

# Materiais laminados compósitos aplicados em estruturas de aeronaves

**Autor/aluno:** Danilo Fernandes Duarte\*

**Professora orientadora:** Dra. Polliana Candida Oliveira Martins†

Brasília, 2021

## RESUMO

Dado um contexto no qual os materiais compósitos vem sendo amplamente utilizados na indústria aeroespacial, o presente trabalho compila e experimenta com metodologias para o cálculo e dimensionamento de estruturas aeronáuticas em materiais compósitos laminados, no intuito de servir de base teórica para o avanço do projeto estrutural de um planador ultraleve. Após a uma revisão bibliográfica fundamentando tal empreita, é proposta a implementação de ferramentas e metodologias para um fluxo de trabalho adequado ao desenvolvimento de componentes para a aeronave, além da aquisição de proficiência no uso das técnicas necessárias para tal. Além disso foram criadas ferramentas, na forma de *scripts* e classes utilizando a linguagem e software MATLAB, com especial ênfase para asas fabricadas em painéis sanduíche laminados. Essa premissa é motivada em partes pelo crescente interesse e implementação no mercado aeronáutico de estruturas em compósitos avançados e pelos restritivos requisitos de peso e geometrias impostos pelas especificações do planador, com peso vazio inferior à 200kg e razão de planeio superior à um para trinta.

**Palavras-chaves:** Materiais compósitos. Estruturas aeronáuticas. Ansys ACP. Planadores.

## 1 Introdução

Materiais compósitos são comumente definidos como estruturas formadas pela combinação de dois ou mais materiais de propriedades distintas que, quando devidamente combinadas, resultam em um material de propriedades aprimoradas (BARBERO, 2017). Dado o potencial desses materiais, passíveis de adequações das mais diversas naturezas, destaca-se a utilização dessa classe de componente estruturais em aplicações aeronáuticas.

Recentemente, com a crescente demanda por aeronaves mais eficientes e de menores custos de operação, compósitos tem cada vez mais sendo empregados em aeronaves de maiores portes, com aviões comerciais como o Airbus A350 XWB e o Boeing 787 Dreamliner apresentando mais de 50% de massa estrutural em materiais compósitos (KASSAPOGLOU, 2010) e empresas brasileiras como a Novaer e a ACS Aviation focando suas especialidades na construção de aeronaves de estruturas completamente em compósitos com o B-259 e o ACS-100 sora. A princípio, as aplicações eram limitadas a estruturas secundárias, a fim de minimizar os riscos e hoje nota-se o progresso alcançado no entendimento do comportamento desses materiais, principalmente pela coleta de dados obtidos em testes e estudos de casos. Nesse cenário, o aprimoramento e documentação de metodologias de análise adquire um papel

---

\*fernandesduartedanilo@gmail.com

†polliana.martins@unb.br

de facilitador no avanço da difusão dessas tecnologias e de seu emprego por companhias de menores porte de modo seguro e eficiente, além de servir para o desenvolvimento de soluções de engenharia embasadas em diversas outras áreas que fazem uso de estruturas semelhantes às observadas no setor aeronáutico como é o caso do setor de energia eólica e naval.

Dentro do cenário supramencionado, o referido trabalho apresenta a realização de uma revisão bibliográfica fundamentando tal empreita, a fim de apresentar uma proposta de implementação de ferramentas e metodologias para a análise de materiais compósitos, que seja representativa dos desafios de engenharia associados ao projeto de estruturas aeronáuticas, com especial ênfase para vigas fabricadas em painéis sanduíche laminados.

O objetivo acima descrito é motivado em especial pelo crescente interesse e implementação no mercado aeronáutico de estruturas em compósitos avançados e pelos restritivos requisitos de peso e geometrias impostos pelas especificações de planadores, com peso vazio inferior à 200kg e razão de planeio superior à um para trinta.

O planador em questão é o objeto do trabalho de pesquisa Dragonfly: Desenvolvimento de projeto, tecnologia e inovação na área de Engenharia Aeronáutica, e consistirá de um planador autolanzável de 13,5 m de envergadura de motorização elétrica, fabricado em materiais laminados compósitos de núcleos de espuma de pvc Divinycell ou similar (figura 1).

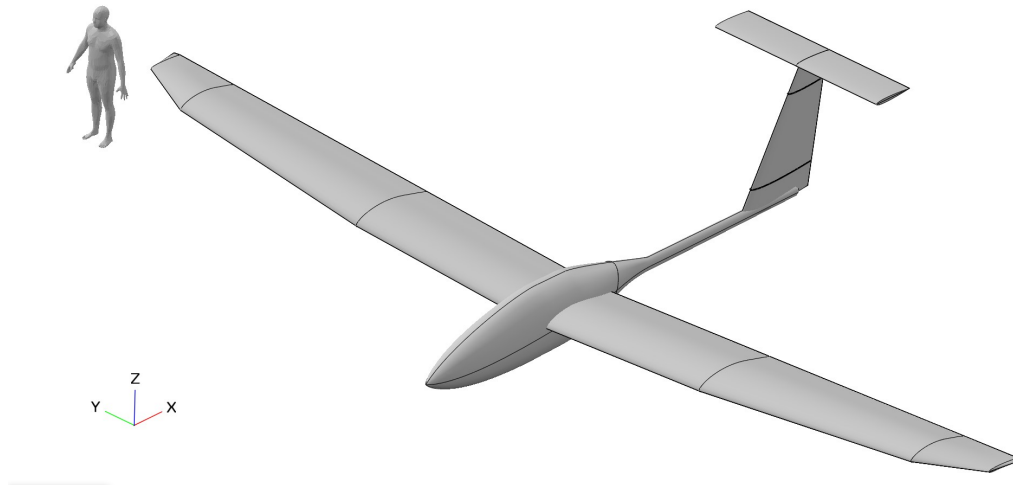


Figura 1 – Modelo preliminar do Planador da Dragonfly.

A Dragonfly é uma equipe registrada como Projeto de extensão da UnB (2020/2021), sediada na Faculdade do Gama e que envolve principalmente docentes e alunos dessa faculdade.

## 2 Revisão bibliográfica

O estudos deste trabalho focaram em criar uma base teórica para o processo de design de estruturas aeronáuticas em compósitos, com especial ênfase para asas de planadores fabricadas em painéis sanduíche de espumas de PVC. Com esse objetivo definido a revisão bibliográfica abordou a mecânica e design em materiais compósitos, mecânica e design de estruturas aeronáuticas e especificidades do design estrutural de planadores de materiais compósitos e outras aeronaves de arquitetura semelhante como drones e HALEA (high altitude and long endurance aircraft). Tendo sido favorecida literatura voltada para a intersecção dessas áreas de estudo. A parte pertinente a implementação dos cálculos implementados se encontra apresentada nessa secção, enquanto leituras consideradas redundantes à este documento, mas ainda pertinentes aos estudos foram anexadas aos códigos em (DUARTE, 2021).

Foi utilizado como fundamentação básica para o entendimento do comportamento de materiais compósitos o livro *Introduction to Composite Materials Design* (BARBERO, 2017), que apresenta uma introdução às propriedades mecânicas de materiais compósitos detalhando fatores que afetam a rigidez

de laminados por meio de relações micromecânicas, além de elucidações acerca de limitações desses métodos e de alternativas viáveis para essas considerações. Ainda, o autor também aborda modelos de falha de lâminas como as teorias de Estresse Máximo, Deformação Máxima, modelos interativos e semi interativos e considerações para a falha de laminados e modelos de dano em estruturas. Além disso capítulos são dedicados em apresentar considerações para a análise de colunas e vigas de compósitos, placas reforçadas e estruturas de paredes finas como domos e vasos de pressão. Esses capítulos apresentam métodos de simplificação das análises mecânicas que permitem acelerar o processo de design preliminar, além de observações acerca de diferentes modos de falha para esse tipo de estruturas, que serão pertinentes para o entendimento do comportamento de estruturas em uma asa.

Em seguida é criada uma base para o desenvolvimento da teoria clássica dos laminados, por meio da obtenção de matrizes de rigidezes e a elaboração de métodos matemáticos para a transformação de tensões, rigidezes e deformações. As relações obtidas para as lâminas são então utilizadas para o desenvolvimento das relações de rigidez para laminados, resultando na matriz ABD (*Laminate Compliance Equation*). Essa abordagem representa a metodologia mais tradicional para o estudo de mecânica de materiais compósitos, sendo condizente com o apresentado por (GAY, 2014) e (DANIEL, 2007).

A referência principal utilizada para o estudo de modelos de falha foi o *Engineering Mechanics Of Composite Materials* (DANIEL, 2007). Nesse livro, além de detalhar os modelos de falha mais utilizados, o autor apresenta os resultados dos métodos analíticos, contrastados com resultados experimentais, permitindo desenvolver um melhor entendimento acerca das limitações associadas à cada tipo de teoria, aplicações onde cada modelo é mais relevante, e uma noção de qual método é conservador, realista ou inadequado para cada aplicação.

Já o trabalho *A Survey of and Evaluation Methodology for Fiber Composite Material Failure Theories* (CHRISTENSEN, 2002), apresenta um compendio das principais teorias de falha em uso discutindo suas devidas aplicações. Além dos resultados do evento *A World Wide Failure Exercise* (HINTON; SODEN; KADDOUR, 2004) um evento de mais de vinte anos de duração, dedicado a reunir comparações experimentais para compara-los com teorias de falhas. Os resultados são compilados no livro *Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: The World-Wide Failure Exercise* (HINTON; SODEN; KADDOUR, 2004), que reúne os artigos resultantes em capítulos abordando 17 teorias de falha distintas, além textos de autoria dos idealizadores desses modelos descrevendo suas teorias de falha.

A fundamentação da perspectiva histórica do uso de compósitos na indústria aeronáutica provem dos livros *Design and Analysis of Composite Structures* (KASSAPOGLOU, 2010) e *Airframe Structural Design* (CHUNYUN, 1988) possuem seções dedicadas a descrever o processo de inserção desses materiais nessa indústria, com o livro do Kassapoglou (2010) incluindo exemplos de aeronaves leves de vanguarda, como é o caso do Long-EZ da *Advanced composite*, em sua linha do tempo além de apresentar tendências históricas até o ano de 2010.

Mais voltado à história da evolução dos materiais empregados na fabricação de planadores, e como estes tem afetado o design destas aeronaves o artigo *The Influence of Materials on the Development of Sailplane Design* (KENSCHKE, 2003) explora a correlação entre a modernização dos materiais e técnicas disponíveis para a fabricação de planadores resultando em seus contínuos ganhos de performance ao longo dos anos.

Esse processo é somado também à novas possibilidades de design abertas pelo uso de materiais compósitos, como maioresofilamentos, envergaduras, asas de geometria variável, etc. Tendências visíveis no *The Evolution of Sailplane Wing Design* (MAUGHMER, 2003).

*Design and Analysis of Composite Structures: With Applications to Aerospace Structures* (KASSAPOGLOU, 2010), apresenta também metodologias para o processo de design e análise de estruturas aeronáuticas em compósitos, detalhando o fluxo de trabalho desde da concepção, definição de carregamentos e considerações para o design de formas para componentes estruturais fabricados em materiais compósitos por meio de diferentes técnicas de fabricação e modelos de análise.

A abordagem utilizada para implementar cálculos pertinentes ao projeto de estruturas de

compósitos laminados em uma biblioteca do MATLAB baseou-se no *Computer aided design enviroment for composites* (COSSO; BARBERO, 2021), que implementou princípios de programação orientada a objetos, como estratégia para estruturar códigos desse tipo.

Materiais mais gerais, relacionados ao design de aeronaves compósitas, conformidade com normas de aviação e design mecânico de componentes de aeronaves, foram listados na revisão bibliográfica anexada ao código no repositório *ferramentas-para-materiais-compositos* (DUARTE, 2021).

### 3 Fundamentação Teórica

#### 3.1 Projetos de estruturas aeronáuticas em compósitos

O projeto de estruturas aeronáuticas comumente tem como objetivo a obtenção da solução mais leve possível que ainda atende à requisitos do design e de segurança, incorporando compromissos com a integrações dos demais sistemas. Para uma asa, isso geralmente significa suportar, entre outras coisas, cargas aerodinâmicas, aeroelásticas, de manuseio, além de abrigar sistemas como mecanismos de controle, combustível-em planadores, muitas vezes os pesos de tanques de água de balastra e baterias elétricas para a operação do grupo motopropulsor.

Tais cargas solicitam elementos estruturais de diferentes maneiras, causando fenômenos como deflexão e torção, flambagem geral e local, fadiga, falhas de juntas e conexões, interferências da estrutura com outros sistemas conforme a asa deflete (planadores com spoilers acionados por hastes podem ter estes mecanismos ativados pela deflexão da asa, por exemplo).

Deve-se ter em mente também que as cargas estruturais variam ao longo da envergadura de asas de plantas convencionais, de modo que é possível reduzir massa de uma estrutura compósita variando as espessuras ou números de camadas empregados nos painéis ao longo envergadura.

Além disso requisitos aerodinâmicos para planadores exigem elevados níveis de acabamento de superfície e alta fidelidade às curvas sensíveis de aerofólios laminares, além de reduzidas folgas em encaixes e conexões. Requisitos de integração de sistema e do design geral da aeronave geram restrições estritas de peso, espaço e custos e somados também a necessidade das duas asas serem removíveis para transporte.

Esse conjunto abrangente de requisitos requer como solução estrutural uma asa que resiste satisfatoriamente à uma variedade de carregamentos e deflexões, compostas por componentes também resilientes a fenômenos locais e fixados entre si de modo seguro e durável. Essa combinação de fatores somam-se às peculiaridades de fabricação e análise de materiais compósitos para gerar um problema multidisciplinar com um espectro grande de parâmetros e co-dependências com outros sistemas da aeronave.

Para o caso da fabricação de asas para aeronaves de aviação geral utilizando compósitos laminados esses requisitos são comumente atingidos empregando técnicas que resultem em asas compostas por painéis para as superfícies da aeronave e bordo de ataque, reforçados longitudinalmente por longarinas, e com suporte à flambagens locais fornecido por nervuras. A Figura 2 ilustra um perfil de asa típico de um planador.

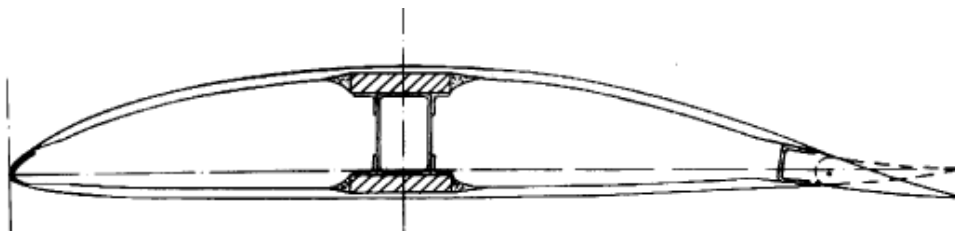


Figura 2 – Design do perfil de asa de um planador de 18 m de envergadura utilizando o perfil DU 89 134/14.

Essa configuração oferece um compromisso entre simples fabricação, exigindo um número reduzido de moldes e boa performance estrutural com as longarinas posicionadas na área de maior espessura do perfil, além de fornecer amplos espaços para a integração de mecanismos e baterias e por essas características será utilizada como base do projeto estrutural da asa do planador.

### 3.2 Distribuição de tensões em laminados compósitos

A distinção fundamental atribuída à análise de materiais compósitos baseia-se em sua anisotropia característica. Enquanto a rigidez de elementos isotrópicos é caracterizada inteiramente por apenas um módulo Young ( $E$ ) e por um coeficiente de Poisson ( $\nu$ ), a análise de materiais compósitos deve levar em conta que a natureza da orientação dos reforços e a combinação das propriedades mecânicas de dois ou mais materiais distintos resulta em elementos macroscópicos cuja rigidez direcional reflete a heterogeneidade da escala microscópica.

Para essa análise é criada uma matriz ABD (laminated compliance equation) que associa deformações e curvaturas de um dado laminado de  $n$  lâminas à uma condição de carregamento correspondente (BARBERO, 2017), conforme o sistema apresentado na Eq. 1

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

Enquanto as deformações do laminado obtidas utilizando o inverso da matriz ABD podem ser utilizadas para encontrar as deformações de cada lâmina individual por meio das relação entre deformação, curvatura ( $K$ ) é distância da lâmina do plano médio ( $Z$ ) são dadas conforme Eq. 2

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_s \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} - Z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

Finalmente as tensões nas direções principais de cada lâmina podem ser obtidas transformando essas deformações para as direções de interesse e as tensões podem ser computadas utilizando a matriz  $[Q]$  de cada lâmina. Essa transformação da deformação na direção de interesse é dada conforme Eq.3,

$$\epsilon = [R] [T] [R]^{-1} \bar{\epsilon} \quad (3)$$

na qual  $\bar{\epsilon}$  é a matriz de deformações a ser transformada e  $\epsilon$  a deformação transformada e  $[R]$  é a matriz de Reuter (BARBERO, 2017).

Com esse conjunto de equações da teoria clássica das lâminas é possível então calcular deformações devido à uma variedade de carregamentos possíveis sobre um laminado, contudo um ferramental extensivo de equações foi historicamente desenvolvido para a análise de estruturas de materiais homogênicos, de modo que os benefícios da obtenção de propriedades compatíveis para essas equações se torna alto evidente. Com esse intuito em mente módulos de laminados são obtidos para resumir propriedades mecânicas do laminado nas propriedades de um único painel ortotrópico.

Para isso é necessário que o laminado seja simétrico e balanceado sofrendo apenas cargas no plano, de modo que é possível tomar vantagem de que tanto a equação 1 e a equação 2 correlacionam carregamentos planares com deformações, de modo que é possível obter após as devidas manipulações algébricas as Eqs.4, que podem ser utilizadas para simplificações em cálculos preliminares, como estimativas de flambagens de secções regulares por exemplo (BARBERO, 2017) ou idealizações estruturais ou simplificações por painéis como apresentado por (MEGSON, 2016).

$$\begin{aligned}
E_x &= \frac{A_{11}A_{22}-A_{12}^2}{tA_{22}} & G_{xy} &= \frac{A_{66}}{t} \\
E_y &= \frac{A_{11}A_{22}-A_{12}^2}{tA_{11}} & G_{yz} &= \frac{H_{44}}{t} \\
\nu_{xy} &= \frac{A_{12}}{A_{22}} & G_{xz} &= \frac{H_{55}}{t}
\end{aligned} \tag{4}$$

Uma vez sendo possível definir a distribuição de carregamentos a longo da estrutura e laminas do laminado, é necessário também determinar os critérios de falha a serem observados nos componentes da estrutura. Esses podem ser associados, entre outros modos de falha, à instabilidades estruturais como flambagem da secção e flambagens locais ou a falhas do material.

No caso de falha do material a não homogeneidade observada em materiais compósitos se reflete nos diferentes modos de falha observados nos reforços e na matriz, como a falha por tração da fibra, a micro-flambagem da fibra, a separação do reforço da matriz, a fratura ou cisalhamento da matriz ou os modos de falha combinados.

Afim de facilitar a análise da resistência de materiais compósitos por meio de programas de computador é interessante utilizar teorias de falha que combinem esses comportamentos em um único coeficiente de segurança. Tendo sido optado pelo uso dos critérios de falha de Tsai-Wu e o de Hashin-Rotem, O Tsai-Wu por apresentar boa correspondência com resultados experimentais para um amplo espectro de carregamentos e o de Hashin-Rotem por permitir avaliar o tipo de falha mais relevante para estrutura (DANIEL, 2007).

O critério de falha é mais apropriado para uma determinada aplicação depende do tipo de carregamento que uma dada estrutura será submetida. Comparação com resultados experimentais é pertinente para a consideração de qual critério utiliza, com (DANIEL, 2007) e (CHRISTENSEN, 2002) podendo ser consultado para tomar a decisão. Para fins de simulação Tsai-Wu tende à ser mai utilizado pelos benefícios de gerar uma valor único para o fator de segurança, facilitando visualizações enquanto outras teoria permitem obter mais informações acerca do carregamento de um dado painel.

## 4 Metodologia empregada na criação das ferramentas para MATLAB

### 4.1 Programando ferramentas para o cálculos de materiais compósitos

Das equações até então apresentadas observa-se que o design de estruturas em materiais compósitos requer a manipulação de uma quantidade elevada de variáveis e parâmetros de design, entre as quais, mas não se limitando à orientação, espessura e quantidades de lâminas empregados em laminados, que em estruturas complexas podem ser distribuídos em um variedade de padrões, de modo que o projetista se sujeita à repetição de uma quantidade elevada de cálculos tediosos e sujeitos à erros (COSSO; BARBERO, 2021), o que torna esse processo desejável de ser automatizado.

Porém disso a implementação desses cálculos em códigos utilizando programação procedural, gera seu próprio conjunto de desafios, uma vez que os códigos tendem à se tornarem complexos e dependerem de numerosas variáveis associadas as propriedades dos materiais, mas também à rigidez e outros parâmetros que surgem ao longo dos cálculos, de modo rotinas que adotam essa estratégia podem acabar se tornando difíceis de implementar, manter e modificar.

Esse tipo de problema, não é de modo algum limitado ao contexto de cálculos estruturais, sendo um dos motivadores para a implementação de Programação Orientada à Objetos em numerosos softwares que podem se beneficiar do uso de classes customizadas para lidar com conjuntos de dados próprios à aplicação. Essa abordagem à programação tem em seu centro o uso de classes para representar objetos (ou conceitos) às quais podem ser atribuídas propriedades e métodos.

Com as propriedades representando características reais ou abstratas de uma dada instância (a ocorrência de uma classe) e os métodos funções específicas à instância. Ambos podendo ser privados ou públicos, dependendo do nível de acesso concedido ao usuário, quando este manipula um dando objeto.



Usando desses conceitos foram programados para MATLAB, um conjunto de funções e classes destinados a facilitar cálculos em níveis de pré projeto. Como essa ferramenta consiste em um dos resultados do trabalho, suas características e funcionalidades serão melhor apresentadas e detalhadas na seção 5 desse trabalho.

## 4.2 Métodos de elementos finitos estudado

Os métodos apresentados anteriormente, baseiam-se em soluções analíticas desenvolvidas a partir da teoria clássica das lâminas, que embora sejam capazes de gerar resultados úteis às fases preliminares do design de estruturas aeronáuticas, além de permitirem a validação de simulações, possuem limitações em sua implementação e uso.

Entre elas destacam-se que as geometrias são limitadas à formatos relativamente simples, tendo sido assumidas vigas de seções constantes e painéis de laminados simétricos e balanceados ao longo dos cálculos. Essas simplificações reduzem possibilidades do projeto e ignoram fenômenos como o efeito da curvatura em painéis em suas propriedades mecânicas, além do efeito da reorientações das fibras em layups associado à curvaturas convexas.

"Compensar" por essas limitações resultaria na necessidade do uso de teorias incrementalmente mais complexas na modelagem matemática, o que tornaria o processo significativamente mais oneroso e lento. Sendo então evidentes os benefícios do uso de métodos de elementos finitos (FEM) para o design de estruturas aeronáuticas de materiais compósitos.

Diversas *suits* de softwares comerciais oferecem soluções para a análises desse tipo, para fins desse estudo o fluxo de trabalho do ANSYS Composite PrepPost (ACP) foi estudado e será apresentado incorporado do fluxo de projeto.

O ANSYS ACP consiste de uma extensão que permite incorporar deferentes etapas do projeto de estruturas de materiais compósitos ao, mais comumente utilizado ambiente do ANSYS Workbench, integrando com suas ferramentas de trabalho padrão. Essa integração se dá por meio da adição de uma etapa de pré processamento da geometria e uma etapa de pós processamento dos resultados. No pré processamento cabe ao usuário definir a geometria e a distribuição de lâminas e núcleos em uma geometria denominada ferramental que representa as diferentes "zonas" de laminados de uma determinada peça.

Em seguida os parâmetros são exportados ao ANSYS Workbench, ou outras ferramentas de análise mecânica como o ANSYS Eigenvalue Buckling por exemplo, como geometrias sólidas, já com malhas definidas para corresponderem à peça desenvolvida no ACP Pré, ou como malhas de superfície, com propriedades equivalentes à geometria.

Nesse estágio a abordagem para a aplicação de suportes, caragas, realização da simulação e verificação de convergência adquire um aspecto semelhante ao procedimento realizado para componentes isotrópicos, contudo a verificação de resultados de carregamentos e fatores de segurança se dá de modo mais efetivo no ambiente do ACP Pós.

Uma vez realizada, a simulação pode ter seus resultados exportados para o *ACP Pós* no qual o usuário pode visualizar as tensões, deformações e fatores de segurança para as lâminas individuais da estrutura

Esse procedimento pode ser realizado de modo iterativo até o projetista obter um design de estrutura que atenda seus requisitos de modo satisfatório, ou implementado em um fluxo de otimização como o fornecido por programas como o Heeds da Simens como exemplificado no artigo ([ARÉVALO, 2014](#)).

## 5 Resultados

O conjunto de ferramentas programadas para o Matlab consistem de rotinas para Matlab que aborda o problema de design de estruturas compósitas em três soluções:

- Uma ferramenta nomeada "COMPOSITE\_LIST\_V02.m" que permite reunir materiais ortotrópicos e suas propriedades em uma planilha de formato csv (*comma-separated value*) (figura 3) e repassa esses valores para as outras funções do pacote de soluções, dividindo-as em:
  - Propriedades mecânicas no formato de um vetor  $[E1, E2, \nu12, \nu21, \nu23, G12, G13, G23]$
  - Propriedades físicas de formato  $[density\_area, cost\_area]$
  - Resistências mecânicas de formato  $[F1t, F1c, F2t, F2c, F6]$
- Um conjunto de funções, validadas individualmente, que permitem cálculos recorrentes do processo de design em compósitos como:
  - Criação de matrizes de transformação de direção das matrizes de propriedades de lâminas Matrizes S e Q de propriedades de lâminas
  - Matrizes de rigidez de laminados, ABD e sua inversa abd
  - Obtenção de módulos de laminados, para cálculos simplificados
  - Distribuição de tensões e deformações em um laminado
  - Fatores de segurança em um laminado sob carregamento utilizando os modelos de tensão máxima, Hashin-Hoten, e Tsai-Hu
- Classes que integram dados gerados pelas funções mencionadas em um objeto "Laminado" e um objeto "CompositeSection"(3).

Parte dessas funções são utilizadas internamente entre as diferentes ferramentas, por exemplo existem poucos motivos para um usuário interagir diretamente com a "COMPOSITE\_LIST\_V02.m", contudo esta é usada para facilitar a passagem de dados para as outras funções, por exemplo para a criação de uma instancia da classe laminado, na qual o usuário apresenta os materiais conforme o índice da linha dos itens da tabela de materiais menos um (excluindo a linha de cabeçalho), um exemplo de uso é apresentado no script *test\_beam.m* em (DUARTE, 2021).

A classe Laminado é usada para descrever propriedades pertinentes à laminas com propriedades extraídas do CSV mencionado, e orientadas em diferentes configurações de espessura, posição e orientação e automaticamente gera todas as propriedades calculadas pelas funções mencionadas armazenando-as como propriedades do objeto. Além disso a classe possui métodos que permitem fornecer carregamentos dentro e fora do plano do laminado e gerar as análises de carregamento mencionadas.

Enquanto a classe "CompositeSection" permite fornecer uma configuração de placas compostas por materiais reunidos em uma matriz de objetos de tipo "Laminado" e gera uma instância que contém propriedades geométricas e físicas da seção descrita, com métodos públicos que permitem a visualização da orientação das placas fornecidas e métodos privados sendo utilizados para os cálculos das propriedades da instância.

Essas propriedades correspondem às fornecidas pelas equações de rigidez de vigas, conforme apresentadas por (BARBERO, 2017), que permitem o design orientado pela rigidez de vigas de materiais compósitos, além de cálculos de deflexão. Para os cálculos de distribuição de estresses o uso de simplificações por placas é recomendado, sendo necessária a análise individual da seção, no intuito de obter fluxos de cisalhamento e tensões axiais diferentes modelos de simplificação de vigas são apresentados tanto por (BARBERO, 2017) e (MEGSON, 2016).

Porém uma vez obtida a distribuição de tensões e o fluxo de cisalhamento, a classe "Laminado" pode ser utilizada para a análise de carregamento nas lâminas individuais e para a obtenção de fatores de segurança correspondentes à três teorias de falha diferentes, Hashin-Rotem, Tsai-Wu e tensão máxima, conforme apresentados em (DANIEL, 2007).

As propriedades públicas de ambas as classes são apresentadas em A. O conjunto das ferramentas foi feito disponível no repositório *ferramentas-para-materiais-compósitos*, (DUARTE, 2021).





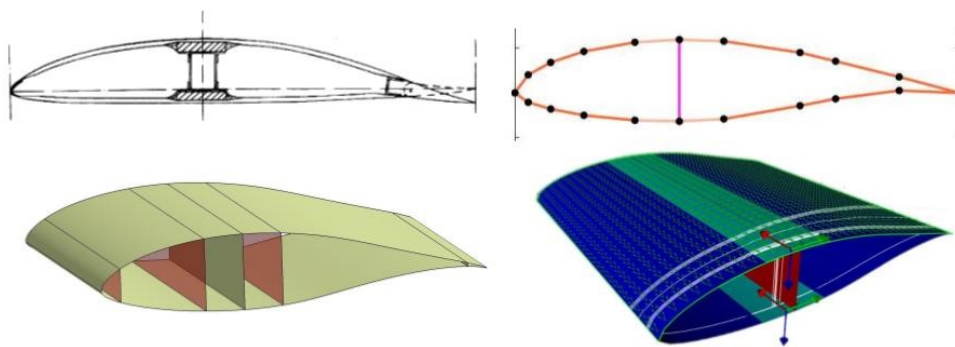


Figura 4 – Diferentes níveis de concepção de um perfil de asa implementando os conceitos estudados. Em ordem: configuração de painéis da estrutura, representação utilizando a classe *CompositeSection*, geometria ferramental, distribuição de laminados na geometria.

Com a revisão bibliográfica várias lacunas foram observadas e identificadas, principalmente no que diz respeito ao levantamento de dados dos materiais disponíveis comercialmente para que, com esses dados, seja possível realizar simulações preliminares a fim de escolher o fornecedor mais adequado para o projeto em questão.

A abordagem obtida nesse trabalho representa um primeiro passo no desenvolvimento estrutural de uma aeronave ultraleve de materiais compósitos no meio acadêmico, tendo reunido os fundamentos bibliográficos do assunto e desenvolvido e validado ferramentas e fluxos de trabalho que serão posteriormente aprimoradas para a implementação no projeto de uma aeronave ultraleve.

## REFERÊNCIAS

- ARÉVALO, P. Design Optimization of a Composite Wing Box for High-Altitude Long-Endurance Aircraft. *PhD Dissertations and Master's Theses*, maio 2014. Citado na página 7.
- BARBERO, E. J. *Introduction to Composite Materials Design*. [S.l.]: CRC Press, 2017. ISBN 978-1-315-29647-0. Citado 4 vezes nas páginas 1, 2, 5 e 8.
- CHRISTENSEN, R. M. A Survey of and Evaluation Methodology for Fiber Composite Material Failure Theories. In: AREF, H.; PHILLIPS, J. W. (Ed.). *Mechanics for a New Mellennium*. Dordrecht: Springer Netherlands, 2002. p. 25–40. ISBN 978-0-306-46956-5. Citado 2 vezes nas páginas 3 e 6.
- CHUNYUN, M. C. N. *Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. [S.l.]: Connilit Press, 1988. ISBN 978-962-7128-04-5. Citado na página 3.
- COSSO, O. A.; BARBERO, E. J. *Computer Aided Design Environment for Composites*. 2021. Citado 2 vezes nas páginas 4 e 6.
- DANIEL, I. M. *Engineering Mechanics of Composite Materials*. [S.l.]: Oxford University Press, 2007. ISBN 978-0-19-809838-6. Citado 3 vezes nas páginas 3, 6 e 8.
- DUARTE, D. F. *Ferramentas Para Materiais Compósitos*. 2021. <<https://github.com/DaniloFernandesDuarte/ferramentas-para-materiais-compositos>>. Citado 3 vezes nas páginas 2, 4 e 8.
- GAY, D. *Composite Materials: Design and Applications, Third Edition*. [S.l.]: CRC Press, 2014. ISBN 978-1-4665-8487-7. Citado na página 3.
- HINTON, M.; SODEN, P. D.; KADDOUR, A. S. *Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: The World-Wide Failure Exercise*. [S.l.]: Elsevier, 2004. ISBN 978-0-08-044475-8. Citado na página 3.
- KASSAPOGLOU, C. *Design and Analysis of Composite Structures: With Applications to Aerospace Structures*. [S.l.]: Wiley, 2010. ISBN 978-0-470-97271-7. Citado 2 vezes nas páginas 1 e 3.
- KENSCHKE, C. The Influence of Materials on the Development of Sailplane Design. In: *AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*. Dayton, Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. ISBN 978-1-62410-165-6. Citado na página 3.
- MAUGHMER, M. The Evolution of Sailplane Wing Design. In: *AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*. Dayton, Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. ISBN 978-1-62410-165-6. Citado na página 3.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. [S.l.]: Elsevier Science, 2016. ISBN 978-0-08-100914-7. Citado 2 vezes nas páginas 5 e 8.

## APÊNDICE A – TABELA DE PROPRIEDADES DAS CLASSES PROGRAMADAS

Classe	Propriedades públicas	Definição
CompositeSection	Elxx	Produto de área mecânico em relação ao eixo x
	Elly	Produto de área mecânico em relação ao eixo y
	Elxy	Produto de área mecânico em relação ao eixo y
	RigidezAxial	Rigidez axial da viga
	CG_XY	Corrdenadas x e y do centro de gravidade mecânico
Laminado	ABD	Matriz 6x6 ABD de rigidez
	abd	Matriz 6x6, inversa da abd
	L	Matriz 3xn com a orientação do laminado fornecido, mais uma coluna com a posição z das lâminas
	Q	Matriz tridimensional 3x3xn contendo Q das lâminas individuais
	H	Matriz 2x2xn de rigidez transversal
	QT	Matriz Q 3x3xn transformada pela orientação das lâminas
	t	Espessura do laminado
	n	Número de lâminas
	STRENGHT	matriz de vetores de resistência mecânica [F1t,F1c,F2t,F2c,F6]' das lâminas
	deformacao_in	Deformações dentro e fora do plano definidas pelos métodos force_in e force_out
	deformacao_out	
	deff_xy	Deformações e stresses correspondentes, definidos pelo método force in
	stress_12	
	stress	
	max_stress_sf	Fatores de segurança em conformidade com diferentes teorias de falha, definidos pelo método force in
	tsai_wu_sf	
	hashin_rotem_sf	
	S_moduli	Matriz de rigidez correspondente aos módulos do laminado
	Exm,Eym,vxym,Gxym,Gyzm,Gxzm	Laminate moduli

Tabela 1 – Propriedades públicas associadas às classes personalizadas das ferramentas criadas