

**FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS  
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL**

**JOSÉ QUITANDA SOARES  
LEONARDO LIMA E SILVA**

**ANÁLISE DE TENSÕES DE UM PAINEL REFORÇADO  
UTILIZANDO DADOS EXPERIMENTAIS, TEORIA DE  
DIFUSÃO (*SHEAR LAG*) E MODELO DE ELEMENTOS  
FINITOS**

São José dos Campos  
2025

**JOSÉ QUITANDA SOARES  
LEONARDO LIMA E SILVA**

**ANÁLISE DE TENSÕES DE UM PAINEL REFORÇADO  
UTILIZANDO DADOS EXPERIMENTAIS, TEORIA DE  
DIFUSÃO (*SHEAR LAG*) E MODELO DE ELEMENTOS  
FINITOS**

Trabalho de Graduação apresentado à  
Faculdade de Tecnologia de São José dos  
Campos, como parte dos requisitos  
necessários para a obtenção do título de  
Tecnólogo em Projetos de Estruturas  
Aeronáuticas.

**Orientador: Me. Lucas Giovanetti  
Coorientador: Dra. Heide Heloise Bernardi**

São José dos Campos  
2025

**FICHA CATALOGRÁFICA – Biblioteca Fatec São José dos Campos Prof. Jessen Vidal**  
**Dados Internacionais de Catalogação-na-publicação**

SOARES, José Quitanda

Análise de tensões de um painel reforçado utilizando dados experimentais, teoria de difusão (*shear lag*) e modelo de elementos finitos / José Quitanda Soares, Leonardo Lima e Silva – São José dos Campos, 2025.

**40f.**

Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Tecnologia em Projeto de Estruturas Aeronáutica. Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, 2025.

Orientador: Me. Lucas Giovanetti  
Coorientador: Dra. Heide Bernardi

**1. *Shear lag*. 2. Método dos Elementos Finitos. 3. Estruturas aeronáuticas.** I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. II. Título

**REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA**

SOARES, J.Q.; SILVA, L.L. **Análise de tensões de um painel reforçado utilizando dados experimentais, teoria de difusão (*shear lag*) e modelo de elementos finitos.** 2025. **40f.** Trabalho de Conclusão de Curso (Curso Superior em Projeto de Estruturas Aeronáutica.) - Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, São José dos Campos, 2025.

**JOSÉ QUITANDA SOARES  
LEONARDO LIMA E SILVA**

## **ANÁLISE DE TENSÕES DE UM PAINEL REFORÇADO UTILIZANDO DADOS EXPERIMENTAIS, TEORIA DE DIFUSÃO (*SHEAR LAG*) E MODELO DE ELEMENTOS FINITOS**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.

Documento assinado digitalmente  
 **LUCAS GIOVANETTI**  
Data: 09/12/2025 23:20:42-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Documento assinado digitalmente  
 **HEIDE HELOISE BERNARDI**  
Data: 10/12/2025 17:28:32-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

---

**Me. Lucas Giovanetti - Fatec SJC**

Documento assinado digitalmente  
 **BRUNO PERUCHI TREVISAN**  
Data: 10/12/2025 07:40:57-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

---

**Dra. Heide Heloise Bernardi - Fatec SJC**

---

**Dr. Bruno Peruchi Trevisan – Fatec SJC**

Documento assinado digitalmente  
 **CELSO DE OLIVEIRA**  
Data: 10/12/2025 09:35:27-0300  
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

---

**Me. Celso de Oliveira – Fatec SJC**

\_\_\_\_/\_\_\_\_/\_\_\_\_

**DATA DA APROVAÇÃO**

## **AGRADECIMENTOS**

Este trabalho é o resultado de uma jornada cheia de desafios, aprendizados e conquistas que só foram possíveis graças a muitas pessoas que estiveram ao nosso lado.

Agradecemos primeiramente a Deus, por nos dar força, sabedoria e persistência para chegar até aqui. Aos nossos familiares, pelo amor, paciência e apoio incondicional em todos os momentos sem eles, nada disso faria sentido.

Um agradecimento especial aos nossos orientadores Prof. Me. Lucas Giovanetti e Prof. Dra. Heide Heloise Bernardi pela orientação e direcionamento durante toda elaboração do trabalho, também aos professores da Fatec São José dos Campos, que compartilharam conosco não apenas conhecimentos técnicos, mas valores e exemplos que levaremos para a vida profissional.

Agradecemos ao ITA pela realização do experimento que subsidiou o nosso trabalho de graduação.

Também queremos agradecer aos colegas de turma, que estiveram presentes nos momentos mais difíceis e contribuíram com ideias, risadas e companheirismo.

Por fim, agradecemos um ao outro José Soares e Leonardo Lima pela parceria, comprometimento e amizade que tornaram essa caminhada mais leve e gratificante.

A todos que, de alguma forma, fizeram parte dessa etapa, o nosso sincero muito obrigado.

## RESUMO

O presente Trabalho de Graduação tem como objetivo analisar a distribuição de tensões em um painel reforçado de alumínio 2024-T3, submetido a carregamentos axiais, considerando o fenômeno do *shear lag*. A pesquisa aborda três frentes complementares: análise teórica baseada na teoria de difusão de tensões, simulação numérica por meio do Método dos Elementos Finitos (MEF) e ensaios experimentais.

O estudo busca compreender o comportamento das tensões normais e de cisalhamento em estruturas típicas da engenharia aeronáutica, onde a otimização de peso e resistência são essenciais.

A fundamentação teórica foi desenvolvida com base em autores clássicos da área estrutural, como Megson e Goodier, apresentando a formulação matemática que descreve a distribuição não uniforme de tensões em painéis reforçados. O Software FEMAP foi utilizado para modelar e simular o comportamento estrutural do painel, possibilitando a visualização das tensões normais e tensões de cisalhamento em diferentes regiões da estrutura. Já o ensaio experimental de tração foi instrumentado por meio de extensômetros que forneceram dados reais para validação dos modelos analítico e numérico.

Os resultados obtidos mostraram boa correlação entre as três abordagens. As tensões de cisalhamento apresentaram comportamento máximo nas extremidades do painel, enquanto as tensões normais variaram ao longo do comprimento dos reforçadores, confirmando a influência do *shear lag* na eficiência estrutural. Pequenas divergências entre os métodos foram atribuídas a diferenças geométricas e simplificações adotadas nos modelos teóricos e computacionais.

Conclui-se que a integração entre análise experimental, teoria de difusão e modelagem numérica representa uma metodologia eficiente para compreender o comportamento mecânico de painéis reforçados. Os resultados contribuem para o aprimoramento do dimensionamento de estruturas aeronáuticas, favorecendo projetos mais seguros, leves e otimizados.

**Palavras-chave:** *Shear lag*; Método dos Elementos Finitos; Estruturas aeronáuticas; Painel reforçado; Tensões.

## ABSTRACT

This Graduation Project aims to analyze the stress distribution in a reinforced aluminum 2024-T3 panel subjected to axial loading, considering the shear lag phenomenon. The research integrates three complementary approaches: theoretical analysis based on the stress diffusion theory, numerical simulation using the Finite Element Method (FEM), and experimental testing conducted in the laboratory. The study seeks to understand the behavior of normal and shear stresses in typical aerospace structures, where weight optimization and strength are essential factors.

The theoretical foundation was developed from classical structural authors such as Megson and Goodier, presenting the mathematical formulation that describes the non-uniform stress distribution in reinforced panels. Specialized software was used to model and simulate the structural behavior of the panel, allowing visualization of normal and shear stresses in different regions. Experimental tests using strain gauges provided real data for validating both analytical and numerical models.

The results demonstrated strong agreement among the three approaches. Shear stresses reached their maximum values at the panel edges, while normal stresses varied along the stiffeners, confirming the influence of the shear lag phenomenon on structural efficiency. Minor discrepancies between the methods were attributed to geometric differences and simplifications in the theoretical and computational models.

It is concluded that combining experimental analysis, stress diffusion theory, and numerical modeling provides an effective methodology for understanding the mechanical behavior of reinforced panels. The results contribute to improving the design of aerospace structures, enabling safer, lighter, and more optimized engineering solutions.

**Keywords:** Shear lag; Finite Element Method; Aerospace structures; Reinforced panel; Stresses.

## LISTA DE FIGURAS

|                                                                                                                                                        |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1 (a) Seção transversal de uma asa (b) Seção transversal de uma asa idealizada. ....                                                            | 12 |
| Figura 2 Idealização do painel.....                                                                                                                    | 12 |
| Figura 3 (a) Disposição do reforço e revestimento transportando a carga direta P. b) Difusão da carga direta na chapa como fluxo de cisalhamento ..... | 13 |
| Figura 4 Combinação de reforçadores e chapa fina suportando a carga direta Po.....                                                                     | 14 |
| Figura 5 Ilustração do painel com os reforçadores.....                                                                                                 | 15 |
| Figura 6 Painel de difusão simétrico .....                                                                                                             | 17 |
| Figura 7 Equilíbrio de um elemento de <i>boom</i> .....                                                                                                | 17 |
| Figura 8 Equilíbrio de um elemento do <i>stringer</i> .....                                                                                            | 18 |
| Figura 9 Ponte de Wheatstone .....                                                                                                                     | 21 |
| Figura 10 Gráfico da distribuição da tensão de cisalhamento .....                                                                                      | 23 |
| Figura 11 Gráfico da distribuição tensão normal no reforçador lateral.....                                                                             | 23 |
| Figura 12 Gráfico da distribuição da tensão normal no reforçador central .....                                                                         | 24 |
| Figura 13 Modelo <i>software</i> FEMAP .....                                                                                                           | 24 |
| Figura 14 Carga aplicada ao modelo .....                                                                                                               | 25 |
| Figura 15 Configuração do apoio fixo do modelo.....                                                                                                    | 26 |
| Figura 16 Eixo de simetria atribuído ao modelo .....                                                                                                   | 26 |
| Figura 17 Tamanho do elemento do modelo .....                                                                                                          | 27 |
| Figura 18 Resultado da simulação das tensões normais.....                                                                                              | 27 |
| Figura 19 Configuração do contorno 3140.....                                                                                                           | 28 |
| Figura 20 Resultado da simulação da tensão de cisalhamento .....                                                                                       | 29 |
| Figura 21 Configuração do contorno 7023.....                                                                                                           | 30 |
| Figura 22 Desenho 2D da placa a ser analisada .....                                                                                                    | 31 |
| Figura 23 Painel montado para ensaio.....                                                                                                              | 32 |
| Figura 24 Modelo utilizado no experimento .....                                                                                                        | 33 |
| Figura 25 Gráficos do sistema de aquisição do laboratório do ITA.....                                                                                  | 34 |
| Figura 26 Extração dos dados de deformação .....                                                                                                       | 35 |
| Figura 27 Gráfico de comparação da tensão de cisalhamento no painel.....                                                                               | 36 |
| Figura 28 Gráfico de comparação da tensão normal no reforçador lateral .....                                                                           | 37 |
| Figura 29 Gráfico de comparação da tensão normal no reforçador central.....                                                                            | 38 |

## SUMÁRIO

|                                                                            |           |
|----------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>1. INTRODUÇÃO .....</b>                                                 | <b>10</b> |
| 1.1. Objetivo Geral .....                                                  | 11        |
| 1.2. Objetivos Específicos .....                                           | 11        |
| <b>2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....</b>                                       | <b>12</b> |
| 2.1. Idealização estrutural .....                                          | 12        |
| 2.2. Difusão de cisalhamento .....                                         | 13        |
| 2.3. Distribuição das tensões normais.....                                 | 14        |
| 2.4 Difusão em um painel idealizado .....                                  | 16        |
| 2.4. Método dos Elementos Finitos – Formulação de Elementos de Placa ..... | 18        |
| 2.5. Medição de Deformações com Extensômetros.....                         | 20        |
| <b>3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO.....</b>                                 | <b>22</b> |
| 3.1. Método Analítico .....                                                | 22        |
| 3.2. Método Computacional .....                                            | 24        |
| 3.2.1 Condições de contorno .....                                          | 25        |
| 3.2.2 Malha.....                                                           | 26        |
| 3.3. Método Experimental .....                                             | 30        |
| <b>4. RESULTADOS E DISCUSSÕES .....</b>                                    | <b>35</b> |
| 4.1. Extração dos dados .....                                              | 35        |
| 4.2. Tensão de Cisalhamento no Painel .....                                | 36        |
| 4.2. Tensão Normal no Reforçador Lateral .....                             | 36        |
| 4.3. Tensão Normal no Reforçador Central.....                              | 37        |
| <b>5. CONCLUSÃO.....</b>                                                   | <b>39</b> |
| <b>6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>                                 | <b>40</b> |

## 1. INTRODUÇÃO

No setor aeronáutico, a busca constante por estruturas cada vez mais leves, resistentes e eficientes tem impulsionado o estudo de elementos estruturais otimizados. Entre esses elementos, destacam-se os painéis reforçados, compostos por um revestimento (*skin*) e reforçadores longitudinais (*stiffeners*), amplamente utilizados na construção de asas, fuselagens e superfícies de controle. O principal objetivo dessa configuração estrutural é maximizar a resistência à tração, compressão e flambagem com o menor peso possível, característica crítica em aplicações aeroespaciais (MEGURO, 2007).

Apesar de sua eficiência, esses painéis apresentam um comportamento complexo na distribuição de tensões quando submetidos a carregamentos axiais. Isso se deve, principalmente, ao fenômeno conhecido como *shear lag*, que resulta na não uniformidade das tensões normais ao longo da seção transversal. Esse efeito ocorre porque o carregamento axial tende a ser absorvido preferencialmente pelos reforçadores, enquanto o revestimento absorve o esforço de cisalhamento necessário para garantir o equilíbrio interno da estrutura (TSU, 2001). Como consequência, as regiões entre os reforçadores ficam sobrecarregadas, reduzindo a eficiência estrutural total do painel.

A fim de compreender melhor essa distribuição de tensões, este trabalho propõe a análise de um painel de alumínio 2024-T3 - T6 reforçado, composto por três reforçadores de área constante e um revestimento de espessura uniforme. A abordagem será realizada em três frentes: dados experimentais obtidos em laboratório, análise teórica baseada na teoria de difusão de tensões (*shear lag*) e modelagem numérica utilizando o Método dos Elementos Finitos (MEF). A comparação entre essas metodologias permitirá validar os modelos adotados e aprofundar a compreensão sobre o comportamento mecânico do painel.

Essa análise é fundamental para o dimensionamento seguro de componentes estruturais aeronáuticos e para o desenvolvimento de diretrizes mais precisas em normas de projeto. Além disso, os resultados obtidos podem contribuir para a melhoria dos modelos computacionais utilizados na indústria e para a formação acadêmica de engenheiros atuantes na área de estruturas.

### 1.1. Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é analisar a distribuição de tensões normais e de cisalhamento em um painel reforçado composto por três reforçadores de área constante e um revestimento de espessura uniforme, considerando os efeitos do *shear lag*, por meio de dados experimentais, teoria analítica e modelagem numérica com elementos finitos.

### 1.2. Objetivos Específicos

A fim de alcançar os propósitos deste estudo, foram definidos os seguintes objetivos específicos:

- Acompanhar o ensaio mecânico de tração (realizado no laboratório de Estruturas Aeroespaciais do ITA) para obtenção de dados experimentais de tensão – deformação;
- Aplicar a teoria de difusão de tensões para prever o efeito *shear lag*;
- Elaborar um modelo simplificado no software de elementos finitos;
- Validar os resultados numéricos com os dados teóricos e experimentais;

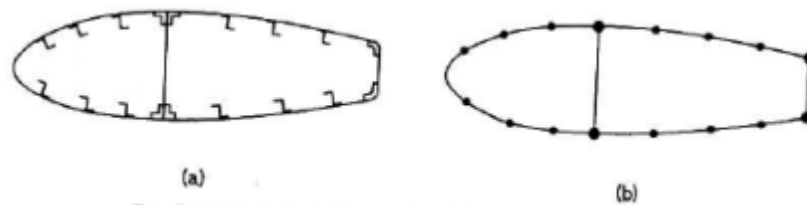
## 2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1. Idealização estrutural

A teoria da idealização estrutural é um conceito utilizado na elaboração de estruturas aeronáuticas, ela nos diz que, em uma estrutura constituída de painéis e reforçadores, os reforçadores são responsáveis por resistir às tensões normais que são aplicadas a estrutura, enquanto que as tensões de cisalhamento são resistidas pelo revestimento,

A figura 1 mostra a seção transversal de uma asa e a sua respectiva seção transversal idealizada.

**Figura 1 (a) Seção transversal de uma asa (b) Seção transversal de uma asa idealizada.**



Fonte: Megson (1999)

Essa idealização permite que os cálculos da posição do CG e dos momentos de inércia da estrutura sejam simplificados.

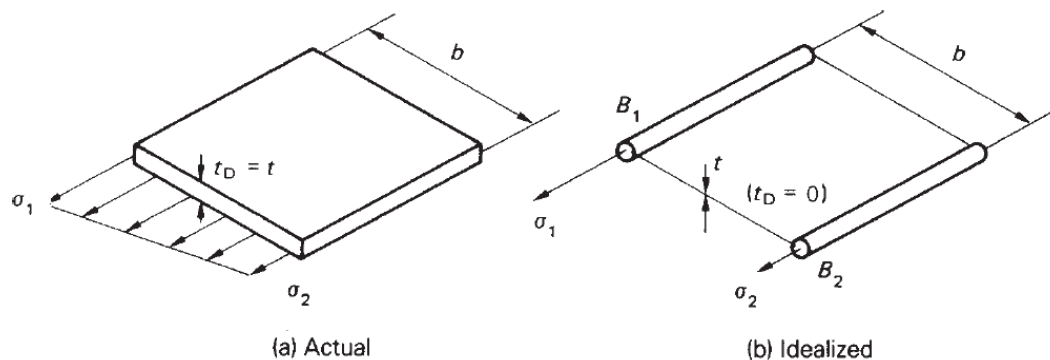
Na idealização as tensões normais são resistidas pelos *booms* e as tensões de cisalhamento são resistidas pelo revestimento.

A Equação 1 pode ser considerada para a determinação das áreas dos Booms:

$$B_1 = \frac{t_D \cdot b}{6} \cdot \left( 2 + \frac{\sigma_2}{\sigma_1} \right) \quad (1)$$

O modelo do painel idealizado de acordo com a Figura 2.

**Figura 2 Idealização do painel**



Fonte: Megson (2007).

## 2.2. Difusão de cisalhamento

De acordo com Megson (1999), as estruturas aeronáuticas são formadas principalmente por combinações de reforços longitudinais, e revestimento.

Os reforçadores longitudinais são fabricados por extrusão sólida ou usinagem, podendo ter seções em T, Z, canal ou *top-hat* “forma de chapéu”.

Assume-se ainda que as cargas axiais são suportadas pelos reforçadores longitudinais, enquanto o revestimento atua exclusivamente em cisalhamento. A estrutura simplificada apresentada na Figura 3 (a) consiste em um único reforço conectado a uma fina chapa metálica de seção transversal, a qual está solidamente fixada a uma base rígida. A carga direta  $P_0$  aplicada ao reforço é transmitida por meio de tensões de cisalhamento até a base, onde é equilibrada. Assim,  $P_0$  pode ser considerada como difusa na chapa sob a forma de fluxo de cisalhamento (*shear flow*).

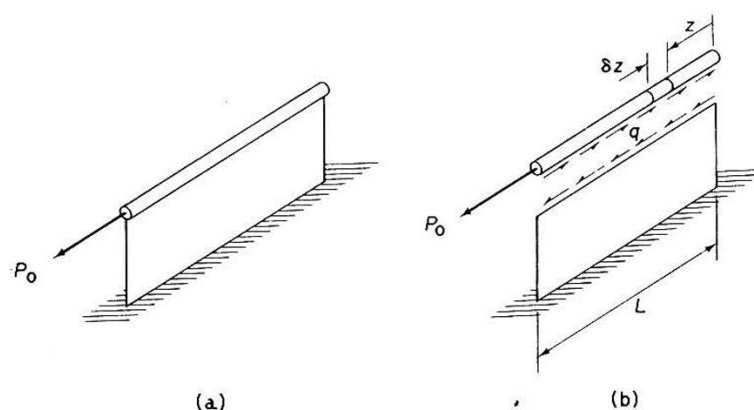
A condição de equilíbrio pode ser expressa pela seguinte Equação 1, em que  $q$  é o fluxo de cisalhamento atuando em um elemento  $dz$  do reforçador.

A Equação 2 representa a condição de equilíbrio de uma carga direta.

$$P_0 = \int_0^L q \, dz \quad (2)$$

A Figura 3 mostra respectivamente um painel com reforçador e a difusão do cisalhamento através da chapa.

**Figura 3 (a) Disposição do reforço e revestimento transportando a carga direta P. b) Difusão da carga direta na chapa como fluxo de cisalhamento**



Fonte: Megson (1999)

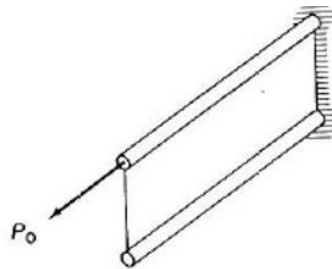
A Equação 2 admite infinitas distribuições de cargas ( $q$ ), exigindo uma condição adicional para solução única. Tal condição decorre da compatibilidade de deslocamentos, a qual impõe que o deslocamento linear de um ponto no reforço seja igual ao deslocamento do ponto correspondente na chapa.

O atendimento simultâneo às condições de equilíbrio e compatibilidade leva a uma equação diferencial de segunda ordem, cuja solução fornece a distribuição do fluxo de cisalhamento.

Esse raciocínio pode ser estendido para tipos mais práticos de estruturas.

A Figura 4, mostra uma combinação formada por dois reforços conectados por uma chapa fina, responsável por transmitir a carga  $P_0$ .

**Figura 4 Combinação de reforçadores e chapa fina suportando a carga direta  $P_0$ .**



Fonte: Megson (1999)

A figura 4 ilustra uma estrutura formada por dois reforçadores (*booms*) ligados por uma chapa fina (*skin*). Essa estrutura está engastada em uma extremidade e submetida a uma carga direta  $P_0$ .

Ele considera que a chapa tem resistência infinita ao cisalhamento, não haverá deformação por cisalhamento.

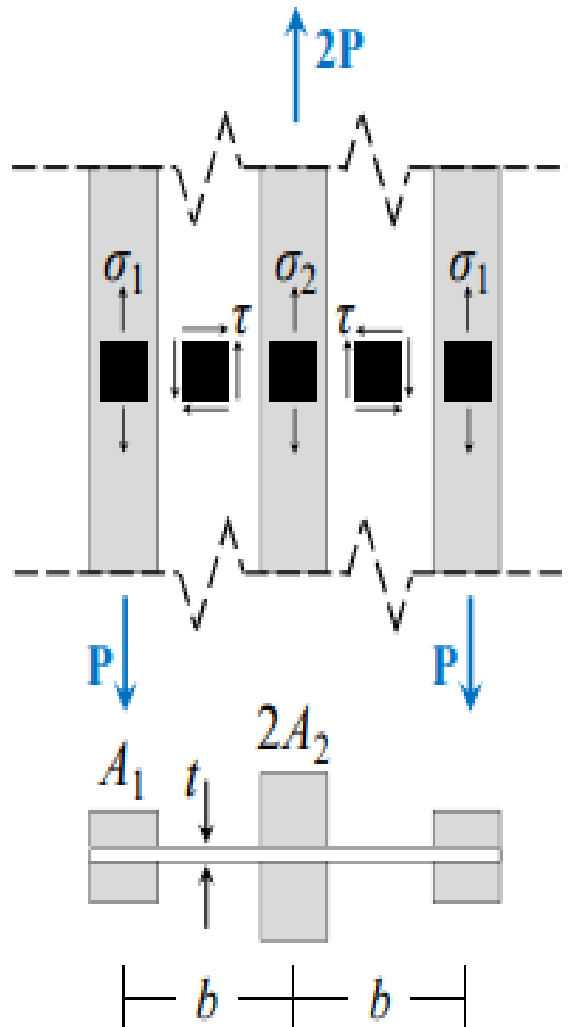
Nesse caso, a carga direta  $P_0$  aplicada em um dos reforçadores será compartilhada igualmente entre os dois reforçadores. Ou seja, a chapa funciona como um meio de distribuir a carga entre os reforçadores, equilibrando o esforço.

### 2.3. Distribuição das tensões normais

Para calcular a distribuição de tensões ao longo do painel, será utilizada a teoria da difusão (*shear lag*).

A Figura 5 mostra uma ilustração do painel com os reforçadores utilizado neste trabalho:

**Figura 5 Ilustração do painel com os reforçadores.**



Fonte: Autores (2025)

A Equação 3 expressa a tensão de cisalhamento ( $\tau$ ), normalizada pela carga total aplicada ( $P$ ), descrevendo a forma como o cisalhamento se distribui ao longo do comprimento do painel.

$$\frac{\tau}{P} = \frac{k}{t \cdot (A_1 + A_2) \cdot \sinh(kL)} \cdot [A_2 \cdot \cosh \cosh(kx) + A_1 \cdot \cosh \cosh(L - x)] \quad (3)$$

Onde:

- $t$  é a espessura da placa,
- $A_1$  e  $A_2$  são áreas das seções transversais dos reforçadores,
- $k$  é um parâmetro que depende da rigidez da ligação,
- $L$  é o comprimento da ligação,
- $x$  é a posição ao longo do comprimento.

A Equação 4 representa a distribuição das tensões normais da parte conectada de área  $A_1$ .

$$\frac{\sigma_1}{P} = \frac{1}{A_1 \cdot (A_1 + A_2) \cdot \sinh(kL)} \cdot [A_1 \cdot \sinh \sinh(kL) - A_1 \cdot \sinh \sinh(L - x) + A_2 \cdot \sinh(kx)] \quad (4)$$

A Equação 4 representa a tensão axial normalizada na parte 1 da ligação ( $\sigma_1$ ), estabelecendo a relação entre a carga total aplicada  $P$  e a parcela efetivamente suportada pela área  $A_1$ . Observa-se que a carga axial não se distribui de maneira uniforme entre as áreas  $A_1$  e  $A_2$ . Assim, a Equação permite calcular quanto da carga é efetivamente transmitida por  $A_1$ . Além disso, devido ao efeito de *shear lag*, verifica-se que parte da carga tende a se concentrar nas bordas da ligação, o que reduz a eficiência estrutural global.

A Equação 5 representa a distribuição das tensões normais da parte conectada de área  $A_2$ .

$$\frac{\sigma_2}{P} = \frac{1}{A_2 \cdot (A_1 + A_2) \cdot \sinh(kL)} \cdot [A_2 \cdot \sinh \sinh(kL) + A_1 \cdot \sinh \sinh(L - x) - A_2 \cdot \sinh(kx)] \quad (5)$$

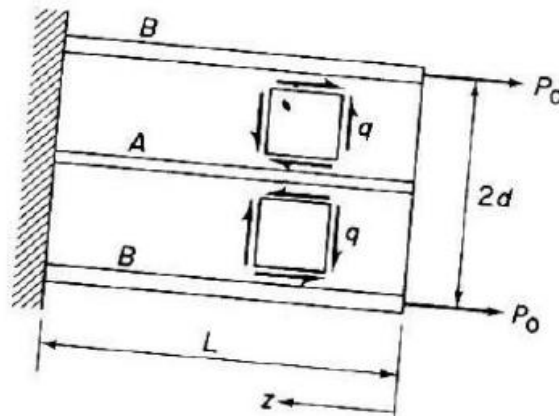
A Equação 5 representa a tensão axial normalizada na parte 2 da ligação ( $\sigma_2$ ), complementando a Equação 4 e mostrando como a segunda porção da seção resiste à carga aplicada. Assim como na Equação 4, a carga total  $P$  não se distribui de forma proporcional direta entre as áreas  $A_1$  e  $A_2$ .

O uso da equação 3 reflete a redistribuição gradual da carga ao longo do comprimento do reforçador. Esse comportamento é justamente característico do fenômeno conhecido como *shear lag*.

Segundo Megson (1999), o fenômeno de *shear lag* ocorre quando a transferência de cargas axiais não é uniforme ao longo dos reforçadores, devido às tensões de cisalhamento resistidas pelo revestimento. Esse fenômeno gera concentrações de tensões nas extremidades dos reforçadores. As equações de equilíbrio apresentadas para *booms* e *stringers* permitem quantificar a redistribuição da carga e servem de base para compreender como a carga axial se relaciona com o cisalhamento no revestimento da aeronave.

## 2.4 Difusão em um painel idealizado

A Figura 6 mostra um painel reforçado e a difusão do cisalhamento através do painel.

**Figura 6 Pannel de difusão simétrico**

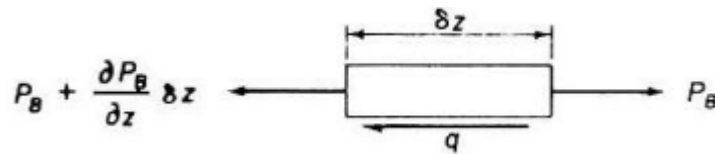
Fonte: Megson (1999)

A Figura 6 (Megson, 1999) apresenta um painel reto, simétrico, com dois reforçadores (superior e inferior com área da seção B) e um *boom* central com área da seção A. O esquema indica as direções assumidas para o fluxo de cisalhamento ( $q$ ) nos revestimentos.

A figura 7 ilustra geometricamente que parte da carga aplicada nas extremidades ( $P_0$ ) é transferida dos *booms* para os revestimentos e vice-versa. Esse processo não ocorre de forma instantânea ao longo do painel, pois existe um efeito de difusão ou atraso na transferência de carga, conhecido como *shear lag* (GOODIER, 1951, p. 333).

Essa formulação conduz a uma equação diferencial que descreve como a carga no *boom* varia ao longo do comprimento do painel. A solução evidencia que a carga não é transmitida de forma imediata, mas redistribuída gradualmente, caracterizando o efeito de *shear lag*.

A Figura 7 (Megson, 1999) apresenta o equilíbrio de um elemento de *boom*

**Figura 7 Equilíbrio de um elemento de boom**

Fonte: Megson (1999)

Um pequeno segmento submetido a forças nas extremidades, além do termo ( $q$ ) representando o fluxo de cisalhamento por unidade de comprimento. A soma das forças nesse elemento leva à condição diferencial.

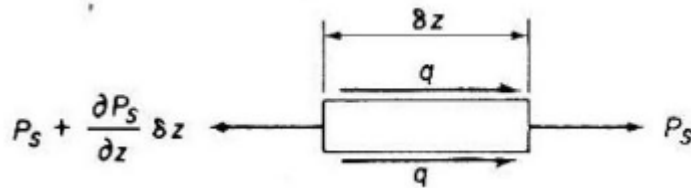
A Equação 6 representa a soma das forças no elemento levando a condição diferencial.

$$\frac{\partial P_B}{\partial z} = -q \quad (6)$$

Ou seja: o gradiente da carga direta no boom ao longo de  $z$  é igual ao fluxo de cisalhamento que entra ou sai por unidade de comprimento. Assim, o cisalhamento no revestimento reduz (ou aumenta) a carga no *boom*.

A Figura 8 (Megson, 1999) apresenta um equilíbrio análogo para o *stringer*, mostrando que a variação da carga direta no *stringer* é proporcional ao fluxo de cisalhamento nos dois painéis (superior e inferior).

**Figura 8 Equilíbrio de um elemento do *stringer***



Fonte: Megson (1999)

A Equação 7 representa a soma das forças no elemento levando a condição diferencial.

$$\frac{\partial P_s}{\partial z} = -2q \quad (7)$$

O *stringer* recebe contribuição de ambos os revestimentos, por isso o fator 2

Onde:

$P_B$ : carga direta no *boom* (função de  $z$ ).

$P_s$ : carga direta no *stringer*.

$q$ : fluxo de cisalhamento por unidade de comprimento (no revestimento).

$z$ : coordenada ao longo do comprimento do painel.

## 2.4. Método dos Elementos Finitos – Formulação de Elementos de Placa

No estudo das análises estruturais estática e dinâmica, normalmente é focalizada a atenção na concepção dos modelos de cálculo lineares que permitem determinar os deslocamentos, as deformações e as tensões atuantes nos elementos de uma estrutura e nos componentes mecânicos em geral. O conhecimento dessas respostas é fundamental para avaliação da resistência mecânica da estrutura (ALVES FILHO, 2012).

O Método dos Elementos Finitos (MEF, ou *FEM* do inglês *Finite Element Method*) é uma técnica numérica amplamente empregada na engenharia para a solução de problemas estruturais complexos. Sua aplicação permite determinar deslocamentos, deformações e tensões em estruturas sujeitas a carregamentos diversos, fornecendo informações essenciais para a avaliação da resistência mecânica e do desempenho estrutural (ALVES FILHO, 2012).

A formulação do MEF baseia-se na subdivisão do domínio em elementos finitos, nos quais o campo de deslocamentos é interpolado por funções de forma. De maneira geral, o equilíbrio estrutural pode ser escrito na forma matricial.

A Equação 8 representa a Equação de equilíbrio

$$F = [K] \cdot u \quad (8)$$

Onde:

$K$  é a matriz de rigidez do sistema;

$u$  é o vetor de deslocamentos nodais;

$F$  é o vetor de forças nodais equivalentes.

A Equação 9 representa o comportamento de uma placa (ALVES FILHO, 2012).

$$K_e = \int_A B^T D B t dA \quad (9)$$

onde:

- $K_e \rightarrow$  matriz de rigidez do elemento de placa;
- $B \rightarrow$  matriz de deformações (relaciona deslocamentos nodais com deformações);
- $D \rightarrow$  matriz constitutiva (define as propriedades do material, segundo a teoria da elasticidade);
- $t \rightarrow$  espessura da placa;
- $dA \rightarrow$  área do elemento.

Entretanto, a abordagem mais adequada para o presente trabalho é a teoria de placa delgada de Kirchhoff.

Para uma placa delgada de Kirchhoff (teoria clássica da flexão), a Equação 10 representa a matriz constitutiva e o comportamento de uma placa:

:

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix} \quad (10)$$

onde:

- $E \rightarrow$  módulo de elasticidade;
- $\nu \rightarrow$  coeficiente de Poisson;
- $t \rightarrow$  espessura da placa.

## 2.5. Medição de Deformações com Extensômetros

A medição de deformações é uma etapa fundamental na análise experimental de estruturas e materiais, pois fornece dados necessários para validação de modelos teóricos e numéricos, como aqueles obtidos pelo Método dos Elementos Finitos. Entre as técnicas mais utilizadas, destaca-se o uso de extensômetros elétricos de resistência, conhecidos como *strain gages*. Esses sensores funcionam a partir da variação de resistência elétrica de um fio ou filme quando submetido a alongamento ou encurtamento (DALLY; RILEY, 2005).

O princípio de funcionamento do extensômetro baseia-se na relação entre a variação relativa de resistência elétrica ( $\Delta R/R$ ) e a deformação ( $\varepsilon$ ) a que o sensor está submetido.

A Equação 11 representa essa relação que é expressa pelo fator de sensibilidade (ou *Gauge factor*):

$$\frac{\Delta R}{R} = K \cdot \varepsilon \quad (11)$$

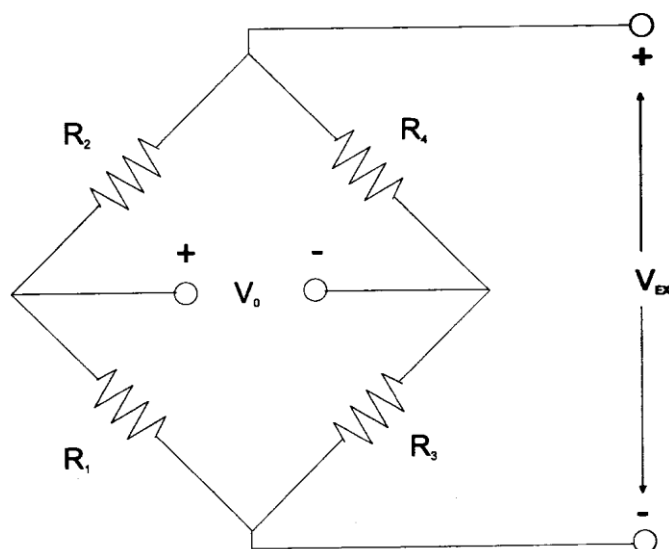
em que:

- $R$  é a resistência inicial do extensômetro;
- $\Delta R$  é a variação de resistência;
- $\varepsilon$  é a deformação;
- $K$  é o fator de sensibilidade, característico do extensômetro (DALLY; RILEY, 2005).

Na prática, a leitura de deformações é feita em conjunto com circuitos de compensação elétrica, geralmente utilizando a ponte de *Wheatstone*, que permite amplificar e medir pequenas variações de resistência. Esse arranjo possibilita registrar deformações da ordem de  $10^{-6}$ , com alta precisão (COLLINS, 1993).

A figura 9 mostra uma ilustração de uma ponte de Wheatstone.

**Figura 9 Ponte de Wheatstone**



Fonte: Internet (2025)

Em aplicações estruturais, os extensômetros podem ser colados diretamente sobre superfícies metálicas, compósitos ou outros materiais, permitindo monitorar a resposta sob carregamento real. Tais medições são fundamentais em estruturas aeronáuticas, onde efeitos como concentração de tensões, flambagem e *shear lag* precisam ser avaliados não apenas teoricamente, mas também experimentalmente, de modo a garantir segurança e confiabilidade (MEGSON, 2013,).

No campo aeronáutico, a combinação entre análise numérica pelo MEF e a instrumentação experimental com extensômetros é indispensável. Enquanto a formulação de elementos de placa permite prever o comportamento estrutural teórico, os extensômetros fornecem dados reais que validam os modelos e permitem identificar fenômenos como concentrações de tensão, instabilidade local e *shear lag* (MEGSON, 2013).

Dessa forma, estabelece-se um elo entre o cálculo computacional e a resposta experimental, garantindo maior confiabilidade na avaliação da resistência estrutural. (ALVES FILHO, 2012).

### 3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

Como exposto anteriormente no presente trabalho de pesquisa, busca-se comparar os resultados calculados teoricamente e os obtidos via *software* com os resultados advindos do experimento, no que tange as tensões de cisalhamento e também verificar e compreender a ocorrência do fenômeno de *shear-lag* em painéis aeronáuticos com reforçadores.

O fenômeno do *Shear Lag*, fundamental no estudo de estruturas de paredes finas, como as abordadas por (Megson, 2013), descreve a distribuição não uniforme da tensão normal (axial) nos reforçadores de painéis estruturais. A análise rigorosa desse fenômeno, conforme preconizada por **Megson**, é essencial para garantir que a estrutura resista adequadamente às cargas aplicadas, evitando falhas prematuras

A Tabela 1 mostra as propriedades do alumínio 2024-T3, na condição cladeada, que é o material do painel e dos reforçadores.

**Tabela 1 Propriedades do Alumínio Cladeado 2024-T3**

|                      |                        |
|----------------------|------------------------|
| Densidade            | 2,78 g/cm <sup>3</sup> |
| Resistência à tração | 470 MPa                |
| Tensão de Escoamento | 325 MPa                |
| Mod. De elasticidade | 73 GPa                 |
| Mod. De Cisalhamento | 28 GPa                 |

Fonte: Internet (2025)

#### 3.1. Método Analítico

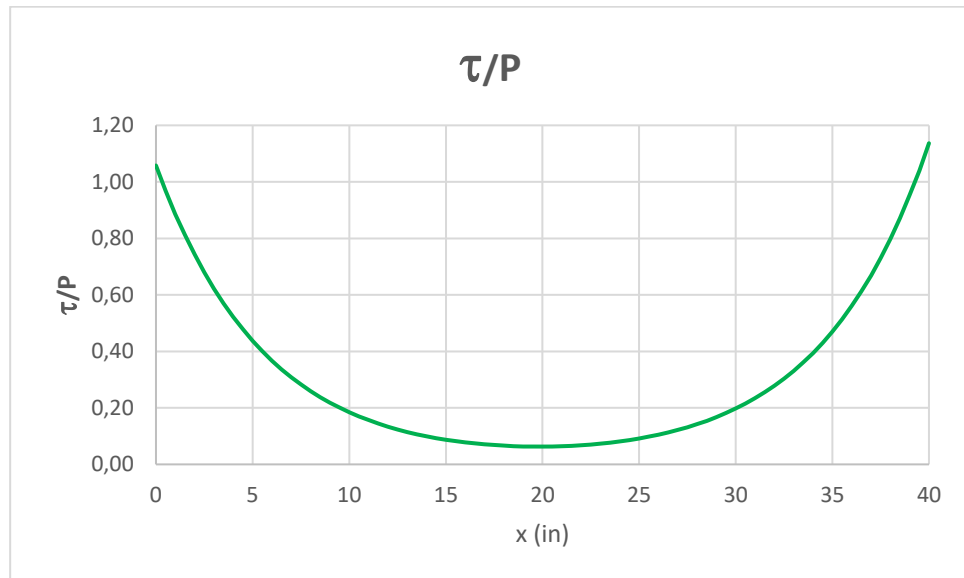
Iniciou-se o desenvolvimento do presente trabalho de graduação, calculando os valores teóricos das tensões, de cisalhamento ( $\tau$ ) e as tensões normais nos reforçadores ( $\sigma_1$  e  $\sigma_2$ ), sendo,  $\sigma_1$  a tensão normal do reforçador de área menor e  $\sigma_2$  a tensão normal do reforçador central, conforme a Figura 5.

Para executar os cálculos teóricos utilizou-se as fórmulas de distribuição das tensões, Equações 2,3 e 4 essa teoria descreve como a tensão axial se difunde de um elemento estrutural para outro via cisalhamento na interface, as fórmulas abaixo foram utilizadas para gerar os gráficos, com os resultados obtidos.

Com isso posto, montou-se uma planilha, com as equações acima mencionadas, foi possível plotar os gráficos que demonstram o comportamento dessas tensões ao longo do comprimento do painel e dos reforçadores.

A Figura 10 nos mostra o comportamento da tensão de cisalhamento ao longo do comprimento do painel.

**Figura 10 Gráfico da distribuição da tensão de cisalhamento**

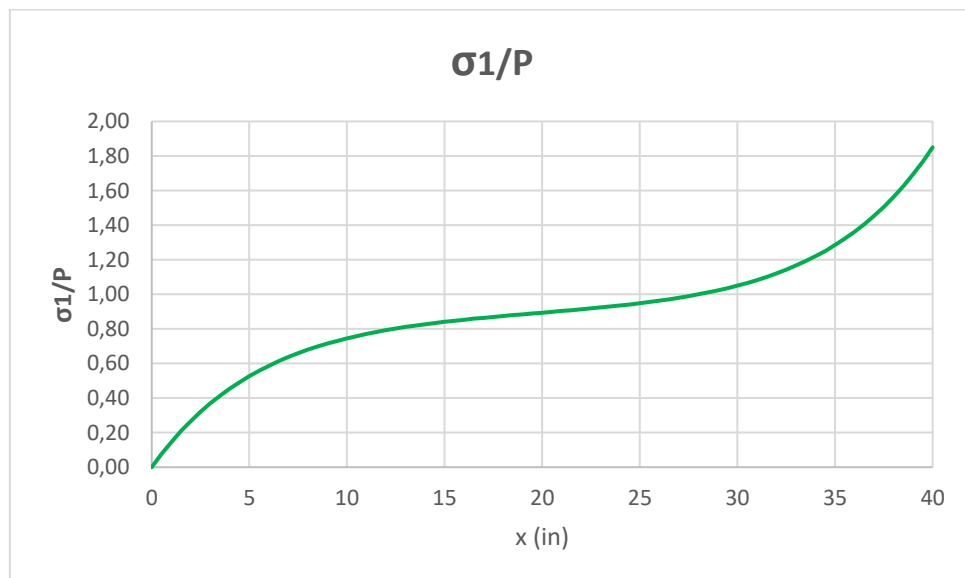


Fonte: Autores (2025)

Ao observar Figura 10 é possível notar que o valor é maior nas extremidades do painel e atinge seu valor mínimo na metade do comprimento do mesmo.

A Figura 11 mostra o comportamento da tensão normal ao longo do comprimento do reforçador lateral

**Figura 11 Gráfico da distribuição tensão normal no reforçador lateral**

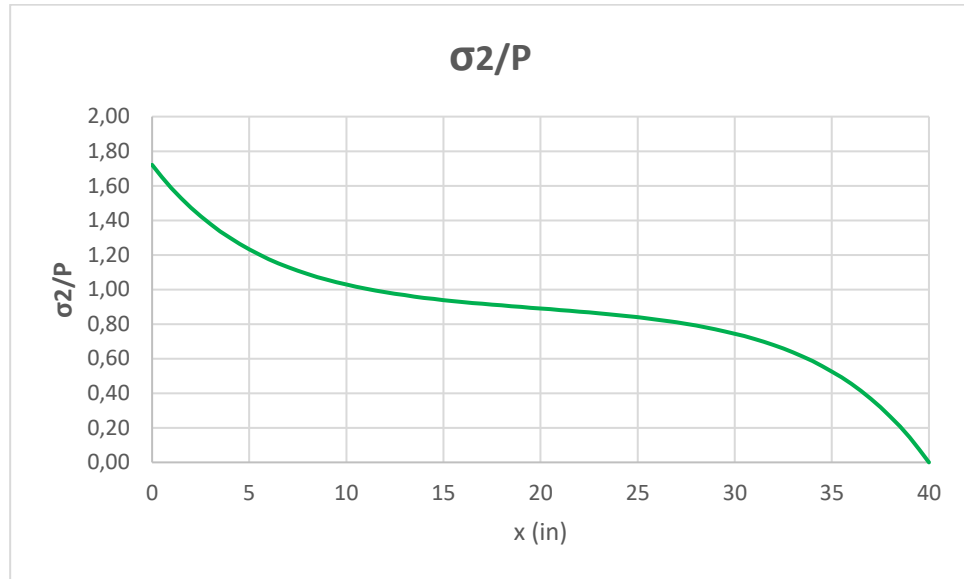


Fonte: Autores (2025)

Ao observar a Figura 11 é possível notar que a tensão é crescente ao longo do comprimento do reforçador, vamos ver a seguir que o inverso ocorre no reforçador central.

A Figura 12 mostra o comportamento da tensão normal ao longo do comprimento do reforçador central.

**Figura 12 Gráfico da distribuição da tensão normal no reforçador central**



Fonte: Autores (2025)

É possível visualizar que no reforçador central, a tensão é maior no início do comprimento do mesmo e atinge o mínimo ao final do comprimento do reforçador.

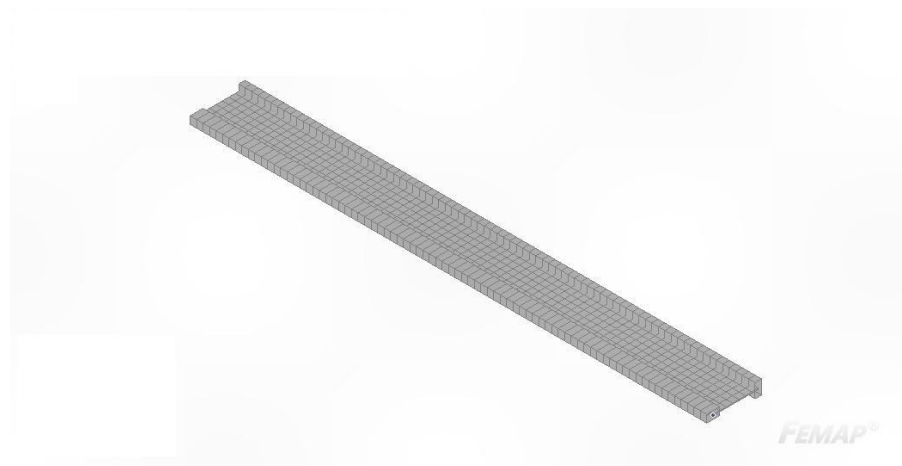
### 3.2. Método Computacional

Neste tópico vai-se abordar a construção do modelo em *software* FEMAP e mostrar os resultados obtidos.

Na construção do modelo utilizou-se um recurso de modelagem que utiliza simetria para representar o experimento, por essa razão, nas imagens a seguir vai-se ver apenas dois reforçadores modelados.

A Figura 13 mostra o modelo em *software* FEMAP.

**Figura 13 Modelo *software* FEMAP**



Fonte: Autores (2025)

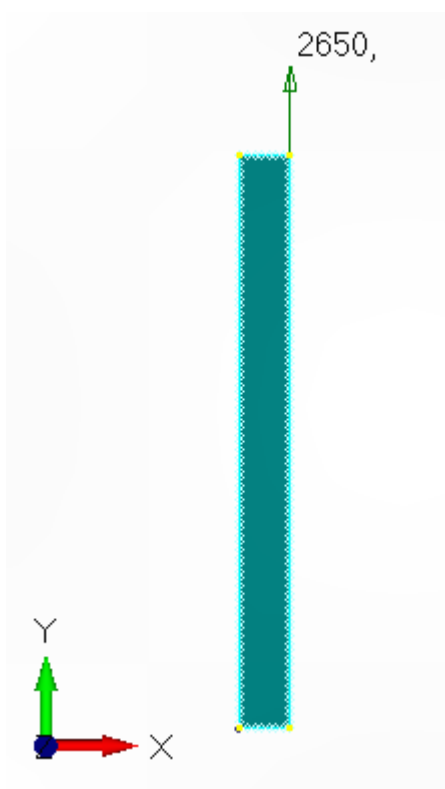
### 3.2.1 Condições de contorno

As condições de contorno aplicadas ao modelo foram a carga aplicada no reforçador central, apoio fixo na extremidade inferior esquerda do modelo e a condição de simetria do do modelo.

A primeira condição de contorno aplicada foi a carga de 2650lbs (metade da carga real do experimento por causa da condição de simetria do modelo).

A figura 14 mostra a carga e o local do onde foi aplicada.

**Figura 14 Carga aplicada ao modelo**

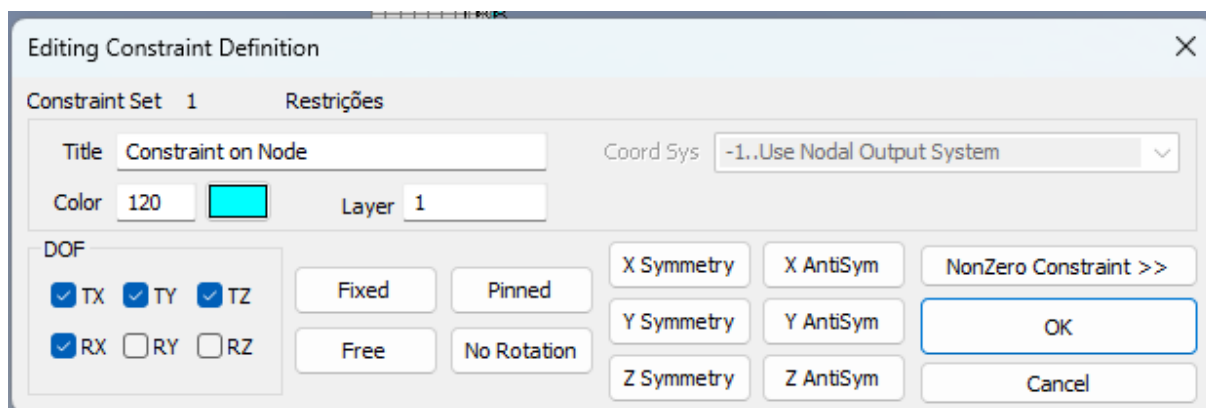


Fonte: Autores (2025)

Em seguida foi aplicado o apoio fixo no modelo, restringindo os três graus de liberdade x, y e z, adicionando ainda a rotação no eixo x.

A figura 15 mostra a configuração do apoio fixo.

**Figura 15 Configuração do apoio fixo do modelo**

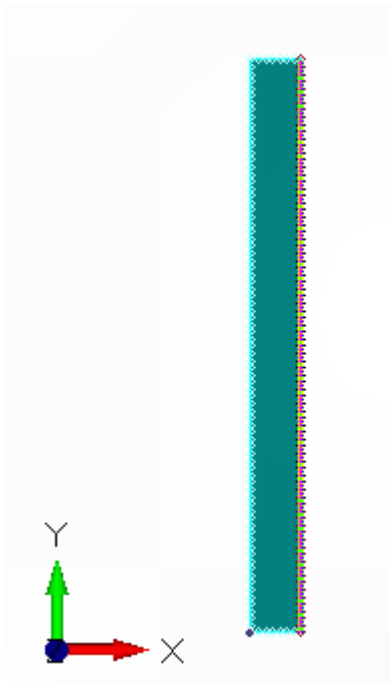


Fonte: Autores (2025)

Outra condição de contorno utilizada foi a condição de simetria, que por sua vez possibilita que seja modelada apenas uma parte da geometria e que essa seja considerada simétrica através de um eixo selecionado pelo usuário.

A Figura 16 mostra o eixo de simetria atribuído ao modelo.

**Figura 16 Eixo de simetria atribuído ao modelo**



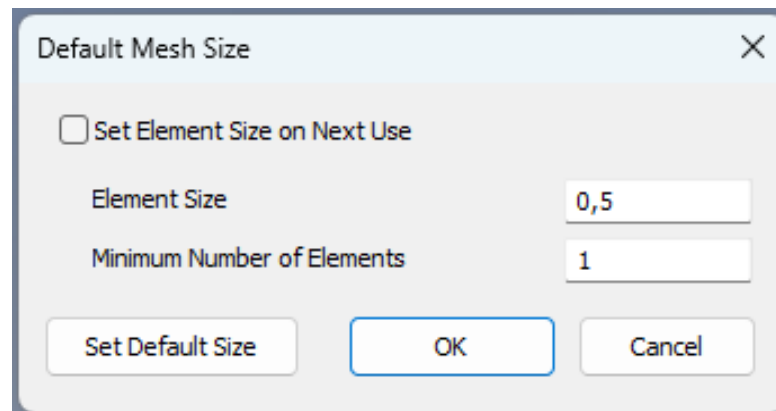
Fonte: Autores (2025)

### 3.2.2 Malha

A malha utilizada no modelo computacional possui tamanho 0.5” e é do tipo quadrática.

A figura 17 mostra a configuração do tamanho dos elementos.

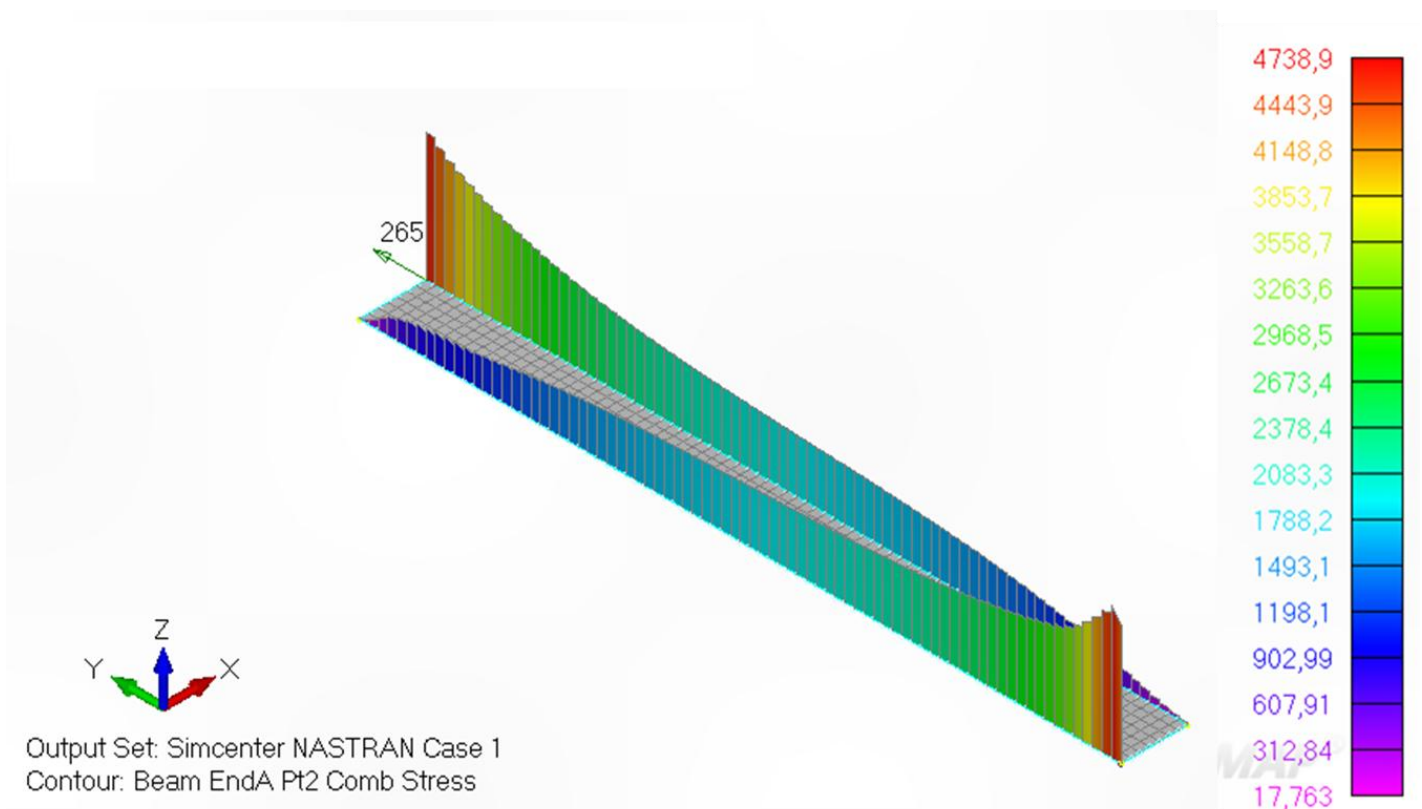
**Figura 17 Tamanho do elemento do modelo**



Fonte: Autores (2025)

A Figura 18 mostra os resultados da simulação das tensões normais nos reforçadores do modelo em *software*.

**Figura 18 Resultado da simulação das tensões normais**



Fonte: Autores (2025)

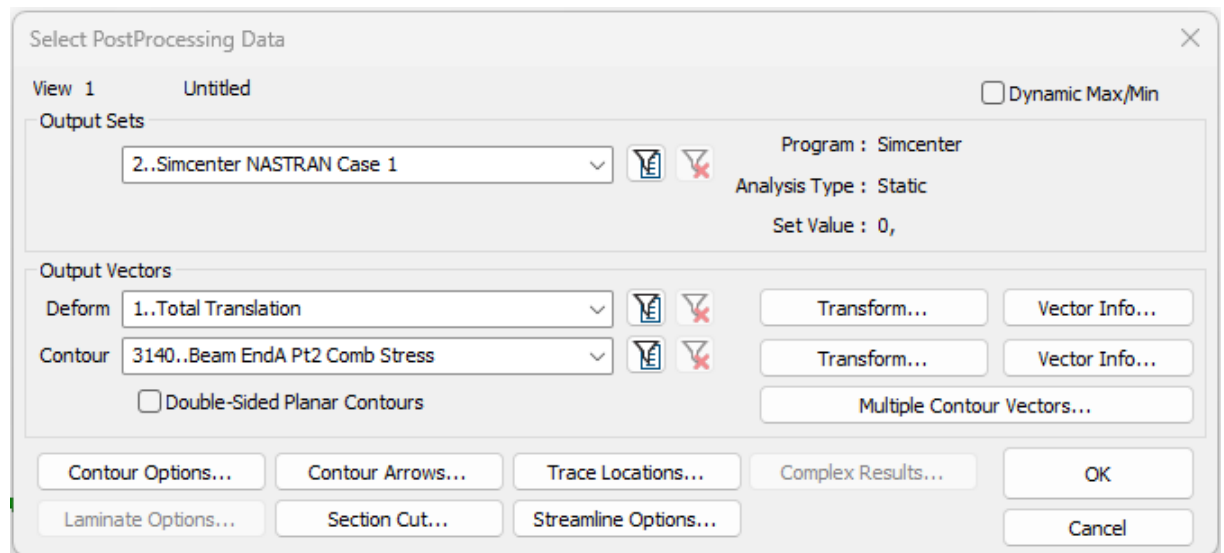
Acima pode-se ver de forma gráfica, o comportamento das tensões normais nos dois reforçadores, sendo o reforçador inferior, o reforçador lateral e o superior, a metade do reforçador central, conforme dito anteriormente.

Pode-se ver claramente que na simulação realizada as tensões normais, nos reforçadores variam de 17,763 psi até 4738,9 psi, também é possível notar que a carga é

transferida de forma integral e uniforme através do painel, com isso é possível inferir que existe uma condição de simetria que ocorre graças ao painel.

Os dados apresentados acima foram obtidos a partir do contorno 3140, a figura 19 mostra a configuração do contorno.

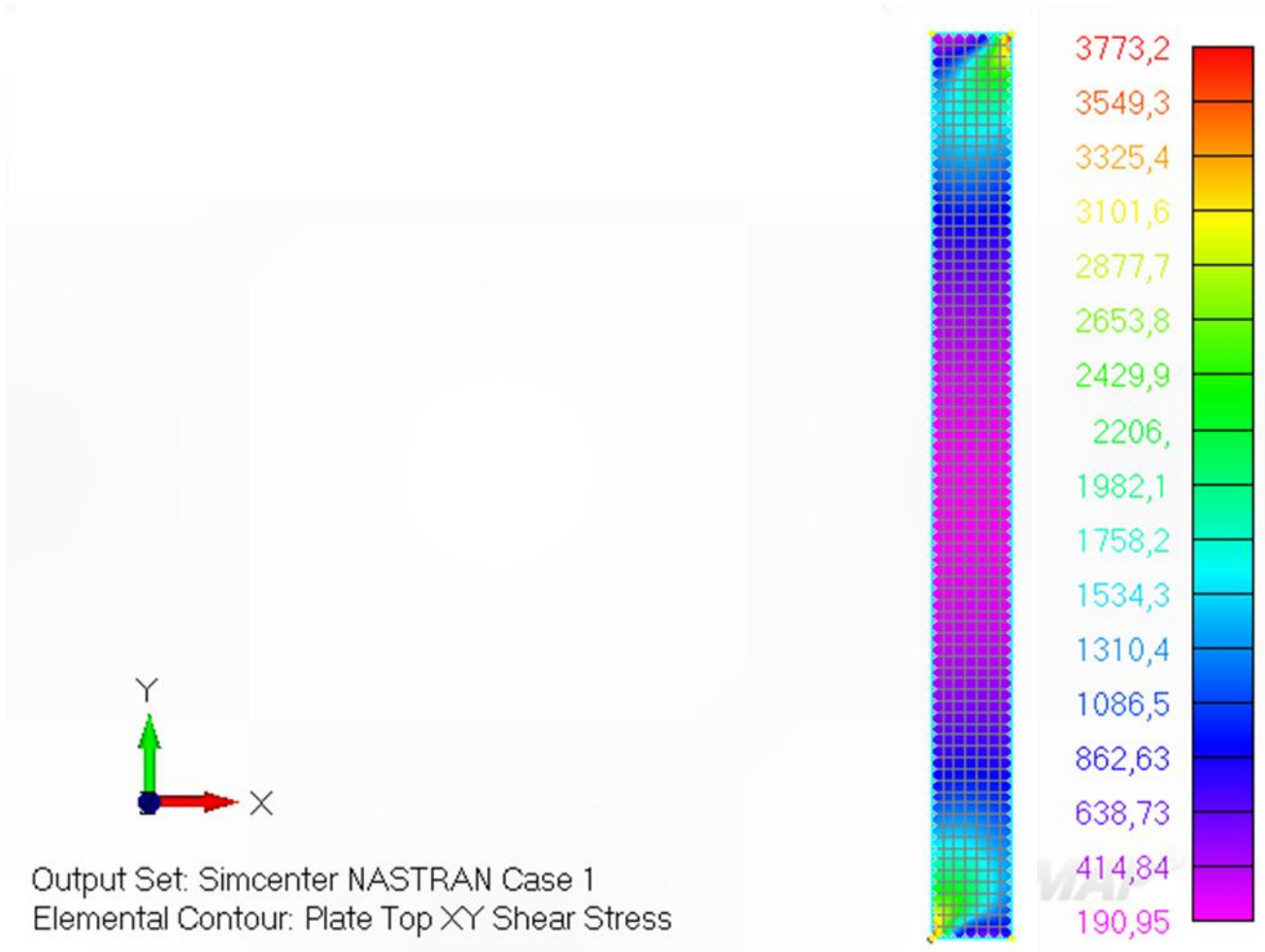
**Figura 19 Configuração do contorno 3140**



Fonte: Autores (2025)

A Figura 20 mostra o resulta da distribuição das tensões de cisalhamento no painel do modelo em *software*.

**Figura 20 Resultado da simulação da tensão de cisalhamento**



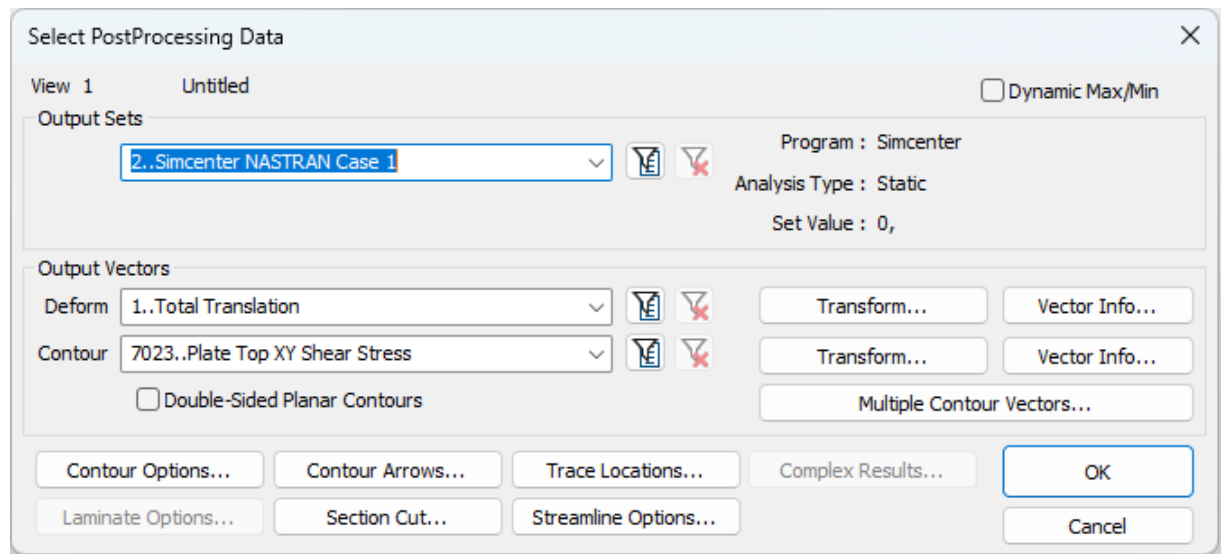
Fonte: Autores (2025)

Acima vê-se o comportamento do cisalhamento ao longo do painel, pode-se notar que o resultado obtido no *software* corrobora os valores e os gráficos, obtidos de forma analítica.

É possível notar que a tensão de cisalhamento é transmitida do reforçador central para o reforçador lateral, atingindo os valores máximos nas extremidades do painel, os valores variam de 190,95 psi até 3773, psi.

Os dados apresentados acima foram obtidos a partir do contorno 3140, a figura 21 mostra a configuração do contorno.

**Figura 21 Configuração do contorno 7023.**



Fonte: Autores (2025)

### 3.3. Método Experimental

O experimento consiste em aplicar uma carga de 5300lbs em um painel com reforçadores colados, o intuito é verificar a ocorrência do fenômeno denominado *shear lag*, o diagrama abaixo demonstra como o experimento é realizado.

A Figura 22 mostra um desenho 2D com as indicações de posições dos extensômetros e seus respectivos números.



**Figura 23 Painel montado para ensaio**



Fonte: Autores (2025)

O painel é fixado a uma célula de carga que por sua vez mede a carga aplicada ao painel, e posteriormente esses valores são plotados num gráfico através do sistema de aquisição de dados do experimento, o resultado obtido é um gráfico que relaciona a deformação, em micro *strain*, e a carga aplicada, abaixo pode-se ver os gráficos em questão.

A Figura 24 detalham os raios mencionados acima.

**Figura 24 Modelo utilizado no experimento**



Fonte: Autores (2025)

Esses raios têm o objetivo de evitar a concentração de tensões em regiões que originalmente acumulariam essas tensões, com os extensômetros foram posicionados na região dos filetes, o valor medido é consideravelmente maior do que os valores analíticos e os valores em software, uma vez que o modelo computadorizado não contém esses raios e que a fórmula analítica também não os contempla.

Conforme o valor do comprimento aumenta nota-se a diminuição da diferença entre os valores, sendo que na medida de 7" os valores experimentais e de *software* são

praticamente iguais, e na medida de 15” o valor experimental é o mesmo que o valor analítico.

A Figura 25 mostra os gráficos do sistema de aquisição do laboratório do ITA.

**Figura 25 Gráficos do sistema de aquisição do laboratório do ITA**



Fonte: Autores (2025)

O sistema de aquisição de dados retorna aos estudantes, planilha Excel, com os valores de todos os extensômetros, e todas as cargas aplicadas, durante todo o tempo de aplicação de carga, para que seja possível obter os valores das tensões em cada extensômetro, deve-se multiplicar o valor das deformações pelo módulo de elasticidade do material ( $E$ ), e posteriormente dividir por  $10^6$ , por que a unidade de deformação do sistema é (microstrain), realizando esses cálculos obtemos os valores das tensões normais e cisalhantes em cada conjunto de extensômetros e com esses valores foi possível realizar a confecção do gráfico abaixo.

Pode-se notar que os valores oriundos do experimento seguem o comportamento esperado de acordo com os resultados obtidos anteriormente, via analítica e via *software*.

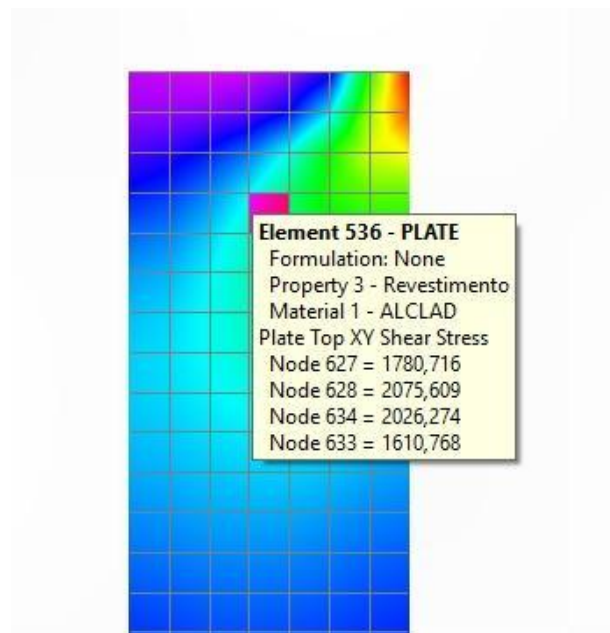
## 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

### 4.1. Extração dos dados

Utilizando a ferramenta, *show tooltips* foi possível realizar a extração dos dados de deformação de acordo com a posição dos *Strain Gauges* do experimento

A Figura 26 mostra a extração de dados através da ferramenta *show tool tips*.

**Figura 26 Extração dos dados de deformação**



Fonte: Autores (2025)

Com a extração desses dados pode-se montar uma planilha com os dados e montar os gráficos com os respectivos valores, abaixo apresenta-se os gráficos.

Com todos esses resultados, pode-se reuni-los e montar um estudo comparativo e discutir as diferenças encontradas entre eles. Deste modo, apresentamos os gráficos obtidos

**Tabela 2 -Comparativo dos Resultados entre as metodologias**

| X (in) | T (psi)   |          |              | $\sigma_1$ (psi) |          |              | $\sigma_2$ (psi) |          |              |
|--------|-----------|----------|--------------|------------------|----------|--------------|------------------|----------|--------------|
|        | Analítico | Software | Experimental | Analítico        | Software | Experimental | Analítico        | Software | Experimental |
| 3      | 1648,664  | 1854,003 | 2465,943     | 977,667          | 845,837  | 618,937      | 3651,586         | 3548,657 | 3406,697     |
| 7      | 817,278   | 1121,904 | 1271,778     | 1687,224         | 1129,699 | 1371,353     | 2991,490         | 2679,289 | 2678,974     |
| 15     | 231,197   | 490,680  | 235,135      | 2227,852         | 1718,123 | 1891,095     | 2488,547         | 2070,378 | 2066,810     |

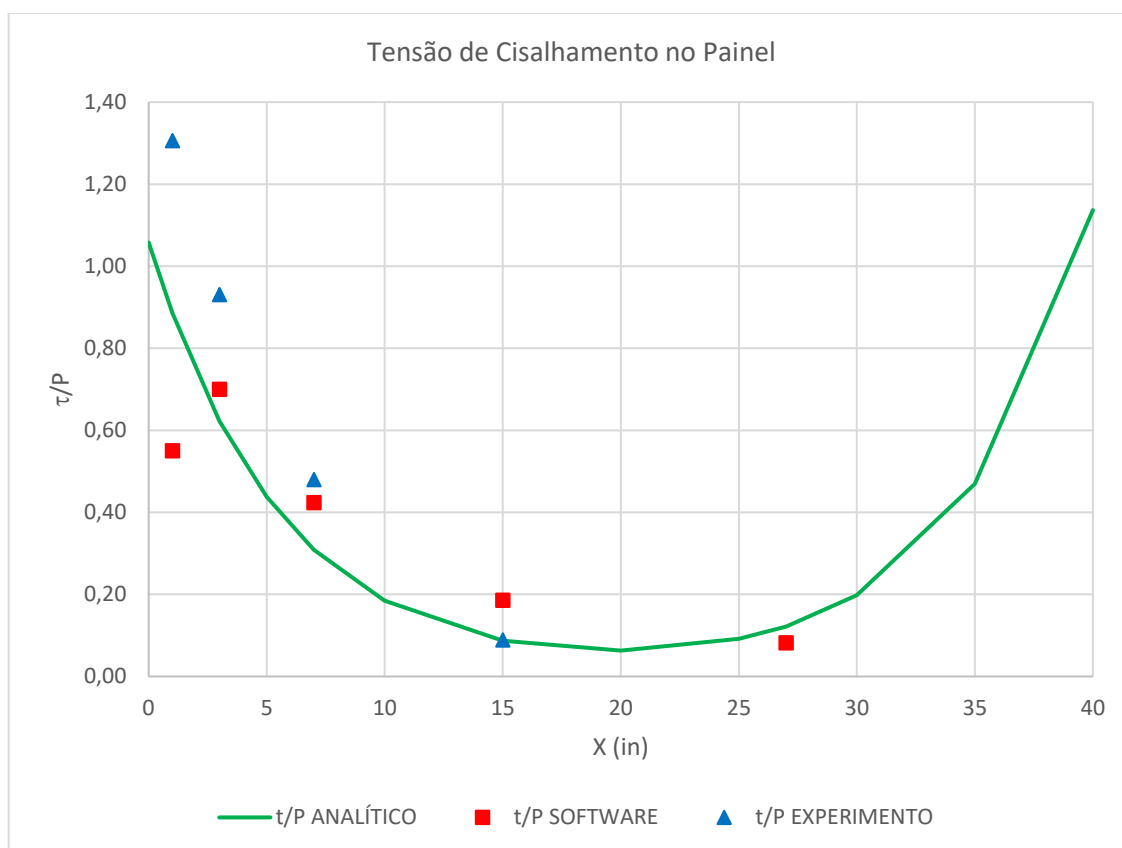
Fonte: Autores (2025)

#### 4.2. Tensão de Cisalhamento no Painel

Através do gráfico pode-se ver que há uma distorção maior nos valores iniciais entre as 3 soluções abordadas no presente trabalho de conclusão de curso, isso se deve ao fato de que as três soluções usam modelos com diferenças relevantes entre si.

A Figura 27 mostra o gráfico comparativo das tensões cisalhamento no painel, entre as três metodologias.

**Figura 27 Gráfico de comparação da tensão de cisalhamento no painel**



Fonte: Autores (2025)

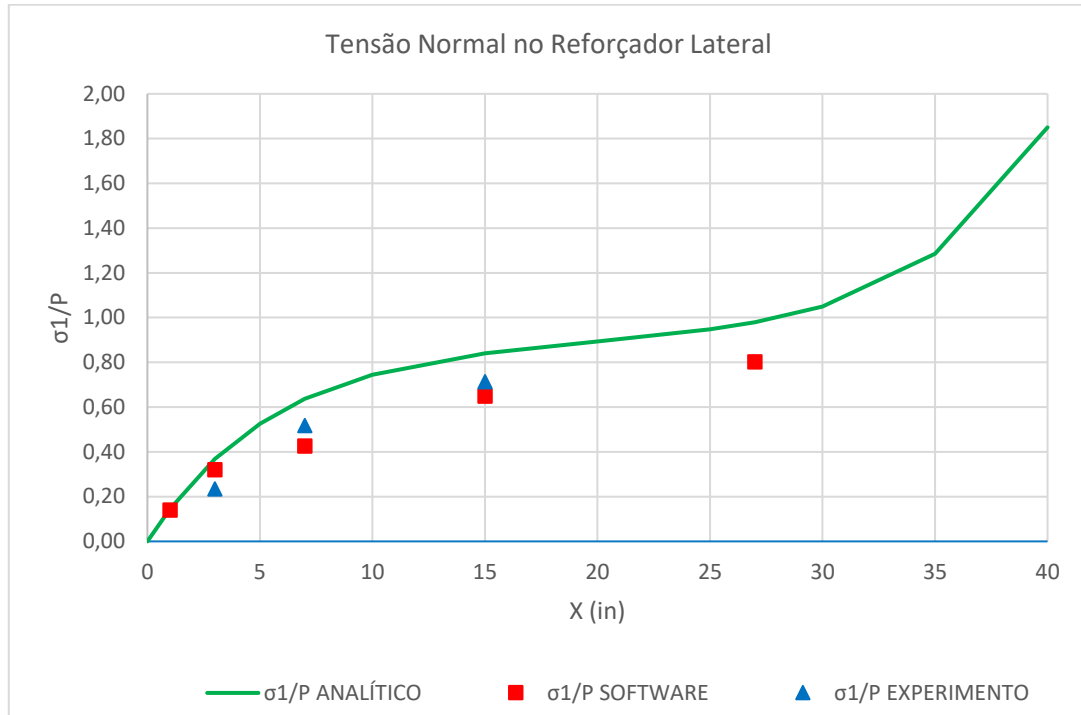
O modelo físico utilizado no experimento possui raios de alívio, chamado de filetes.

#### 4.2. Tensão Normal no Reforçador Lateral

É possível dizer que as tensões normais dos reforçadores laterais se comportam de forma mais previsível nas três formas de medição, destacando que os valores experimentais e de software são ligeiramente menores que os valores analíticos e são muito próximos entre si. Nas medidas 3” até as 15” do comprimento do painel, os valores são praticamente iguais, mas com os valores analíticos sempre maiores.

Quando se olha para as tensões normais no reforçador central, os valores em todas as modalidades de medição têm um comportamento mais constante do que os valores do reforçador lateral.

**Figura 28 Gráfico de comparação da tensão normal no reforçador lateral**

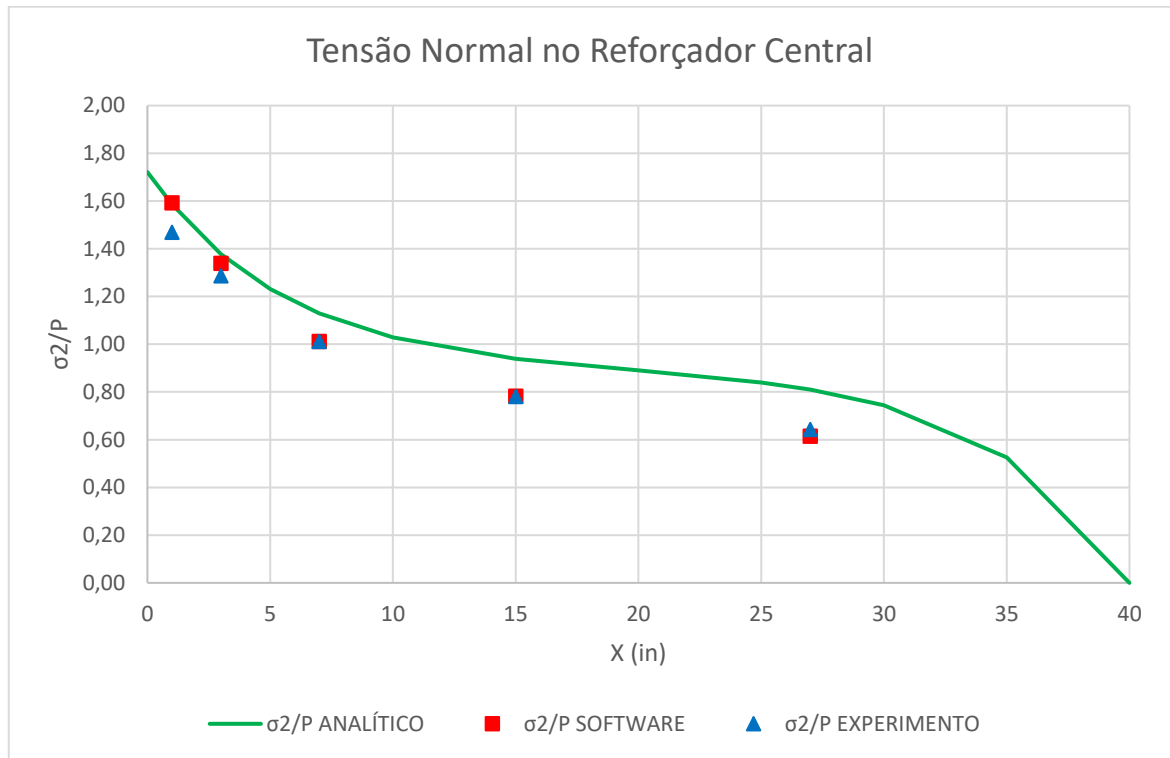


Fonte: Autores (2025)

#### 4.3. Tensão Normal no Reforçador Central

Através do gráfico pode-se ver que os valores estão mais agrupados, destacando os valores em 1” e 3”, onde os valores do software estão juntos com os valores analíticos e posteriormente das 7” até 27” os valores experimentais e de software estão agrupados sendo que os valores experimentais são sempre menores que os valores do *software*.

A figura 29 mostra os resultados obtidos pelas metodologias apresentadas no presente trabalho para as tensões normais no reforçador central.

**Figura 29 Gráfico de comparação da tensão normal no reforçador central**

Fonte: Autores (2025)

## 5. CONCLUSÃO

Com base nas análises realizadas teórica, numérica e experimental foi possível compreender de forma clara o comportamento das tensões normais e tensões cisalhantes em painéis reforçados de alumínio 2024-T3, bem como observar a ocorrência do fenômeno de *shear lag*.

Os resultados obtidos demonstraram coerência entre as três abordagens empregadas. A análise teórica, fundamentada na teoria de difusão de tensões, apresentou o comportamento esperado para estruturas submetidas a esforços axiais, evidenciando a concentração de tensões nas regiões próximas à alma do painel e a consequente redução nas regiões mais afastadas, conforme descrito por Megson.

O modelo numérico, desenvolvido no software FEMAP, reproduziu de maneira satisfatória, apesar de ser um modelo simplificado e com a aplicação de condição de simetria, o padrão observado teoricamente, confirmando a validade das equações analíticas e evidenciando a transferência de carga entre reforçadores e revestimento.

No experimento físico, os resultados obtidos por meio dos *strain gauges* mostraram boa concordância com as análises teórica e numérica, apresentando o mesmo comportamento de variação das tensões ao longo do comprimento do painel e dos reforçadores.

As pequenas discrepâncias identificadas se devem, principalmente, às diferenças geométricas entre o modelo físico e o modelo analítico como imperfeições geométricas, além de fatores inerentes ao processo experimental, como posicionamento dos sensores e precisão dos instrumentos de medição.

De modo geral, as três metodologias confirmaram a existência e a influência do fenômeno de *shear lag* nas estruturas estudadas. Verificou-se que as tensões de cisalhamento se concentram nas extremidades do painel e que as tensões normais nos reforçadores apresentam comportamento inverso entre o reforçador central e os laterais, tendência observada de forma consistente em todas as etapas do estudo.

A comparação entre os métodos teórico, numérico e experimental reforça a confiabilidade dos modelos empregados e contribui para o aprimoramento do dimensionamento e da segurança de estruturas aeronáuticas compostas por painéis reforçados.

## 6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALVES FILHO, Avelino. *Elementos finitos: a base da tecnologia CAE – análise não linear*. 2. ed. São Paulo: Blücher, 2012.

BATHE, K. J. *Finite Element Procedures*. New Jersey: Prentice Hall, 1996.

COLLINS, J. A. *Failure of Materials in Mechanical Design: Analysis, Prediction, Prevention*. 2. ed. New York: Wiley, 1993.

COOK, R. D.; MALKUS, D. S.; PLESHA, M. E.; WITT, R. J. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*. 4. ed. New York: John Wiley & Sons, 2002.

DALLY, J. W.; RILEY, W. F. *Experimental Stress Analysis*. 4. ed. New York: McGraw-Hill, 2005.

**INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA(ITA)**. Laboratório de EST-25:2ª experiência – 2025. São José dos Campos: ITA, 2025.

MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. 5. ed. Oxford: Elsevier, 2013.

MEGURO, K. *Análise estrutural de fuselagens aeronáuticas com painéis reforçados*. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, 2007.

REDDY, J. N. *Theory and Analysis of Elastic Plates and Shells*. 2. ed. Boca Raton: CRC Press, 2007.

TIMOSHENKO, S.; GERE, J. M. *Theory of Elastic Stability*. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1961.

TIMOSHENKO, S. P.; GOODIER, J. N. *Analysis of Aircraft Structures*. New York: McGraw-Hill, 1951.

TIMOŠENKO, S. P.; WOINOWSKY-KRIEGER, S. *Theory of Plates and Shells*. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1959.

TSU, T. Y. Shear lag in stiffened panels under axial load. *Journal of Aircraft Structures*, v. 38, n. 4, p. 456–465, 2001.

ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L.; ZHU, J. Z. *The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals*. 7. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2013.