

SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DA ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA ATRAVÉS DO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

Autor 1 - Giovani Cleber Bonatti
186315@upf.br

Autor 2 - Prof. Dr. Fabio Goedel
goedel@upf.br

Comissão Examinadora – Me. Guilherme Reschke do Nascimento e Dr. Leandro Dóro Tagliari

RESUMO

O presente trabalho teve por objetivo realizar análise estrutural linear estática da asa de uma aeronave rádio controlada utilizando o método dos elementos finitos, através do *software Ansys*. Inicialmente buscou-se identificar pontos críticos que poderão ocasionar deformações e possuem fragilidades, definiu-se o material como a madeira balsa, em seguida ajustou-se a geometria da asa para realizar as uniões e imperfeições apresentadas. Na etapa seguinte, gerou-se uma malha com um refinamento de 4 mm utilizando elementos quadráticos, procedeu-se para a aplicação do material na geometria através do *ACP (Pre)*, seguindo para a análise estrutural, aplicou-se as condições de contorno, obteve-se o resultado de deformação total de 421,88 mm e tensão máxima de 171,22 MPa, aplicando o critério de falha de Tsai-Hill e Tsai-Wu grande parte da geometria ficou abaixo de 1, onde apresentou falha na estrutura, analisou-se também somente as longarinas e as nervuras e obteve-se falha nas mesmas.

Palavras chave: simulação; *Ansys*; elementos finitos; aeronave rádio controlada.

1 INTRODUÇÃO

A SAE Brasil *AeroDesign* é uma competição voltada aos estudantes de Engenharias, onde os participantes devem desenvolver uma aeronave rádio controlada de tamanho reduzido, sendo necessário seguir o regulamento que é modificado anualmente, e avaliados por engenheiros da indústria aeronáutica com uma pontuação atribuída.

O presente estudo tem como objetivo desenvolver a análise estrutural da asa de uma aeronave rádio controlada de competição utilizando o método dos elementos finitos. Com a ajuda do *software Ansys* é possível simular o comportamento da estrutura sob ação das cargas de trabalho e se mostra uma ferramenta crucial na área de projeto mecânico devido à qualidade de resultados obtidos após a simulação.

Segundo Nunes (2016) a utilização de análises numéricas traz inúmeros benefícios, como o aumento da confiabilidade do projeto, a redução do tempo de execução, a prevenção de erros de projeto e a diminuição dos custos, entre outros. Portanto, é fundamental conduzir essas análises com extrema cautela, buscando representar a situação de forma altamente realista. Uma etapa crítica nesse processo é a modelagem e o aprimoramento da malha. A seleção cuidadosa dos elementos e a representação precisa da modelagem, juntamente com o nível adequado de

refinamento da malha, são passos essenciais que, quando executados com *Excelência*, asseguram resultados mais próximos da precisão desejada.

Antes de utilizar determinado *software*, no caso em estudo o *Ansys*, se faz necessário ter em consideração na fase antecessora a análise da estrutura o tipo de estudo a ser feito. Dessa forma, é pertinente o conhecimento de Análise (Dinâmica ou Estática), (Linear ou Não linear) e o tipo de Estrutura. Neste estudo, será utilizado análise estrutural estática pela necessidade de provar que a mesma está dimensionada de forma a suportar carga estática e dinâmica pelo fato de o objeto de estudo estar exposto a vários esforços dinâmicos.

De acordo com Carvalho (2019) para realizar uma análise precisa com o método dos elementos finitos, é crucial compreender a geometria, selecionar o modelo de material e identificar as cargas. Este método, quando aplicado corretamente, oferece uma ampla gama de análises confiáveis, destacando a importância de ter um conhecimento profundo e uma compreensão analítica sólida para uma utilização eficaz.

Tendo em vista que o projeto estudado foi dimensionado apenas com a experiência do projetista, deseja-se conhecer os valores de tensão e deformação presentes na estrutura da asa em questão, para que seja possível determinar o comportamento estrutural durante o seu funcionamento, pois uma falha em um componente como este pode ser catastrófica.

1.1 Justificativa e descrição do problema

Buscou-se realizar a análise estrutural da asa da aeronave rádio controlada de propriedade da Universidade de Passo Fundo através do método dos elementos finitos, a fim de identificar problemas nas áreas de maior tensão onde ocorrem deformações e menor resistência no projeto. Nesse sentido, com o uso de recursos tecnológicos será possível criar uma documentação técnica da asa da aeronave rádio controlada, além disso, aprimorar-se em análises estruturais com *softwares*.

1.2 Objetivos

Este trabalho tem como objetivo geral simular estruturalmente a asa de uma aeronave rádio controlada de competição da SAE Brasil usando o método dos elementos finitos.

Para auxiliar o atendimento do objetivo geral, relacionam-se os seguintes objetivos específicos:

- Entender os aspectos gerais envolvidos na aviação e principalmente no *AeroDesign*;
- Utilizar os carregamentos adotados e informados pela equipe *Aerococus* e realizar simulação estrutural da asa;
- Identificar pontos críticos na estrutura;
- Criar documentação técnica.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

É de imprescindível relevância a análise completa de todos os fatores e elementos envolvidos no projeto, para então classificar e satisfazer os requisitos necessários. Diante disto, será abordado os materiais isotrópicos e ortotrópicos, a compreensão do projeto aeronáutico, *software* de simulação estrutural e aplicação do método dos elementos finitos, sendo que esses tópicos são de grande importância para a realização do trabalho.

2.1 Fundamentos de projetos aeronáuticos

Um avião é definido como uma aeronave de asa fixa mais pesada que o ar, movida por propulsão mecânica, que é mantido em condição de voo devido à reação dinâmica do ar que escoia através de suas asas [RODRIGUES, 2014].

Os aviões são projetados para uma grande variedade de propostas, porém todos possuem os mesmos componentes principais. As características operacionais e as dimensões são determinadas pelos objetivos desejados pelo projeto [RODRIGUES, 2014].

Conforme Oliveira Junior (2017) o estudo da aerodinâmica se baseia em analisar as forças as quais um corpo está sujeito quando imerso em um escoamento de ar. Essas forças têm como origem dois fenômenos, como, a distribuição de pressão sobre o corpo, sempre normal a superfície; e a tensão de cisalhamento distribuída no corpo, sempre tangente a superfície.

De acordo com Gonçalves (2016) as asas são cruciais para sustentar o avião em voo e representam uma das partes mais estudadas da aeronave, com diversas configurações adaptadas a objetivos específicos, como velocidade, sustentação e redução de arrasto. A configuração da asa envolve propriedades como envergadura, alongamento e espessura máxima, além de determinar o número total de asas na aeronave, conforme apresentadas na Figura 1.

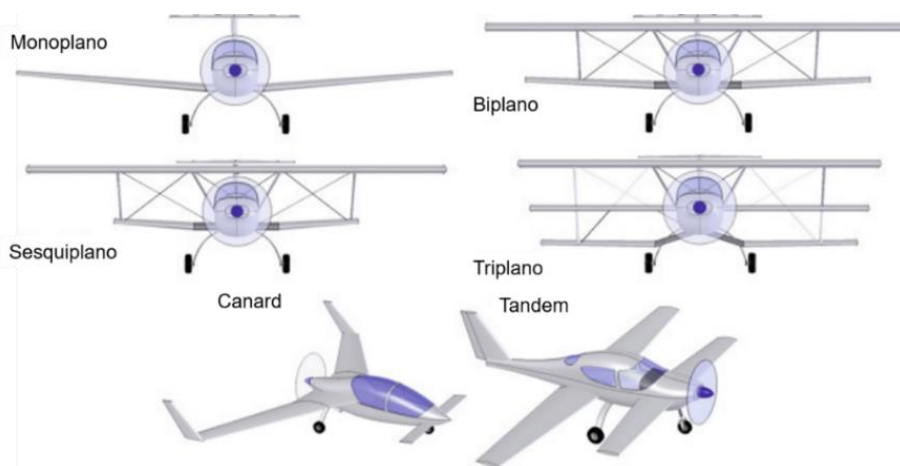


Figura 1 - Tipos e número de asas que o avião possui.
(Fonte: Adaptado de GUDMUNDSSON, S., 2013, p. 86)

Conforme afirma Gudmundsson (2013) o monoplano é de longe a configuração mais comum, devido à sua eficiência aerodinâmica. A principal vantagem da configuração biplano ou triplano é a grande área da asa compactada em uma pequena envergadura. Isso permite aviões muito manobráveis com velocidade de estol relativamente baixa sem flaps. A desvantagem da configuração é a ineficiência aerodinâmica que decorre da colocação da região de baixa pressão da asa inferior próxima à região de alta pressão da asa superior. Isto requer maior ângulo de ataque para gerar o mesmo coeficiente de sustentação e, conseqüentemente, aumenta o arrasto induzido pela sustentação.

Segundo Gudmundsson (2013) o sesquiplano é um biplano com envergadura menor na asa inferior. Isto melhora a eficiência da parte externa da asa superior, permitindo que seja gerada uma pressão mais elevada na sua superfície inferior. Também resulta num fenômeno que torna a configuração ideal para aeronaves agrícolas; a geração de quatro vórtices distintos nas pontas das asas que ajudam a espalhar fertilizantes ou inseticidas de maneira mais eficaz. A diferença entre um canard e um avião tandem está no tamanho da asa dianteira. Geralmente, o elevador é instalado na superfície de elevação dianteira. Ambas as superfícies de sustentação geram vetores de

sustentação apontando para cima em voo nivelado e ambas as superfícies dianteiras são altamente desestabilizadoras, longitudinalmente.

De acordo com Freitas (2021), um planador é uma aeronave mais pesada que o ar, capaz de se manter em voo através da reação dinâmica do ar contra suas asas e cujo voo não depende de motorização própria. A aeronave voa através de forças naturais da atmosfera, como térmicas e orográficas para ganhar altitude. Para decolar, o planador é rebocado por um avião de pequeno porte, ambos ligados por um cabo, conforme ilustrado na Figura 2. O planador decola primeiro devido à alta envergadura, mas deve voar na mesma altitude que o avião rebocador e não comprometer o cabo. Assim que ambos chegam a determinada altitude, o piloto do planador solta o cabo e faz curva à esquerda e o avião (com cabo preso) à direita e, então, o planador está livre para planar.

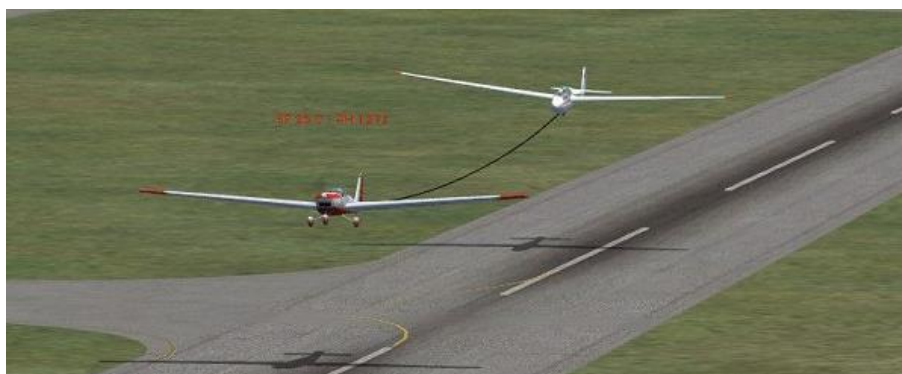


Figura 2 - Planador rebocado.
(Fonte: ANAC, 2011)

Segundo Rodrigues (2014) um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor, os termos aerofólio ou perfil aerodinâmico são empregados como nomenclatura dessa superfície. A Figura 3 apresenta este perfil e suas principais características geométricas.

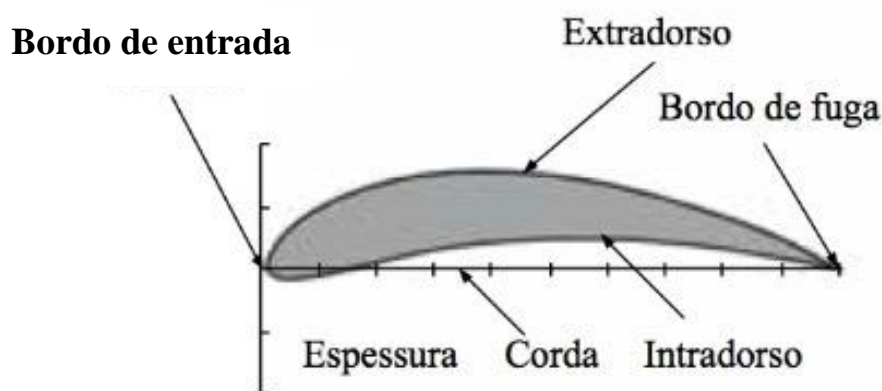


Figura 3 – Perfil aerodinâmico e suas principais características geométricas.
(Fonte: Adaptado de RODRIGUES, L. E. M. J., 2014, p. 7)

Conforme Rodrigues (2014) a linha de arqueamento média é o ponto médio entre os pontos da superfície superior e inferior do perfil, conectada pela linha da corda. A espessura representa a altura medida perpendicularmente à corda, e a razão de espessura do perfil é obtida pela divisão

da máxima espessura pelo comprimento da corda. O arqueamento é a máxima distância entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil.

De acordo com Tavares Filho *et al* (2022), a primeira função dos painéis da asa é formar uma superfície impermeável para suportar as pressões aerodinâmicas. Essas forças aerodinâmicas são transmitidas as longarinas e nervuras pela ação da placa e da membrana. A resistência às cargas de cisalhamento e torção é fornecida por tensões de cisalhamento desenvolvidas na pele e nas longarinas, enquanto que as cargas axiais e de deflexão são reagidas pela ação combinada dos painéis e longarinas. Os painéis podem ser visualizados na Figura 4.

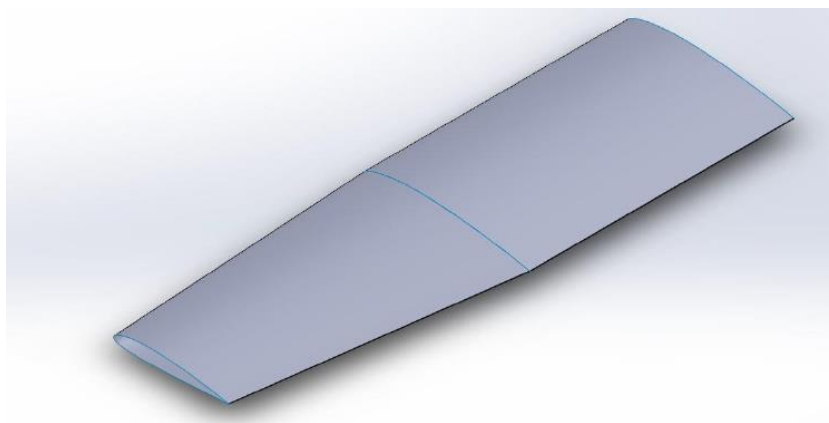


Figura 4 – Painéis de revestimento da asa.
(Fonte: TAVARES FILHO, M. R. *et al*, 2022, p.20)

De acordo com o autor Tavares Filho *et al* (2022), as nervuras possuem a função de fornecer a conformação para a asa, a forma da seção tangencial é governada por considerações aerodinâmicas. Atuam também com a pele na resistência às cargas de pressão aerodinâmica distribuída, eles distribuem cargas concentradas na estrutura e redistribuem as tensões em torno de discontinuidades, como poços do material rodante, painéis de inspeção e tanques de combustível, na superfície da asa. As nervuras podem ser visualizadas na Figura 5.

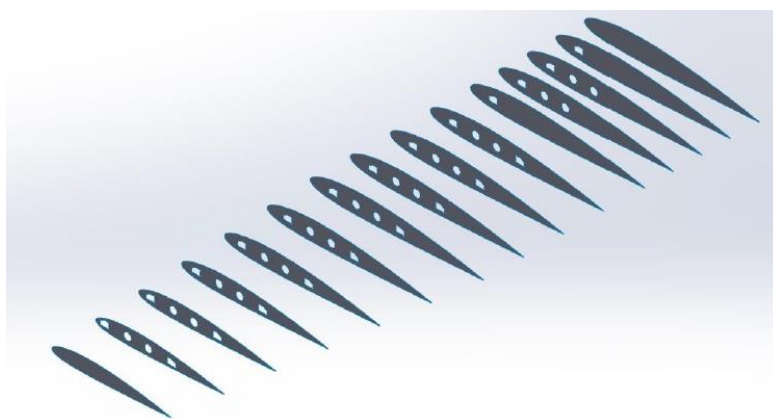


Figura 5 – Nervuras da asa.
(Fonte: TAVARES FILHO, M. R. *et al*, 2022, p. 21)

Segundo Tavares Filho *et al* (2022) as longarinas, cruciais na estrutura da asa, resistem às cargas de cisalhamento. Cargas de ar passam pelos painéis para as nervuras, que, por sua vez, as conduzem para as longarinas, distribuindo proporcionalmente à rigidez da alma. Múltiplas

longarinas reduzem tensões nas nervuras e oferecem suporte eficiente ao material no vão, representadas na Figura 6.

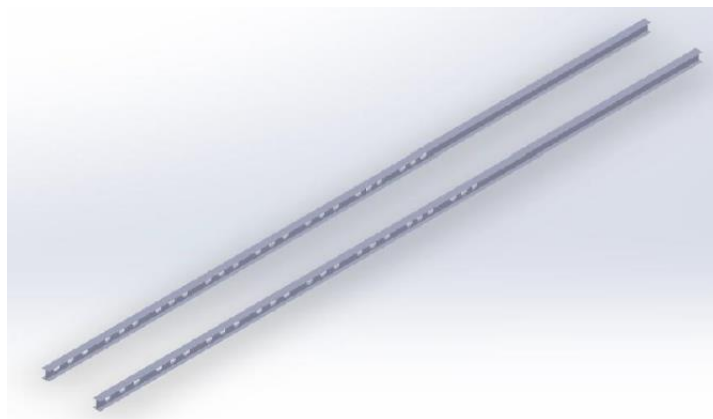


Figura 6 – Longarina da asa.
(Fonte: TAVARES FILHO, M. R. et al, 2022, p. 22)

2.2 Método dos elementos finitos (MEF)

Conforme Alves Filho (2013), no dia a dia das atividades de engenharia, os engenheiros e os projetistas são colocados diante de problemas técnicos, alguns mais simples e outros mais complexos, tendo de resolvê-los de forma satisfatória. Para isso utilizam um verdadeiro arsenal de equações, tabelas, que aprenderam nos cursos de engenharia.

Nas palavras de Alves Filho (2013) os métodos analíticos clássicos permitem o cálculo da resposta exata dos deslocamentos, deformações e tensões na estrutura nos seus infinitos pontos, porém essas soluções são somente conhecidas para alguns casos, que fogem da maioria das aplicações práticas que encontramos no dia a dia, independente da forma da estrutura e da condição de carregamento, dentro da precisão aceitável do problema de engenharia, esse caminho alternativo aos procedimentos analíticos clássicos dará origem ao método dos elementos finitos. Assim, esquematicamente, podemos representar na Figura 7 os dois grandes caminhos que podem ser percorridos na solução dos problemas anteriormente levantados.

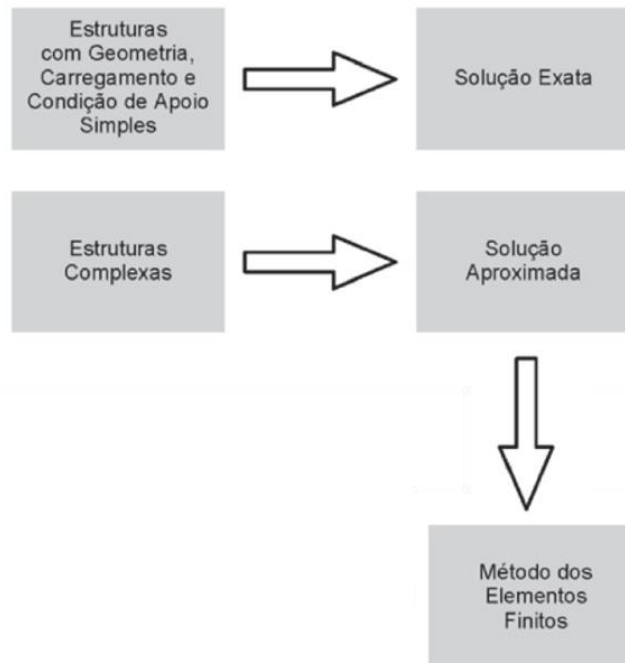


Figura 7 – Etapas de estruturas simples e complexas.
 (Fonte: Adaptado de ALVES FILHO, A., 2013, p. 24)

Conforme Tavares Filho *et al* (2022), o método dos elementos finitos modela uma estrutura como uma montagem de pequenas peças (elementos). Cada elemento é de geometria simples e, portanto, é muito mais fácil de analisar do que a estrutura propriamente dita. Em essência, aproximamos uma solução complicada utilizando um modelo que consiste em soluções simples e contínuas de peças. Os elementos são chamados de "finitos" para distingui-los dos diferentes elementos utilizados em cálculo.

A seleção precisa de elementos na malha de elementos finitos, de acordo com o autor Norton (2013), equilibra precisão e eficiência. Recomenda-se elementos maiores em áreas com tensão suave e malhas mais refinadas em regiões com mudanças rápidas, garantindo resultados precisos sem comprometer o desempenho. Essa estratégia impacta diretamente a confiabilidade da análise em projetos e simulações de engenharia.

Segundo Norton (2013) a malha de elementos finitos compreende elementos unidimensionais, bidimensionais e tridimensionais, com diferentes graus de liberdade, a escolha do tipo de elemento define como o deslocamento é interpolado dentro de cada elemento, os elementos lineares são adequados para contornos retos, enquanto elementos quadráticos ou parabólicos são preferíveis em contornos curvos, elementos parabólicos, com funções de deslocamento parabólicas, oferecem estimativas mais precisas de tensão, tornando-os ideais para representar geometrias complexas apresentam-se na Figura 8.

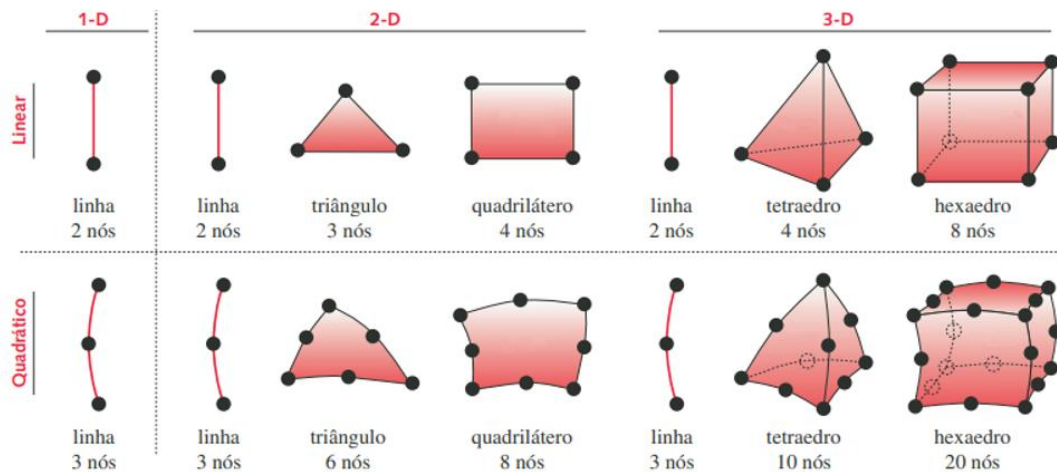


Figura 8 – Alguns elementos finitos comuns.
(Fonte: NORTON, R. L., 2013, p. 486)

Conforme a abordagem do autor Heinzmann (2020) a escolha cuidadosa dos elementos na malha é crucial para garantir precisão em análises de elementos finitos e representar eficientemente geometrias desafiadoras. O Método dos Elementos Finitos (MEF) divide a estrutura contínua em elementos interconectados, simplificando linearmente o problema para avaliar deslocamentos, tensões e deformações. Cada elemento é matematicamente modelado para refletir as características reais da estrutura.

Nas palavras de Heinzmann (2020) esses elementos são conectados em pontos chamados nós, que servem como pontos de referência para o cálculo das características do elemento, como deslocamentos e tensões, a combinação de elementos e nós forma a malha de elementos finitos, que é essencial para a técnica, apresentadas na Figura 9, através dessa malha, o MEF transforma equações diferenciais complexas, que descrevem o comportamento da estrutura, em um sistema de equações lineares mais gerenciável, essas equações são então resolvidas numericamente para obter informações detalhadas sobre o comportamento da estrutura, como tensões, deformações e deslocamentos.

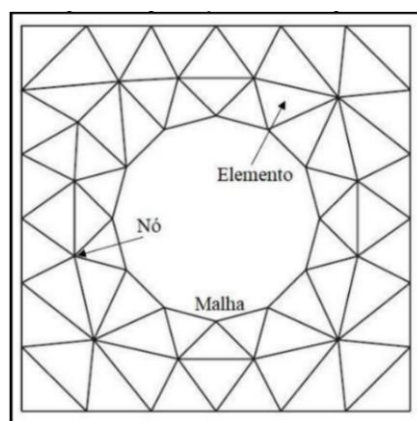


Figura 9 – Representação de uma malha genérica.
(Fonte: HEINZMANN, M. R., 2020, p. 33)

Nas considerações de Benzley *et al* (1995) o método dos elementos finitos oferece uma abordagem robusta para a modelagem matemática de fenômenos físicos. Sua formulação numérica

permite uma aplicação eficaz em diversos sistemas computacionais. Com o avanço de *softwares* de pré e pós-processamento, essa técnica ganhou maior popularidade e funcionalidade.

Recomenda-se seguir a sequência de passos apresentados abaixo, e também pode-se visualizar com maiores detalhes cada etapa conforme Figura 10:

- Pré-Processamento: em que, antes de qualquer cálculo a ser efetuado pelo computador, deve-se montar o Modelo Discretizado da Estrutura, e neste aplicar as Condições de Contorno [ALVES FILHO, 2013].;
- Processamento: em que são efetuados os Cálculos Matriciais, para determinação de deslocamentos, reações de apoio e forças internas nos elementos [ALVES FILHO, 2013].;
- Pós-Processamento: em que são interpretados os resultados numéricos dos cálculos efetuados, e a sua coerência com o problema físico estudado [ALVES FILHO, 2013].

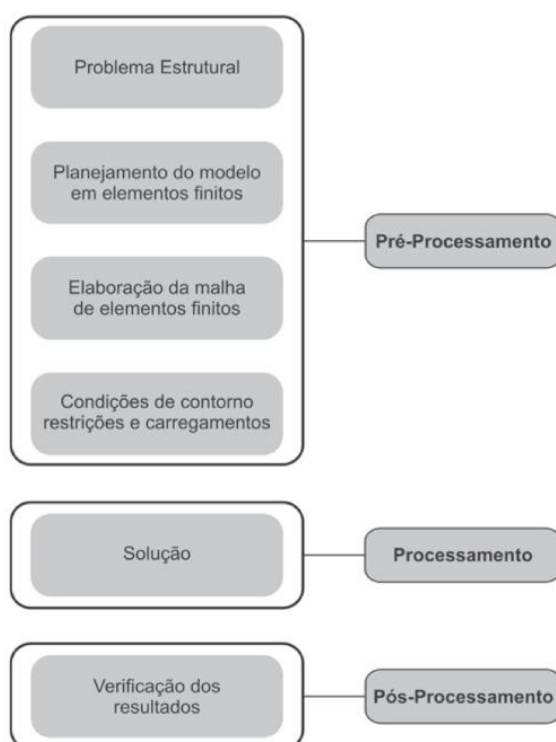


Figura 10 – Sequência básica de etapas para aplicação do método dos elementos finitos.
(Fonte: ALVES FILHO, A., 2013 p. 84)

2.3 Material isotrópico

De acordo com Moraes (2014) os materiais isotrópicos são aqueles que mantêm suas propriedades constantes em todas as direções do material a uma dada sollicitação de carga, ou seja, é um material que apresenta infinitos planos de simetria ortogonais entre si, por isso, pode-se dizer que não existem direções materiais preferenciais. Sendo assim, pode-se considerar que uma tensão normal aplicada a uma placa isotrópica criaria uma extensão no sentido longitudinal e uma contração no sentido tangencial, sem nenhuma deformação por cisalhamento. Porém, a aplicação de uma tensão tangencial causa somente deformação por cisalhamento, sem nenhuma extensão ou contração, conforme a Figura 11.

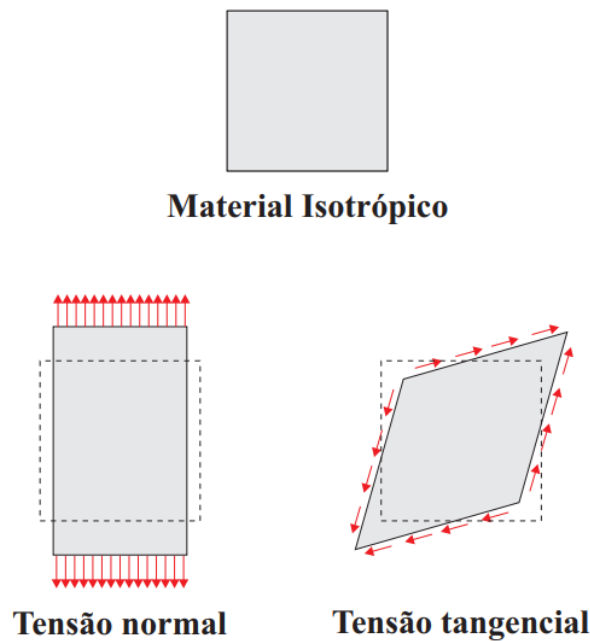


Figura 11 – Comportamento mecânico de um material isotrópico.
 (Fonte: MORAES, D. H., 2014, p. 19)

Conforme Aragão e Carmo (2019) um material compósito pode ser analisado estabelecendo-se uma relação entre tensão e deformação, assim como a lei de Hooke estabelece para materiais isotrópicos e homogêneos. Estes possuem as mesmas propriedades elásticas em todas as direções, diferentemente dos ortotrópicos. A reação de cada material a aplicação de uma tensão uniaxial, onde o contorno tracejado representa a forma original não deformada. Ao contrário dos materiais convencionais usados na engenharia, os compósitos não são homogêneos e nem isotrópicos. Grande parte comporta-se como ortotrópico. Apesar da reação do material ortotrópico ser semelhante à do isotrópico, a magnitude dos deslocamentos dentro e fora do plano são diferentes.

2.3.1 - Teoria de Tresca

Conforme Norton (2013) a teoria de Tresca, ou tensão máxima de cisalhamento, postula que a falha ocorre quando a tensão máxima de cisalhamento em uma região ultrapassa a metade da tensão normal de escoamento de um corpo de prova submetido à tração. Essa teoria pressupõe que a representação da tensão de cisalhamento no escoamento de um material dúctil é dada pela Equação 1.

$$S_{ys} = 0,50 S_y \quad (1)$$

Segundo Norton (2013) a Figura 12 mostra o envoltório hexagonal de falha para o caso bidimensional devido à teoria da máxima tensão de cisalhamento superposto à elipse da energia de distorção. A tensão está inscrita na elipse e em contato com ela em seis pontos. Combinações das tensões principais σ_1 e σ_3 que se encontram dentro desse hexágono são consideradas seguras, e considera-se que a falha ocorre quando o estado combinado de tensões atinge a borda hexagonal. Esta é obviamente uma teoria de falha mais conservadora que a teoria da energia de distorção, pois está contida dentro da última. As condições para o cisalhamento devido à torção pura estão mostradas nos pontos C e D.

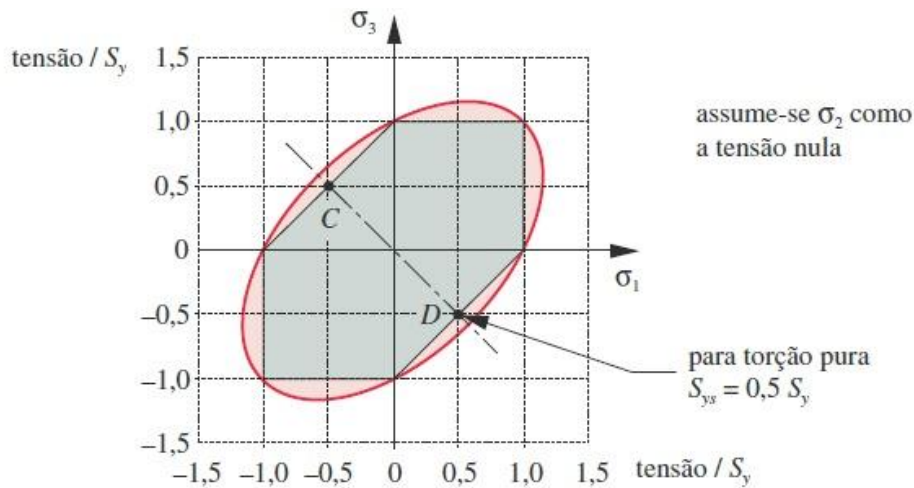


Figura 12 – O hexágono 2D da teoria da tensão de cisalhamento inscrito na elipse da energia de distorção.
(Fonte: NORTON, R. L., 2013, p. 252)

2.3.2 - Teoria de von Mises

Conforme Norton (2013) para determinar um critério de falha, comparamos a energia de distorção por unidade de volume com a energia de distorção por unidade de volume presente em um corpo de prova durante um ensaio de tração. Este ensaio é fundamental para entender a resistência do material. O ponto de interesse é a tensão de falha, conhecida como tensão de escoamento S_y . No teste de tração, o material é submetido a um estado uniaxial de tensão, onde durante o escoamento, a tensão principal σ_1 atinge S_y e as tensões principais σ_2 e σ_3 são nulas. O critério de falha é derivado da Equação 2, que se aplica a um estado triplo de tensões.

$$S_y = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1\sigma_2 - \sigma_2\sigma_3 - \sigma_1\sigma_3} \quad (2)$$

Nas considerações de Norton (2013), equação da energia de distorção para o estado de tensão dupla, a Equação 3, representa graficamente uma elipse quando plotada nos eixos σ_1 e σ_3 , conforme ilustrado na Figura 13. A área dentro desta elipse define a região segura para combinações de tensões biaxiais que não resultam em escoamento sob carregamento estático.

$$S_y = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_3 + \sigma_3^2} \quad (3)$$

Segundo Norton (2013) a Equação 2 da energia de distorção no caso tridimensional descreve um cilindro circular inclinado dos eixos σ_1 , σ_2 , σ_3 no qual cada um dos três ângulos de Euler é 45° . O interior desse cilindro define a região segura contra o escoamento para a combinação de tensões σ_1 , σ_2 e σ_3 . O eixo do cilindro é o local de todas as tensões hidrostáticas e se estende a \pm infinito, confirmando que apenas tensão hidrostática não causa a falha de material dúctil. As interseções do cilindro com cada um dos três planos principais são elipses, como mostra a Figura 13.

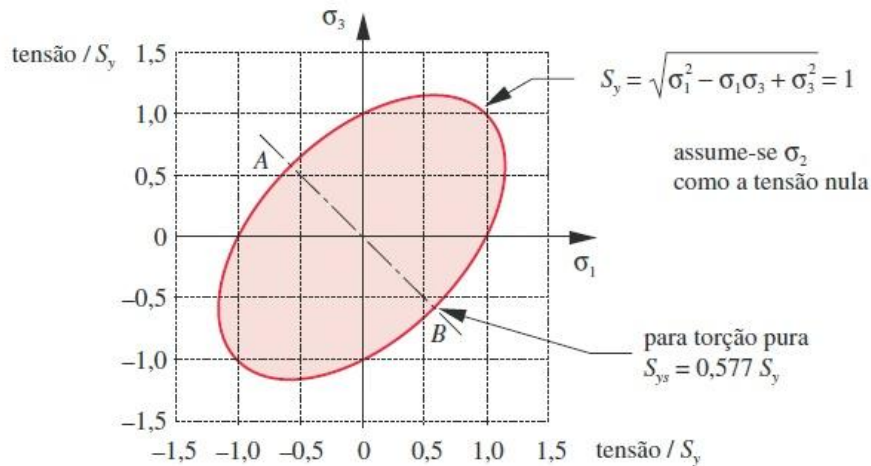


Figura 13 – Elipse de energia de distorção em 2D normalizada para a tensão de escoamento do material.
(Fonte: NORTON, R. L., 2013, p. 249)

De acordo com Norton (2013) com frequência, é conveniente, em situações envolvendo tensões combinadas normal e de cisalhamento no mesmo ponto, definir uma tensão equivalente que possa ser usada para representar a combinação de tensões. A utilização da energia de distorção nos dá um bom meio para fazê-lo para materiais dúcteis. A tensão equivalente de von Mises σ' é definida como a tensão de tração uniaxial que criaria a mesma energia de distorção que é criada pela combinação atual das tensões aplicadas. Esse procedimento nos permite tratar casos de tensão multiaxial combinada a tensões de cisalhamento como se fossem devidos a um carregamento de tração pura. A tensão equivalente de von Mises para o caso tridimensional é encontrada a partir da Equação 4.

$$\sigma' = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x\sigma_y + 3\tau_{xy}^2} \quad (4)$$

Essa relação define a tensão de cisalhamento no escoamento S_{ys} de qualquer material dúctil como uma fração da tensão normal de escoamento S_y determinada no teste de tração conforme Equação 5 [NORTON, 2013].

$$S_{ys} = 0,577 S_y \quad (5)$$

2.3.3 - Teoria de Coulomb-Mohr

Segundo Norton (2013) a teoria de Coulomb-Mohr para materiais frágeis, que é uma adaptação da teoria da máxima tensão normal a Figura 14 mostra os círculos de Mohr tanto de testes de tração como de compressão de um material uniforme (a) e de um material não uniforme (b).

Conforme Norton (2013) as linhas tangentes a esses círculos constituem as linhas de falha para todas as combinações de tensões aplicadas entre os dois círculos. A área encerrada pelos círculos e pelas linhas de falha representam a zona segura. No caso de materiais uniformes, as linhas de falha independem da tensão normal e são definidas pela máxima tensão de cisalhamento

do material. Isso é consistente com a teoria da máxima tensão normal para materiais dúcteis (que também tendem a ser materiais uniformes). Para o material não uniforme, as linhas de falha são função tanto da tensão normal, σ , como da tensão de cisalhamento, τ . Para o regime de compressão, enquanto a componente da tensão normal de compressão torna-se crescentemente negativa (isto é, mais compressão), a resistência à tensão de cisalhamento do material aumenta. Isso é consistente com a ideia expressa anteriormente de que a compressão torna mais difícil a ocorrência do deslizamento cisalhante sobre as linhas defeituosas das falhas internas ao material. A equação da linha reta de falha pode ser encontrada para qualquer material a partir dos dados dos testes mostrados na figura. O coeficiente de inclinação, μ , e a interseção, τ_i , podem ser encontrados por geometria usando apenas os raios dos círculos de Mohr dos testes de tração e compressão.

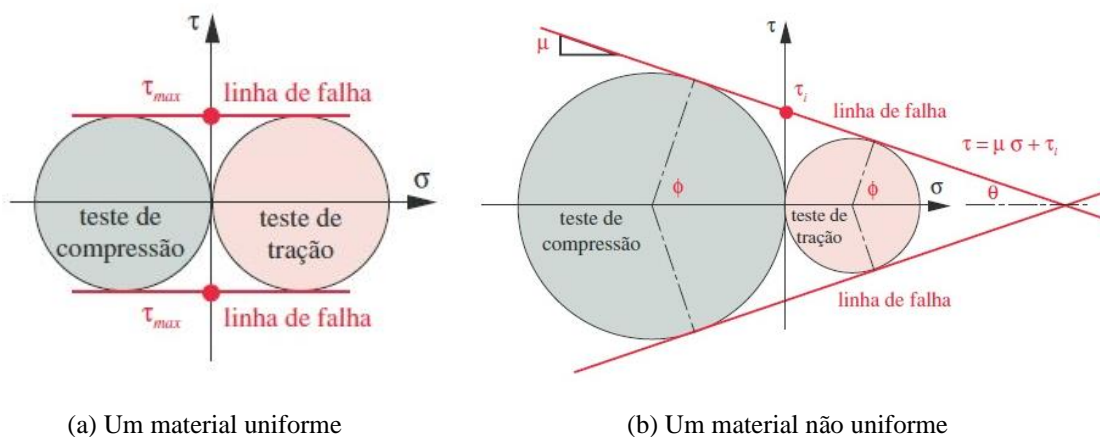


Figura 14 – Teoria das falhas estáticas.
(Fonte: NORTON, R. L., 2013, p. 259)

Nas considerações de Norton (2013) essas observações levam à teoria de Coulomb-Mohr para materiais frágeis, que é uma adaptação da teoria da máxima tensão normal. A Figura 15 mostra o caso bidimensional plotado nos eixos σ_1 , σ_3 e normalizado pela tensão limite de ruptura na tração, S_{ut} . A teoria da máxima tensão normal é mostrada para um material uniforme como o quadrado tracejado de ordenadas e abscissas $\pm S_{ut}$. Isso pode ser usado como critério de falha para materiais frágeis sob carregamento estático se a resistência à tração e à compressão forem iguais (materiais uniformes).

Conforme descrito por Norton (2013) a fronteira da teoria da máxima tensão normal também é mostrada (cinza) para um material não uniforme, como o quadrado assimétrico de ordenadas e abscissas S_{ut} e $-S_{uc}$. A envoltória de falha é válida somente nos primeiro e terceiro quadrantes e não leva em conta a interdependência das tensões normal e de cisalhamento apresentada na Figura 14, que afeta o segundo e o quarto quadrantes. A envoltória de Coulomb-Mohr (área cinza claro) tenta levar em conta a interdependência conectando os cantos opostos destes dois quadrantes com diagonais.

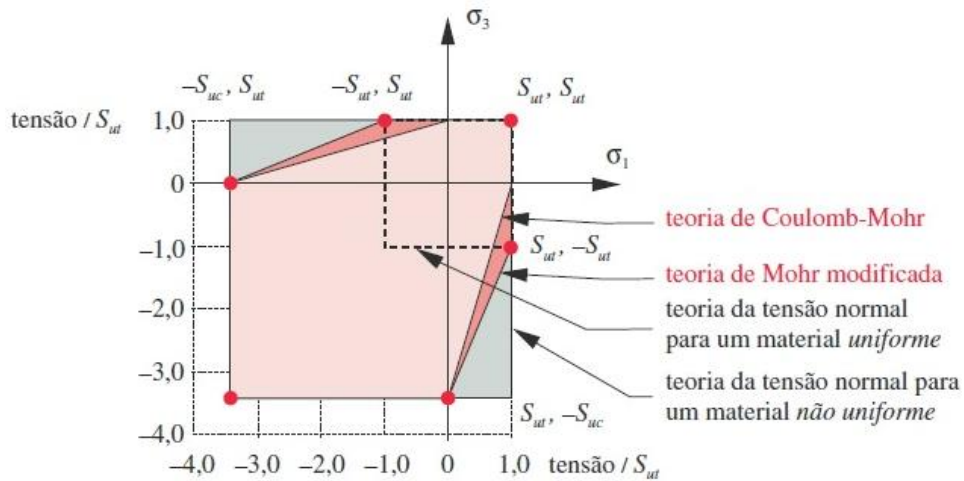
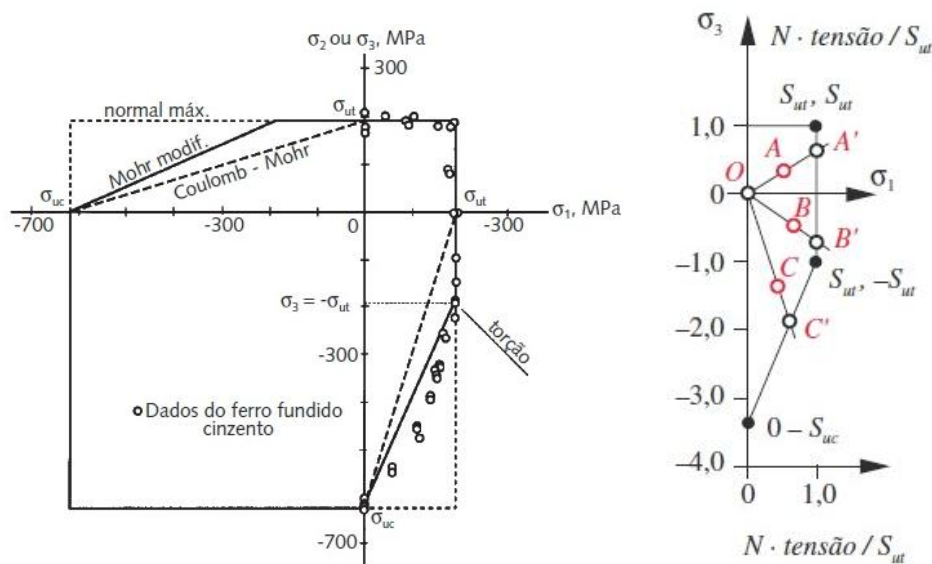


Figura 15 – Teorias de Coulomb-Mohr, Mohr modificada e da máxima tensão normal para materiais frágeis não uniformes.
(Fonte: NORTON, R. L., 2013, p. 260)

Segundo Norton (2013), a Figura 16 (a) ilustra os dados reais de falha que seguem a envoltória da teoria da máxima tensão normal para materiais uniformes até atingir o ponto de coordenadas $(S_{ut}, -S_{ut})$ abaixo do eixo σ_1 . Em seguida, a curva segue uma linha reta até o ponto de coordenadas $(0, -S_{uc})$. Esse conjunto de linhas representa a envoltória da teoria de falha de Mohr modificada, recomendada para materiais frágeis não uniformes quando submetidos a carregamento estático.



(a) Fratura biaxial do ferro fundido cinzento (b) Teoria de falha de Mohr modificada para materiais frágeis

Figura 16 – Teoria de falha de Coloumb-Mohr.
(Fonte: NORTON, R. L., 2013, p. 261)

De acordo com Norton (2013) se as tensões principais para o caso 2D são $\sigma_1 > \sigma_3$ e $\sigma_2 = 0$, apenas os quadrantes um e quatro precisam ser desenhados, conforme mostrado na Figura 16 (b), que apresenta as tensões normalizadas por N/S_{ut} , onde N é o coeficiente de segurança e representa as condições de tensão plana A, B e C. O ponto A denota qualquer estado de tensão em

que ambas as tensões principais, σ_1 e σ_3 , são positivas. A falha ocorrerá quando a linha de carregamento OA ultrapassar a envoltória de falha em A' . O coeficiente de segurança para essa situação pode ser expresso pela Equação 6.

$$N = \frac{S_{ut}}{\sigma_1} \quad (6)$$

2.4 Material ortotrópico

Segundo Moraes (2014) quando existem três planos de simetria ortogonais mutuamente no material, aumentam o número de constantes elásticas em relação aos materiais isotrópicos, utilizando argumentos similares aos dados para materiais com plano de simetria única, tais materiais são chamados de ortotrópicos. Para Chen e Saleeb (1982), os materiais ortotrópicos apresentam propriedades que são diferentes em três direções perpendiculares em relação a um ponto no material, além disso apresentam três planos de simetria mutuamente perpendiculares, logo, as suas propriedades dependem da orientação de um ponto no corpo.

Nas considerações de Moraes (2014) a semelhança dos materiais isotrópicos, como representado na Figura 11, quando uma tensão normal é aplicada em uma direção principal de uma placa ortotrópica (ao longo de uma das interseções dos três planos ortogonais de simetria), observa-se uma expansão na direção da tensão e uma contração perpendicular a ela, conforme mostrado na Figura 17.

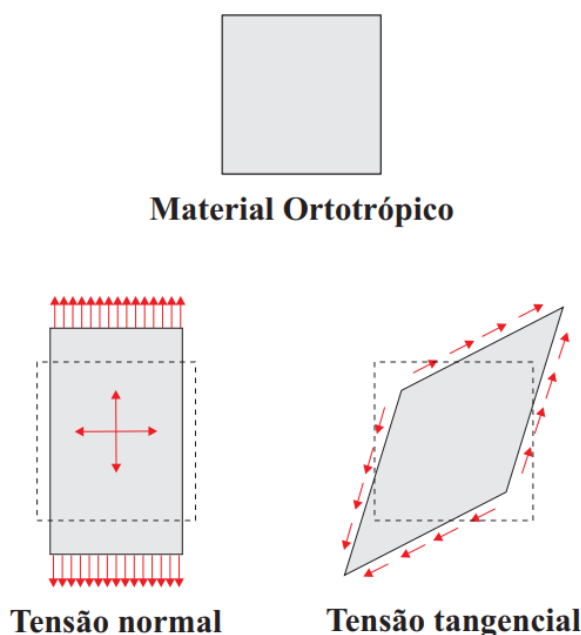


Figura 17 – Comportamento mecânico de um material ortotrópico.
(Fonte: MORAES, D. H., 2014, p. 22)

Conforme Moraes (2014) a magnitude da extensão em uma direção principal do material, sob tensão normal nessa direção, é diferente da magnitude da extensão em uma outra direção principal do material, sob a mesma tensão normal nessa outra direção, assim existe um módulo de elasticidade para cada direção principal. Em adição, por causa das diferentes propriedades em duas direções principais, a contração pode ser maior ou menor do que a contração de um material

isotrópico similarmente carregado, com o mesmo módulo de elasticidade na direção do carregamento, assim diferentes coeficientes de Poisson são associados com diferentes pares de direções principais. A aplicação de uma tensão tangencial causa deformação por cisalhamento indicado na Figura 17, mas a magnitude dessa deformação é totalmente independente dos módulos de elasticidades e dos coeficientes de Poisson.

Nas palavras de Moraes (2014) é possível observar nos materiais ortotrópico, a tensão normalmente não está relacionada a deformação angular; a deformação linear não está relacionada a tensão tangencial; a tensão tangencial só é aplicada na deformação angular, apenas no plano em que atua.

2.4.1 Critério de falha de Tsai-Hill

Conforme SOLIDWORKS (2017), o critério de falha de Tsai-Hill se aplica a cascas compostas. Este critério leva em consideração a parte de energia de distorção da energia de deformação total que é armazenada devido ao carregamento. A energia de distorção é a parte da energia de deformação que causa alteração de forma. A outra parte é a energia de dilatação, que causa a alteração de volume (alteração de área, no caso bidimensional) devido ao carregamento, ilustrada na Figura 18.

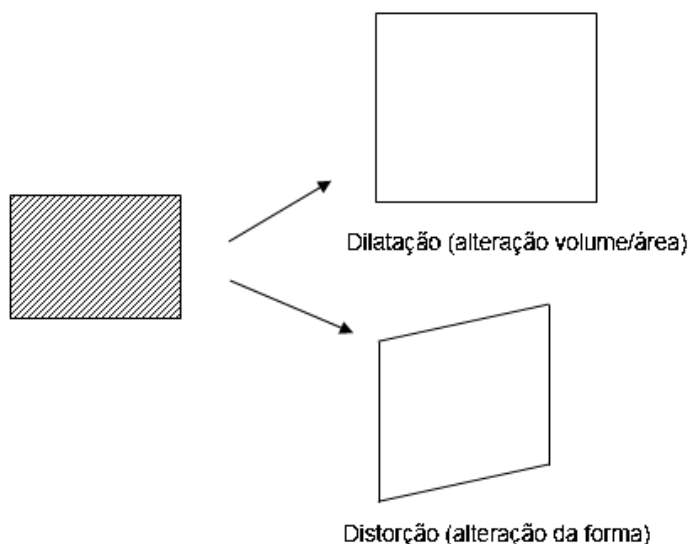


Figura 18 - Diferença entre dilatação e distorção quando um modelo 2D é carregado.
(Fonte: SOLIDWORKS, 2017)

Para uma lâmina 2D, como é o caso de cascas compostas, pressupõe-se que cada lâmina está num estado de tensão plana com $\tau_3 = 0$, $\tau_{13} = 0$, $\tau_{23} = 0$. O índice de falha é calculado através da Equação 7 [SOLIDWORKS, 2017]:

$$F.I. = \frac{\sigma_1^2}{X_1^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_1^2} + \frac{\sigma_2^2}{X_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (7)$$

onde: X_1 é a resistência à tração do laminado na direção 1 do material, X_2 é a resistência à tração do laminado na direção 2 do material e S_{12} a resistência de cisalhamento do laminado [SOLIDWORKS, 2017].

Consulte Direções das camadas de materiais compostos para obter uma definição das direções 1 e 2 do material [SOLIDWORKS, 2017].

Segundo SOLIDWORKS (2017) o programa relata o fator de segurança (FOS) para falha de laminados como $1 / \sqrt{F.I.}$. O FOS é o coeficiente pelo qual todos os componentes de tensão devem ser multiplicados para chegar à falha laminados (F.I. = 1). Um valor de FOS maior que 1 indica que o laminado está seguro contra falhas.

Além disso,

$$X_1 = X_1^T \text{ se } \sigma_1 > 0$$

$$X_1 = X_1^C \text{ se } \sigma_1 < 0$$

$$X_2 = X_2^T \text{ se } \sigma_2 > 0$$

$$X_2 = X_2^C \text{ se } \sigma_2 < 0$$

Os expoentes ^T e ^C denotam as resistências à tração e ao cisalhamento, respectivamente [SOLIDWORKS, 2017].

2.4.2 Critério de falha de Tsai-Wu

Este critério leva em consideração a energia de esforço total (ambas as energias de distorção e de dilatação) para prever falhas. Ele é mais geral do que o critério de falha de Tsai-Hill porque distingue entre as resistências a falhas de compressão e de tensão [SOLIDWORKS, 2017].

Para uma tensão plana de estado 2D ($\sigma_3 = 0, \tau_{13} = 0, \tau_{23} = 0$), o critério de falha de Tsai-Wu é expresso como apresentada na Equação 8 [SOLIDWORKS, 2017]:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_6\tau_{12} + F_{66}\tau_{12}^2 = 1 \quad (8)$$

Os coeficientes F_{ij} do critério de falha de Tsai-Wu ortotrópico são relacionados aos parâmetros de resistência de material da lâmina e são determinados por experimentos. Eles são calculados a partir das seguintes fórmulas [SOLIDWORKS, 2017]:

$$F_1 = \left(\frac{1}{X_1^T} - \frac{1}{X_1^C} \right), F_2 = \left(\frac{1}{X_2^T} - \frac{1}{X_2^C} \right), F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_1^T * X_1^C} * \frac{1}{X_2^T * X_2^C}},$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_1^T * X_1^C}, F_{22} = \frac{1}{X_2^T * X_2^C}, F_6 = \left(\frac{1}{X_{12}^T} - \frac{1}{X_{12}^C} \right), F_{66} = \frac{1}{X_{12}^T * X_{12}^C}$$

X_1^T resistência do material à tração do laminado na direção da fibra.

X_1^C resistência do material à compressão do laminado na direção da fibra.

X_2^T resistência do material à tração do laminado tangencial a direção da fibra.

X_2^C resistência do material à compressão do laminado tangencial a direção da fibra.

X_{12}^T resistência de cisalhamento positiva do laminado.

X_{12}^C resistência de cisalhamento negativa do laminado (o solver a considera igual à resistência de cisalhamento positiva).

O estado de tensão da lâmina calculado pelo programa é descrito pelos componentes: σ_1 , σ_2 e τ_{12} .

σ_1 tensão do laminado na direção da fibra.

σ_2 tensão do laminado tangencial à direção da fibra.

τ_{12} tensão de cisalhamento do laminado.

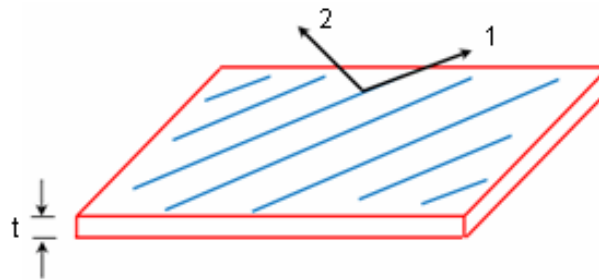


Figura 19 - Direções das camadas de materiais compostos.
(Fonte: SOLIDWORKS, 2017)

Conforme apresentada na Figura 19, a direção 1 se refere à direção de orientação da fibra da camada. Já a direção 2 se refere à direção tangencial da fibra no plano da camada [SOLIDWORKS, 2017].

Segundo SOLIDWORKS (2017) o programa reporta o fator e segurança (FOS), que é o coeficiente pelo qual todos os componentes de tensão do laminado devem ser multiplicados para atingir a falha do laminado de acordo com o critério de Tsai-Wu indicado acima. O FOS para a falha do laminado é calculado em:

$$FOS = \frac{-C_1 + R}{2C_2}, \text{ onde os coeficientes são dados por:}$$

$$C_1 = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12}, C_2 = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2, R = \sqrt{|C_1^2 + 4C_2|}$$

Um fator de segurança superior a 1,0 indica que o laminado está seguro contra falha [SOLIDWORKS, 2017].

3 METODOLOGIA

Neste capítulo, abordou-se todos os métodos necessários e proveitosos para alcançar uma análise estrutural que resulte em conclusões satisfatórias.

A abordagem metodológica empregada segue as diretrizes estabelecidas por Alves Filho (2013) para o planejamento da análise estrutural. A Figura 20 apresenta um diagrama de fluxo que descreve as etapas a serem seguidas durante o desenvolvimento do estudo.

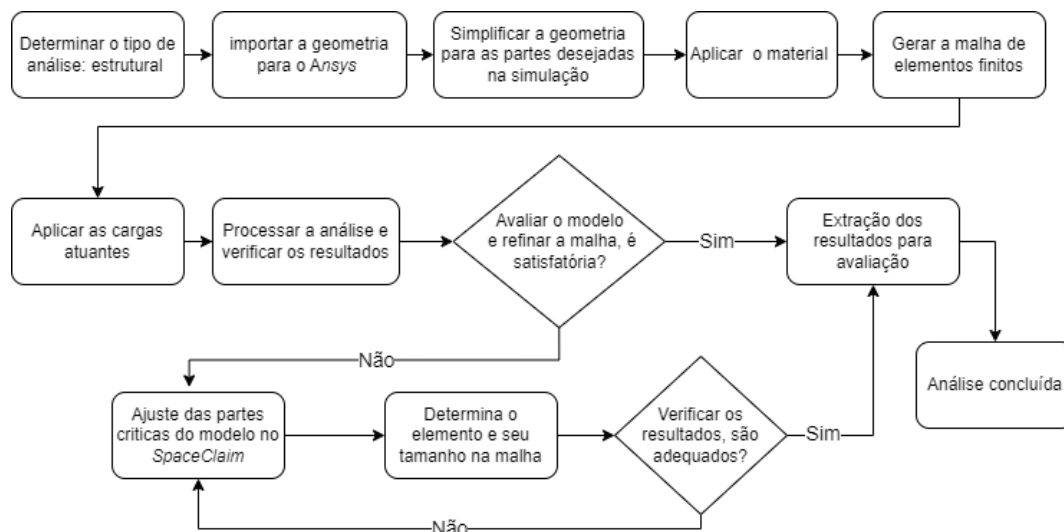


Figura 20 – Procedimento metodológico.
(Fonte: Autor, 2024)

Como já mencionado anteriormente, este trabalho teve como objetivo central a realização de uma análise estrutural da asa de uma aeronave radio controlada de competição da SAE Brasil. Esta aeronave foi projetada pela equipe *Aerococus* da UPF. Para atingir esse objetivo, ao longo do projeto fez-se uso de uma metodologia e conduziu-se uma análise por meio do método dos elementos finitos, onde avaliou-se as estruturas projetadas, validou-se os resultados obtidos e identificou-se as áreas críticas.

Inicialmente, procedeu-se à simplificação do processo de modelagem da estrutura, que consiste apenas nas nervuras, longarinas e painéis (casca), conforme Apêndice A. Conduziu-se as modelagens desses elementos estruturais utilizando o *software SOLIDWORKS* que é uma ferramenta *CAD (Computer-Aided Design)*, a asa da aeronave em análise possui um conceito com bordos de ataque e bordos de fuga afilados, com uma envergadura de 2375 mm e uma área de 2,11 m², é composta de uma longarina de seção retangular visando a facilidade construtiva, possui também 32 nervuras no total de modelo Selig 1223 denominada pela equipe do *AeroDesign* da UPF, esse perfil foi escolhido por ter características favoráveis como sustentação e resistência.

Em seguida, importou-se a geometria da asa para o *software Ansys*, onde deu-se sequência a análise por elementos finitos, iniciou-se pelo processo do módulo *ACP (Pre)* onde é realizado a preparação do material compósito e por fim, a análise estrutural para ver seus esforços atuantes conforme apresentados na Figura 21.



Figura 21 - Esquema da análise no *software Ansys*.
(Fonte: Autor, 2024)

3.1 Seleção de materiais e propriedades

O *software Ansys* oferece uma ampla biblioteca de materiais pré-definidos, como ligas de alumínio e materiais compostos, caso o material desejado não esteja na biblioteca, é possível inserir manualmente suas propriedades, essas propriedades incluem módulo de elasticidade, limite de resistência, coeficiente de Poisson, densidade entre outros, com essas informações, é possível definir com precisão as propriedades do material no *software*, os materiais presentes na asa são a madeira balsa, que compõe toda a estrutura, a Figura 22 apresenta as propriedades mecânicas da mesma.

	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	0,205	g cm ⁻³		
4	Orthotropic Elasticity				
5	Young's Modulus X direction	5600	MPa		
6	Young's Modulus Y direction	111	MPa		
7	Young's Modulus Z direction	307,6	MPa		
8	Poisson's Ratio XY	0,53			
9	Poisson's Ratio YZ	0,206			
10	Poisson's Ratio XZ	0,249			
11	Shear Modulus XY	208,9	MPa		
12	Shear Modulus YZ	36,6	MPa		
13	Shear Modulus XZ	275,8	MPa		
14	Orthotropic Stress Limits				
15	Tensile X direction	28,1	MPa		
16	Tensile Y direction	28,1	MPa		
17	Tensile Z direction	19,2	MPa		
18	Compressive X direction	-1,37	MPa		
19	Compressive Y direction	-1,37	MPa		
20	Compressive Z direction	-0,855	MPa		
21	Shear XY	3,63	MPa		
22	Shear YZ	3,63	MPa		
23	Shear XZ	2,9	MPa		

Figura 22 – Propriedades mecânicas da madeira balsa.
(Fonte: Adaptado de OLIVEIRA, J. R. S., 2020)

A Figura 23 apresenta os três eixos principais da madeira balsa, por ser um material ortótropico não possui propriedades mecânicas nas mesmas orientações, ou seja, adotou-se nos eixos para as direções X (longitudinal), Y (tangencial) e Z (radial).

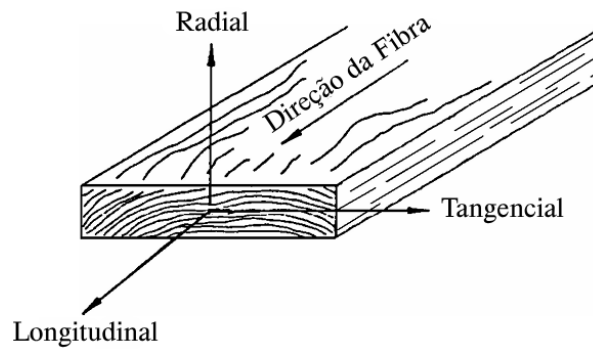


Figura 23 - Três eixos principais da madeira balsa.
 (Fonte: Adaptado de KRETSCHMANN, D. E., 2010, tradução nossa)

Uma vez atribuídas as propriedades do material ao modelo, o *software Ansys* facilita a análise detalhada dessas propriedades, pode-se visualizar e verificar as propriedades em relação às condições de carregamento e aos requisitos de projeto, inclui-se a análise de como as tensões e deformações variam em diferentes áreas do componente com base nas propriedades do material selecionado.

3.2 Geometria 3D da asa

Após definir-se o material e suas propriedades mecânicas, a geometria da asa realizou-se o ajuste no *SpaceClaim* -ferramenta incorporada ao *software Ansys*-, em que apresentou algumas imperfeições bem como realizado a união entre as partes e criado o elemento de casca para toda estrutura, através das partes vermelhas na Figura 24 pode-se observar que todas as partes estão conectadas entre si.

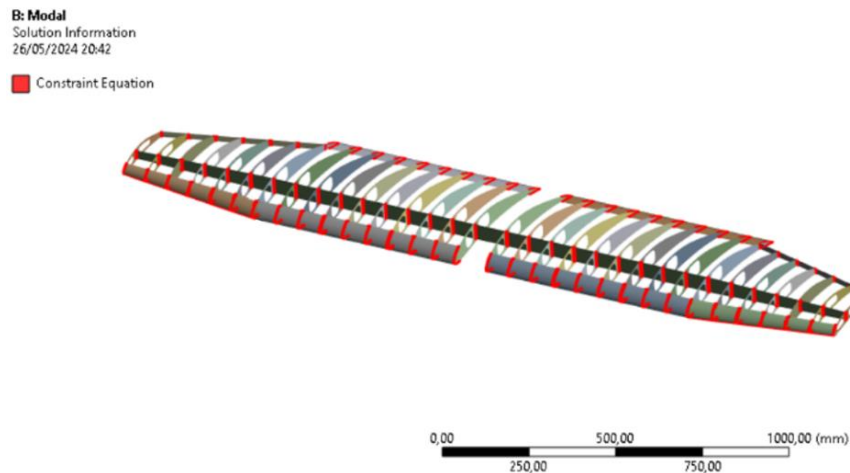


Figura 24 - Elemento casca e união entre as partes.
 (Fonte: Autor, 2024)

3.3 Malha

A configuração da malha envolve escolhas críticas, como o tipo de elemento a ser usado, considerando a complexidade da geometria e os objetivos da análise. A escolha entre elementos sólidos tetraédricos, hexaédricos ou de casca triangulares ou quadrilaterais afeta diretamente a precisão e a eficiência da análise, a simulação com a geração de malhas permite visualizar

deformações na asa e avaliar os graus de liberdade nas áreas de tensão, possibilitando a comparação dos resultados obtidos.

Na etapa subsequente, elaborou-se a malha inicial conforme apresentada na Figura 25 a partir das configurações padrão do módulo *Ansys Mechanical*, ou seja, sem nenhum tipo de controle específico, e então gerou-se uma malha grosseira sendo que a mesma não é o ideal.

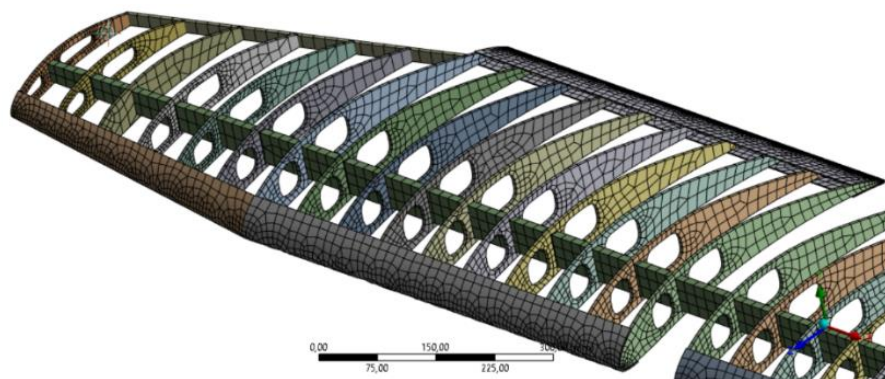


Figura 25 - Malha grosseira.
(Fonte: Autor, 2024)

Durante o refinamento escolheu-se o elemento quadrilateral quadrático, o qual exerce uma influência significativa para os deslocamentos nodais, com tamanho de 4 mm e uma quantidade de nós de 237771 e um total de 74168 elementos, a Figura 26 mostra o resultado final da malha refinada.

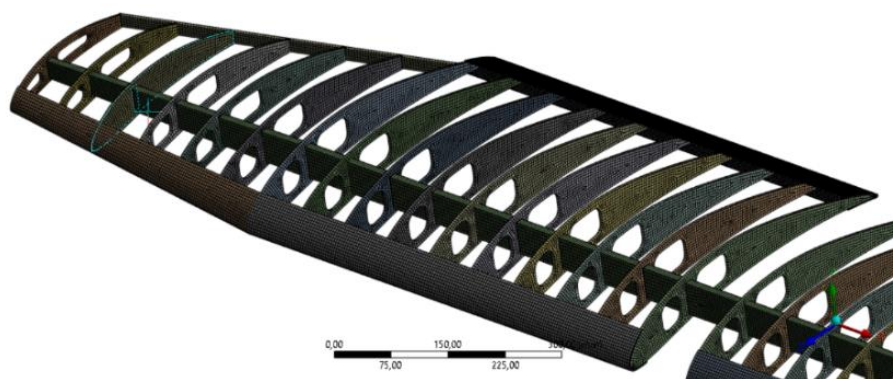


Figura 26 - Malha refinada.
(Fonte: Autor, 2024)

3.4 Preparação do material compósito no módulo *ACP (Pre)*

Após definir-se o material, ajustes e colagem das partes da geometria e precisão na convergência da malha, preparou-se a estrutura para a madeira balsa no módulo *ACP (Pre)*, sabe-se que determinados materiais e propriedades dos objetos e, o módulo *Structural Analysis* recebendo essas informações é apto a determinar os pontos de falha como Tsai-Hill e Tsai-Wu bem como deformações e entre outras análises, a Figura 27 apresenta a interface do módulo *ACP (Pre)* que é possível acessá-la após realizar as etapas anteriores.

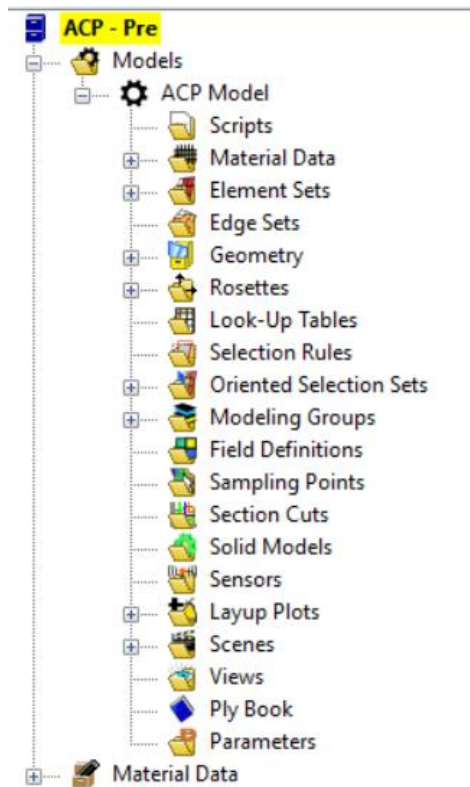


Figura 27 - Interface do módulo *ACP (Pre)*.
(Fonte: Autor, 2024)

Aplica-se o material informado anteriormente, no caso a madeira balsa e sua espessura, para cada parte da estrutura no *Fabricks*, a longarina com 11 mm, as nervuras com 5 mm, bordo de fuga centrais e de ataque central e lateral 1 mm e bordo de fuga laterais com 5 mm.

Em *Element Sets*, exibem-se as *Named Selections* criadas a partir do *Model* (gerador de malha) do módulo *ACP (Pre)*, para facilitar o uso das diferentes espessuras, como referência quando colocado em *Rosettes*, que serve como um sistema de coordenadas do compósito, conforme pode-se observar na Figura 28. Neste exemplo demonstra apenas o bordo de ataque, apresentou-se duas coordenadas devido à curvatura superior e inferior. Em *Oriented Selection Sets* definiu-se a direção do compósito localizado na seção 3.1 e então associou-se os *Element Sets* as coordenadas definidas em *Rosettes*.

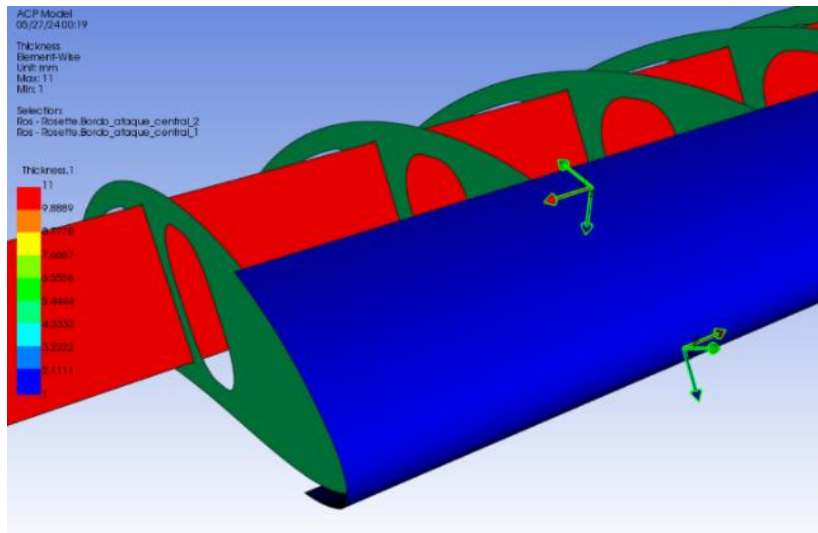


Figura 28 - Rosettes.
(Fonte: Autor, 2024)

Em *Modeling Groups* definiu-se exatamente como será a peça, designando-se um conjunto de planos formados pelos elementos criados nas seções anteriores, a Figura 29 mostra as setas amarelas indicam a direção de referência que é longitudinal, as verdes indicam a orientação do plano na tangencial e as rosas a orientação da superfície da casca na espessura da peça, aplicou-se da mesma forma nas demais partes da asa e inseriu-se conforme a sua direção.

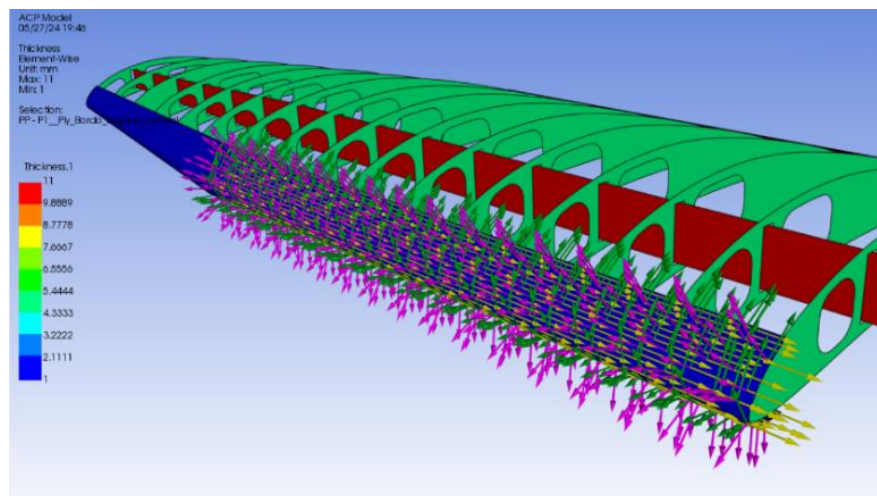


Figura 29 - Orientações no plano.
(Fonte: Autor, 2024)

3.5 Definição de condições de contorno

Para que a simulação seja bem-sucedida, inicialmente, aplica-se as cargas nas nervuras da aeronave, desempenhando um papel fundamental na distribuição para a longarina. A longarina, por sua vez, é considerada como vigas engastadas no centro, com as extremidades livres, o que implica na necessidade de condições de contorno específicas para transmitir as cargas eficazmente, de acordo com a Figura 30.

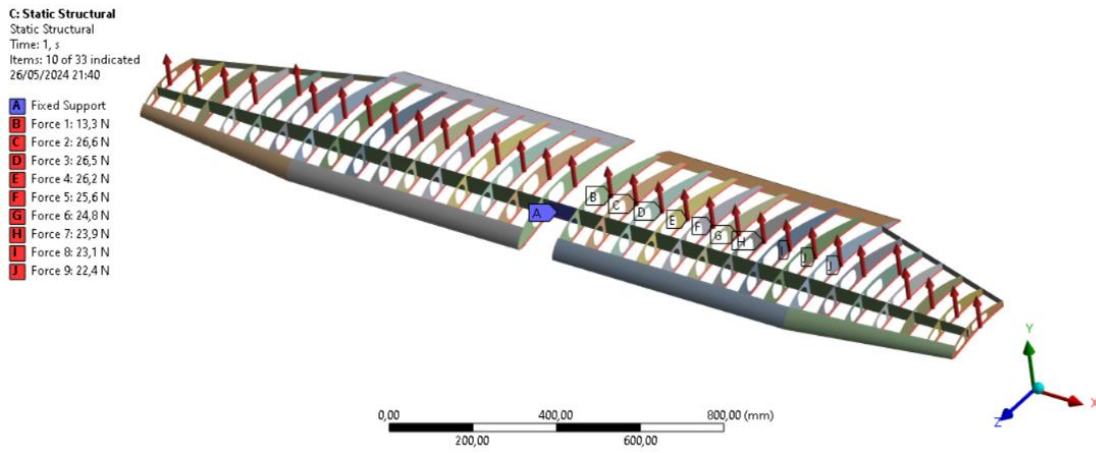


Figura 30 - Distribuição da força ao longo da asa.
(Fonte: Autor, 2024)

As informações detalhadas sobre as cargas distribuídas foram obtidas através dos dados fornecidos pela equipe do *Aerococus* da UPF conforme Apêndice B. A Figura 31 representa apenas metade da asa, executou-se uma revisão nos carregamentos fornecidos por meio de uma planilha de *Excel*. Ao longo da envergadura, dividiu-se em 16 partes, conforme o número de nervuras, e, então, da parte fixa da asa até a nervura desejada, recalculou-se a área aproximada. Cada quadrante e cor representam como foi recalculada cada nervura.

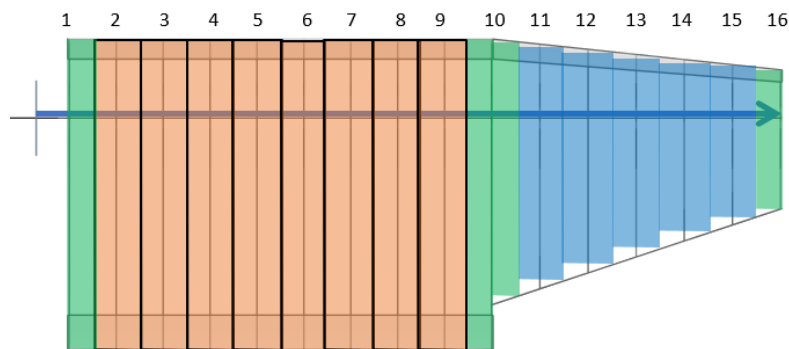


Figura 31 - Divisões de cada nervura.
(Fonte: O Autor, 2024)

Na Tabela 1, exceto a primeira nervura por ter uma área menor em comparação as nervuras de número 2 ao 9, observou-se que as forças são maiores nas regiões mais próximas a parte engastada e reduzir ao longo da envergadura sentido à extremidade da asa, isso se dá pelo fato de diminuir a área e a mesma ser multiplicada pela pressão fornecida pela equipe, desta forma temos uma total de 297,96 N e uma carga total de 30,37 kgf.

Tabela 1 – Pressão aplicada na asa.

Longarina (m)	Número da Nervura	P(N/m ²)	Área (m ²)	F(N)
0	Centro	705,61	-	0
0,0526	1	699,08	0,019	13,332
0,1273	2	698,19	0,038	26,630
0,202	3	697,31	0,038	26,596
0,2767	4	689,37	0,038	26,293
0,3514	5	673,41	0,038	25,685
0,4261	6	651,92	0,038	24,865
0,5008	7	628,65	0,038	23,978
0,5755	8	607,02	0,038	23,153
0,6502	9	588,92	0,038	22,462
0,7304	10	573,13	0,034	19,709
0,807	11	558,76	0,029	16,420
0,8836	12	540,34	0,027	14,734
0,9602	13	512,30	0,025	12,647
1,0368	14	469,90	0,022	10,396
1,1134	15	411,51	0,020	8,050
1,19	16	341,49	0,009	3,012

(Fonte: Autor, 2024)

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Na etapa de análise dos resultados, procede-se à comparação dos resultados obtidos com os critérios de projeto predefinidos e os padrões de segurança estabelecidos, essa avaliação tem como objetivo principal verificar se a asa atende plenamente aos requisitos estabelecidos em termos de segurança e desempenho.

O primeiro resultado apresentado, de acordo com a Figura 32, diz respeito a tensão principal máxima de 171,22 MPa e a parte mais crítica fica na região da ponta de bordo de fuga sentido a extremidade da asa.

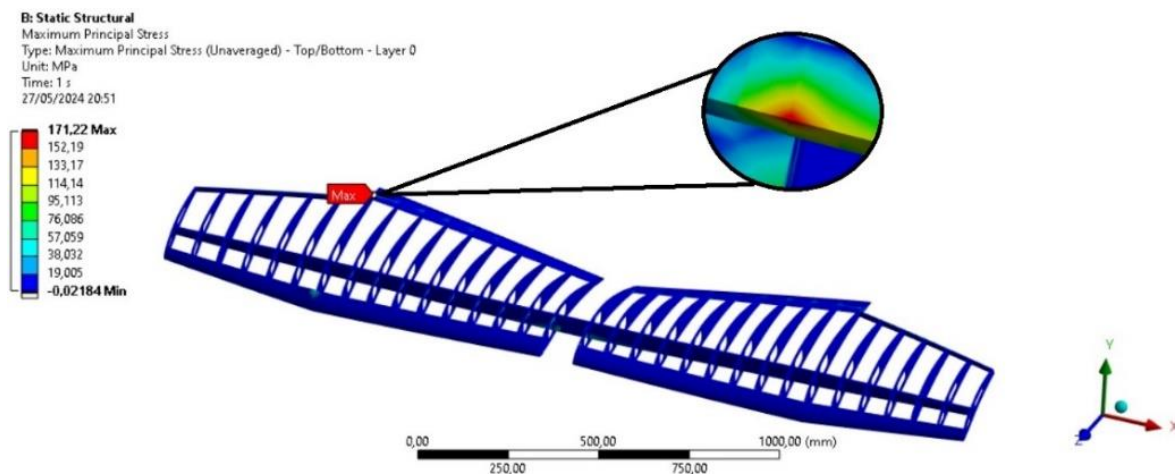


Figura 32 - Tensão principal máxima da asa.
 (Fonte: Autor, 2024)

Analisou-se de forma geral e percebeu-se que a deformação total de 421,88 mm fica na região traseira da asa, entre a extremidade do bordo de fuga central seguindo até o bordo de fuga lateral, afetando também as regiões das longarinas, a mesma está representada na Figura 33.

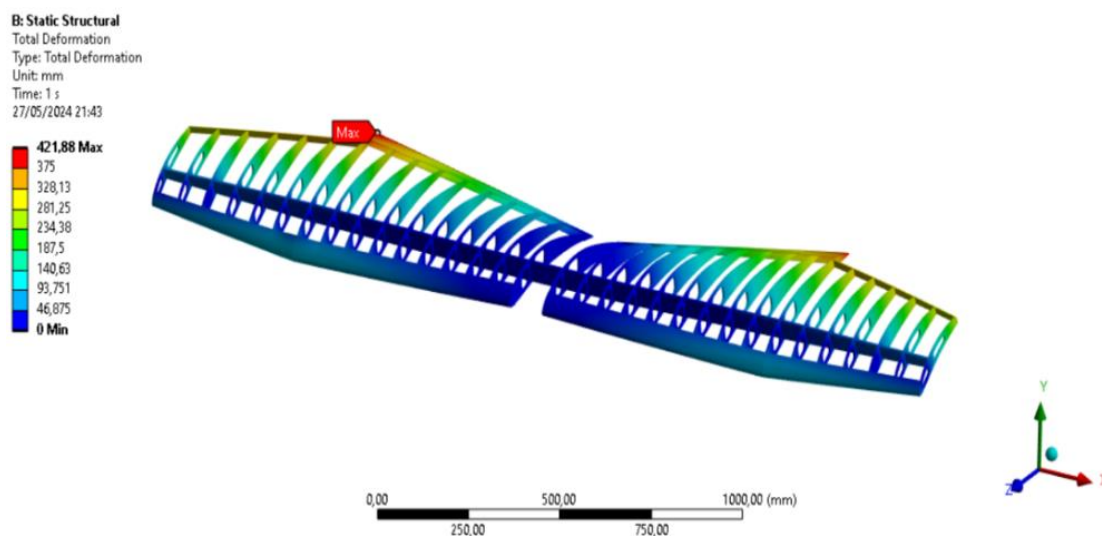


Figura 33 – Deformação total da asa.
 (Fonte: Autor, 2024)

Os critérios de falha de Tsai-Hill e Tsai-Wu são métodos utilizados para avaliar a resistência e a segurança dos materiais compósitos, ambos são baseados na teoria de resistência dos materiais e analisam diferentes aspectos das tensões aplicadas para prever a falha, conduziu-se estas análises através do *software Ansys*.

Tsai-Hill adapta-se ao critério de von Mises para os materiais ortotrópicos apresentada na Figura 34, Tsai-Wu considera as interações entre tensões normais e cisalhantes, conforme Figura 35. Pode-se observar que os mesmos apresentam resultado abaixo de 1, assim a estrutura vem a falhar, porém em alguns pontos ainda podemos encontrar divergências entre as falhas presentes. As figuras abaixo citadas, apresentam na lateral esquerda os valores do máximo ao mínimo,

apresentando algumas singularidades ao longo da análise, observa-se que ambos os critérios possuem a cor predominantemente vermelha ao longo da asa, a qual ilustra falha na estrutura.

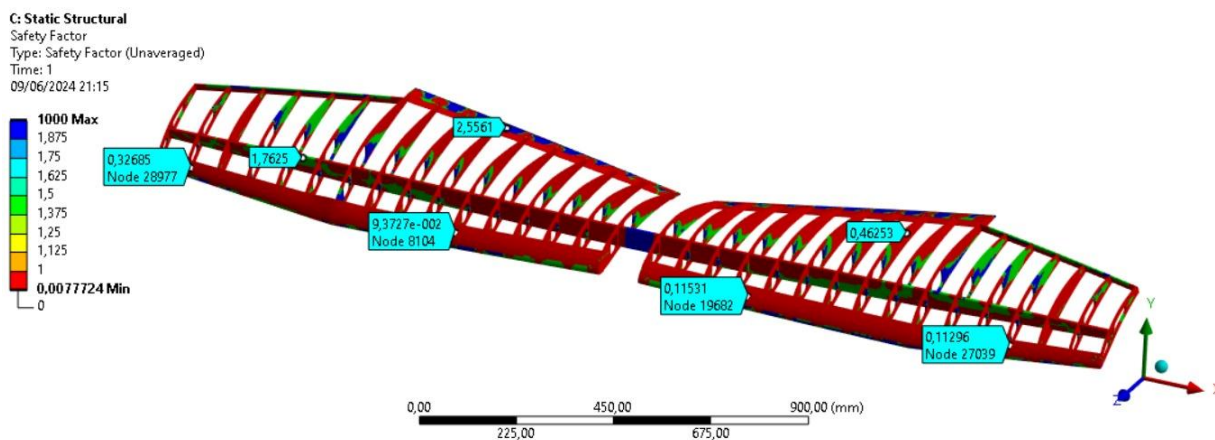


Figura 34 – Critério de falha de Tsai-Hill.
(Fonte: Autor, 2024)

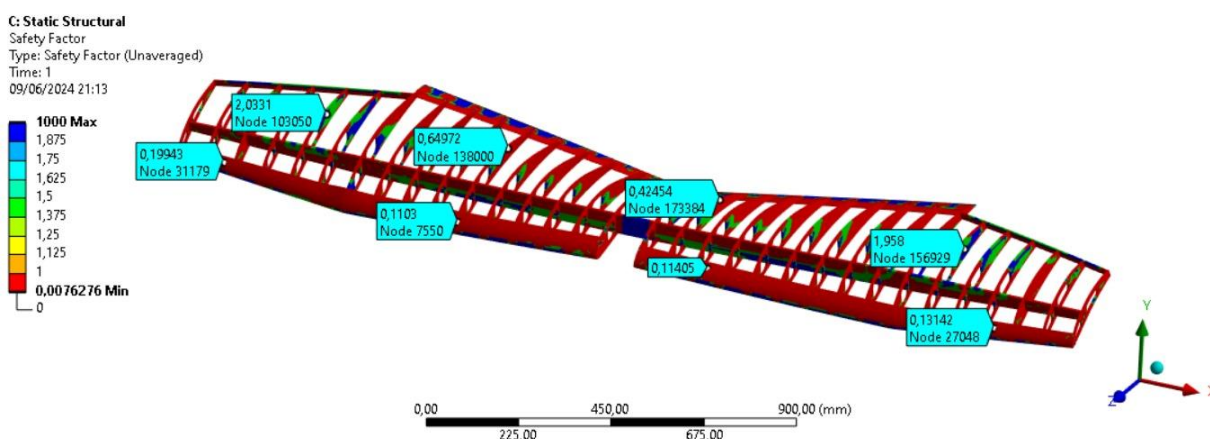


Figura 35 – Critério de falha de Tsai-Wu.
(Fonte: Autor, 2024)

Para entender melhor o comportamento da longarina e das nervuras principais sob esses esforços e avaliar sua segurança, os mesmos critérios de falha foram comparados anteriormente, os quais foram realizados através do *software* Ansys.

Deste ponto em diante, os resultados foram avaliados através das fórmulas apresentadas nas seções 2.4.1 e 2.4.2 deste trabalho, obtidos através de uma planilha de *Excel* criada pelo autor. Estão apresentadas no Apêndice C, e serviram de base para os demais valores de tensões e cisalhamento, com isso, obteve-se os resultados de Tsai-Hill e Tsai-Wu, que serão demonstrados posteriormente.

Os valores de propriedades da madeira balsa dispostos na Figura 22, são obtidos através das propriedades mecânicas apresentadas pelo material e não devem ser alterados. Apenas é

necessário inserir os valores obtidos no *Ansys* no local informado para que a planilha então informe os resultados automaticamente.

Com os resultados obtidos na longarina, apresentados na Figura 36, verificou-se uma tensão normal de 87,215 MPa no sentido longitudinal, localizada na área frontal e central próximo onde está fixado.

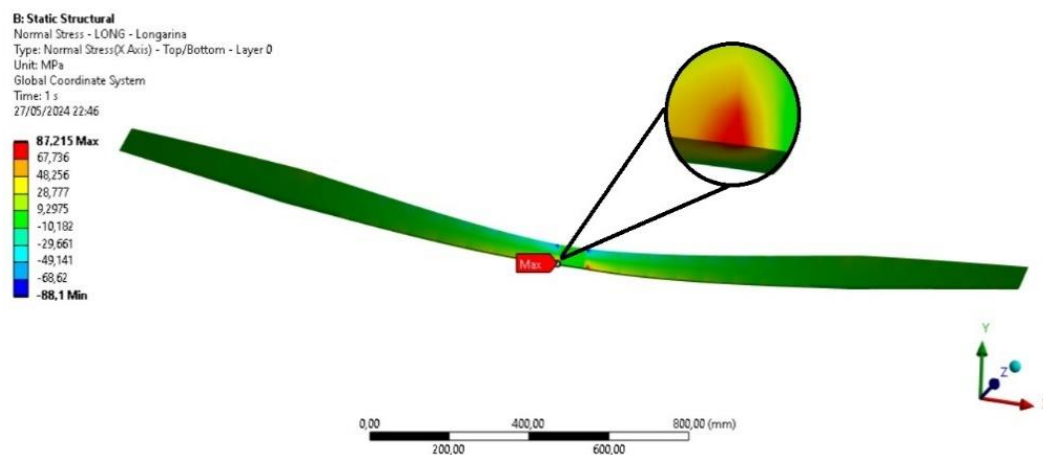


Figura 36 - Tensão normal na longitudinal da longarina.
(Fonte: Autor, 2024)

Na Figura 37, observa-se uma tensão de 0,87346 MPa na direção tangencial, da mesma forma que a Figura 36, localizada na área frontal e central próximo onde está fixado.

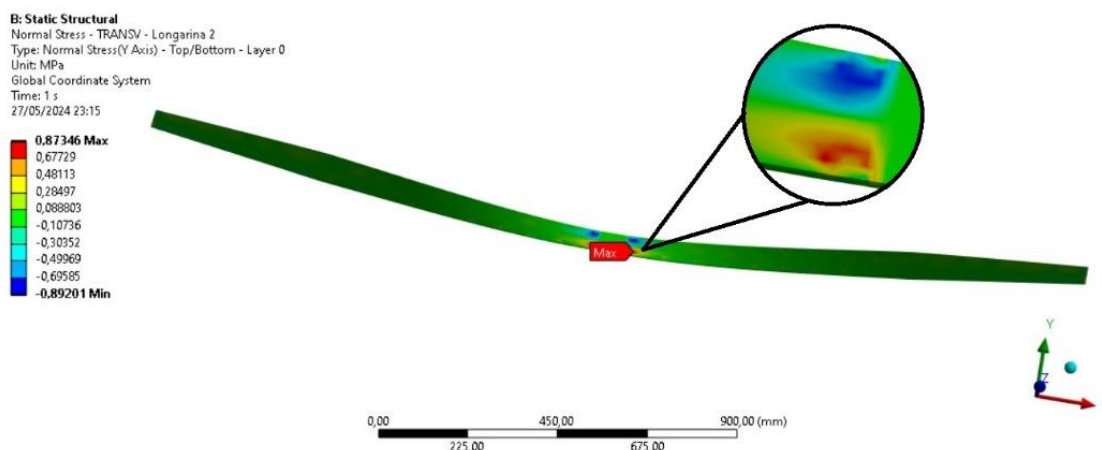


Figura 37 - Tensão normal na tangencial da longarina.
(Fonte: Autor, 2024)

A Figura 38 demonstra um cisalhamento máximo de 5,245 MPa, encontrado na parte traseira da longarina, mas também próximo a parte engastada. Para o critério de falha de Tsai-Hill obteve-se um valor de 0,29 e Tsai-Wu, 0,32. Os resultados das fórmulas encontradas estão apresentados no Apêndice C para serem utilizados como exemplos.

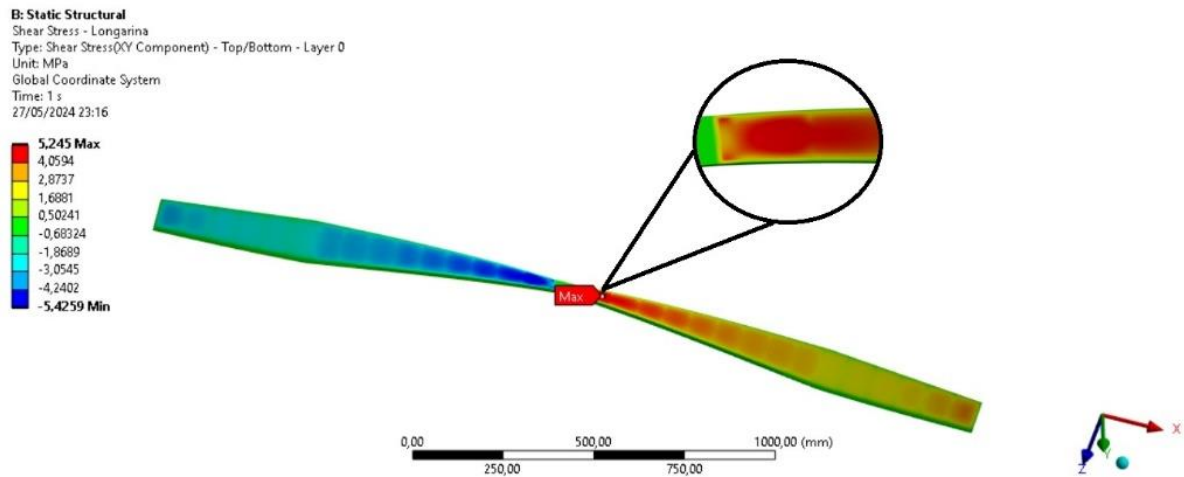


Figura 38 – Cisalhamento máximo da longarina.
 (Fonte: Autor, 2024)

Ainda na parte da longarina, para verificar uma análise mais profunda de possível falha, seleciona-se o elemento mais crítico com base no maior valor informado anteriormente, uma vez que, caso este venha a falhar, as demais partes também falharão. A Figura 36 apresentou a maior tensão, a partir desta etapa a Figura 39 que é o elemento mais crítico, apresenta uma tensão máxima de 87,614 MPa localizado no canto inferior direito na parte longitudinal.

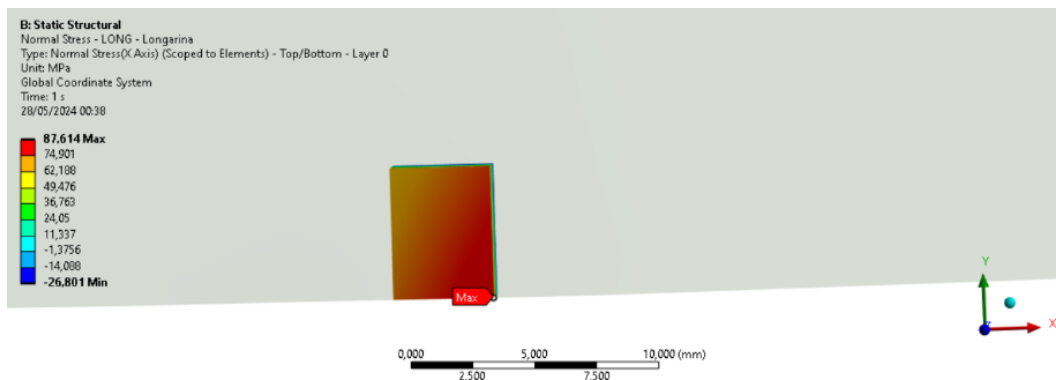


Figura 39 – Tensão normal na longitudinal do elemento da longarina.
 (Fonte: Autor, 2024)

A Figura 40 possui uma tensão de 0,7164 MPa na direção tangencial, situado no canto superior direito.

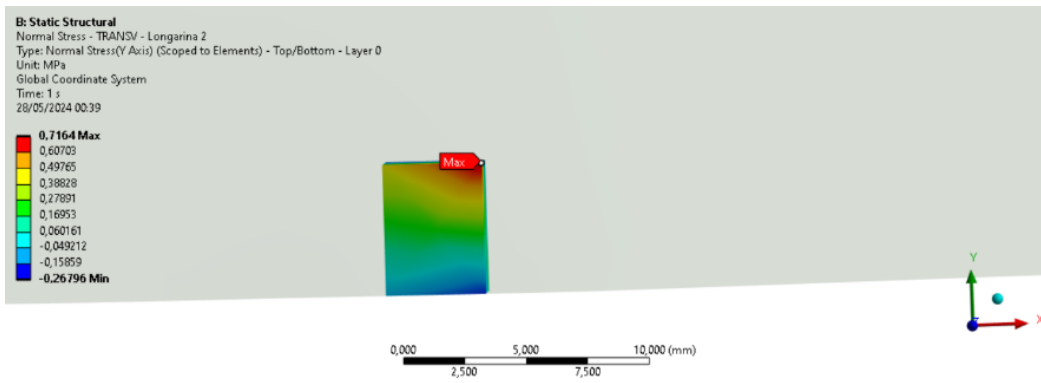


Figura 40 – Tensão normal na tangencial do elemento da longarina.
(Fonte: Autor, 2024)

Na Figura 41, há um cisalhamento de 3,4338 MPa e encontra-se no canto esquerdo superior do elemento, então para os critérios de falha de Tsai-Hill temos 0,31 e para Tsai-Wu, 0,32. O Apêndice C apresenta o modelo utilizado para obter os resultados através das fórmulas.

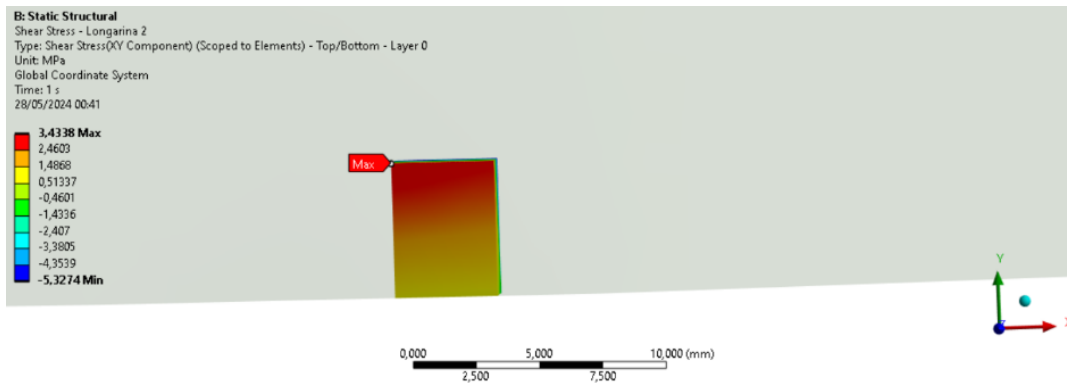


Figura 41 – Cisalhamento máximo do elemento da longarina.
(Fonte: Autor, 2024)

Para os resultados nas nervuras como um todo e seguindo os parâmetros anteriores, obteve-se uma tensão de 116,43 MPa na direção longitudinal, encontrada na última nervura lado esquerdo da asa, como indicado na Figura 42.

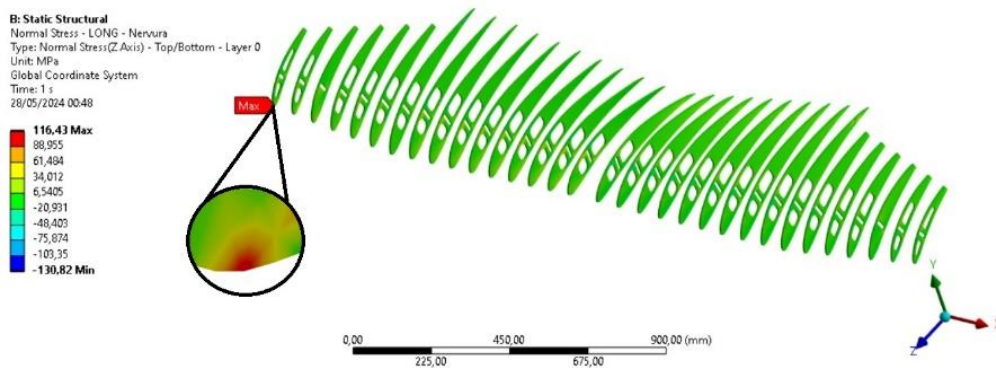


Figura 42 - Tensão normal na longitudinal na nervura.
(Fonte: Autor, 2024)

Na direção tangencial apresentou-se uma tensão de 8,1486 MPa, em sentido do centro da asa até a décima nervura, mais próximo a parte traseira, como indicado na Figura 43.

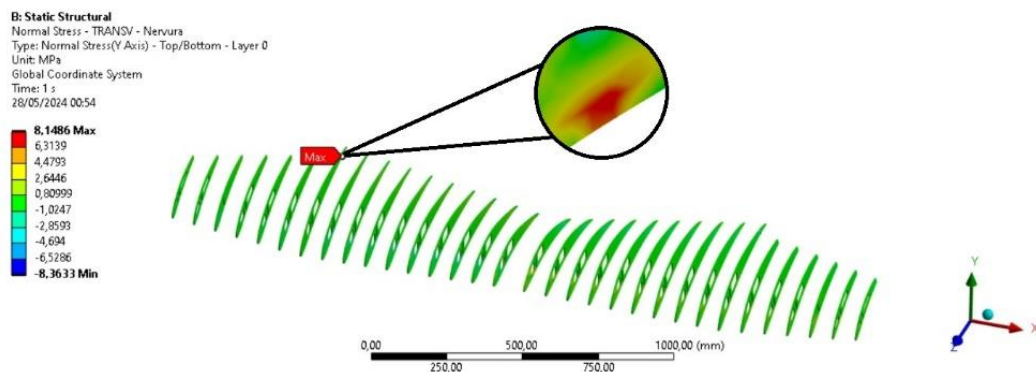


Figura 43 - Tensão normal na tangencial na nervura.
(Fonte: Autor, 2024)

No cisalhamento há uma tensão de 14,115 MPa, também na mesma nervura e com as mesmas características apresentadas na Figura 43, mas no sentido tangencial dela, em conformidade com a Figura 44. No critério de falha de Tsai-Hill adquiriu-se um valor de 0,18, enquanto Tsai-Wu, 0,26. O Apêndice C apresenta o modelo utilizado para obter os resultados através das fórmulas.

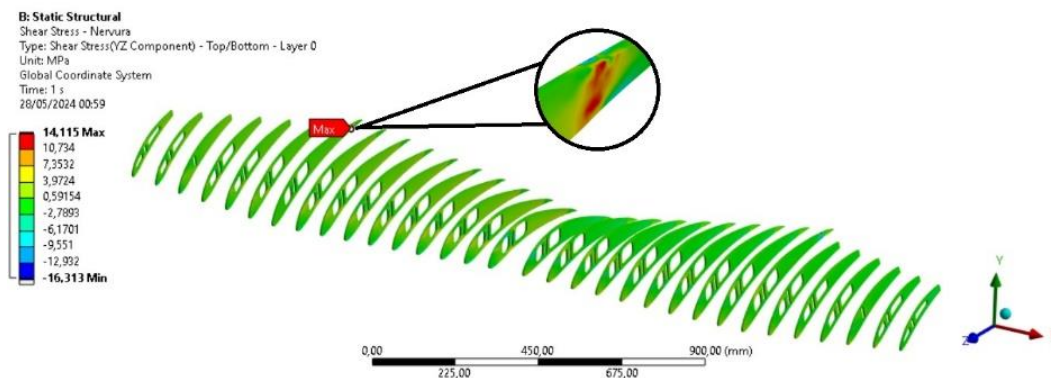


Figura 44 – Cisalhamento máximo na nervura.
(Fonte: Autor, 2024)

Na parte das nervuras assim como na longarina, obteve-se a tensão que apresentou ser a mais elevada, como indicado na Figura 42, e então selecionou-se o elemento mais crítico, por sua vez, a Figura 45 mostra uma tensão máxima de 159,84 MPa no sentido longitudinal, localizado na parte inferior esquerdo do elemento.

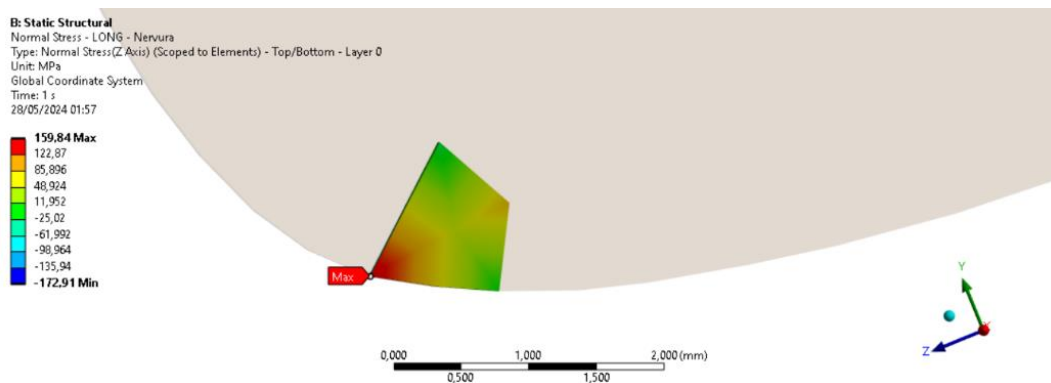


Figura 45 – Tensão normal na longitudinal do elemento da nervura.
 (Fonte: Autor, 2024)

A Figura 46 exibe uma tensão de 4,4877 MPa, situada no canto inferior direito na direção tangencial.

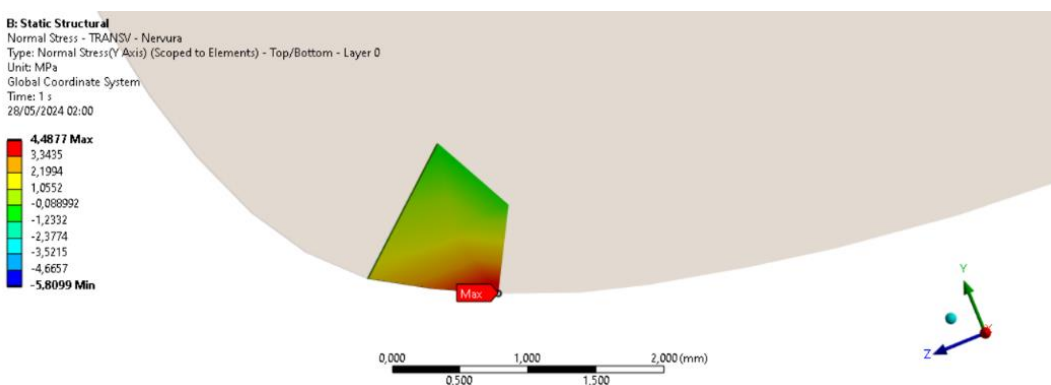


Figura 46 – Tensão normal na tangencial do elemento da nervura.
 (Fonte: Autor, 2024)

Como indicado na Figura 47, obteve-se um cisalhamento de 15,948 MPa exibido no canto inferior esquerdo do elemento, para os critérios de falha de Tsai-Hill adquiriu-se um valor de 0,14, e para Tsai-Wu, 0,18. O Apêndice C apresenta o modelo utilizado para obter os resultados através das fórmulas.

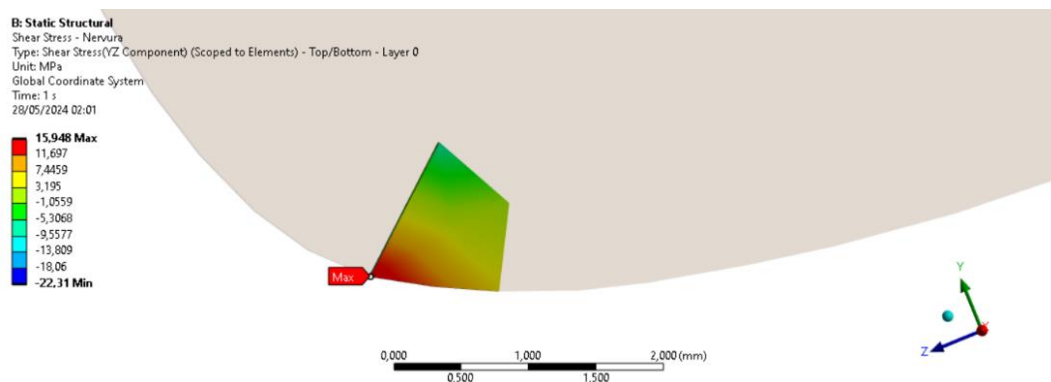


Figura 47 – Cisalhamento máximo do elemento da nervura.
 (Fonte: Autor, 2024)

Após analisar os resultados dos critérios de falha tanto de Tsai-Hill quanto de Tsai-Wu, permitem uma avaliação abrangente da integridade do material compósito, considerando-se diferentes tensões aplicadas, pode-se observar que fazendo uso das partes longitudinal, tangencial e cisalhamento dos pontos mais críticos, indica que a asa vem a falhar nessas condições, pode-se observar uma deformação mais elevada que o esperado, muito provável pelas condições de contorno apresentada ao longo da envergadura e, pelas propriedades mecânicas fornecidas pelo material.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou um estudo sobre a avaliação por simulação estrutural linear estática utilizando o método de elementos finitos, observou-se que essa abordagem oferece uma compreensão detalhada do comportamento da estrutura, além disso foi possível ampliar o conhecimento nas áreas de elementos finitos e análise estrutural. Alcançou-se os objetivos propostos pelo trabalho inicialmente de analisar os esforços que a estrutura sofre.

O presente estudo iniciou-se através de pesquisas bibliográficas para entender os comportamentos da madeira balsa e seus critérios de falhas, dada sua natureza como um material compósito, a importância das propriedades mecânicas do material é essencial. Ajustou-se a geometria para corrigir algumas imperfeições apresentadas inicialmente e também unir as partes. A primeira versão da malha não foi satisfatória, por isso, procedeu-se um novo refinamento, a fim de apresentar melhores detalhes nos resultados da geometria. Verificou-se as cargas distribuídas que foram fornecidas através da planilha de *Excel* pela equipe *Aerococus* e corrigiu-se os valores. Preparou-se a madeira balsa para cada parte da geometria no módulo *ACP(Pre)* e definiu-se o sentido do material (longitudinal, tangencial e radial). Finalizou-se com a análise estrutural, aplicou-se os carregamentos na asa e analisou-se o deslocamento, a tensão máxima e os critérios de falha, avaliou-se a longarina e a nervura separadamente, considerou-se o elemento mais crítico de ambas e então através da planilha *Excel* verificou-se a falha.

Interpretar os resultados da simulação estrutural da asa foi fundamental, pois permitiu identificar os critérios de falhas através de Tsai-Hill e Tsai-Wu em que os materiais ortotrópicos sofreram quando são sujeitos a uma força, também analisou-se a identificação de áreas críticas em que os resultados indicam que a asa não suportou os carregamentos aplicados, um motivo para o baixo coeficiente de segurança e o grande deslocamento é que a carga pode ter sido informada de forma errônea. Ficando evidente que é necessário dedicar-se as análises da asa, dentre os critérios estabelecidos entre partes, a mais afetada está localizada na região central, em direção à parte traseira.

Ao longo do desenvolvimento do trabalho, foram identificadas dificuldades relacionadas a obtenção de resultados confiáveis, pois as mesmas se dão pelas incertezas das propriedades mecânicas do material ortotrópico, neste caso a madeira balsa, e pela falta de dados precisos na literatura para validar essas informações.

Por fim, como trabalhos futuros, sugere-se avaliar e refinar as propriedades de resistência da madeira balsa, bem como a exploração de novos materiais e a compreensão mais detalhada dos mesmos. Reavaliar os carregamentos impostos sobre a asa, pois os valores fornecidos pela equipe estão relativamente altos e podem estar gerando tensões que não correspondem com a realidade e condições de uso da aeronave. Essas abordagens podem contribuir para uma compreensão mais abrangente e precisa do comportamento estrutural.

REFERÊNCIAS

ALVES FILHO, A. **Elementos finitos: a base da tecnologia CAE**. São Paulo: Érica, 2013.

ANAC. **Projeto ABNT 08;020.30-009-1: aeronáutica e espaço – vocabulário – parte 1 – aeronaves**. Rio de Janeiro, 2011. Disponível em:
<https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_ing/tr2571.htm>. Citado na página 4.

ARAGÃO, D. F. J., e CARMO, L. A. S. do.(2019). **ANÁLISE DOS COEFICIENTES DE CONCENTRAÇÃO DE TENSÕES EM PLACAS COM FURO CIRCULAR EM MATERIAIS ISOTRÓPICOS E ORTOTRÓPICOS**. Trabalho de Conclusão de Curso. Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca – CEFET/RJ. Rio de Janeiro, página 6, 2019.

BENZLEY, Steven E. *et al.* Pre-and post-processing for the finite element method. **Finite elements in analysis and design**, v. 19, n. 4, p. 243-260, 1995.

CARVALHO, A. de J. L. de. **Análise modal experimental e pelo Método dos Elementos Finitos em uma asa de aeronave de competição SAE Brasil de AeroDesign**. 2019.

CHEN, W.F. and SALEEB, A. F. **Constitutive Equations for Engineering Materials: Elasticity and Modelling**. John Wiley & Sons Inc, New York, 1st edition, 1982.

FREITAS, Eduardo Aben-Athar de. **Ergonomia aplicada a projeto de bancada de simulação de aeronave tipo planador**. Trabalho de Conclusão de Curso. Universidade de Brasília, Brasília, página 18, 2021.

GONÇALVES, L. F. **Projeto estrutural de um aeromodelo nos requisitos da competição SAE Brasil AeroDesign-classe regular**. 2016. Trabalho de Conclusão de Curso. Universidade Tecnológica Federal do Paraná.

GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. Butterworth-Heinemann, 2013.

HEINZMANN, M. R. **Avaliação estrutural da asa de um VANT: estudo de caso para uma aeronave da competição SAE Brasil Aerodesign**.

KRETSCHMANN, D. E. **Mechanical properties of wood**. *Environments*, v. 5, p. 34, 2010.

MORAES, D. H. **Análise Numérica de Falha em Laminados Compósitos Utilizando Modelagem Multiescala**. 2014. Tese de Doutorado. [sn].

NORTON, R. L. **Projeto de máquinas**. Bookman editora, 2013.

NUNES, B. *et al.* **Análise estática de uma asa de avião pelo Método dos Elementos Finitos**. *Revista Interdisciplinar de Pesquisa em Engenharia*, v. 2, n. 26, páginas 123-127, 2016.

OLIVEIRA JUNIOR, J. G. de. **Estudo numérico do comportamento aerodinâmico da asa do projeto 2016 da equipe pegazuls AeroDesign utilizando método dos volumes finitos, método vortex lattice e linha sustentadora de prandtl**. 2017.

OLIVEIRA, J. R. S. **Análise estrutural do conjunto asa-fuselagem de uma aeronave de AeroDesign**. 2020.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho**. Luiz Eduardo Miranda José Rodrigues–Salto/SP: www. engbrasil. eng. br, 2014.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign: Estabilidade e Estruturas**. 1a. edição, Edição do Autor, Salto, 2014.

SOLIDWORKS, **Critério de falha de Tsai-Wu, 2017**. Disponível em: <https://help.solidworks.com/2017/portuguese-brazilian/SolidWorks/cworks/r_TsaiWu_Failure_Criterion.htm?id=4d1e97bd3f444881b478946232d22f1d&_gl=1*1f375um*_up*MQ..*_ga*NTIxNjM0MDUuMTcxNzA4OTIxMw..*_ga_XQJPQWHZHH*MTcxNzExNTAxMi4zLjAuMTcxNzExNTAxMi4wLjAuMA..#Pg0>. Citado nas páginas 16-17.

SOLIDWORKS, **Critério de falha de Tsai-Hill, 2017**. Disponível em: <https://help.solidworks.com/2017/portuguese-brazilian/SolidWorks/cworks/c_Tsai-Hill_Failure_Criterion.htm?id=cc5710ccaf274cee9a4976778ccab626&_gl=1*3gqtse*_up*MQ..*_ga*NTIxNjM0MDUuMTcxNzA4OTIxMw..*_ga_XQJPQWHZHH*MTcxNzA5MjI1Ni4yLjAuMTcxNzA5MjI1Ni4wLjAuMA..#Pg0>. Citado nas páginas 17-19.

TAVARES FILHO, M. R. *et al.* **Análise do Comportamento Estrutural da Asa de um Cessna 172 Skyhawk**. 2022.

APÊNDICE B

Corda (m)	X (m)	L (N/m)	P (N/m ²)	Corda (m)	X (m)	L (N/m)	P (N/m ²)
0,27	0	190,51	705,61	0,27	0,64	160,22	593,40
0,27	0,08	190,04	703,86	0,27	0,72	152,16	563,55
0,27	0,16	188,62	698,60	0,24	0,80	139,20	562,40
0,27	0,24	186,25	689,84	0,22	0,88	122,49	544,40
0,27	0,32	182,94	677,57	0,20	0,96	104,93	518,17
0,27	0,40	178,68	661,79	0,18	1,03	88,16	489,80
0,27	0,48	173,00	642,48	0,15	1,11	62,98	399,92
0,27	0,56	167,32	619,70	0,13	1,19	47,19	349,55

Figura B – Pressão aplicada na asa
(Fonte: equipe Aerococus, 2023)

APÊNDICE C

Propriedades da madeira balsa	
x_1^T	28,1
x_2^T	28,1
x_1^C	-1,37
x_2^C	-1,37
S_{12}^2	3,63

Valores oriundos do Ansys (MPa)	
σ_1	87,215
σ_2	0,87346
τ_{12}	5,245

Critério de falha de Tsai-Hill (MPa)	
<i>F.I.</i>	11,62541729
<i>FOS</i>	0,29

Figura C.1 – Modelo de planilha utilizada para cálculos de Tsai-Hill para a longarina -neste exemplo-, conforme fórmulas apresentadas na seção 2.4.1.

(Fonte: Autor, 2024)

Propriedades da madeira balsa

x_1^T	28,1
x_2^T	28,1
x_1^C	1,37
x_2^C	1,37
x_{12}^T	3,63
x_{12}^C	-3,63

Valores oriundos do Ansys (Mpa)

σ_1	87,215
σ_2	0,87346
τ_{12}	5,245

Cr terio de falha de Tsai-Wu (MPa)

F_1	-0,694
F_2	-0,694
F_6	0,551
F_{11}	0,026
Valor interno Raiz (F_{12})	0,001
F_{12}	-0,013
F_{22}	0,026
F_{66}	-0,076
C_1	-58,274
C_2	193,539
R	64,575
FOS	0,32

Figura C.2 – Modelo de planilha utilizada para cálculos de Tsai-Wu para a longarina -neste exemplo-, conforme fórmulas apresentadas na seção 2.4.2.

(Fonte: Autor, 2024)