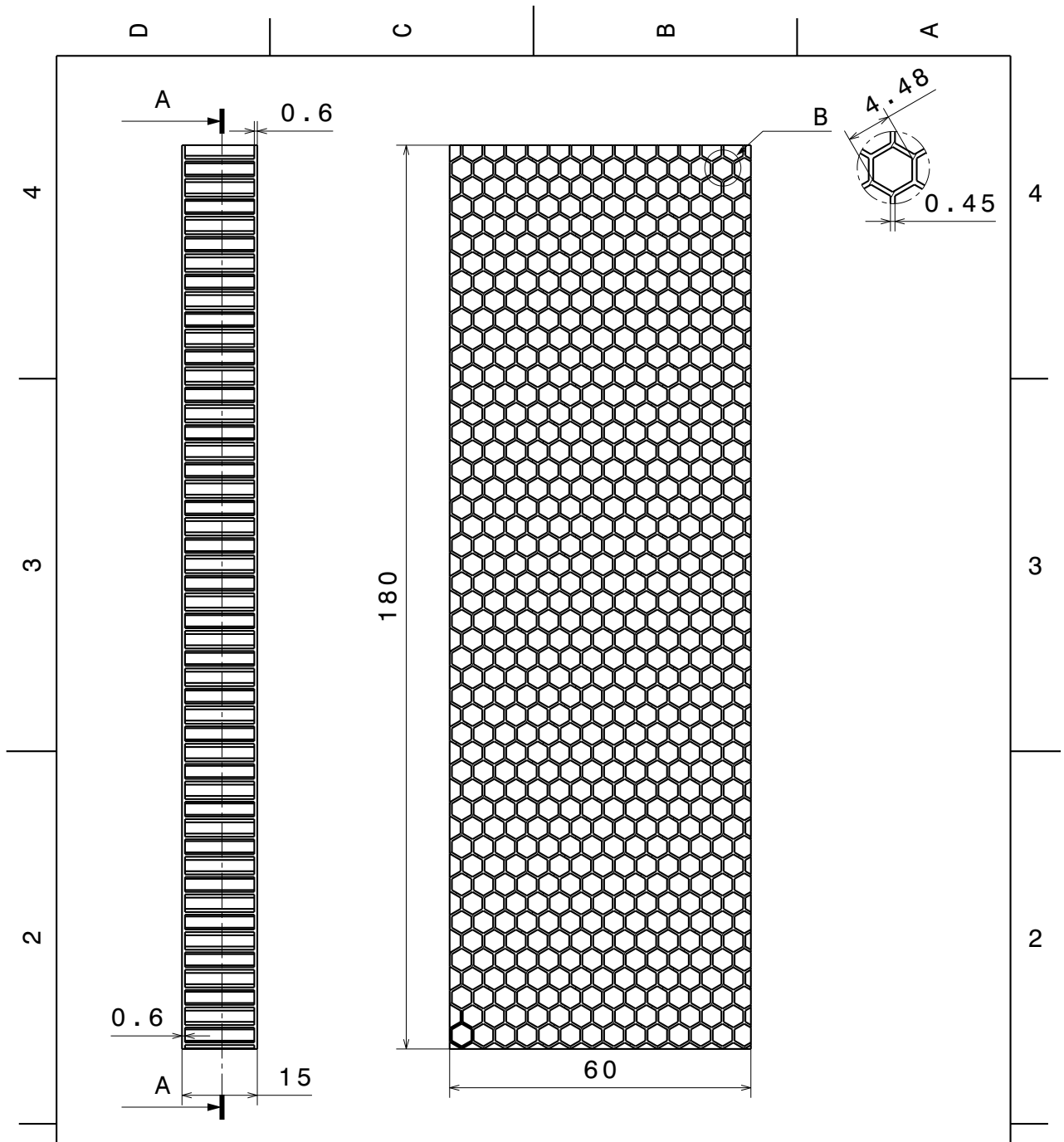


Figura 66 – Corpo de Prova 1



This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.		DASSAULT SYSTEMES			
		DRAWING TITLE			
DRAWN BY Lais R. Carvalho		DATE 20/06/2019		Tipo 2	
CHECKED BY Manuel N. Dias Barcelos Jr.		DATE 22/06/2019		SIZE A4	DRAWING NUMBER 1
DESIGNED BY Lais R. Carvalho		DATE 15/04/2019		SCALE Detail 1:1 2:1	WEIGHT (kg) 0,032
				SHEET 2/4	REV 1

Figura 67 – Corpo de Prova 2

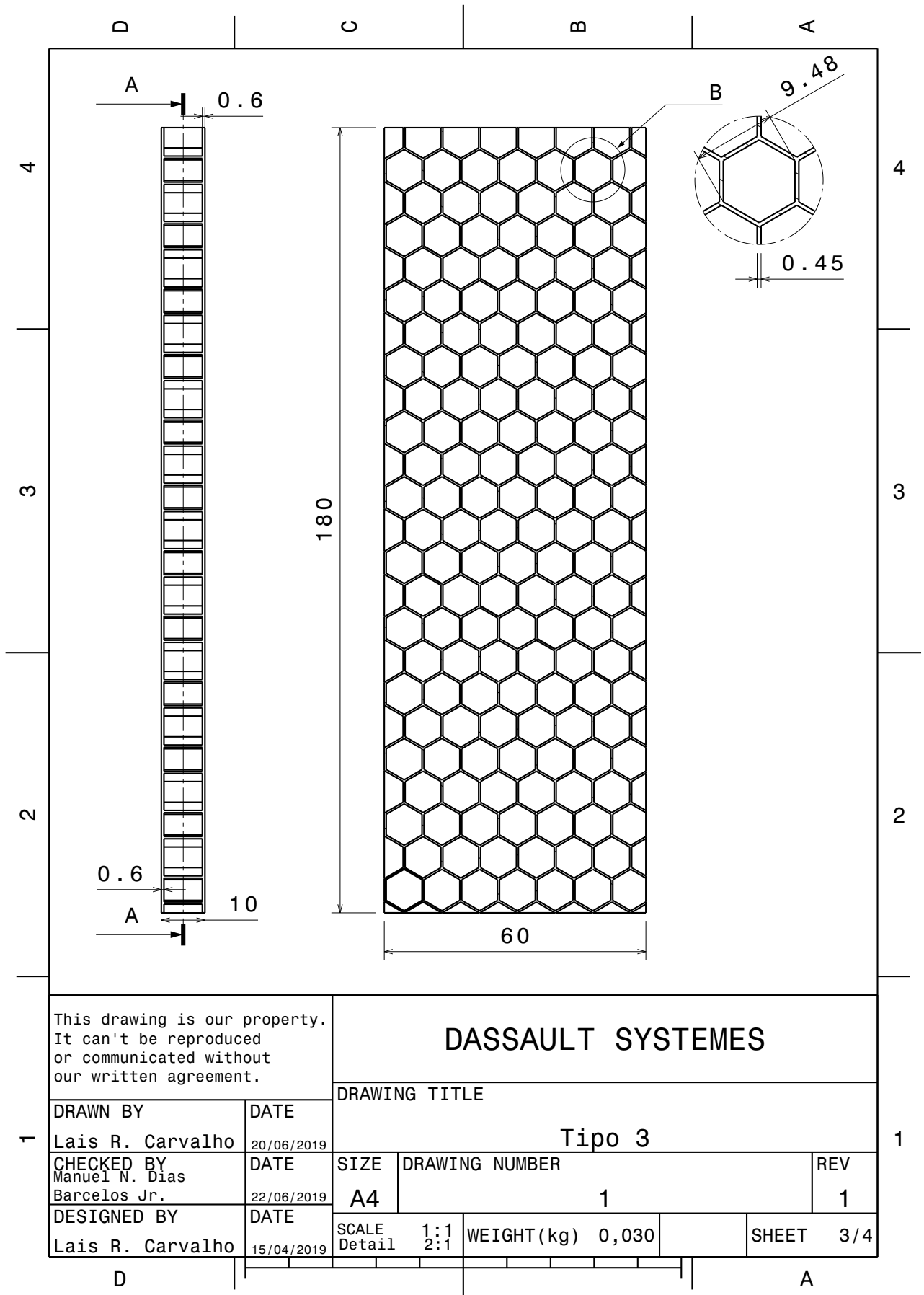


Figura 68 – Corpo de Prova 3

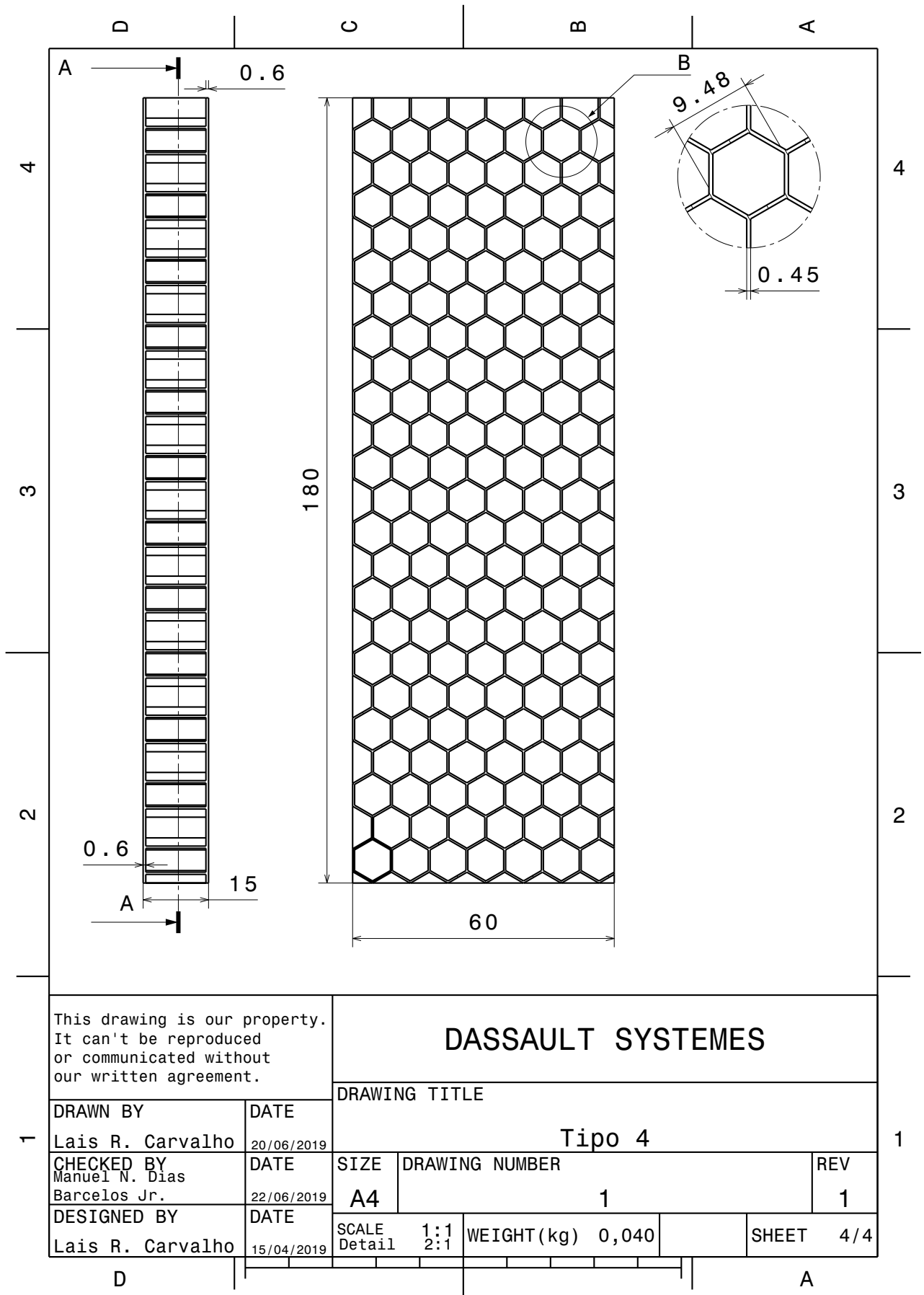


Figura 69 – Corpo de Prova 4

APÊNDICE C – Tabelas de medidas dos corpos de prova

C.1 Fibra de vidro

C.1.1 Tipo B

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	249,0	26,90	4,12	42
2	248,0	26,04	4,14	42
3	248,0	25,80	3,93	42
Média	248,6	26,24	4,06	42
Erro	0,9	0,48	0,10	1

Tabela 22 – Dimensões corpo de prova B1 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	251,0	23,22	4,01	38
2	250,0	23,87	4,31	38
3	250,0	23,61	4,31	38
Média	250,3	23,56	4,21	38
Erro	0,9	0,27	0,15	1

Tabela 23 – Dimensões corpo de prova B2 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	248,0	24,25	4,19	39
2	249,0	24,03	4,20	40
3	249,0	23,83	4,34	39
Média	248,6	24,03	4,24	39,33
Erro	0,9	0,18	0,07	1,47

Tabela 24 – Dimensões corpo de prova B3 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	249,0	23,99	3,97	40
2	250,0	24,44	4,13	40
3	248,0	24,09	4,30	40
Média	249,0	24,03	4,13	40
Erro	1,3	0,20	0,14	1

Tabela 25 – Dimensões corpo de prova B4 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	252,0	24,72	4,21	39
2	247,0	24,04	4,23	39
3	248,0	24,85	4,16	39
Média	249,0	24,53	4,20	39
Erro	2,6	0,36	0,03	1

Tabela 26 – Dimensões corpo de prova B5 - fonte: próprio autor

C.1.2 Tipo D

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	249,0	25,12	3,73	40
2	248,0	25,35	3,88	40
3	249,0	25,31	3,87	40
Média	248,6	25,26	3,82	40
Erro	0,9	0,11	0,07	1

Tabela 27 – Dimensões corpo de prova D1 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	248,0	25,65	3,91	42
2	247,0	26,50	3,8	42
3	249,0	25,21	3,93	42
Média	248,0	25,78	3,88	42
Erro	1,3	0,54	0,06	1

Tabela 28 – Dimensões corpo de prova D2 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	247,0	24,38	4,1	40
2	248,0	25,40	3,77	40
3	248,0	24,20	3,93	40
Média	247,6	24,66	3,90	40
Erro	0,9	0,53	0,10	1

Tabela 29 – Dimensões corpo de prova D3 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	249,0	25,25	3,76	40
2	250,0	25,75	3,78	40
3	250,0	25,83	3,93	40
Média	249,6	25,66	3,82	40
Erro	0,9	0,26	0,08	1

Tabela 30 – Dimensões corpo de prova D4 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	251,0	26,03	3,96	40
2	251,0	25,30	3,83	40
3	251,0	25,48	3,70	40
Média	251,0	25,60	3,83	40
Erro	0,5	0,32	0,11	1

Tabela 31 – Dimensões corpo de prova D5 - fonte: próprio autor

C.2 Impressos 3D

C.2.1 Tipo 1 - Célula 5mm, espessura 10mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	60,10	10,04	47
2	180,0	60,36	10,05	47
3	180,0	60,46	9,96	47
Média	180,0	60,30	10,01	47
Erro	0,5	0,16	0,05	1

Tabela 32 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,92	10,02	47
2	179,0	59,99	10,11	47
3	179,0	60,1	10,02	47
Média	179,0	60,01	10,05	47
Erro	0,5	0,08	0,05	1

Tabela 33 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,81	10,07	47
2	180,0	59,86	10,08	47
3	180,0	59,79	10,16	47
Média	180,0	59,82	10,10	47
Erro	0,5	0,03	0,05	1

Tabela 34 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,74	10,09	47
2	180,0	59,91	10,05	47
3	180,0	60,03	10,08	47
Média	180,0	59,89	10,07	47
Erro	0,5	0,12	0,02	1

Tabela 35 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	60,30	9,96	44
2	180,0	60,21	10,11	44
3	179,0	60,15	9,98	44
Média	179,3	60,22	10,01	44
Erro	0,9	0,07	0,07	1

Tabela 36 – Dimensões corpo de prova Tipo 1 - 05 - fonte: próprio autor

C.2.2 Tipo 2 - Célula 5mm, espessura 15mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	60,19	14,85	64
2	180,0	60,07	14,94	64
3	180,0	60,15	14,95	64
Média	180,0	60,13	14,91	64
Erro	0,5	0,06	0,05	1

Tabela 37 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	60,12	14,75	66
2	179,0	60,01	14,55	66
3	180,0	59,94	14,71	66
Média	179,6	60,02	14,67	65
Erro	0,9	0,08	0,09	1

Tabela 38 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	60,30	14,76	64
2	180,0	59,88	14,53	64
3	180,0	60,23	14,57	64
Média	180,0	60,14	14,62	64
Erro	0,5	0,19	0,11	1

Tabela 39 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	60,18	15,00	63
2	180,0	60,18	14,85	63
3	179,0	60,00	14,97	63
Média	179,3	60,12	14,94	63
Erro	0,9	0,09	0,07	1

Tabela 40 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,93	14,96	65
2	180,0	59,97	15,01	65
3	179,0	59,82	15,04	65
Média	179,6	59,91	15,01	65
Erro	0,9	0,07	0,04	1

Tabela 41 – Dimensões corpo de prova Tipo 2 - 05 - fonte: próprio autor

C.2.3 Tipo 3 - Célula 10mm, espessura 10mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,64	10,02	30
2	179,0	59,63	10,18	30
3	180,0	59,67	10,16	30
Média	179,3	59,64	10,12	30
Erro	0,9	0,02	0,08	1

Tabela 42 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,62	10,33	30
2	179,0	59,74	10,07	30
3	179,0	59,68	10,14	30
Média	179,3	59,68	10,18	30
Erro	0,9	0,05	0,12	1

Tabela 43 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,64	10,14	30
2	179,0	59,83	10,17	30
3	180,0	59,92	9,98	30
Média	179,6	59,79	10,09	30
Erro	0,9	0,12	0,09	1

Tabela 44 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,68	10,19	30
2	180,0	59,68	10,09	30
3	180,0	60	10,11	30
Média	180,0	59,78	10,13	30
Erro	0,5	0,16	0,05	1

Tabela 45 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,84	10,03	29
2	180,0	59,81	10,07	29
3	180,0	60,04	10,18	29
Média	180,0	59,96	10,09	29
Erro	0,5	0,11	0,07	1

Tabela 46 – Dimensões corpo de prova Tipo 3 - 05 - fonte: próprio autor

C.2.4 Tipo 4 - Célula 10mm, espessura 15mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,80	15,10	40
2	180,0	59,87	15,09	40
3	180,0	59,67	15,11	40
Média	179,6	59,78	15,10	40
Erro	0,9	0,09	0,01	1

Tabela 47 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,72	14,98	40
2	179,0	59,86	15,05	40
3	179,0	59,72	15,07	40
Média	179,0	59,76	15,03	40
Erro	0,5	0,07	0,04	1

Tabela 48 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,62	15,08	40
2	179,0	59,69	15,06	40
3	179,0	59,73	15,03	40
Média	179,3	59,68	15,05	40
Erro	0,9	0,05	0,03	1

Tabela 49 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,71	15,10	40
2	180,0	59,84	15,1	40
3	180,0	59,77	15,11	40
Média	180,0	59,77	15,10	40
Erro	0,5	0,06	0,01	1

Tabela 50 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,59	15,00	40
2	180,0	59,75	15,12	40
3	179,0	59,68	15,18	40
Média	179,3	59,67	15,1	40
Erro	0,9	0,07	0,08	1

Tabela 51 – Dimensões corpo de prova Tipo 4 - 05 - fonte: próprio autor

C.3 Painéis sanduíches colmeia de núcleo impresso e face laminada

C.3.1 Face de alumínio - Célula 5mm, espessura 10mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	183,0	61,20	9,9	71
2	183,0	62,70	10	71
3	182,0	62,30	10,2	71
Média	182,6	62,06	10,03	71
Erro	0,9	0,642	0,13	1

Tabela 52 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 10 mm - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	182,0	63,00	9,90	72
2	183,0	62,90	10,00	72
3	183,0	64,00	9,90	72
Média	182,6	63,30	9,93	72
Erro	0,9	0,51	0,05	1

Tabela 53 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 10 mm - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	182,0	62,90	9,90	70
2	182,0	62,50	10,00	70
3	181,0	62,30	9,99	70
Média	181,6	62,56	9,96	70
Erro	0,9	0,25	0,05	1

Tabela 54 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 10 mm - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	182,0	62,00	9,80	75
2	183,0	62,60	10,00	75
3	183,0	63,90	10,00	75
Média	182,6	62,83	9,93	75
Erro	0,9	0,80	0,10	1

Tabela 55 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 10 mm - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	182,0	62,40	9,70	70
2	181,0	61,80	9,99	70
3	181,0	61,90	9,90	70
Média	181,3	62,03	9,86	70
Erro	0,9	0,27	0,13	1

Tabela 56 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 10 mm - 05 - fonte: próprio autor

C.3.2 Face de alumínio - Célula 5mm, espessura 15mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	182,0	63	15,00	84
2	182,0	61,4	15,01	84
3	182,0	62	14,90	84
Média	182,0	62,13	14,97	84
Erro	0,5	0,66	0,05	1

Tabela 57 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 15 mm - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	181,0	62,20	14,90	91
2	180,0	61,80	15,10	91
3	182,0	61,00	14,99	91
Média	181,0	61,66	14,99	91
Erro	1,3	0,09	1,47	1

Tabela 58 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 15 mm - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	184,0	64,00	15,00	89
2	184,0	61,00	15,00	89
3	183,0	61,50	14,80	89
Média	183,6	62,16	14,93	89
Erro	0,9	1,32	0,10	1

Tabela 59 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 15 mm - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	185,0	62,52	14,91	94
2	184,0	62,00	14,87	94
3	183,0	91,93	15,04	94
Média	184,0	72,15	14,94	94
Erro	1,3	1,39	0,08	1

Tabela 60 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 15 mm - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	182,0	62,24	15,11	94
2	182,0	61,66	15,20	94
3	183,0	61,12	15,10	94
Média	182,3	61,67	15,13	94
Erro	0,9	0,46	0,05	1

Tabela 61 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de alumínio 15 mm - 05 - fonte: próprio autor

C.3.3 Face de fibra de carbono - Célula 5mm, espessura 10mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	177,0	58,00	9,90	60
2	176,0	58,00	10,00	60
3	178,0	60,00	10,10	60
Média	177,0	58,66	10,00	60
Erro	1,3	0,95	0,09	1

Tabela 62 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 10 mm - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	58,90	9,80	52
2	179,0	59,00	10,00	52
3	178,0	58,60	9,90	52
Média	179,0	58,83	9,90	52
Erro	1,3	0,17	0,09	1

Tabela 63 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 10 mm - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	178,0	58,99	9,99	53
2	179,0	59,00	10,10	53
3	180,0	59,10	10,00	53
Média	179,0	59,03	10,03	53
Erro	1,3	0,05	0,05	1

Tabela 64 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 10 mm - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,42	9,9	53
2	180,0	59,20	10,00	53
3	179,0	59,00	10,00	53
Média	179,6	59,20	9,96	53
Erro	0,9	0,18	0,05	1

Tabela 65 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 10 mm - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,70	9,90	55
2	179,0	59,50	10,00	55
3	178,0	59,60	10,00	55
Média	178,6	59,60	9,96	55
Erro	0,9	0,09	0,05	1

Tabela 66 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 10 mm - 05 - fonte: próprio autor

C.3.4 Face de fibra de carbono - Célula 5mm, espessura 15mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	178,0	58,54	14,90	70
2	177,0	57,76	15,14	70
3	178,0	58,60	14,98	70
Média	177,6	58,30	15,01	70
Erro	0,9	0,39	0,11	1

Tabela 67 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 15 mm - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	175,0	58,50	14,50	67
2	174,0	59,00	15,00	67
3	175,0	57,50	14,50	67
Média	174,6	58,33	14,66	67
Erro	0,9	0,63	0,24	1

Tabela 68 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 15 mm - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,40	15,00	78
2	178,0	58,70	15,00	78
3	178,0	59,00	14,80	78
Média	178,3	59,03	14,93	78
Erro	0,9	0,29	0,10	1

Tabela 69 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 15 mm - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,40	14,90	74
2	177,0	58,90	15,00	74
3	178,0	58,80	14,80	74
Média	178,0	59,03	14,90	74
Erro	1,3	0,27	0,09	1

Tabela 70 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 15 mm - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	176,0	59,40	14,80	74
2	177,0	59,00	14,90	74
3	175,0	59,80	14,80	74
Média	176,0	59,40	14,83	74
Erro	1,31	0,33	0,05	1

Tabela 71 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de carbono 15 mm - 05 - fonte: próprio autor

C.3.5 Face de fibra de vidro - Célula 5mm, espessura 10mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	59,00	10,10	69
2	179,0	58,40	10,30	69
3	180,0	58,90	10,30	69
Média	179,3	58,76	10,23	69
Erro	0,9	0,27	0,10	1

Tabela 72 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 10 mm - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	178,0	59,62	10,10	67
2	179,0	59,98	10,20	67
3	179,0	60,00	10,00	67
Média	178,6	59,86	10,10	67
Erro	0,9	0,18	0,09	1

Tabela 73 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 10 mm - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	60,90	10,10	67
2	179,0	58,90	10,00	67
3	181,0	60,40	10,30	67
Média	179,6	60,06	10,13	67
Erro	1,4	0,85	0,13	1

Tabela 74 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 10 mm - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	180,0	59,00	10,00	70
2	179,0	59,82	10,20	70
3	180,0	59,22	10,60	70
Média	179,6	59,34	10,26	70
Erro	0,91	0,35	0,25	1

Tabela 75 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 10 mm - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	179,0	58,80	10,00	71
2	180,0	59,60	10,20	71
3	180,0	59,10	10,20	71
Média	179,6	59,16	10,13	71
Erro	0,9	0,34	0,10	1

Tabela 76 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 10 mm - 05 - fonte: próprio autor

C.3.6 Face de fibra de vidro - Célula 5mm, espessura 15mm

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	178,0	59,70	14,82	84
2	177,0	59,60	15,30	84
3	178,0	59,50	15,10	84
Média	177,6	59,60	15,07	84
Erro	0,9	0,09	0,21	1

Tabela 77 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 15 mm - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	175,0	59,10	15,10	83
2	175,0	58,60	15,50	83
3	176,0	59,72	15,40	83
Média	175,3	59,14	15,33	83
Erro	0,9	0,46	0,17	1

Tabela 78 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 15 mm - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	176,0	60,01	15,10	80
2	175,0	59,50	15,40	80
3	176,0	59,80	15,30	80
Média	177,7	59,77	15,06	80
Erro	0,9	0,21	0,18	1

Tabela 79 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 15 mm - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	176,0	60,01	15,10	80
2	175,0	59,50	15,40	80
3	175,0	59,80	15,30	80
Média	175,6	59,77	15,26	80
Erro	0,9	0,22	0,13	1

Tabela 80 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 15 mm - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	178,0	59,90	15,10	86
2	179,0	60,10	15,30	86
3	176,0	59,72	15,30	86
Média	178,7	59,91	15,23	86
Erro	0,9	0,16	0,10	1

Tabela 81 – Dimensões corpo de prova *honeycomb* de face de fibra de vidro 15 mm - 05 - fonte: próprio autor

C.4 Fibras laminadas com resina epóxi

C.4.1 Fibra de vidro com resina epóxi laminadas para tração - longitudinal

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	254,0	23,00	2,50	24
2	254,0	24,90	2,50	24
3	254,0	23,80	2,40	24
Média	254,0	23,90	2,46	24
Erro	0,5	0,78	0,05	1

Tabela 82 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	255,0	22,90	2,60	25
2	254,0	23,40	2,50	25
3	254,0	24,70	2,40	25
Média	254,3	23,66	2,50	25
Erro	0,9	0,76	0,09	1

Tabela 83 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	256,0	22,00	2,50	24
2	255,0	23,40	2,50	24
3	255,0	23,50	2,50	24
Média	255,3	22,96	2,50	24
Erro	0,91	0,69	0,01	1

Tabela 84 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	257,0	24,20	2,40	24
2	258,0	23,90	2,50	24
3	257,0	24,40	2,40	24
Média	257,3	24,16	2,43	24
Erro	0,9	0,21	0,05	1

Tabela 85 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	257,0	25,70	2,30	23
2	254,0	24,90	2,50	23
3	256,0	24,00	2,40	23
Média	255,6	24,86	2,40	23
Erro	1,7	0,70	0,09	1

Tabela 86 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise longitudinal - 05 - fonte: próprio autor

C.4.2 Fibra de vidro com resina epóxi laminadas para tração - transversal

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	255,0	26,20	2,20	24
2	254,0	25,60	2,42	24
3	254,0	25,29	2,41	24
Média	254,3	25,69	2,34	24
Erro	0,9	0,38	0,11	1

Tabela 87 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	254,0	23,45	2,33	23
2	254,0	24,19	2,22	23
3	254,0	23,77	2,29	23
Média	253,6	23,80	2,28	23
Erro	0,9	0,31	0,05	1

Tabela 88 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	255,0	24,44	2,29	24
2	254,0	24,12	2,35	24
3	254,0	24,55	2,52	24
Média	254,3	24,37	2,38	24
Erro	0,9	0,1	0,11	1

Tabela 89 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	255,0	22,81	2,39	25
2	254,0	25,81	2,45	25
3	254,0	25,04	2,45	25
Média	254,3	24,55	2,43	25
Erro	0,9	1,28	0,04	1

Tabela 90 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	254,0	22,90	2,28	22
2	254,0	22,44	2,31	22
3	254,0	24,45	2,35	22
Média	254,0	23,26	2,31	22
Erro	0,5	0,87	0,03	1

Tabela 91 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi tração, análise transversal - 05 - fonte: próprio autor

C.4.3 Fibra de carbono com resina epóxi

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	247,0	24,00	3,20	28
2	248,0	23,50	3,60	28
3	247,0	24,40	3,80	28
Média	247,3	23,96	3,53	28
Erro	0,9	0,37	0,25	1

Tabela 92 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	249,0	24,00	3,20	25
2	248,0	24,70	3,00	25
3	249,0	26,00	3,00	25
Média	248,6	24,90	3,06	25
Erro	0,9	0,83	0,10	1

Tabela 93 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	247,0	26,60	3,50	28
2	247,0	26,00	3,30	28
3	247,0	25,20	3,30	28
Média	247,0	25,93	3,36	28
Erro	0,5	0,58	0,10	1

Tabela 94 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	247,0	25,10	3,00	27
2	249,0	25,00	3,50	27
3	248,0	24,70	3,60	27
Média	248,0	24,93	3,36	27
Erro	1,3	0,17	0,27	1

Tabela 95 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	246,0	24,20	2,90	23
2	247,0	22,30	2,90	23
3	247,0	24,40	3,00	23
Média	246,7	24,30	2,93	23
Erro	0,9	11,46	0,05	1

Tabela 96 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de carbono e epóxi - 05 - fonte: próprio autor

C.4.4 Fibra de vidro com resina epóxi laminadas para flexão

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	252,0	24,95	2,37	25
2	253,0	25,53	2,27	25
3	252,0	24,68	2,48	25
Média	252,3	25,05	2,37	25
Erro	0,9	0,36	0,09	1

Tabela 97 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 01 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	250,0	24,37	2,34	23
2	250,0	24,74	2,34	23
3	251,0	24,45	2,13	23
Média	250,3	24,52	2,27	23
Erro	0,9	0,16	0,11	1

Tabela 98 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 02 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	252,0	24,38	2,24	24
2	250,0	24,33	2,39	24
3	250,0	24,04	2,33	24
Média	250,6	24,25	2,32	24
Erro	1,4	0,16	0,07	1

Tabela 99 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 03 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	253,0	24,04	2,24	24
2	252,0	24,18	2,29	24
3	252,0	24,26	2,27	24
Média	252,3	24,16	2,26	24
Erro	0,9	0,11	0,03	1

Tabela 100 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 04 - fonte: próprio autor

Medição	Comprimento (mm)	Largura (mm)	Espessura (mm)	Peso (g)
1	250,0	26,57	2,25	24
2	249,0	25,61	2,23	24
3	251,0	25,77	2,15	24
Média	250,0	25,98	2,21	24
Erro	1,3	0,43	0,05	1

Tabela 101 – Dimensões corpo de prova laminado de fibra de vidro e epóxi para flexão - 05 - fonte: próprio autor

APÊNDICE D – Tabelas de quantidade de resina e catalisador

O peso da resina corresponde ao mesmo peso de cada camada de manta seca recortada.

Orietação das camadas/fibras	Peso de resina (g)	Endurecedor (gotas)
0°	82	21
90°	81	20
0°	80	20
90°	84	21

Tabela 102 – Quantidades de endurecedor e resina usada para cada camada do corpo de prova Tipo B

Orietação das camadas/fibras	Peso de resina (g)	Endurecedor (gotas)
0°	82	20
90°	82	20
0°	84	21
90°	83	21

Tabela 103 – Quantidades de endurecedor e resina usada para cada camada do corpo de prova Tipo D

Anexos

ANEXO A – Dados do Fabricante da Resina Poliéster

RESINA POLIÉSTER

RECOMENDAÇÕES DE USO

Utilizada com a Manta de Fibra de Vidro para realizar reparos em substratos em geral feitos de fibra

Composição Química

Resina poliéster insaturada

DADOS PARA APLICAÇÃO

Catálise e/ou Diluição

100 partes em peso da Resina Poliéster
25 gotas de catalisador para Cola Plástica quando
temperatura maior que 25°C, e 50 gotas para temperaturas
menores que 25°C.

Aplicação

Após catálise aplica-se uma demão com pincel ou rolo (lã); em seguida coloca-se uma camada de manta e mais uma de resina. Se desejar aplicar mais camadas aguardar secagem inicial e repetir procedimento conforme o número de camadas que se deseja.

Rendimento

Cada KG de resina cobre 1m² de manta de fibra

SECAGEM

A secagem ao toque é de 5 a 10 minutos. A secagem ao manuseio é de 30 minutos . A secagem final é de 2 horas.

PREPARO DE SUPERFÍCIE

Retirar o excesso de resíduo de tinta até que apareça a fibra já existente.

RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

- Armazenar o produto em ambientes abrigados, ventilados e com temperatura máxima de 40°C.
- Produto inflamável, manter longe de faíscas, fontes de ignição, não fumar no local de aplicação.
- Produto quando aplicado emana vapores que devem ser evitados com o uso correto de EPI's, como máscaras, e respiradores, mantendo uma boa ventilação durante a aplicação.
- Evite contato com a pele utilizando luvas, óculos, roupas adequadas, cremes protetores etc.
- Manter longe do contato de crianças e animais.

OBSERVAÇÕES

O rendimento prático deste produto é variável de acordo com espessura aplicada, método e técnica de aplicação, tipo e rugosidade do substrato e condições ambientais, etc.

As instruções contidas neste boletim são baseadas em nossa experiência e conhecimento técnico, entretanto, alguns fatores independem de nosso controle como fabricante, tais como: preparo de superfície, aplicação, condições de trabalho, etc.

Não assumimos qualquer responsabilidade quanto a danos materiais e pessoais causados pelo mau uso das informações contidas neste boletim e dos produtos mencionados.

Este boletim está sujeito a alterações, sem aviso prévio.