

DANOS POR INDENTAÇÃO QUASE ESTÁTICA EM COMPÓSITO SANDUÍCHE DE USO AERONÁUTICO

Kaline Ventura Batista, kalineufcg@gmail.com¹

Felipe Silva Lima, felipe05silva06@gmail.com¹

Alysson Domingos Silvestre, silvestredomingos01@gmail.com¹

Wanderley Ferreira de Amorim Junior, engenhariabrasileira@gmail.com²

¹Universidade Federal da Paraíba – UFPB, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Cidade Universitária, SN, João Pessoa – PB, 58051-900

²Universidade Federal de Campina Grande – UFCG, Departamento de Engenharia Mecânica, Aprígio Veloso, 882 - Universitário, Campina Grande – PB, 58428-830

Resumo: Os materiais compósitos se tornaram uma alternativa atrativa em termos de tecnologia de materiais para uso aeronáutico, principalmente por reunirem duas propriedades de suma importância para este setor: baixo peso e alta resistência. A substituição do alumínio por compósitos poliméricos estruturais, por exemplo, permite uma diminuição de peso equivalente a 20 %, acrescido de 25% na redução do custo final de obtenção das peças. Apesar dessas vantagens, as estruturas aeronáuticas estão propensas a danos causados por impactos como quedas de ferramentas ou colisão de pássaros, o que pode prejudicar o desempenho da capacidade de carga. Esta pesquisa tem por objetivo examinar os tipos de danos causados por impacto via indentação quase estática em material compósito tipo sanduíche de uso aeronáutico. A metodologia utilizada consistiu em três fases, sendo a primeira o desenvolvimento do projeto do indentador, para tanto, foi utilizado as diretrizes estabelecidas pela norma ASTM – D6264 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite to a Concentrated Quasi-Static Indentation Force) e a norma ASTM – D7766 (Standard Practice for Damage Resistance testing of sandwich constructions), a segunda fase incidiu em determinar os parâmetros de velocidade e avanço para realizar danos com profundidade parcial e total nos corpos de prova, e por fim, realizou-se a análise dos danos visíveis impostos nos compósitos. Os resultados indicaram que os danos na face superior e inferior dos espécimes experimentados evidenciaram danos do tipo fratura de fibra e esmagamento da espuma. Observou-se, também, que os danos introduzidos nos compósitos por meio do ensaio quase estático de indentação ficaram restritos à área em que houve contato com o indentador. Foi possível concluir que a capacidade de carga na estrutura sanduíche decresce significativamente com o aumento da força aplicada até ocasionar a falha final da amostra e que o ensaio quase estático de indentação possibilitou a previsão de uma resposta fidedigna do material quando submetido a impactos de baixa energia.

Palavras-chave: Ensaio quase estático de indentação, Indentação quase estática, Danos em compósito sanduíche, Compósitos sanduíches.

1. INTRODUÇÃO

O emprego dos materiais compósitos têm tido participação ativa nas últimas décadas, especialmente naquelas envolvendo tecnologias de ponta. De acordo com Rezende (2000), atualmente as conquistas tecnológicas principalmente relacionadas com aplicações em áreas tais como aeronáutica e aeroespacial se tornaram viáveis após o surgimento dos compósitos estruturais. Os materiais compósitos se tornaram a melhor opção em tecnologia de materiais para uso aeronáutico, principalmente por reunirem duas propriedades de suma importância para esse setor: baixo peso e alta resistência, permitindo a redução da quantidade de material utilizado e redução do consumo de combustível. A substituição do alumínio por compósitos poliméricos estruturais, por exemplo, permite uma redução de peso de 20 a 30%, além de 25% na redução do custo final de obtenção das peças.

A Boeing, corporação multinacional norte-americana de desenvolvimento aeroespacial e de defesa, é uma das principais empresas que domina o mercado da aviação e ao desenvolver novos produtos, busca inovar no uso de tecnologias e materiais leves e resistentes. De acordo com a Boeing (2022), um de seus produtos mais evoluídos estruturalmente é o B787. A principal tecnologia material inovadora no 787 é o aumento do uso de compósitos. O peso do 787 é 50% em compósitos, (Fig.1). A maior parte da estrutura primária é feita de materiais compostos, principalmente a fuselagem.

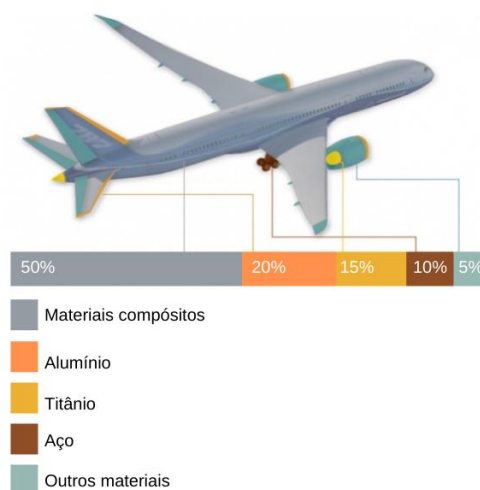


Figura 1. **Porcentagem referente a aplicação de diferentes materiais na aeronave 787 da empresa Boeing.**
Fonte – Adaptado e traduzido de Boeing (2008).

Um problema prático ao qual os compósitos estão sujeitos, e extremamente importante para o desempenho seguro desses materiais nas diversas aplicações em que são usados, está ligado ao dano produzido por impacto de baixa energia. Nesses eventos, o compósito pode não apresentar defeito externo de fácil detecção, portanto, eventuais danos estruturais ocasionados pelo impacto podem passar despercebidos. Um exemplo típico de impacto de baixa energia sobre uma estrutura fabricada com materiais compósitos são os pedriscos jogados pelas rodas de um aeroplano sobre sua fuselagem, durante as operações de pouso, decolagem e taxiamento. O material submetido a repetidos impactos de baixa energia pode vir eventualmente a falhar em serviço, embora seu aspecto externo não esteja seriamente comprometido (Almeida; Morais; 2001).

Para lidar com essa baixa tolerância ao dano, estruturas compostas são projetadas com um alto fator de segurança, acarretando numa estrutura mais robusta e consequentemente num consumo maior de combustível (Wagih, Blanco E Costa, 2015).

Na estrutura compósita, os danos causados por um evento de impacto podem ser mais prejudiciais e menos visível do que nos metais, devido a isto é de fundamental importância entender a deformação e mecanismos de danos em materiais compósitos, pois em impactos de baixa velocidade ocorre invisíveis danos que não podem ser visualizados a olho nu, podendo acarretar falhas severas que comprometem a confiabilidade da estrutura aeronáutica.

Neste trabalho foi analisado corpos de prova de material compósito sanduíche de aplicação aeronáutica após a implementação de danos de baixa energia, com objetivo de determinar a possibilidade de detecção a olho nu dos danos apresentados no material.

2. MATERIAIS COMPÓSITOS DO TIPO SANDUÍCHE

Um compósito pode ser considerado um material multifase que exhibe uma combinação de propriedades, possibilitando assim, um desempenho melhor desse material frente a cada fase da sua composição, caso essas fossem empregadas individualmente (Callister, 2000).

De acordo com Mendonça (2005), as placas chamadas de sanduíche constituem um tipo especial de laminado, composto por três itens principais: duas camadas externas, finas, chamadas faces e uma camada interna, espessa, chamada núcleo como apresenta a Fig. 2. O uso desse tipo de estrutura é usualmente utilizado na indústria aeroespacial, offshore e naval devido à sua capacidade de aliar alta rigidez à flexão e baixo peso.

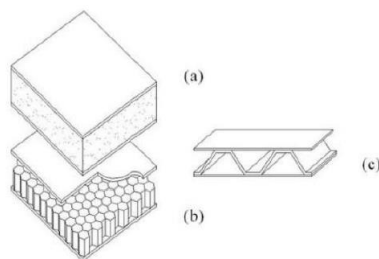


Figura 2. **Painéis sanduíches com núcleos: (a) poliméricos, (b) colmeia, (c) corrugado.**
Fonte – Callister (2000).

Projetos de estruturas do tipo sanduíche têm sido concebidos e adotados como um meio de gerar estruturas resistentes, duráveis e de baixo peso. Essas estruturas são especialmente eficientes na transferência de cargas de flexão e compressão. O uso delas vem se expandindo devido a sua capacidade de combinar alta rigidez a flexão e baixo peso. A

importância da diminuição do peso de estruturas foi primeiramente reconhecida pelas indústrias aeroespaciais, pois nas o projeto estrutural do avião é controlado mais pelo peso que pelo custo. Em contrapartida, nas indústrias civil, mecânica e automotiva, os custos são as considerações iniciais, apesar de que o peso do sistema afeta os custos e o desempenho. Outro fator importante nessas considerações é que a crescente falta de matéria-prima e o rápido esgotamento das fontes de energia convencional aumentam a necessidade de estruturas leves, eficientes e de baixo custo.

2.1. Materiais compósitos aeronáuticos

As faces superior e inferior do painel sanduíche de grau aeronáutico são painéis rígidos, cuja espessura varia de frações até dezenas de milímetros, formados geralmente pela combinação de duas fases distintas, sendo uma matriz polimérica (termorrígida ou termoplástica) e um reforço cerâmico/polimérico (fibras de carbono, vidro, quartzo ou aramida).

O reforço consiste na fase dispersa de um compósito, material sobre o qual os esforços são transmitidos e distribuídos. Podem ser classificados de acordo com o tipo (natural ou sintética) e tamanho (particulado, fibras curtas, longas e contínuas) e podendo ser aplicadas em diferentes orientações (paralela, longitudinal ao eixo ou aleatórias), tendo propriedades mecânicas distintas dependendo do plano avaliado. As propriedades mecânicas do compósito tendem a ser maiores quanto maior for o comprimento da fibra (alta razão de aspecto L/D - comprimento/diâmetro) e mais uniformemente distribuídas estiverem (bidimensional), conferindo maior performance em aplicações estruturais.

Para aplicações estruturais de elevada responsabilidade empregam-se exclusivamente as chamadas fibras contínuas, as quais podem ser fornecidas na forma unidirecional (fita), bidirecional (tecido), ou mesmo tridirecional (braids). Segundo Santos (2010), a matriz desempenha um papel fundamental na qualidade do acabamento superficial do equipamento/estrutura.

No caso de uso de matriz polimérica, esta proporciona proteção mecânica contra o desgaste por abrasão das fibras, isolamento destas últimas contra agentes agressivos externos, suporte das fibras contra micro-flambagem, além de garantir a transferência das tensões para o elemento fibroso de reforço. Esta transferência se verifica por intermédio do atrito e/ou da adesão entre as fases matriz e reforço, e esta região em que se efetiva a transmissão de esforços mecânicos é denominada interface. As matrizes poliméricas podem ser classificadas em dois tipos; termorrígidas e termoplásticas, conforme a influência da temperatura em suas propriedades físicas (Campbell, I. H.; Crone, B. K.; 2006).

Os painéis-sanduíche estruturais contêm um núcleo que pode ser confeccionado ou com espuma rígida, possuindo células fechadas, como, por exemplo, os fabricados com resina termorrígida fenólica, e polímeros termoplásticos como o poli-cloreto de vinila (PVC), polipropileno (PP) e o polimetilmetacrilato (PMMA), ou do tipo colmeia.

2.2. Danos em compósitos sanduíches

Danos e defeitos em materiais compósitos são conceitos distintos, enquanto que os defeitos (defect., flaw) são gerados durante estágios de manufatura e de reparo dos laminados compósitos (inclusive como decorrência de erros no estágio de projeto/concepção da peça, componente ou estrutura), por sua vez, os danos (damage) podem ser criados, além das duas etapas acima, durante os estágios de montagem, em situação de serviço, e durante, principalmente, as etapas de manutenção e inspeção não-destrutiva da estrutura aeronáutica. De qualquer forma, há de se enfatizar que danos e defeitos comprometem severamente o desempenho mecânico do componente estrutural em serviço (Miranda, 2011).

Compósitos epóxi reforçados com carbono foram introduzidos em estruturas aeroespaciais devido a suas propriedades específicas, como alta resistência ou força para proporções de peso e boa tolerância à fadiga. De acordo com Wagih, Blanco e Costa (2015), apesar dessas vantagens, as estruturas externas são propensas a danos causados por impactos como quedas de ferramentas ou ataques de pássaros, o que pode prejudicar o desempenho da capacidade de carga.

Para lidar com essa baixa tolerância ao dano, estruturas compostas são projetadas com um alto fator de segurança, acarretando numa estrutura mais robusta e consequentemente num consumo maior de combustível (Wagih, Blanco e Costa, 2015).

Conforme definido na Circular Consultiva da Administração Federal de Aviação (Federation Aviation Administration- FAA) 25.571-1C, para aeronaves de transporte, a tolerância a danos é a característica da estrutura que permite reter sua resistência estrutural necessária por um período de uso após a estrutura sofrer um determinado nível de fadiga, corrosão ou danos acidentais. O conhecimento sobre os tipos de danos, a taxa de crescimento dos mesmos e a força residual são fatores utilizados como base para inspeção que irá garantir a aeronavegabilidade da aeronave.

Na estrutura compósita, os danos causados por um evento de impacto podem ser mais prejudiciais e menos visível do que nos metais, devido a isto é de fundamental importância entender a deformação e mecanismos de danos em materiais compósitos, pois em impactos de baixa velocidade ocorre invisíveis danos que não podem ser visualizados a olho nu, podendo acarretar falhas severas que comprometem a confiabilidade da estrutura aeronáutica. A Figura 3 apresenta a comparação entre uma estrutura compósita e uma estrutura metálica quando sofrem um dano.

Este esboço mostra a diferença que pode ser encontrado entre o dano de impacto não crescente em uma estrutura compósita, visto que os compósitos possuem resistência a fadiga, e um propenso a crescer na estrutura metálica. Enquanto que a resistência do compósito cai drasticamente, reduzindo praticamente a metade, a resistência da estrutura metálica cai progressivamente devido à propagação da trinca. Em ambas condições, a capacidade de carga é reduzida abaixo da carga

última, situação na qual a aeronavegabilidade da aeronave é prejudicada. Quando detectado, o dano na estrutura compósita ou metálica pode ser reparado possibilitando que a capacidade do avião seja recuperada de forma eficiente. Assim, a questão prioritária se torna definir um intervalo de inspeção para que as aeronaves apresentem níveis equivalentes ou superiores de segurança.

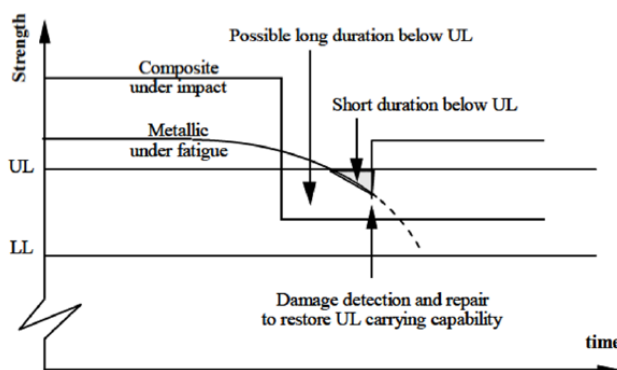


Figura 3. Comportamento de uma estrutura compósita e uma estrutura metálica quando apresentam um dano.

Fonte - Composite Materials handbook (2014).

De acordo com Cairns e Wood (2009), há uma significativa redução da tensão admissível em materiais compósitos quando esses materiais apresentam danos, sejam visíveis ou não.

De acordo com Vella e Muscat (2014), embora o dano nem sempre seja facilmente detectado pela inspeção visual não destrutiva, a influência do dano de impacto pouco visível, (Barely Detectable Impact Damage - BVID), pode ter efeitos prejudiciais nas propriedades do material após o impacto. Em alguns casos, é relatado que a BVID diminui a resistência residual de um painel de sanduíche composto em 50%.

O Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC), assim como a Administração Federal de Aviação (FAA), estabelecem critérios rigorosos para inspeção das aeronaves, pois, toda a estrutura aeronáutica deve apresentar integridade física em perfeitas condições para que o avião possibilite suportar os esforços solicitantes oriundos da maior carga de projeto, ou seja, a carga última (Ultimate Load).

Na maioria dos casos, os impactos em aeronave apresentam-se na faixa de velocidades de impacto baixa a intermediária, nesta gama de velocidades, é necessário adicionar algumas características estruturais a uma aeronave de tal forma que o projeto principal ofereça integridade estrutural da fuselagem e cabine. Assim, os projetistas de aeronaves devem considerar os efeitos de condições severas de carga de impacto quando existe um risco potencial de causar danos estruturais que possam comprometer a segurança da carga, da tripulação e dos passageiros (Alves; Chaves; Birch, 2003).

Geralmente danos de baixa energia não produzem perfuração da estrutura, mas propicia delaminações entre as lâminas juntamente com danos invisíveis na superfície do material (Mustapha et al., 2014). Para oferecer uma visão geral do impacto das estruturas de aeronaves, é oportuna uma classificação baseada na massa e velocidade do projétil atingindo uma aeronave. Essa classificação representa os extremos de energia transferida entre o projétil e o objeto (Tab. 1). Sabe-se que uma aeronave pode sofrer um dano devido à queda de um martelo, isso pode ocorrer quando o avião está em processo de manutenção, até choque com pássaro quando a aeronave está em voo.

Tabela 1. Tipos comuns de danos de impacto na estrutura de uma aeronave.

Fonte – (Alves; Chaves; Birch, 2003).

Descrição	Energia (J)	Massa (g)	Velocidade (m/s)	Circunstâncias
Queda de equipamento	6,0	330	>6,0	Manutenção
Queda de elementos removíveis	4,0	220	>6,0	Movimento de carga
Componente de manutenção	16,0	910	>6,0	Manutenção
Granizo (até 51 mm)	43,0	62	37,3	Decolagem e voo
Choque com pássaros	3,8 - 81,0 (kJ)	1800	65,0 – 300,0	Decolagem e voo
Fragmentos de pista	2,0 – 40,0	9	20,0 – 94,0	Decolagem e voo
Carga concentrada	50,0	-	Estática	Movimento de carga

3. MATERIAIS E MÉTODOS

A sequência metodológica dos ensaios mecânicos realizados para o desenvolvimento desta pesquisa está apresentada pelo fluxograma da Fig. 4. Conforme apresentado na Fig. 4, inicialmente obteve-se a produção das amostras, seguido pela fabricação do indentador e da base de apoio conforme a norma ASTM – D7766, determinação dos parâmetros de velocidade e profundidade e por fim análise dos resultados obtidos.

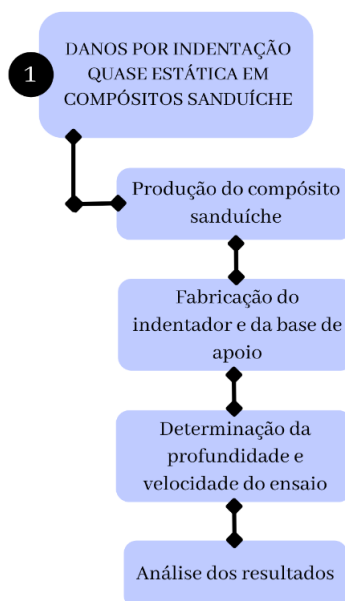


Figura 4. Metodologia adotada para o desenvolvimento deste estudo.
Fonte – Autoria própria.

A aeronave ST20, cujo material que compõe o revestimento alar é o elemento de estudo desse estudo, foi concebida pela equipe de desenvolvimento da Stratus Aeronaves, empresa responsável pelo desenvolvimento de projetos aeronáuticos e construção de aeronaves no município de Campina Grande (PB). A aeronave ST20 enquadra-se na categoria leve esportiva ou LSA (Light Sport Aircraft), para esta classe de aeronaves a ANAC exige características específicas. A Figura 5 apresenta as principais exigências para estes aviões.

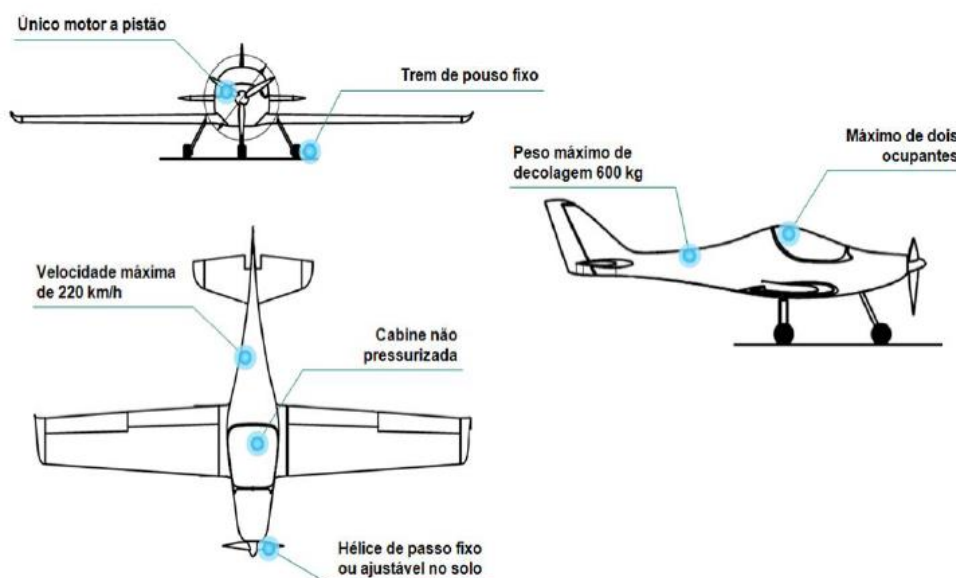


Figura 5. Características de uma Aeronave Leve Esportiva.
Fonte – Autoria própria.

Essa classe de aeronaves promoveu a viabilidade econômica de novos projetos, pois são aeronaves de no máximo dois ocupantes e peso máximo de decolagem de 600 kg. O compósito de aplicação aeronáutica que será elemento de estudo desta pesquisa consiste no material projetado para suportar os esforços solicitantes no revestimento alar da aeronave ST20. O revestimento da asa é responsável por garantir o formato do perfil aerodinâmico ao longo de toda envergadura. Este elemento é a primeira estrutura a sofrer falhas quando há impacto na asa. A Figura 6 apresenta a ilustração do material projetado para fabricação do revestimento alar para a asa projetada pela empresa Stratus Aeronaves. A empresa optou por um material compósito sanduíche, a Fig. 6 apresenta a configuração do material desenvolvido para o revestimento alar e a Fig. 6 apresenta os corpos de prova fabricados pela empresa.



Figura 6. **Configuração do compósito aeronáutico estrutural da empresa Stratus.**
Fonte – **Autoria própria.**

Visionando obter danos correspondentes a danos de baixa energia no compósito em estudo realizou-se o ensaio de indentação quase estática, pois este método determina a resistência a danos em materiais compósitos submetido a uma força de indentação concentrada em lenta velocidade. Para tanto, utilizaram-se as diretrizes estabelecidas pela norma ASTM – D6264 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite to a Concentrated Quase-Static Indentation Force) e a norma ASTM – D7766 (Standard Practice for Damage Resistance testing of sandwich constructions), a máquina utilizada foi uma INSTRON 5582.

A norma ASTM 6264 estabelece dois procedimentos que podem ser utilizados na realização do ensaio quase estático. O procedimento A consiste em apoiar o corpo de prova sobre um suporte, esta configuração é determinada pela norma como “Configuração das bordas apoiadas”. Já o procedimento B consiste em apoiar o material em um suporte totalmente rígido. A norma não indica em qual situação é indicado utilizar tais suportes, logo fica a critério do cientista determinar qual procedimento utilizar. Diante das pesquisas realizadas ao longo deste estudo, de acordo com os estudos desenvolvidos em Singapura por Sq Zhu e Gin Chai (2013), na Espanha por Ahmed Wagih et al (2015) e na Itália por Rudie Vella, Claire de Marco e Pierluigi Mollicone (2014) todos utilizaram o procedimento A para realizar os testes, fazendo os ajustes necessários para as máquinas que foram utilizadas. Os autores citados realizaram os ensaios quase estáticos com as bordas do corpo de prova apoiadas, sendo assim, também se definiu a utilização desta configuração para a realização dos ensaios desta pesquisa.

Ao total foram fabricados quatro espécimes, nomeados E1, E2, E3 e E4 (Vide Tab.2). Inicialmente realizou-se o ensaio até obter a perfuração total da amostra. Para determinação das paradas, levou-se em consideração a espessura do material. Os corpos de provas apresentam espessura entre 6,3 mm e 6,6 mm, diante destes valores se determinou realizar o ensaio quase estático de indentação em duas paradas. A máquina apresenta os resultados da força aplicada versus o deslocamento da bandeja onde o indetador está acoplado. Devido a isso, não foi possível estimar a localização exata da espessura do material em que a máquina foi parada e descarregada, assim estipulou as paradas em relação ao deslocamento do endentador, a Tab. 2 apresenta as paradas programadas.

Tabela 2. **Classificação das paradas para o ensaio quase estático de indentação.**

Fonte – **Autoria própria.**

Espécime 1 –E1	Espécime 2 –E2	Espécime 3 –E3	Espécime 4 –E4
Perfuração total	Perfuração total	6,0 mm	8,0 mm

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

As amostras produzidas possuem altura e largura de 20 cm como estabelece a norma ASTM – D6264. A Figura 7 apresenta os corpos de prova produzidos pela empresa Stratus Aeronaves.

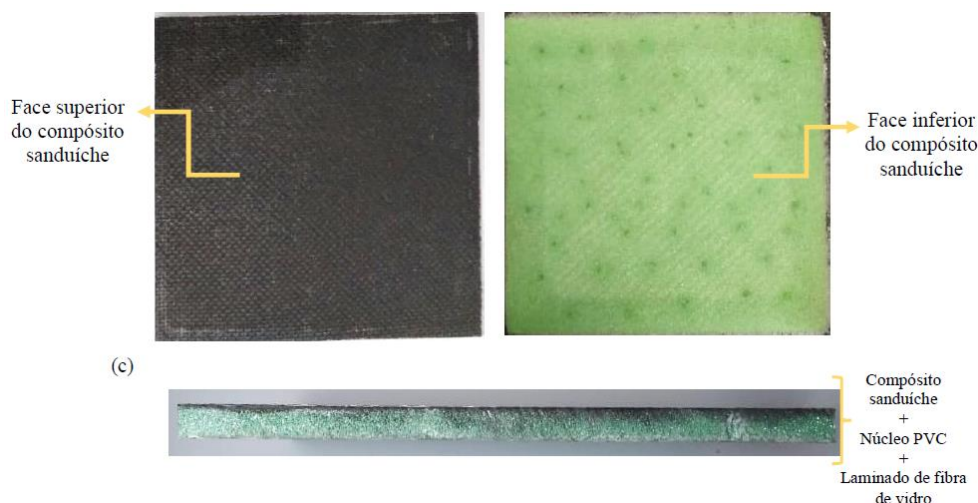


Figura 7. **Corpos de prova fabricados; (a) Vista frontal; (b) Vista traseira; (c) Vista lateral.**
Fonte – **Autoria própria.**

- Para aumentar a rigidez da estrutura, utilizou-se núcleo de espuma de Policloreto de Vinil (PVC) rígido com estrutura de células fechadas com espessura de 6 mm;
- A face superior é um compósito híbrido composto por uma camada de tecido bidirecional de fibra de carbono e uma camada de tecido bidirecional de fibra de vidro com matriz de resina epóxi;
- A face inferior é um laminado com apenas uma camada de tecido bidirecional de fibra de vidro com matriz de resina epóxi.

A Figura 8 apresenta o Gráfico referente a curva da Força versus o deslocamento do indentador para o compósito

E1.

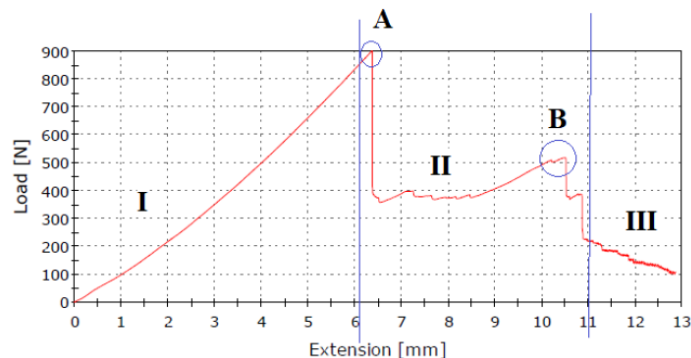


Figura 8. Força versus deslocamento do impactador do E1.

Fonte – Autoria própria.

A partir da análise do gráfico do compósito 1E1, pode-se perceber que o estágio I é referente a região elástica e atingiu a força máxima de 900 N. O ponto A corresponde o ponto em que houve quebra das fibras do compósito híbrido ocasionando o dano, de acordo com os resultados obtidos por Wei He *et al.* (2013), esta é a carga necessária para ocasionar danos. A região II correspondeu a fase em que ocorreu o rasgamento do núcleo de espuma. No ponto B percebe-se que houve um aumento na força, isso ocorreu devido à ruptura da fibra de vidro correspondente a face posterior do compósito sanduíche. A fase III refere-se ao estágio de fratura no qual houve a falha do material, pois houve perfuração total. Foram observados gráficos com comportamento semelhante obtidos por Wagih, Costa e Blanco (2015) para compósitos laminados com fibra de carbono. A Figura 9 apresenta as imagens dos danos ocasionados na face superior e o corte transversal dos compósitos.

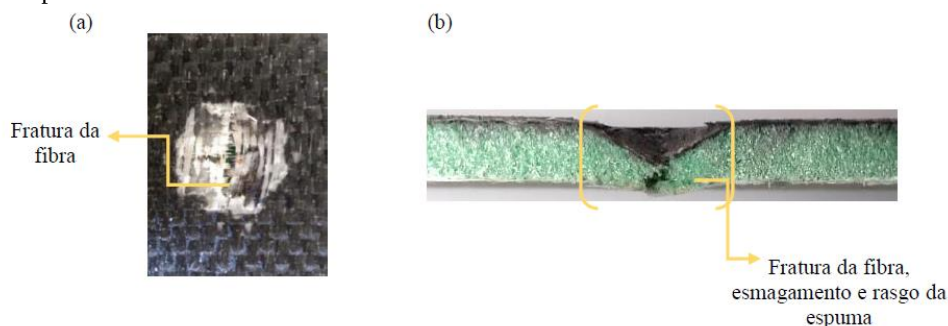


Figura 9. Danos do material E1; (a) dano na face frontal; (b) corte transversal ao dano.

Fonte – Autoria própria.

A Figura 10 (a) apresenta a região danificada da face frontal do compósito E1, na qual é possível observar a fratura das fibras e a Fig. 10 (b) apresenta o corte transversal ao dano, na qual é possível observar o esmagamento e rasgo da espuma.

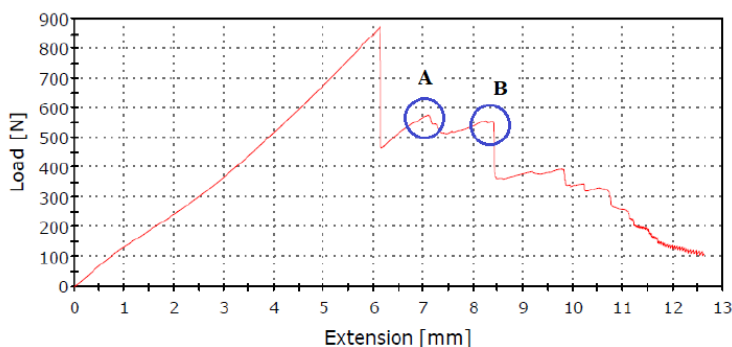


Figura 10. Força versus deslocamento do impactador do E2.

Fonte – Autoria própria.

Quando comparado com o gráfico obtido para o material E1, o gráfico do material E2 apresentou uma pequena distorção, houve dois picos (A e B) após a ruptura do compósito híbrido no compósito, supõem-se que o indentador atingiu um ou mais furos cheios de resina presentes na espuma (Fig. 10), apresentando um aumento na força de compressão do núcleo correspondente ao pico A, enquanto que o pico B corresponde o ponto da ruptura da fibra de vidro da face posterior. A Figura 11 apresenta uma ilustração da hipótese em que se acredita que o impactador atingiu um ou mais furos de resina.

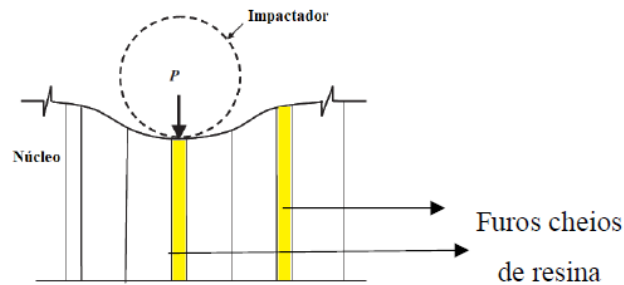


Figura 11. Ilustração do impactador atingindo um furo de resina.
Fonte – Autoria própria.

Os danos causados pelo impacto quase estático no material E2 estão apresentados na Fig. 12.

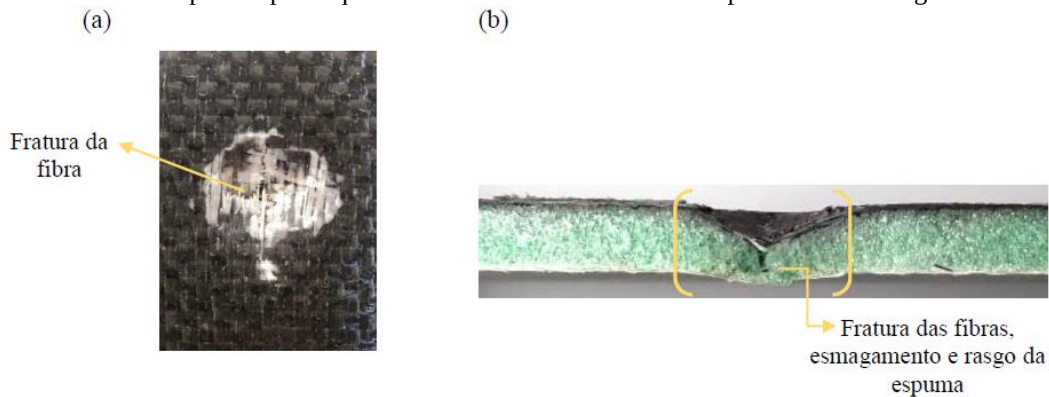


Figura 12. Danos do material E2; (a) dano na face frontal; (b) corte transversal ao dano.
Fonte – Autoria própria.

A Figura 12 (a) apresenta a região danificada da face frontal do compósito E2, na qual é possível observar fratura das fibras. Já a Fig. 12 (b) apresenta o corte transversal ao dano, observa-se fratura das fibras, esmagamento e rasgo da espuma. Os gráficos da Fig. 13 (a) e (b) apresentam as curvas da força versus o deslocamento do indentador obtidas para os compósitos E3 e E4 respectivamente.

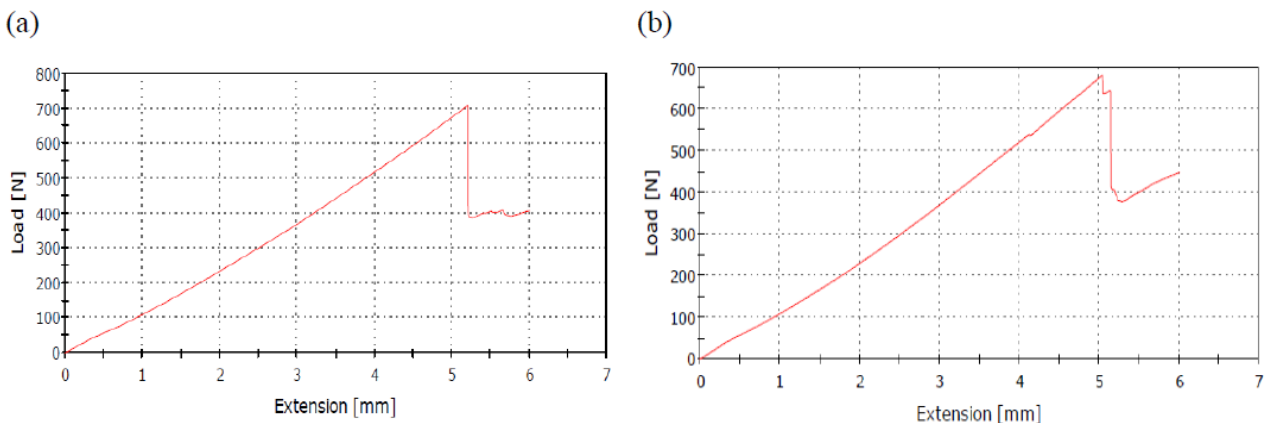


Figura 13. Força versus deslocamento do impactador; (a) compósito E3; (b) compósito E4.
Fonte – Autoria própria.

Assim como obtido nas curvas dos compósitos E1 e E2, ambas as curvas dos compósitos E3 e E4 apresentam a região elástica, porém com decréscimo na força máxima. Os danos apresentados pelos compósitos E3 e E4 são semelhantes, ambos apresentaram fratura de fibra da face superior (Fig.14 (a) e (c)). Os cortes nos materiais realizados

transversais ao dano (Fig. 14 (b) e (d)) apresentam pequena indentação e fratura de fibra, não houve esmagamento da espuma.

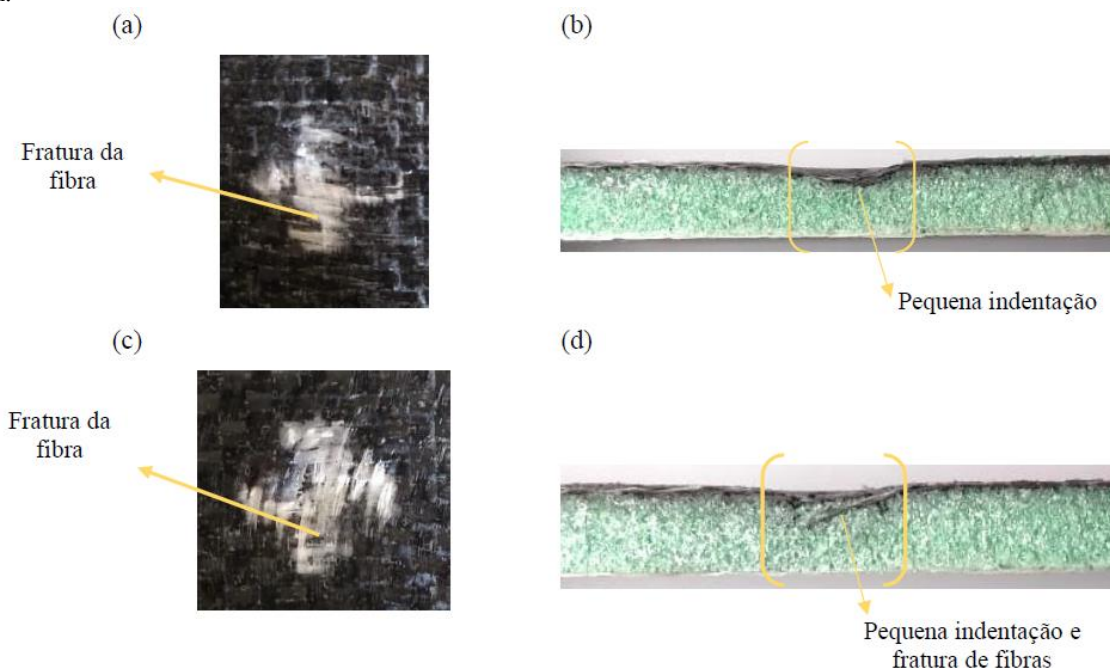


Figura 14. Danos do material 1E3 e 1E4; (a) dano na face frontal do compósito 1E3; (b) corte transversal ao dano do compósito 1E3; (c) dano na face frontal do compósito 1E4; (d) corte transversal ao dano do compósito 1E4.

Fonte – Autoria própria.

5. CONCLUSÃO

A partir dos resultados, pode-se concluir que, os danos introduzidos nos compósitos através do ensaio quase estático de indentação ficaram restritos a área em que houve contato com o indentador. Foi possível identificar o tipo de dano causado aos compósitos, como fratura das fibras, esmagamento e rasgo da espuma. O ensaio mostra-se promissor quanto a introdução de danos que simulam impacto de baixa energia em materiais compósitos sanduíches. Quanto a resistência dos compósitos analisados, constatou-se que a capacidade de carga na estrutura sanduíche decresce significativamente com o aumento da força aplicada até ocasionar a falha final da amostra. No que se refere a visibilidade dos danos a olho nu, observou-se que nas amostras em que houve apenas danos superficiais, ou seja, pequena indentação em região restrita onde houve contato com o indentador, a visibilidade é possível desde que o compósito não apresente pintura ou revestimento. Quanto as amostras que apresentaram perfuração total a visibilidade é maior quando comparado com as amostras de danos superficiais, porém convém mencionar que o esmagamento e rasgo na espuma só foi possível identificar após os cortes transversais aos danos.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio financeiro concedido pelo Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), à Universidade Federal de Campina Grande – UFCG, ao Departamento de Engenharia Mecânica – DEM/UFCG.

7. REFERÊNCIAS

- Alves, M.; Chaves, C. E.; Birch, R. S. *Impact on aircraft*. 17th International Congress of Mechanical Engineering, São Paulo/SP, 2003.
- Boeing, 2022____<https://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/advanced-composite-use>. Acesso em 21 de março de 2022.
- Cairns, D. S.; Wood, A. L. *Composite Materials for Aircraft Structures*. Department of Mechanical and Industrial Engineering Montana State University. Apresentação de slides, 2009.
- Callister JR., W. D. *Materials science and engineering: an introduction*. 5th ed., New York: John Wiley, 2000.
- Campbell, I.H.; Crone, B.K. Quantum-Dot/Organic Semiconductor Composites for Radiation Detection. *Journal Advanced Materials*, 2006.
- Chai, B. G.; Zhu, S. Low-velocity impact response of composite sandwich panels. *Journal of Materials Design and Applications*, 2013.

K. V. Batista, F. S. Lima, A. D. Silvestre, W. F. Amorim.

Danos Por Indentação Quase Estática Em Compósito Sanduíche De Uso Aeronáutico

Mendonça, P. T. R.; Materiais Compostos & Estruturas – Sanduíche. 1 ed. Editora Manole, 2005.

Miranda, Marcos. *Comparação entre Métodos de Inspeção Não-Destrutiva Aplicados a Peças Compósitas Laminadas Sólidas Estruturais Aeronáuticas*. 2011. 194 f. Dissertação (Mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais) – Universidade de São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2011.

Morais, W. A.; Almeida, J. R. “Efeito de Impactos Repetidos de Baixa Energia em em Compósitos Pultrudados.” *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, vol. 11, nº 1, p. 27-34, 2001.

Mustapha, F.; Safri, S. N. A.; Sultan, M. T. H.; Yidris, N. Low Velocity and High Velocity Impact Test on Composite Materials – A review. *The International Journal Of Engineering And Science (IJES)*, Volume 3, Pages 50-60, 2014.

Rezende, M. C.; “O Uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial”. *Compósitos estruturais*, 2000.

Santos, Núbia Suely Silva. *Análise Experimental e Teórica do Comportamento Mecânico sob Carregamentos Quase-estáticos de Compósitos Reforçados com Fibras Vegetais*. 2010. 123 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade Estadual de Campinas, Campinas, Estado de São Paulo, 2010.

Vella, R.; Muscat, C. M.; Mollicone, P. QSI Response of Foam-Filled Composite Marine Sandwich Hull Panels: Simulation and Experiment. *International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials*, 2014.

Wagih, A.; N. Blanco, N.; Costa, J. “A quasi-static indentation test to elucidate the sequence of damage events in low velocity impacts on composite laminates”. *Composites Part An Applied Science and Manufacturing*: December 2015.

Wei He; Guan, Z.; Permanent Indentation and damage behavior of composite laminates. *Journal Polymer Composites*, 2013.

8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

DAMAGE BY STATIC INDENTATION IN AERONAUTICAL SANDWICH COMPOSITE

Kaline Ventura Batista, kalineufcg@gmail.com¹

Felipe Silva Lima, felipe05silva06@gmail.com¹

Wanderley Ferreira de Amorim Junior, engenhariabrasileira@gmail.com²

¹Universidade Federal da Paraíba – UFPB, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Cidade Universitária, SN, João Pessoa – PB, 58051-900

²Universidade Federal de Campina Grande – UFCG, Departamento de Engenharia Mecânica, Aprígio Veloso, 882 - Universitário, Campina Grande – PB, 58428-830

Abstract. Composite materials have become an attractive alternative in terms of material technology for aeronautical use, mainly because they bring together two very important properties for this sector: low weight and high strength. The replacement of aluminum by structural polymeric composites, for example, allows a weight reduction equivalent to 20%, plus a 25% reduction in the final cost of obtaining the parts. Despite these advantages, aeronautical structures are prone to damage from impacts such as dropped tools or bird strikes, which can detract from carrying capacity performance. This research aims to examine the types of damage caused by impact via quasi-static indentation in sandwich-type composite materials for aeronautical use. The methodology used consisted of three phases, the first being the development of the indenter project, for that, the guidelines established by the ASTM - D6264 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite) were used. to the Concentrated Quasi-Static Indentation Force) and the ASTM – D7766 (Standard Practice for Damage Resistance testing of sandwich constructions) norm, the second phase focused on determining the speed and advance parameters to carry out partial and total depth damage to the bodies of test, and finally, the analysis of the visible damages imposed on the composites was carried out. The results indicated that the damage on the upper and lower face of the tested specimens evidenced damages such as fiber fracture and foam crushing. It was also observed that the damage introduced in the composites through the quasi-static indentation test was restricted to the area in which there was contact with the indenter. It was possible to conclude that the load capacity in the sandwich structure decreases significantly with the increase of the applied force until it causes the final failure of the sample and that the QSI test made it possible to predict a reliable response of the material when subjected to low energy impacts.

Keywords: Quasi-static indentation, Sandwich composite damage, Sandwich composite.