



Instituto Principia

EESC- USP

**É POSSÍVEL CONSTRUIR AVIÕES UTILIZANDO
COLA E FIBRA DE CARBONO?**

Aluna: Melissa Katerberg Zanatta

Orientador: Prof. Dr. Volnei Tita

Introdução e Objetivos

Em 28 de abril de 1988, o voo 243 da Aloha Airlines transformou-se em um dos acidentes estruturais mais emblemáticos da história da aviação. Durante o cruzeiro a aproximadamente 24 mil pés de altitude, uma extensa seção da fuselagem superior de um Boeing 737 se desprendeu em voo devido à propagação de trincas causadas por fadiga do material. Embora a tripulação tenha conseguido realizar um pouso de emergência, o acidente evidenciou os limites dos materiais metálicos tradicionais quando submetidos a décadas de carregamentos cíclicos, variações de pressão e ambientes corrosivos.



Legenda: acidente aéreo ,Aloha airlines, voo 243;

https://www.reddit.com/r/CatastrophicFailure/comments/1kdwozt/aloha_airlines_flight_243_following_its_emergency/

Desde os primórdios da aviação, a busca por estruturas mais leves, resistentes e duráveis tem impulsionado o desenvolvimento de novos materiais. Durante grande parte do século XX, ligas de alumínio dominaram a construção aeronáutica devido à sua combinação de baixo peso e elevada resistência mecânica. Entretanto, problemas relacionados à fadiga, corrosão e custos de manutenção motivaram a indústria a buscar alternativas capazes de superar essas limitações.

Nesse contexto, os materiais compósitos ganharam destaque. Entre eles, os compósitos de fibra de carbono reforçados com resina epóxi (Carbon Fiber Reinforced Polymer – CFRP) passaram a ocupar papel fundamental na engenharia aeronáutica

moderna. Esses materiais apresentam elevada relação resistência-peso, excelente resistência à corrosão e comportamento diferenciado frente aos mecanismos de fadiga, características que contribuíram para sua adoção em aeronaves de última geração.

A utilização de diferentes materiais na construção de aeronaves acompanha a própria evolução da aviação. Nos primeiros anos do século XX, aeronaves como as desenvolvidas pelos pioneiros da aviação eram construídas principalmente com madeira, tecido e cabos metálicos, materiais que ofereciam baixo peso e relativa facilidade de fabricação para a tecnologia disponível na época. Entretanto, o aumento da velocidade, da capacidade de carga e das exigências operacionais tornou necessária a busca por materiais mais resistentes.

A partir das décadas de 1920 e 1930, estruturas metálicas passaram a substituir gradualmente a madeira. O alumínio e suas ligas destacaram-se devido à combinação entre leveza, resistência mecânica e facilidade de conformação. Durante boa parte do século XX, esse material tornou-se a principal matéria-prima da indústria aeronáutica, sendo empregado em fuselagens, asas e diversos componentes estruturais. O sucesso de aeronaves comerciais e militares desse período esteve diretamente ligado ao desenvolvimento de ligas metálicas cada vez mais eficientes.

Contudo, embora o alumínio tenha revolucionado a construção aeronáutica, seu uso também revelou limitações importantes. Problemas relacionados à corrosão, fadiga estrutural e necessidade constante de inspeção e manutenção passaram a representar desafios significativos para fabricantes e operadores. O crescimento da aviação comercial, aliado à busca por maior eficiência energética e redução do consumo de combustível, intensificou a necessidade de materiais capazes de oferecer maior resistência com menor peso.

Foi nesse cenário que os materiais compósitos começaram a ganhar espaço. Inicialmente empregados em componentes secundários, que não geram falha catastrófica da aeronave, esses materiais evoluíram rapidamente graças aos avanços nos processos de fabricação e no desenvolvimento de fibras de alto desempenho. Entre os diversos tipos de compósitos, os reforçados com fibra de carbono e resina epóxi destacaram-se por apresentar propriedades mecânicas superiores às de muitos materiais convencionais, além de elevada durabilidade e resistência aos efeitos do ambiente operacional.

Atualmente, aeronaves modernas utilizam grandes quantidades de compósitos estruturais em componentes críticos, como asas, fuselagens, estabilizadores e superfícies de controle. Essa transformação representa uma das maiores mudanças tecnológicas da história da engenharia aeronáutica, comparável à transição da madeira para o metal ocorrida no início do século passado. Dessa forma, compreender

a evolução dos materiais utilizados na aviação é fundamental para analisar como a combinação entre fibra de carbono e adesivos estruturais tornou possível a construção de aeronaves mais leves, eficientes e seguras.

Diante dessa evolução tecnológica, surge um questionamento que, à primeira vista, pode parecer simples, mas envolve conceitos avançados de engenharia de materiais e projeto aeronáutico: é possível construir um avião utilizando cola e fibra de carbono? A resposta exige compreender não apenas as propriedades dos materiais compósitos, mas também os métodos de fabricação, os mecanismos de união estrutural por adesivos e os requisitos de segurança exigidos pela indústria aeronáutica.

Este trabalho tem como objetivo analisar a viabilidade da construção de aeronaves empregando compósitos de fibra de carbono e resina epóxi, destacando a importância desses materiais na aviação moderna. Serão abordados os princípios de funcionamento dos compósitos, suas propriedades mecânicas, vantagens e limitações, bem como exemplos de aplicação em aeronaves comerciais contemporâneas. Além disso, será discutido como a utilização desses materiais tem contribuído para o aumento da eficiência estrutural, redução de peso, economia de combustível e melhoria da segurança operacional.

A relevância do tema justifica-se pelo crescimento contínuo da utilização de compósitos na indústria aeroespacial. Aeronaves modernas já possuem mais de 50% de sua estrutura composta por materiais compósitos, demonstrando que a combinação entre fibra de carbono e adesivos estruturais deixou de ser apenas uma alternativa experimental para se tornar uma das principais tecnologias da aviação do século XXI.

Motivação:

Diante desse cenário, a realização deste trabalho justifica-se pela relevância dos materiais compósitos para a engenharia aeronáutica moderna e pela necessidade de aprofundar o conhecimento sobre suas características, aplicações e impactos no desenvolvimento de aeronaves. O estudo desse tema permite compreender como a evolução dos materiais tem contribuído para o avanço tecnológico do setor, promovendo melhorias em eficiência, desempenho, segurança e sustentabilidade. Além disso, o conhecimento adquirido pode servir como base para futuras pesquisas e para a formação de profissionais capacitados a atuar em um mercado que demanda constante inovação tecnológica.

Portanto, a motivação para o desenvolvimento deste trabalho está relacionada à importância estratégica dos materiais compósitos no contexto da engenharia aeronáutica contemporânea, bem como ao seu potencial para atender às demandas atuais e futuras da indústria da aviação. A análise de suas propriedades, aplicações e desafios possibilita uma melhor compreensão de seu papel na construção de aeronaves cada vez mais eficientes, seguras e sustentáveis, reforçando a relevância do tema para a pesquisa acadêmica e para o desenvolvimento tecnológico do setor. Em suma, trata-se de um assunto muito atual que é sobre aviação sustentável, que em inglês vem sendo chamado de “green aviation”.

Metodologia:

Este trabalho caracteriza-se como uma pesquisa bibliográfica e aplicada, de abordagem qualitativa e quantitativa, desenvolvida com o objetivo de analisar a utilização de materiais compósitos na engenharia aeronáutica, com ênfase na fibra de carbono e nas juntas adesivas estruturais.

A etapa bibliográfica foi fundamentada em livros, artigos científicos e materiais técnicos especializados, bem como em cálculos empregando uma planilha Excel. Entre as principais referências utilizadas destacam-se as obras de Michael C. Y. Niu, reconhecido autor na área de estruturas aeronáuticas, além de material didático fornecido pelo orientador da pesquisa, Prof. Volnei Tita.

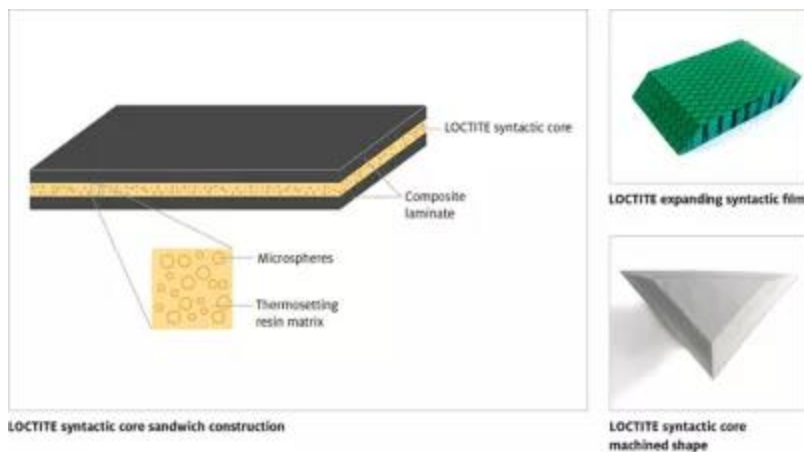
Inicialmente foi realizado um estudo dos conceitos fundamentais relacionados aos materiais compósitos, incluindo sua composição, propriedades mecânicas, classificação e aplicações na indústria aeronáutica.

Também foram estudados os princípios de funcionamento das juntas adesivas aeronáuticas, abordando suas vantagens em relação às uniões mecânicas convencionais, bem como suas limitações e aplicações estruturais.



Legenda: imagem da estrutura típica de um material compósito;

<https://fibrenamics.com/intelligence/relatorios/materiais-compositos-o-que-sao-e-quais-as-suas-propriedades>



Legenda: imagem da estrutura típica de uma junta adesiva aeronáutica;
<https://www.henkel-adhesives.com/br/pt/setores-industriais/industria-aeroespacial/adesivos-estruturais-para-industria-aeroespacial.html>

As juntas adesivas aeronáuticas são sistemas de união utilizados para conectar dois ou mais componentes estruturais por meio de um adesivo de alto desempenho, eliminando ou reduzindo a necessidade de elementos de fixação mecânica, como rebites e parafusos. Esse tipo de junta é amplamente empregado na indústria aeronáutica moderna devido ao crescente uso de materiais compósitos e à necessidade de fabricar estruturas mais leves, resistentes e duráveis. Os adesivos utilizados nessas aplicações são desenvolvidos especificamente para suportar elevadas cargas mecânicas, variações de temperatura, vibrações, umidade, combustíveis e outros agentes agressivos encontrados durante a operação de uma aeronave.

O princípio de funcionamento de uma junta adesiva baseia-se na formação de uma ligação resistente entre o adesivo e as superfícies dos materiais que serão unidos. Após sua aplicação, o adesivo preenche as irregularidades microscópicas presentes nas superfícies, estabelecendo uma íntima interação com o substrato. Durante o processo de cura, que pode ocorrer à temperatura ambiente ou em condições controladas de temperatura e pressão, as moléculas do adesivo sofrem reações químicas que promovem sua polimerização e endurecimento. Ao final desse processo, forma-se uma camada sólida capaz de transmitir os esforços mecânicos entre os componentes unidos.

A transferência de carga em uma junta adesiva ocorre de maneira contínua ao longo de toda a área colada. Diferentemente das juntas rebitadas ou parafusadas, nas quais as cargas são concentradas em poucos pontos correspondentes aos furos dos fixadores, as juntas adesivas distribuem os esforços por toda a superfície de contato. Essa distribuição mais uniforme reduz significativamente as concentrações de tensão, diminuindo a probabilidade de iniciação de trincas e aumentando a resistência à fadiga da estrutura. Esse comportamento é particularmente importante em componentes

aeronáuticos, que estão constantemente sujeitos a carregamentos cíclicos decorrentes das etapas de decolagem, voo, turbulência e pouso.

A eficiência de uma junta adesiva depende diretamente da preparação adequada das superfícies a serem unidas. Antes da aplicação do adesivo, os materiais passam por processos de limpeza para remoção de óleos, poeira, umidade e outros contaminantes que possam comprometer a aderência. Em seguida, normalmente são realizados tratamentos superficiais, como lixamento, jateamento ou tratamentos químicos, que aumentam a rugosidade da superfície e favorecem a ancoragem mecânica do adesivo. Em alguns casos, também são utilizados primers, que melhoram a adesão entre o adesivo e o material base, aumentando a durabilidade da junta.

Após a preparação das superfícies, o adesivo é aplicado de forma controlada, buscando manter uma espessura uniforme da camada adesiva. Em seguida, as peças são posicionadas e mantidas sob pressão durante o processo de cura, garantindo o contato adequado entre as superfícies. Dependendo do tipo de adesivo empregado, a cura pode ocorrer à temperatura ambiente ou em autoclaves e estufas, onde temperatura e pressão são rigorosamente controladas para assegurar o desenvolvimento completo das propriedades mecânicas do material.

Entre os adesivos mais utilizados na indústria aeronáutica destacam-se os adesivos à base de resina epóxi, devido à elevada resistência mecânica, excelente aderência a metais e materiais compósitos, alta resistência à fadiga e boa estabilidade térmica. Também podem ser empregados adesivos fenólicos, poliuretânicos e acrílicos, dependendo da aplicação e das condições de serviço exigidas para cada componente estrutural.

Uma das principais vantagens das juntas adesivas é a preservação da integridade estrutural dos materiais compósitos. Enquanto as juntas mecânicas exigem a realização de furos para instalação de rebites ou parafusos, interrompendo a continuidade das fibras de reforço e criando regiões de concentração de tensões, as juntas adesivas permitem unir os componentes sem perfurá-los. Dessa forma, as propriedades mecânicas do laminado são melhor preservadas, contribuindo para um desempenho estrutural superior.

Além disso, as juntas adesivas proporcionam significativa redução de massa, uma vez que diminuem ou eliminam a necessidade de fixadores metálicos. Na indústria aeronáutica, qualquer redução de peso representa uma importante vantagem, pois contribui para a diminuição do consumo de combustível, aumento da capacidade de carga útil e melhoria da eficiência operacional da aeronave. Outro benefício importante é a vedação proporcionada pelo adesivo, que dificulta a entrada de umidade e reduz a ocorrência de corrosão galvânica entre materiais diferentes, aumentando a durabilidade da estrutura.

Apesar de suas inúmeras vantagens, as juntas adesivas também apresentam algumas limitações. A qualidade da união depende fortemente da correta preparação das superfícies e do rigor no processo de fabricação. Pequenas falhas de limpeza, contaminação, aplicação inadequada do adesivo ou cura incompleta podem reduzir significativamente a resistência da junta. Além disso, alguns adesivos apresentam sensibilidade a temperaturas elevadas, impactos e condições ambientais severas, fatores que devem ser considerados durante o projeto estrutural.

Na engenharia aeronáutica moderna, as juntas adesivas são frequentemente utilizadas em conjunto com fixadores mecânicos, formando as chamadas juntas híbridas. Nessa configuração, o adesivo é responsável por distribuir uniformemente as tensões ao longo da interface, enquanto os rebites ou parafusos atuam como elementos de segurança, garantindo a integridade da união em situações extremas ou em caso de degradação parcial do adesivo. Essa combinação proporciona elevada confiabilidade estrutural e atende aos rigorosos requisitos de certificação exigidos pela indústria aeronáutica.

Dessa forma, as juntas adesivas constituem uma tecnologia fundamental para a fabricação de aeronaves modernas, especialmente aquelas que utilizam grandes quantidades de materiais compósitos, como o Boeing 787 Dreamliner e o Airbus A350. Sua capacidade de distribuir uniformemente os esforços mecânicos, preservar a integridade das fibras, reduzir a massa estrutural e aumentar a resistência à fadiga e à corrosão faz com que sejam indispensáveis no desenvolvimento de estruturas aeronáuticas mais leves, eficientes e seguras.

Aplicação da Lei das Misturas

Com o objetivo de avaliar a influência da fração volumétrica das fibras nas propriedades do compósito, foi utilizada a Lei das Misturas, amplamente empregada

na estimativa das propriedades mecânicas de materiais compósitos reforçados por fibras.

faz-se necessária as seguintes hipóteses:

- A lâmina é linear elástica e não possui tensões internas e térmicas;
- As fibras são uniformes, homogêneas, de mesmo diâmetro, contínuas, paralelas e regularmente espaçadas;
- A matriz é homogênea, isótropa e apresenta comportamento linear elástico;
- Há uma perfeita ligação entre fibras e matriz bem como ausência de vazios;
- A interface é infinitamente fina, podendo ser desconsiderada nos cálculos.

volume. Considera-se um componente

fabricado em plástico reforçado com volume V_c e massa M_c , contendo fibras de mesmo diâmetro de

volume V_f e massa M_f , volume em resina (matriz) V_m e massa M_m , mas também volume de vazios

V_v . Nota-se que os subscritos c, f, m e v denotam compósito, fibra, matriz e vazios, respectivamente.

Em princípio é extremamente razoável considerar que:

$$M_c = M_f + M_m$$

$$V_c = V_f + V_m + V_v$$

As proporções relativas de matriz e fibra são obtidas através das frações de massa ou de volume.

(fração volumétrica) que podem ser encontradas dividindo respectivamente as equações anteriores por M_c e V_c . Portanto:

$$1 = \frac{M_f}{M_c} + \frac{M_m}{M_c}$$

$$1 = \frac{V_f}{V_c} + \frac{V_m}{V_c} + \frac{V_v}{V_c}$$

As frações de massa e volume são definidas como:

$$m_f = \frac{M_f}{M_c} ; \quad m_m = \frac{M_m}{M_c}$$

$$v_f = \frac{V_f}{V_c} ; \quad v_m = \frac{V_m}{V_c} ; \quad v_v = \frac{V_v}{V_c}$$

Assim pode-se reescrever as frações volumétricas da seguinte forma:

$$m_f + m_m = 1 \quad \text{ou} \quad \frac{\sum M_i}{M_c} = \sum m_i = 1$$

$$v_f + v_m + v_v = 1 \quad \text{ou} \quad \frac{\sum V_i}{V_c} = \sum v_i = 1$$

Para se estabelecer às relações entre as frações de massa e de volume, a densidade ρ_c do compósito deve ser determinada. Para tal pode-se utilizar as densidades dos elementos constituintes (fibra e matriz) e suas frações de massa e de volume.

Logo, a densidade ρ_c pode ser escrita em função somente das frações de massa ou em função das frações volumétricas. Dessa forma:

$$\rho_c = \frac{M_c}{V_c} = \frac{1}{\frac{V_c}{M_c}} = \frac{1}{\frac{V_f}{M_c} + \frac{V_m}{M_c} + \frac{V_v}{M_c}}$$

$$\rho_c = \frac{1}{\frac{M_f}{\rho_f M_c} + \frac{M_m}{\rho_m M_c} + \frac{V_v}{\rho_c V_c}} = \frac{1}{\frac{m_f}{\rho_f} + \frac{m_m}{\rho_m} + \frac{v_v}{\rho_c}}$$

Ou:

$$\rho_c = \frac{M_c}{V_c} = \frac{M_f + M_m}{V_c} = \frac{\rho_f V_f + \rho_m V_m}{V_c}$$

$$\rho_c = \rho_f v_f + \rho_m v_m$$

A fração de volume de vazios v_v é expresso da seguinte forma:

$$v_v = 1 - (v_f + v_m)$$

Ou então, em termos de massa e densidade.

$$v_v = 1 - \left(\frac{m_f}{\rho_f} + \frac{m_m}{\rho_m} \right) \rho_{c(\text{experimental})}$$

Além disso, tem-se que a densidade obtida teoricamente é dada por:

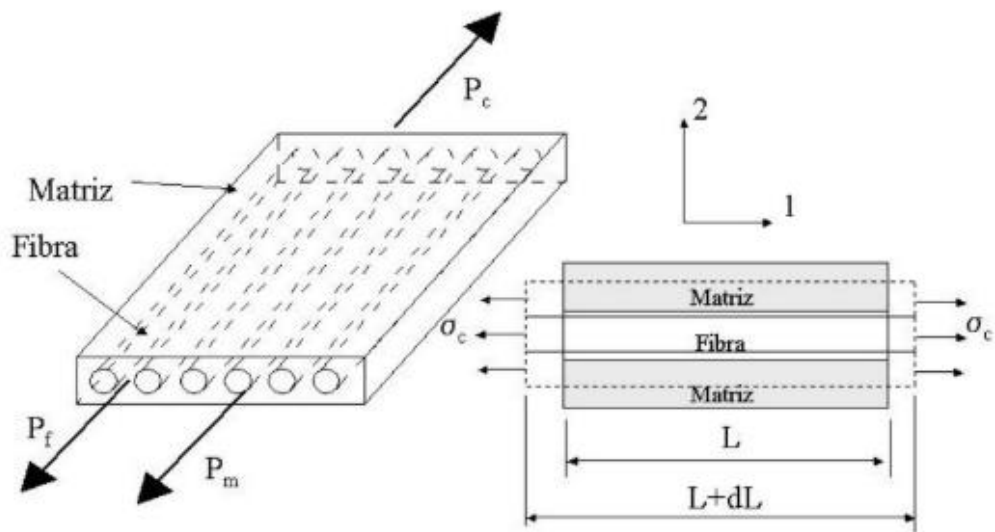
$$\rho_{c(\text{teórico})} = \frac{1}{\frac{m_f}{\rho_f} + \frac{m_m}{\rho_m}}$$

Portanto, a equação anterior pode ser escrita como:

$$v_v = 1 - \frac{\rho_{c(\text{experimental})}}{\rho_{c(\text{teórico})}}$$

Tendo-se assim, as frações volumétricas e as frações em massa, resta apenas conhecer os valores das propriedades da fibra e da matriz, ou seja, módulo de elasticidade da matriz (E_m) e da fibra (E_f) bem como o coeficiente de Poisson da matriz (ν_m) e da fibra (ν_f). Geralmente essas propriedades são fornecidas pelo fabricante, no entanto, em alguns casos torna-se necessário realizar ensaios mecânicos para caracterizar a fibra ou a matriz, caso o fabricante não possua tais informações.

Considerando as hipóteses impostas para o emprego da Regra das Misturas tem-se que na direção longitudinal ao se aplicar um dado carregamento P_c , as deformações das fibras, da matriz e do compósito nesta direção serão iguais. Dessa forma.



Como a fibra e a matriz apresentam comportamento elástico, as tensões são dadas pela Lei de Hooke:

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_f \quad \text{e} \quad \sigma_m = E_m \varepsilon_m$$

As tensões σ_f e σ_m atuam nas seções transversais A_f e A_m respectivamente e são produzidas devido à ação do carregamento P_c aplicado na direção paralela às fibras. Verifica-se que o carregamento P_c pode ser dado pela soma dos carregamentos que atuam nas fibras e na matriz, ou seja:

$$P_c = P_f + P_m$$

Além disso:

$$P_f = \sigma_f A_f = E_f \varepsilon_f A_f \quad \text{e} \quad P_m = \sigma_m A_m = E_m \varepsilon_m A_m$$

Aplicando a última equação na penúltima, tem-se:

$$P_c = \sigma_c A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad \text{ou} \quad \sigma_c = \sigma_f \frac{A_f}{A_c} + \sigma_m \frac{A_m}{A_c}$$

No entanto, o volume de fibra pode ser calculado da seguinte forma:

$$V_f = A_f l_f$$

De forma análoga pode-se obter o volume de matriz e o volume de compósito. Além disso, com base na figura mostrada, tem-se que:

$$l_f = l_m = l_c$$

Desde que a lâmina apresente comportamento um elástico de tal forma que, $\sigma_c = E_c \epsilon_c$ e $\epsilon_c = \epsilon_m = \epsilon_f$ tem-se:

$$E_{11} = E_f v_f + E_m v_m$$

A partir das equações obtidas, foram calculadas propriedades como densidade e módulo de elasticidade do compósito para diferentes proporções entre fibra e matriz.

Além do processo de dedução da lei das misturas é necessário o entendimento de outras variáveis utilizadas no processo, tais como, tensão, deformação, módulo de elasticidade na direção da fibra

1. Tensão mecânica:

A tensão mecânica é uma grandeza escalar que mede a intensidade da força aplicada sobre uma determinada área de um material.

$$T = \frac{F}{A}$$

2. Deformação mecânica

A deformação é a mudança nas dimensões ou na forma de um corpo quando ele é submetido a uma força. Ela é uma grandeza escalar e não possui unidade, pois é a razão entre dois comprimentos.

$$\epsilon = \frac{L_f - L_0}{L_0}$$

3. Módulo de elasticidade na direção da fibra (E11)

O E_{11} representa o módulo de elasticidade na direção da fibra (direção longitudinal) em materiais anisotrópicos, como madeira e materiais compósitos

$$E_{11} = E_f v_f + E_m v_m$$

Construção dos gráficos

Os resultados obtidos por meio da Lei das Misturas foram organizados em planilhas eletrônicas utilizando o software Microsoft Excel.

Para cada propriedade analisada, foram inseridos os valores calculados em tabelas e posteriormente gerados gráficos de dispersão e gráficos de linhas, permitindo visualizar a relação entre a fração volumétrica de fibras e o desempenho do material compósito.

O procedimento adotado consistiu nas seguintes etapas:

1. Inserção dos dados calculados em planilhas;
2. Organização dos valores em colunas correspondentes às variáveis analisadas, tais como, tensão, deformação, módulo de elasticidade na direção da fibra;
3. Seleção dos dados;
4. Criação dos gráficos por meio da ferramenta "Inserir Gráfico";
5. Configuração dos eixos, legendas e títulos;
6. Análise das tendências observadas.

Resultados

Ef	vf	Em	vm	E11	Materiais
230	70%	3	30%	161,9	Carbono e Epóxi
230	60%	3	40%	139,2	Carbono e Epóxi
230	50%	3	50%	116,5	Carbono e Epóxi
230	40%	3	60%	93,8	Carbono e Epóxi
230	30%	3	70%	71,1	Carbono e Epóxi
230	20%	3	80%	48,4	Carbono e Epóxi
230	10%	3	90%	25,7	Carbono e Epóxi

(1)

Com o intuito de comparar a resistência entre os diferentes tipos de compósitos, foi necessário primeiro a criação de uma tabela para cada tipo, em cada tabela foi variado a porcentagem de fibra e de matriz e foi utilizado a média dos módulos de elasticidade fornecidos.

Analisando inicialmente a Tabela 1, é possível concluir que, quanto menor o módulo de elasticidade da fibra, menor será o módulo de elasticidade do compósito como um todo. Ou seja, quanto menor a fração de fibras presente no compósito, menor será sua rigidez, tornando-o mais suscetível à deformação quando submetido a cargas. Isso ocorre porque a maior parte da carga é suportada pela matriz, que possui um módulo de elasticidade inferior ao da fibra e, portanto, apresenta maior flexibilidade.

Os compósitos de fibra de carbono com resina epóxi são amplamente utilizados na indústria aeronáutica devido à sua elevada relação entre resistência mecânica e peso.

Esses materiais são empregados na fabricação de asas, fuselagens, estabilizadores, painéis estruturais e outros componentes de aeronaves, proporcionando redução significativa de massa, maior eficiência no consumo de combustível, elevada rigidez e excelente resistência à fadiga e à corrosão.

Ef	Ef	Em	vm	E11	Materiais
70	70%	3	30%	49,9	Fibra de vidro e Epóxi
70	60%	3	40%	43,2	Fibra de vidro e Epóxi
70	50%	3	50%	36,5	Fibra de vidro e Epóxi
70	40%	3	60%	29,8	Fibra de vidro e Epóxi
70	30%	3	70%	23,1	Fibra de vidro e Epóxi
70	20%	3	80%	16,4	Fibra de vidro e Epóxi
70	10%	3	90%	9,7	Fibra de vidro e Epóxi

(2)

A partir da lógica da tabela 1 foram construídas mais 3 tabelas com outros materiais relevantes na aeronáutica, neste exemplo foi utilizado a fibra de vidro e epóxi. É possível notar uma drástica redução nos valores do módulo de elasticidade em comparação com a fibra de carbono, ou seja, é um compósito com menor resistência.

A combinação de fibra de vidro com resina epóxi é amplamente utilizada devido ao seu bom equilíbrio entre resistência mecânica, baixo peso, resistência à corrosão e custo relativamente acessível. Suas principais aplicações incluem no meio aeronáutico incluem: fabricação de painéis, carenagens, radomes (capas de antenas de radar), interiores de aeronaves e componentes estruturais secundários.

Ef	vf	Em	vm	E11	Materiais
400	70%	3	30%	280,9	Boro e Epóxi
400	60%	3	40%	241,2	Boro e Epóxi
400	50%	3	50%	201,5	Boro e Epóxi
400	40%	3	60%	161,8	Boro e Epóxi
400	30%	3	70%	122,1	Boro e Epóxi
400	20%	3	80%	82,4	Boro e Epóxi
400	10%	3	90%	42,7	Boro e Epóxi

(3)

Seguindo a mesma linha de comparação é possível observar que nesse caso o módulo de elasticidade foi maior que o da fibra de carbono, sendo este compósito o mais resistente até então

Os compósitos de fibra de boro com resina epóxi são utilizados principalmente na indústria aeronáutica e aeroespacial devido ao seu elevado módulo de elasticidade e excelente resistência à compressão. Esses materiais são empregados no reforço estrutural de asas, fuselagens e outros componentes de aeronaves, especialmente em aplicações que exigem alta rigidez, baixo peso e elevada estabilidade dimensional. Apesar do excelente desempenho mecânico, seu uso é mais restrito em razão do alto custo de fabricação e da disponibilidade limitada quando comparado aos compósitos de fibra de carbono.

Ef	vf	Em	vm	E11	Materiais
400	70%	70	30%	301	Fibra de boro e alumínio
400	60%	70	40%	268	Fibra de boro e alumínio
400	50%	70	50%	235	Fibra de boro e alumínio
400	40%	70	60%	202	Fibra de boro e alumínio
400	30%	70	70%	169	Fibra de boro e alumínio
400	20%	70	80%	136	Fibra de boro e alumínio
400	10%	70	90%	103	Fibra de boro e alumínio

(4)

Fazendo novamente a análise em comparação aos outros compósitos esse é então o mais resistente dentre os quatro.

Os compósitos de fibra de boro reforçada com alumínio são utilizados principalmente na indústria aeronáutica e aeroespacial devido à sua elevada rigidez específica, alta resistência mecânica e excelente desempenho em temperaturas mais elevadas do que os compósitos com matriz polimérica. Esses materiais são empregados na fabricação de componentes estruturais, como longarinas de asas, painéis e reforços de fuselagens, onde são necessárias alta resistência, baixo peso e boa estabilidade dimensional. Entretanto, seu uso é limitado pelo elevado custo de produção e pela complexidade do processo de fabricação.

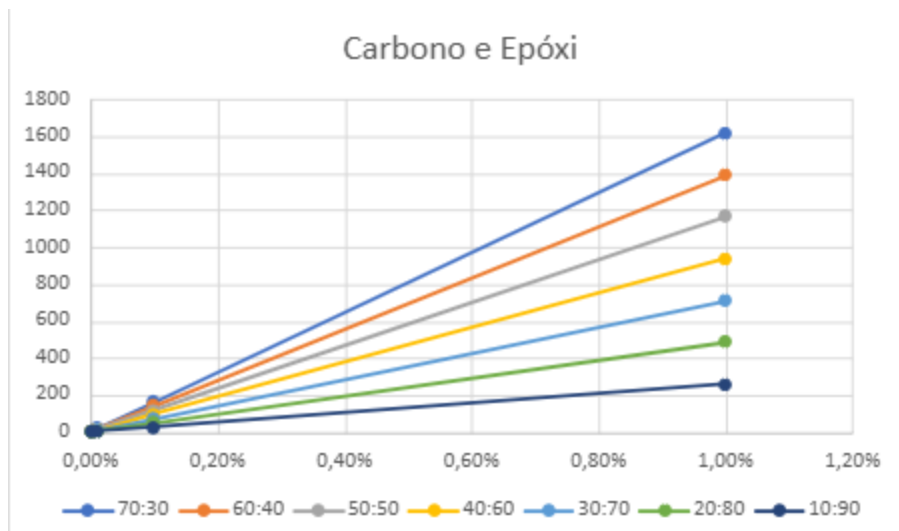
Utilizando os dados das tabelas, foram elaboradas novas tabelas com valores fixos de deformação, a fim de determinar, por meio da Lei de Hooke, o valor da tensão para cada compósito em diferentes proporções de fibra e matriz.

A partir dos resultados obtidos, é possível inferir que:

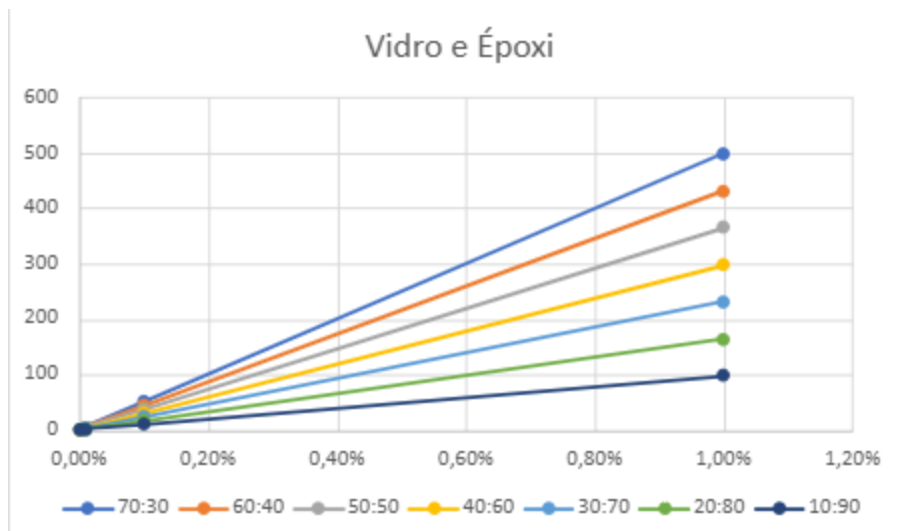
- Se o módulo de elasticidade longitudinal (E11) é baixo, é necessária uma deformação maior para atingir um mesmo valor de tensão, caracterizando um material menos rígido.
- Se o módulo de elasticidade longitudinal (E11) é alto, uma pequena deformação é suficiente para gerar uma tensão elevada, caracterizando um material mais rígido.

Deformação	V e E	B e E	C e E	K e P	B e A
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	4,99	28,09	16,19	9,19	30,1
0,10%	49,9	280,9	161,9	91,9	301
1,00%	499	2809	1619	919	3010
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	4,32	24,12	13,92	7,92	26,8
0,10%	43,2	241,2	139,2	79,2	268
1,00%	432	2412	1392	792	2680
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	3,65	20,15	11,65	6,65	23,5
0,10%	36,5	201,5	116,5	66,5	235
1,00%	365	2015	1165	665	2350
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	2,98	16,18	9,38	5,38	20,2
0,10%	29,8	161,8	93,8	53,8	202
1,00%	298	1618	938	538	2020
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	2,31	12,21	7,11	4,11	16,9
0,10%	23,1	122,1	71,1	41,1	169
1,00%	231	1221	711	411	1690
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	1,64	8,24	4,84	2,84	13,6
0,10%	16,4	82,4	48,4	28,4	136
1,00%	164	824	484	284	1360
0,00%	0	0	0	0	0
0,01%	0,97	4,27	2,57	1,57	10,3
0,10%	9,7	42,7	25,7	15,7	103
1,00%	97	427	257	157	1030

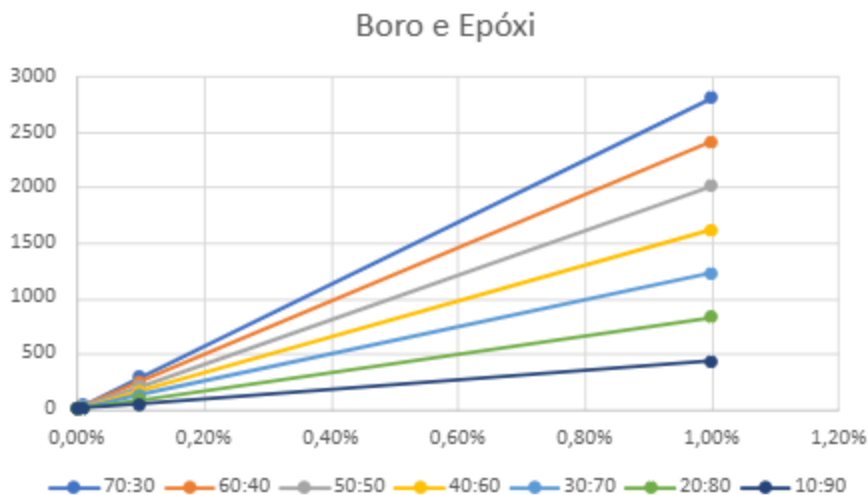
Para a comparação de todos os dados e uma análise mais profunda em relação a qual compósito teria a melhor performance, foram feitos gráficos de dispersão sendo as ordenadas a tensão aplicada no compósito e as abscissas a sua respectiva deformação.



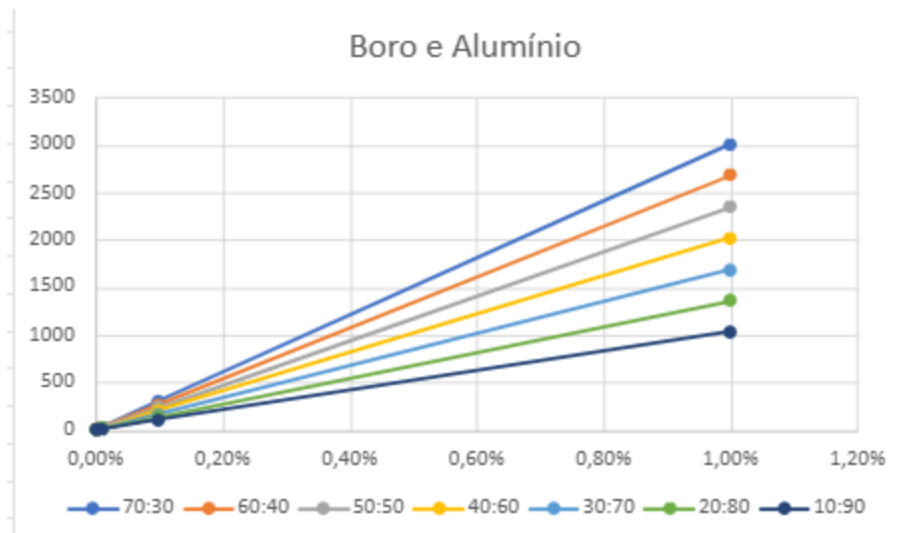
A análise das curvas tensão × deformação do compósito carbono/epóxi evidencia que o aumento da fração volumétrica de fibras promove um incremento progressivo na rigidez e na resistência mecânica do material. Observa-se que, à medida que a quantidade de fibra aumenta e a proporção de matriz diminui, a inclinação da região elástica torna-se mais acentuada, indicando um aumento do módulo de elasticidade. Esse comportamento está relacionado às elevadas propriedades mecânicas da fibra de carbono, que passa a suportar uma parcela cada vez maior do carregamento aplicado. Em contrapartida, a deformação na ruptura tende a ser reduzida, caracterizando um comportamento predominantemente frágil. Dessa forma, os resultados demonstram que a elevação da fração de fibras proporciona maior eficiência estrutural ao compósito, com aumento da capacidade de suportar tensões e redução da influência da matriz polimérica na resposta mecânica global.



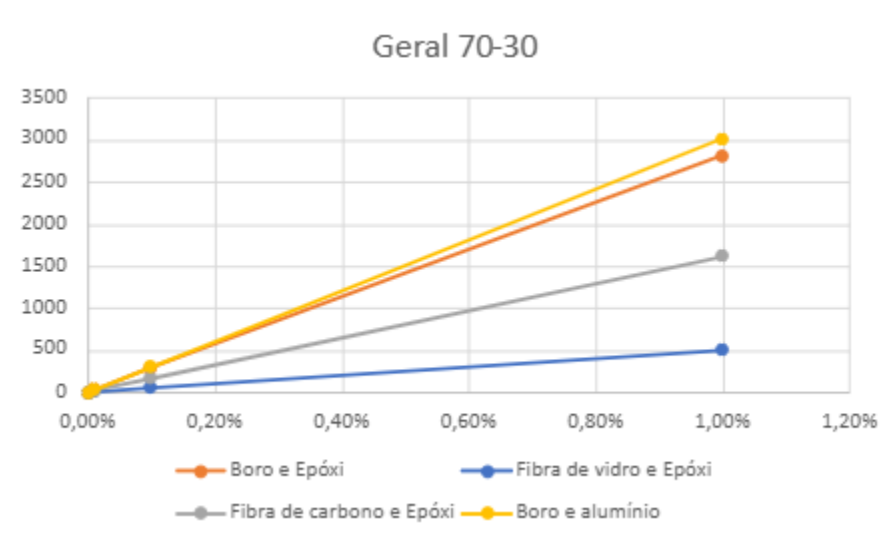
As curvas obtidas para o compósito vidro/epóxi mostram que o aumento da fração de fibras também resulta em elevação da rigidez e da resistência do material, embora esse efeito seja menos pronunciado quando comparado ao compósito reforçado com fibra de carbono. O aumento da inclinação da região elástica confirma que as fibras assumem gradativamente a maior parte dos esforços mecânicos, enquanto a redução da quantidade de matriz diminui sua participação na deformação do compósito. Entretanto, mesmo com maiores teores de fibra, observa-se que o material mantém uma capacidade de deformação relativamente superior, característica associada às propriedades da fibra de vidro. Esse comportamento evidencia um equilíbrio entre resistência e deformabilidade, tornando o compósito adequado para aplicações em que a absorção de energia e a tenacidade sejam características desejáveis.



Para o compósito boro/epóxi, as curvas tensão × deformação indicam que o aumento da fração volumétrica de fibras promove um acréscimo expressivo na rigidez do material, evidenciado pela maior inclinação da região elástica. Além do aumento do módulo de elasticidade, observa-se uma elevação da tensão máxima suportada pelo compósito, resultado das elevadas propriedades mecânicas da fibra de boro. Em contrapartida, a deformação na ruptura permanece reduzida, caracterizando um comportamento predominantemente elástico até a falha. Esses resultados demonstram que a incorporação de maiores quantidades de fibra de boro torna o compósito mais eficiente para aplicações que exigem elevada rigidez e resistência mecânica, embora com menor capacidade de deformação antes da ruptura.



O comportamento do compósito boro/alumínio apresenta diferenças em relação aos compósitos de matriz polimérica devido às características da matriz metálica. O aumento da fração de fibras resulta em maior rigidez e resistência mecânica, assim como observado nos demais materiais. No entanto, a presença do alumínio proporciona uma resposta mais dúctil, permitindo que o compósito suporte deformações adicionais após o início do escoamento da matriz. Dessa forma, as curvas tensão × deformação evidenciam uma combinação entre elevada rigidez, proporcionada pela fibra de boro, e maior capacidade de absorção de energia, decorrente da deformação plástica do alumínio. Esse comportamento torna o compósito particularmente adequado para aplicações estruturais submetidas a carregamentos elevados e que demandem maior tolerância à deformação.



O gráfico comparativo de tensão × deformação dos materiais compósitos, considerando a fração volumétrica de 70% de fibra e 30% de matriz, permite avaliar de forma mais abrangente o comportamento mecânico de cada material quando submetido a carregamentos. Observa-se que os compósitos reforçados com fibras de boro apresentam os maiores valores de tensão para uma mesma deformação, evidenciando sua elevada rigidez e resistência mecânica. Esse comportamento está diretamente relacionado ao elevado módulo de elasticidade da fibra de boro, que reduz significativamente as deformações sob carregamento e proporciona excelente capacidade de suportar esforços estruturais.

Entretanto, apesar do desempenho mecânico superior, os compósitos à base de fibra de boro apresentam limitações importantes relacionadas ao elevado custo de produção e ao processo de fabricação mais complexo. Esses fatores restringem sua aplicação em larga escala na indústria aeronáutica, sendo sua utilização direcionada principalmente para componentes específicos em que o desempenho estrutural extremo justifica o investimento.

Por outro lado, o compósito de fibra de carbono com matriz epóxi apresentou um comportamento mecânico bastante satisfatório, aproximando-se do desempenho dos compósitos de boro em termos de resistência, porém oferecendo vantagens adicionais relacionadas à baixa densidade do material. Essa característica resulta em uma elevada resistência específica (relação entre resistência mecânica e peso), considerada um dos parâmetros mais importantes para aplicações aeronáuticas. Quanto menor a massa estrutural da aeronave, menor será o consumo de combustível, maior será a capacidade de carga útil e melhor será a eficiência operacional ao longo da vida útil da aeronave.

O compósito reforçado com fibra de vidro apresentou comportamento inferior quando comparado aos materiais reforçados com fibra de carbono e fibra de boro. Embora possua menor custo de fabricação e boa resistência à corrosão, sua menor rigidez faz com que apresente maiores deformações sob os mesmos níveis de carregamento, limitando sua utilização em componentes estruturais sujeitos a elevados esforços mecânicos. Dessa forma, esse material torna-se mais adequado para aplicações secundárias, nas quais o custo reduzido representa um fator mais relevante que o desempenho mecânico.

A comparação entre os diferentes materiais evidencia que a escolha de um compósito para aplicações aeronáuticas não depende exclusivamente da maior resistência mecânica. A seleção do material envolve um equilíbrio entre propriedades mecânicas, densidade, custo de fabricação, facilidade de processamento e vida útil do componente. Sob esse aspecto, a fibra de carbono destaca-se como a alternativa mais vantajosa, pois reúne elevada resistência, alta rigidez, excelente resistência à fadiga,

baixa densidade e boa resistência à corrosão, características que justificam seu amplo emprego em aeronaves modernas.

Assim, os resultados obtidos por meio do gráfico confirmam que, embora os compósitos reforçados com fibra de boro apresentem o melhor desempenho mecânico entre os materiais analisados, o compósito de fibra de carbono com matriz epóxi representa a solução mais eficiente do ponto de vista técnico e econômico. Esse equilíbrio entre elevado desempenho estrutural e redução de massa explica sua ampla utilização na engenharia aeronáutica, sendo empregado em componentes primários de aeronaves modernas, como fuselagem, asas, estabilizadores e superfícies de controle, contribuindo diretamente para a melhoria da eficiência energética, da segurança estrutural e da redução dos custos operacionais.

Estudo de caso

Como forma de validar a relevância prática da aplicação dos materiais compósitos na indústria aeronáutica, foi realizado um estudo de caso da aeronave Boeing 787 Dreamliner, considerada um dos maiores marcos na utilização desses materiais em aeronaves comerciais de grande porte. A escolha dessa aeronave deve-se ao fato de representar uma mudança significativa nos conceitos de projeto estrutural, uma vez que grande parte de sua estrutura primária foi desenvolvida utilizando materiais compósitos reforçados com fibras de carbono, substituindo ligas metálicas tradicionalmente empregadas na fabricação aeronáutica.

O estudo teve como objetivo analisar de que maneira a utilização desses materiais influencia o desempenho global da aeronave, relacionando as propriedades

mecânicas dos compósitos aos ganhos obtidos em operação. Para isso, foram consultadas informações técnicas e dados disponibilizados por fabricantes e pela literatura especializada, permitindo avaliar os principais benefícios proporcionados pela substituição de componentes metálicos por estruturas compósitas.

Entre os aspectos analisados destacam-se a redução da massa estrutural, o aumento da eficiência no consumo de combustível, a elevada resistência à corrosão e à fadiga, além da melhoria do desempenho mecânico da aeronave. A diminuição do peso estrutural representa uma das principais vantagens da utilização de compósitos, uma vez que reduz a carga transportada pela aeronave durante todo o voo. Como consequência, ocorre uma redução do consumo de combustível, aumento da autonomia operacional e diminuição das emissões de gases poluentes, fatores que contribuem tanto para a redução dos custos operacionais quanto para a sustentabilidade do setor aeronáutico.

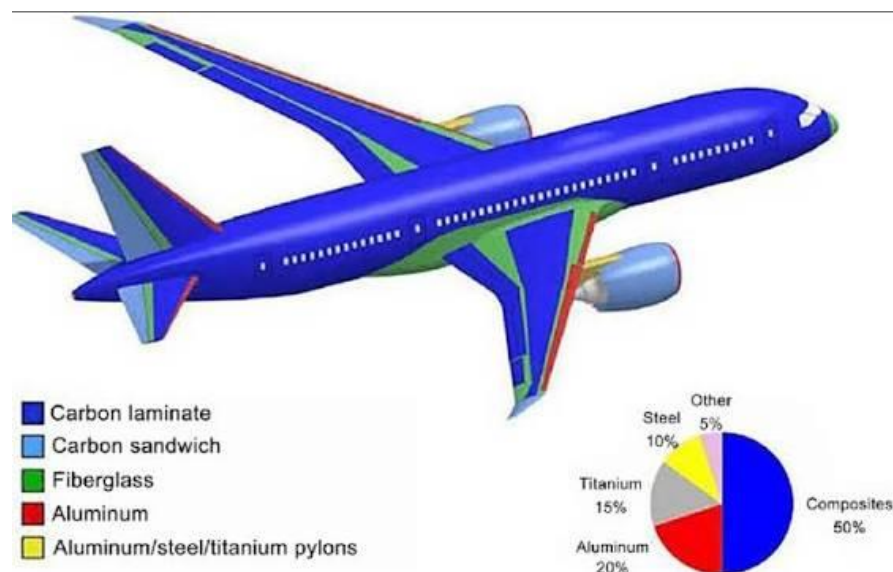
Outro aspecto relevante é a elevada relação entre resistência mecânica e massa específica apresentada pelos compósitos reforçados com fibras de carbono. Essa característica permite que componentes estruturais suportem elevados esforços mecânicos mantendo um peso significativamente inferior ao de estruturas metálicas equivalentes. Além disso, esses materiais apresentam excelente resistência aos processos de corrosão e maior resistência à propagação de trincas por fadiga, reduzindo a necessidade de inspeções frequentes e diminuindo os custos de manutenção ao longo da vida útil da aeronave.

A análise do Boeing 787 Dreamliner demonstra, portanto, que a adoção de materiais compósitos não representa apenas uma substituição de materiais convencionais, mas uma mudança de paradigma no desenvolvimento de estruturas aeronáuticas. As propriedades mecânicas desses materiais possibilitam a fabricação de componentes mais leves, resistentes e duráveis, proporcionando ganhos simultâneos de desempenho, segurança, eficiência energética e confiabilidade operacional.

Dessa forma, o estudo de caso complementa as análises teóricas e numéricas desenvolvidas neste trabalho, evidenciando que as vantagens previstas pelos modelos de comportamento mecânico dos materiais compósitos são efetivamente observadas em aplicações reais. O Boeing 787 Dreamliner constitui um exemplo consolidado da importância desses materiais para a engenharia aeronáutica contemporânea, demonstrando como a combinação de elevada rigidez, alta resistência específica e baixa densidade pode resultar em avanços significativos no desempenho e na eficiência das aeronaves modernas.



Legenda: Boeing 787 Dreamliner; https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner



Legenda: distribuição de materiais no Boeing 787 dreamliner;

https://www.researchgate.net/figure/Material-distribution-on-the-Boeing-787-8_fig2_314254904

Conclusões

A fibra de carbono destaca-se em relação a outros materiais de reforço utilizados em compósitos devido à sua elevada relação entre resistência mecânica e peso. Entre suas principais vantagens está o alto módulo de elasticidade, que proporciona maior rigidez ao compósito e reduz as deformações quando submetido a esforços mecânicos. Além disso, apresenta elevada resistência à tração, permitindo a fabricação de componentes leves e capazes de suportar cargas elevadas.

Outra vantagem importante é sua baixa densidade, que resulta em uma significativa redução de peso quando comparada a materiais metálicos, sem comprometer o desempenho mecânico. A fibra de carbono também possui excelente resistência à fadiga e à corrosão, aumentando a vida útil dos componentes mesmo em ambientes agressivos. Adicionalmente, apresenta baixo coeficiente de expansão térmica, garantindo maior estabilidade dimensional em aplicações sujeitas a variações de temperatura.

Em comparação com outros reforços, como a fibra de vidro, a fibra de carbono oferece maior rigidez e resistência específica, embora apresente custo mais elevado. Por esse motivo, é amplamente utilizada em setores que exigem alto desempenho, como as indústrias aeroespacial, automotiva, esportiva e de equipamentos de alta tecnologia, onde a redução de peso e o elevado desempenho estrutural justificam o investimento.

Em relação às juntas coladas, os resultados analisados demonstram que sua utilização proporciona vantagens significativas quando comparada às juntas mecânicas convencionais. A união por adesivos promove uma distribuição mais uniforme das tensões ao longo da região colada, reduzindo as concentrações de tensão que normalmente ocorrem em juntas rebitadas ou parafusadas. Além disso, por não exigir a perfuração dos laminados compósitos, preserva a continuidade das fibras de carbono, evitando perdas de resistência mecânica e diminuindo a possibilidade de iniciação de trincas. Esses fatores contribuem para um melhor

desempenho estrutural, maior resistência à fadiga e aumento da vida útil dos componentes.

Os resultados também evidenciam que a combinação entre materiais compósitos de fibra de carbono e juntas coladas possibilita a fabricação de estruturas mais leves e eficientes. No estudo de caso do Boeing 787 Dreamliner, observou-se que o emprego dessas tecnologias contribui para a redução da massa estrutural da aeronave, diminuindo o consumo de combustível e os custos de manutenção, além de aumentar a resistência à corrosão e à fadiga. Dessa forma, verifica-se que as juntas adesivas desempenham um papel fundamental na viabilização do uso extensivo de materiais compósitos em aeronaves modernas, potencializando as vantagens mecânicas e operacionais desses materiais.

Essa análise permitiu avaliar o potencial da fibra de carbono como principal material compósito empregado atualmente na engenharia aeronáutica, bem como compreender a importância das juntas adesivas na construção de estruturas aeronáuticas modernas. A discussão dos resultados evidencia que a associação entre compósitos de fibra de carbono e juntas coladas representa uma solução estrutural eficiente, capaz de proporcionar elevada resistência mecânica, redução de peso, maior durabilidade e melhor desempenho operacional, características essenciais para atender às exigências da indústria aeronáutica contemporânea.

Referências Bibliográficas

<https://air.flyingway.com/books/Airframe-Stuctural-Design.pdf>

<https://biopdi.com.br/artigos/modulo-de-elasticidade-ou-modulo-de-young/>

<https://www.sonelastic.com/pt/fundamentos/tabelas-propriedades-materiais/polimeros.html>

<https://boeing.mediaroom.com>

<https://ntrs.nasa.gov>

<https://graduacao.iqsc.usp.br/files/Materiais-Compósitos-2.pdf>

<http://www.gea.eesc.usp.br>

TITA, Volnei. Projeto e Fabricação de Estruturas em Material Compósito Polimérico. USP, São Carlos.

Agradecimentos:

Deus, Wellington, minha família, José Cid, Professores e Ricarditas.