

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

João Pedro Pereira dos Santos

Dimensionamento de seção de fuselagem de uma aeronave executiva

São Carlos

2021



João Pedro Pereira dos Santos

Dimensionamento de seção de fuselagem de uma aeronave executiva

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Leite Ribeiro

VERSÃO FINAL

São Carlos  
2021

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

P436d                      Pereira dos Santos, João Pedro  
                                 Dimensionamento de seção de fuselagem de uma aeronave executiva / João Pedro Pereira dos Santos; orientador Marcelo Leite Ribeiro. São Carlos, 2022.

                                 Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica) -  
- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2022.

                                 1. Fuselagem. 2. Compósitos. 3.  
                                 Dimensionamento.  
                                 4. Elementos Finitos. I. Título.

Eduardo Graziosi Silva - CRB - 8/8907

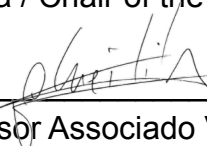


**FOLHA DE APROVAÇÃO**  
**Approval sheet**

<b>Candidato / Student:</b> João Pedro Pereira dos Santos
<b>Título do TCC / Title :</b> Dimensionamento de seção de fuselagem de uma aeronave executiva
<b>Data de defesa / Date:</b> 10/01/2022

<b>Comissão Julgadora / Examining committee</b>	<b>Resultado / result</b>
Professor Associado Volnei Tita	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:

  
\_\_\_\_\_  
Professor Associado Volnei Tita  
(assinatura / signature)



*Dedico este trabalho à minha mãe,  
pelo amor e apoio incondicional que  
recebi ao longo da minha graduação  
e nos momentos mais decisivos.*



## AGRADECIMENTOS

A todos os meus mestres que tive ao longo de minha graduação, e que me ensinaram tudo o que sei até o momento.

Em especial, ao Prof. Dr. Marcelo Leite Ribeiro, que me ensinou muito ao longo deste trabalho e das minhas pesquisas na universidade, tendo sido meu orientador nesta monografia e em minhas pesquisas.

A Eliana Aparecida Pinto, minha mãe, que me apoiou nos momentos mais difíceis e me ensinou a ser resiliente.



“Se vi mais longe, foi por estar sobre os ombros de gigantes”

Isaac Newton

## RESUMO

PEREIRA DOS SANTOS, João Pedro. **Dimensionamento de seção de fuselagem de uma aeronave executiva**. 2021. 61 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

O presente trabalho possui o objetivo de dimensionar uma seção de fuselagem de uma aeronave executiva, fabricada em materiais compósitos, mais especificamente, fibra de carbono com matriz epóxi. Inicialmente, com a motivação de redução de peso estrutural para melhor desempenho, faz-se uma breve revisão da literatura base para este trabalho. Assim, é apresentado ao leitor uma classificação e divisão dos materiais compósitos, com suas aplicações no mundo aeronáutico. Logo em seguida apresenta-se o método de detecção de falha nestes materiais, desenvolvido por Zvi Hashin em 1980. Por fim, apresenta-se brevemente o desenvolvimento da teoria de elementos finitos, base para o programa de simulação estrutural utilizado. Na metodologia e resultados discute-se a modelagem feita no ABAQUS®, assim como o cálculo de cargas para a correta modelagem da estrutura. Por fim, apresentam-se os índices de falha calculados via *software*, indicando segurança estrutural e uma possível certificação do dimensionamento realizado.

Palavras-chave: Dimensionamento. Fuselagem. Compósitos. Elementos Finitos.



## ABSTRACT

PEREIRA DOS SANTOS, João Pedro. **Sizing of a business aircraft fuselage section.** 2021. 61 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

The present work aims to design a business aircraft fuselage section, which is made by composite materials, specifically, carbon fiber. First, motivated by the reduction weight, a literature review is made. Thus, it is presented first a classification of composites, with their applications in the aeronautical field. Then it is presented the method chosen to predict failures in composites, developed by Zvi Hashin in 1980. Eventually, a brief explanation of finite element theory, which is the foundation of the structural analysis program used, is summarized. In the methodology and results, a discussion about the modelling in ABAQUS® as well as the procedures to compute the loadings in the correct way for the structural modelling. Finally, the criteria index calculated via software is presented, which provides a safe structure and a possible certification of the sizing done.

Keywords: Sizing. Fuselage. Composites. Finite Element Method.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Comparação entre asa de compósito e asa de alumínio.....	31
Figura 2 - Aplicação de compósitos reforçados por fibras em um Boeing 767 .....	34
Figura 3 - Laminado feito a partir do empilhamento de camadas sucessivas de lâminas orientadas em direções diversas. ....	35
Figura 4 - Idealização de uma seção de fuselagem .....	38
Figura 5 - Elemento unidimensional utilizado para formulação do método dos elementos finitos.....	39
Figura 6 - Aeronave Araxá - utilizada como base para este trabalho.....	42
Figura 7 - Diagramas de manobra e rajada.....	45
Figura 8 - Diagrama de manobra e rajada combinado.....	45
Figura 9 - Seção de interesse (destaque em vermelho) para análise de cargas e dimensionamento.....	46
Figura 10 - Forças atuantes em cada seção da aeronave .....	47
Figura 11 - Idealização da fuselagem .....	47
Figura 12 - Momento Fletor ( $M_y$ ) atuante ao longo da fuselagem completa.....	48
Figura 13 - Força normal ( $N_x$ ) atuante ao longo da fuselagem completa.....	48
Figura 14 - Cortante ( $V_z$ ) atuante ao longo da fuselagem completa.....	49
Figura 15 - Estrutura de reforçadores da fuselagem.....	49
Figura 16 - Seção utilizada para cálculo das tensões e forças. Em amarelo os stringers. ....	50
Figura 17 - Perfil Stringer.....	52
Figura 18 - Perfil do Frame .....	52
Figura 19 - Perfil da fuselagem .....	53
Figura 20 - Perfil dos suportes de fixação da asa .....	53
Figura 21 - Orientação Skin .....	55
Figura 22 - Orientação Stringer .....	55
Figura 23 - Orientação Frame.....	55
Figura 24 - Montagem Completa no ABAQUS® .....	57
Figura 25 - Cargas atuantes no modelo da fuselagem.....	58
Figura 26 - Enumeração dos stringers .....	59
Figura 27 - União Asa-Fuselagem pinada .....	60
Figura 28 - Condição de contorno no ABAQUS®.....	60
Figura 29 - Malha final obtida após convergência .....	61
Figura 30 - Detalhe da malha na região da janela .....	61
Figura 31 - Detalhe da malha na região dos reforçadores .....	61
Figura 32 - Detalhe de elemento em stringer usado para convergência.....	62
Figura 33 - Primeira versão de fuselagem, representação da deformação .....	63
Figura 34 - Versão final da fuselagem deformada .....	63
Figura 35 - Detalhe da região interior da primeira fuselagem deformada.....	63
Figura 36 - Detalhe do interior da fuselagem final deformada.....	63
Figura 37 - Local mais próximo da falha .....	65
Figura 38 - Detalhe do local mais crítico .....	66

Figura 39 - Detalhe da região mais solicitada no conjunto de stringers.....	67
Figura 40 - Região de falha próxima à condição de contorno no Skin .....	68
Figura 41 – Região de falha próxima à condição de contorno no Frame .....	68

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Vantagens e desvantagens de cada EF de múltiplas dimensões. *(FISH; BELYTSCHKO, 2007) .....	41
Tabela 2 - Características da aeronave a ser dimensionada.....	42
Tabela 3 - Condições de voo para cálculo de cargas.....	48
Tabela 4 - Dados atmosféricos e de pressão.....	51
Tabela 5 - Geometria dos laminados. *Com relação ao sistema local do laminado .....	54
Tabela 6 - Propriedades do laminado pré impregnado utilizado .....	56
Tabela 7 - Propriedades da liga de alumínio aeronáutico 7475.....	56
Tabela 8 - Forças atuantes em cada stringer.....	58
Tabela 9 - Convergência de malha. *Tensão no stringer destacado na Figura 28 .....	61
Tabela 10 - Valor máximo de deslocamento para as fuselagens analisadas .....	64
Tabela 11 - Variáveis de dano para o revestimento.....	64
Tabela 12 - Variáveis de dano para os Frames .....	65
Tabela 13 - Variáveis de dano para os Stringers .....	66



## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

$\alpha$	–	Ângulo de ataque
A	–	Área da seção transversal
ANAC	–	Agência Nacional de Aviação Civil
$\beta$	–	Coefficiente angular da curva $C_L$ contra $\alpha$
CFRP	–	<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>
GFRP	–	<i>Glass Fiber Reinforced Polymer</i>
$C_{Lmax,min}$	–	Coefficiente de sustentação máximo/mínimo
CFD	–	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
D	–	Arrasto
E	–	Módulo de elasticidade
$F_C$	–	Resistência à compressão
$F_T$	–	Resistência à tração
FAA	–	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAR	–	<i>Federal Aviation Regulation</i>
G	–	Módulo de cisalhamento
HSNFTCRT	–	Critério de falha de Hashin por tração na fibra
HSNFCCRT	–	Critério de falha de Hashin por compressão na fibra
HSNMTCRT	–	Critério de falha de Hashin por tração na matriz
HSNMCCRT	–	Critério de falha de Hashin por compressão na matriz
$I_{x,y,z}$	–	Momento de Inércia
LP	–	Longarina Principal
LS	–	Longarina Secundária
M	–	Momento
MTOW	–	<i>Maximum Take-Off Weight</i>
N	–	Força normal
$\nu$	–	Coefficiente de Poisson
n	–	Fator de carga
$\rho$	–	Densidade
PAX	–	Passageiros
p	–	Pressão

RBAC	–	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
S	–	Área de referência
$\tau$	–	Tensão de cisalhamento
T	–	Empuxo
u	–	Deslocamento
V	–	Velocidade
W	–	Peso
w	–	Função peso
$\sigma_i$	–	Tensão atuante em um dos 3 eixos (i=1,2 ou 3)
$\sigma_x$	–	Tensão normal



## Sumário

1	INTRODUÇÃO .....	31
1.1	Motivação e contexto .....	31
1.2	Objetivo .....	32
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	33
2.1	Materiais Compósitos .....	33
2.1.1	Compósitos reforçados por partículas .....	33
2.1.2	Compósitos reforçados por fibras.....	34
2.1.3	Compósitos estruturais .....	35
2.1.4	Notação utilizada .....	35
2.2	Critério de falha para o laminado.....	36
2.3	Método dos elementos finitos .....	38
3	METODOLOGIA .....	42
3.1	Análise de cargas .....	43
3.1.1	Diagrama de manobras .....	43
3.1.2	Diagrama de rajadas .....	44
3.1.3	Diagrama combinado.....	45
3.1.4	Determinação das cargas atuantes .....	46
3.1.5	Determinação das forças atuantes na seção .....	49
3.1.6	Cargas de pressurização de cabine .....	51
3.2	Modelagem em elementos finitos .....	52
3.2.1	Geometria da seção.....	52
3.2.2	Materiais .....	54
3.2.3	Geometria no ABAQUS®.....	57
3.2.4	Aplicação de cargas e condições de contorno .....	57
3.2.5	Malha .....	60
3.3	Resultados .....	62
3.3.1	Deformada da fuselagem .....	63
3.3.2	Critério de falha de Hashin.....	64
3.4	Considerações finais .....	67
4	CONCLUSÃO .....	69
	REFERÊNCIAS .....	70



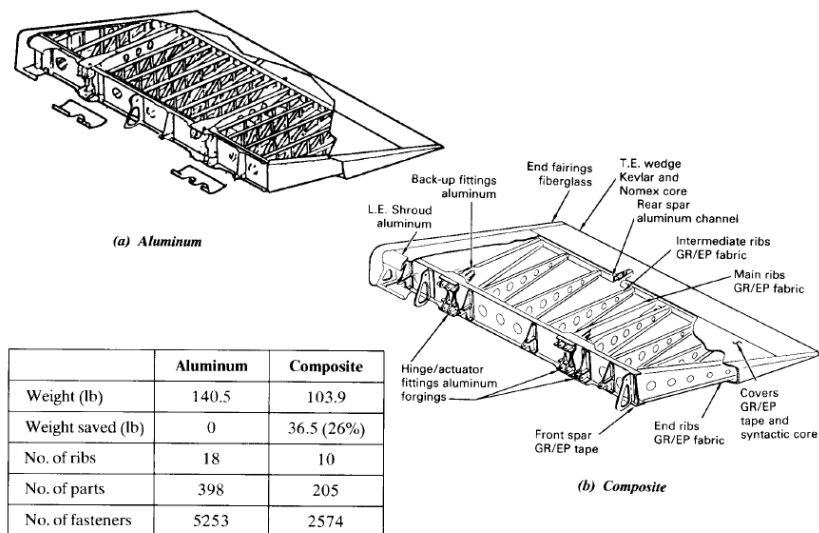
# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Motivação e contexto

No mundo da engenharia aeronáutica, quando se projeta uma nova aeronave, busca-se sempre melhores parâmetros de desempenho, como o alcance, ou maior capacidade de carga paga. Desta forma, uma maneira crucial de alcançar aeronaves cada vez mais competitivas no mercado é através da redução de peso, que permite levar maior carga, ou aumentar a quantidade de combustível carregado, e, conseqüentemente, o alcance.

As primeiras aeronaves de transporte civil a surgirem eram costumeiramente fabricadas com materiais metálicos, com ligas de alumínio e titânio. Tais materiais, apesar de apresentarem boas propriedades para a aplicação aeroespacial, começaram a se tornar menos interessantes com o surgimento e evolução dos materiais compósitos. Isto pois, com as demandas supracitadas, os materiais compósitos oferecem uma ótima relação entre peso e rigidez estrutural (vide Figura 1).

Figura 1 - Comparação entre asa de compósito e asa de alumínio



Fonte: (NIU, 1992)

## **1.2 Objetivo**

Dada as motivações apresentadas na seção 1.1 ,o presente trabalho pretende realizar o projeto e análise estrutural de uma seção de fuselagem de uma aeronave executiva de porte pequeno, produzida a partir de materiais compósitos. Assim, busca-se realizar a modelagem numérica, e, através da simulação, obter as tensões necessárias aos cálculos de margens de segurança. Por fim, será aprovado ou reprovado o modelo proposto, de acordo com os critérios de segurança estabelecidos.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 Materiais Compósitos

Segundo Callister (2007, p.578), “um compósito é um material multifase que exibe bem as propriedades de ambas as fases, de tal maneira a promover uma melhor combinação dessas propriedades”. Portanto, de maneira geral, um compósito possui duas fases principais: a matriz e a fase dispersa. Ainda seguindo a classificação proposta por Callister, esses materiais podem ser classificados em três grupos: reforçado por partículas, fibras e estruturais, sendo que os de maior interesse pertencem a este último grupo.

#### 2.1.1 Compósitos reforçados por partículas

Como o próprio nome acaba sugerindo, este subgrupo de compósitos possui uma matriz, a qual pode ser polimérica, metálica, cerâmica, e o reforço é feito através de particulados de tamanho grande ou dispersos. Esta classificação trata a respeito do nível que se analisa o comportamento do compósito.

- **Reforço através de particulados grandes:** a fase dispersa, normalmente com um tamanho grande comparado ao reforçado por método de dispersão, restringe o movimento da matriz em sua vizinhança. Devido ao tamanho do particulado, uma análise macro mecânica normalmente é realizada, através da mecânica do contínuo, para representar as interações entre a matriz e o reforço (CALLISTER JR., 2007);
- **Reforço por método de dispersão:** em contraste ao caso anterior, o particulado costuma possuir um tamanho extremamente pequeno (entre 0.01 e 0.1  $\mu\text{m}$ ). Portanto, o tratamento para modelar as interações matriz-reforço deve ser realizado em nível molecular ou até mesmo atômico (CALLISTER JR., 2007);

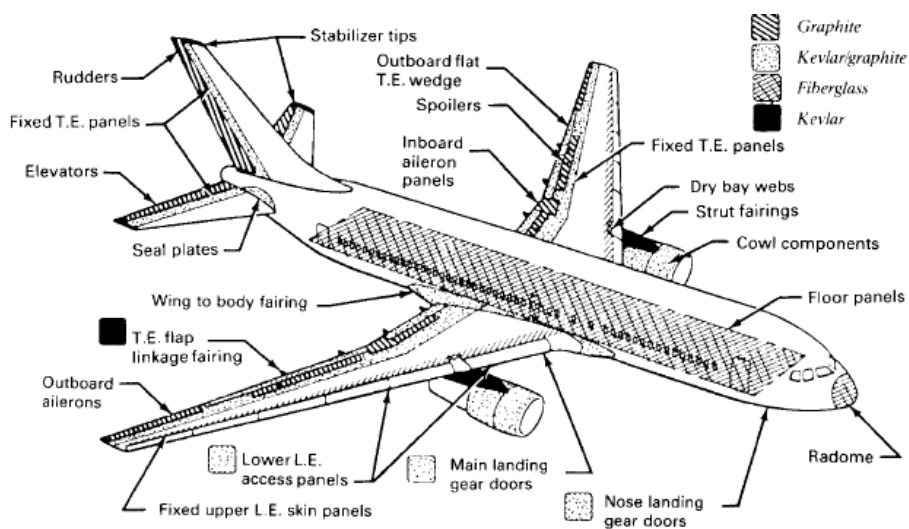
### 2.1.2 Compósitos reforçados por fibras

Esta classificação de material engloba uma grande gama dos materiais que são utilizados no campo aeronáutico. Neste tipo de material, a fase matricial, usualmente polimérica engloba a fase dispersa, a qual encontra-se na forma de fibras. Os compósitos mais utilizados desta categoria são, normalmente, os reforçados por fibra de vidro (GFRP – do inglês, *Glass Fiber Reinforced Polymer*) e por fibra de carbono (CFRP – do inglês, *Carbon Fiber Reinforced Polymer*).

- **GFRP:** são extensamente utilizados em componentes secundários de aeronave, principalmente em componentes interiores (NIU, 1995). Os dois tipos mais comuns de fibras são a *E-GLASS* e *S-GLASS*, sendo que a segunda possui o foco em aplicações que exigem um pouco mais de resistência estrutural.
- **CFRP:** reforços mais comumente utilizados são o Kevlar 49 e o Carbono (Grafite) (NIU, 1995). Destaca-se, particularmente, a aplicação do carbono em estruturas primárias, devido às suas altas relações de rigidez estrutural/peso (NIU, 1995).

A Figura 2 demonstra as regiões de uma aeronave, onde mais são utilizados estes materiais multifásicos.

Figura 2 - Aplicação de compósitos reforçados por fibras em um Boeing 767

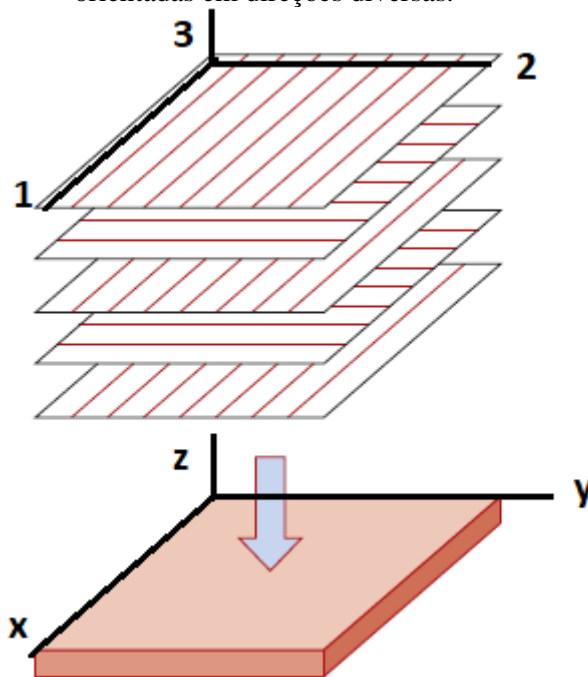


Fonte:(NIU, 1995)

### 2.1.3 Compósitos estruturais

Segundo Callister, este tipo de material é composto por materiais das categorias supracitadas, mas o que difere este tipo dos anteriores, é com relação às suas propriedades serem influenciadas pela geometria dos elementos estruturais (CALLISTER JR., 2007). Dois exemplos comuns ao setor aeronáutico são as estruturas sanduíche e os laminados. Este último, é de grande interesse para este trabalho, uma vez que será a peça chave dos elementos reforçadores e painéis da seção de fuselagem a ser analisada. A Figura 3 indica os eixos locais em cada lâmina, assim como o eixo global do laminado.

Figura 3 - Laminado feito a partir do empilhamento de camadas sucessivas de lâminas orientadas em direções diversas.



Fonte: (CALLISTER JR., 2007), adaptado

### 2.1.4 Notação utilizada

Para a descrição de um laminado, ao longo deste trabalho adota-se de um código padronizado de laminados, utilizado em diversas literaturas, como (NIU, 1992). Desta forma, seja, por exemplo, um laminado  $[0/\pm 45]_S$  temos:

- $0/\pm 45$ : ordem de empilhamento, sendo, respectivamente,  $0^\circ, +45^\circ, -45^\circ$ ;

- S: representa simetria do empilhamento. Desta maneira temos, na ordem,  $0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ$ ;
- Orientação angular: o ângulo  $0^\circ$  está na direção longitudinal da fibra, enquanto que  $+45^\circ$  está seguindo em direção anti-horária.

## 2.2 Critério de falha para o laminado

Com o intuito de determinar a resistência estrutural da seção analisada, será aplicado um critério de falha para o laminado construído. Diversos critérios foram desenvolvidos ao longo dos anos, focados em determinar a falha por meio de tensões e deformações médias (HASHIN, 1980). Estes podem ser entendidos como o valor médio da tensão e da deformação, o qual podem variar atuando sob uma superfície, dado pela equação a seguir.

$$\bar{\sigma} = \frac{\int \sigma dA}{A} \quad (1)$$

o análogo ocorre para a deformação, lembrando-se da lei constitutiva  $\sigma = E\varepsilon$

Alguns critérios de falha apresentados por Hashin em (HASHIN, 1980) são reunidos a seguir:

- Critério de Tsai-Hill;
- Critério de Tsai-Hill modificado por Hoffman;
- Critério de Tsai-Wu;

O critério de Tsai-Hill, segundo Hashin, não apresenta uma boa aproximação para o início do escoamento nos compósitos. Para o critério de Tsai-Wu, um dos problemas mencionados para os critérios acima é a necessidade de se realizar um ensaio biaxial, o qual costuma ser complexo e caro. Além disto, estes são modelos gerais os quais não conseguem prever em qual fase do compósito será a falha. Assim, o autor em seu artigo propõe o desenvolvimento de um novo critério de falha para materiais compósitos laminados, onde separa a falha do material entre matriz e reforço. Desta maneira, pelo fato de ser um critério mais detalhado este foi selecionado como a forma de se detectar falhas na estrutura.

Os modos de falha propostos por Hashin podem ser vistos nas equações (2) à (5).

- **Falha da fibra por tração ( $\sigma_{11} > 0$ ):**

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_A^+}\right)^2 + \frac{1}{\tau_A^2}(\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) = 1 \quad (2)$$

- **Falha da fibra por compressão ( $\sigma_{11} < 0$ ):**

$$\sigma_{11} = -\sigma_A^+ \quad (3)$$

- **Falha da matriz por tração ( $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$ ):**

$$\frac{1}{\sigma_T^{+2}}(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{\tau_T^2}(\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \frac{1}{\tau_A^2}(\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) = 1 \quad (4)$$

- **Falha da matriz por compressão ( $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$ ):**

$$\frac{1}{\sigma_T^-} \left[ \left( \frac{\sigma_T^-}{2\tau_T} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_{22}\sigma_{33}) + \frac{1}{4\tau_T^2} (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{\tau_T^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \frac{1}{\tau_A^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) = 1 \quad (5)$$

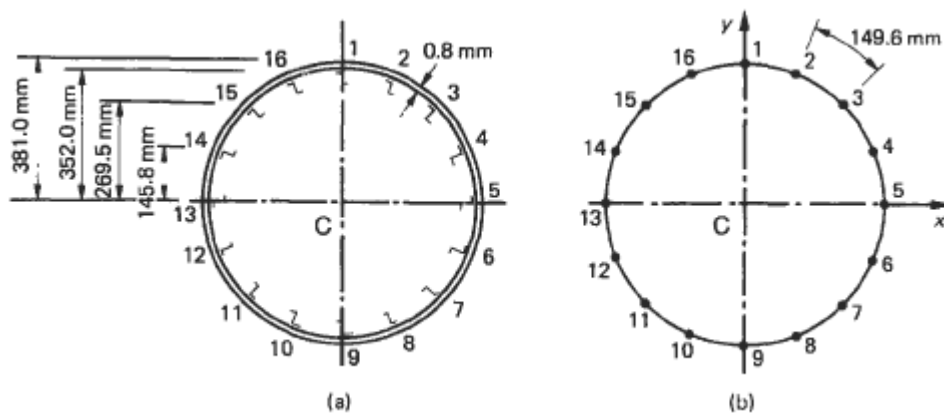
Onde  $\sigma_{ij}$  ( $i,j=1,2,3$ ) é a tensão atuante,  $\sigma_A^+$  é a tensão de ruptura por tração na direção da fibra,  $\sigma_A^-$  é a tensão de ruptura por compressão na direção da fibra,  $\sigma_T^+$  é a tensão de ruptura por tração na direção transversal à fibra e  $\sigma_T^-$  é a tensão de ruptura por compressão na direção transversal à fibra (dada em valor absoluto). Além disto,  $\tau_A$  é a tensão de falha por cisalhamento no plano 1-2 e  $\tau_T$  é a tensão de falha por cisalhamento no plano 2-3, da Figura 3.

Logo, quando em qualquer um destes critérios, o valor das equações atingir o índice 1, interpreta-se como falha.

### 2.3 Método dos elementos finitos

Existem múltiplas abordagens para o dimensionamento de uma estrutura aeronáutica, a depender da fase de projeto e do contexto de análise. Um dos métodos disponíveis na literatura encontra-se em (MEGSON, 1999), no qual pode-se idealizar uma seção aberta ou fechada em elementos reforçadores com uma área circular equivalente à área real, os quais suportam principalmente cargas axiais, e elementos delgados que suportam cisalhamento, vide Figura 4.

Figura 4 - Idealização de uma seção de fuselagem



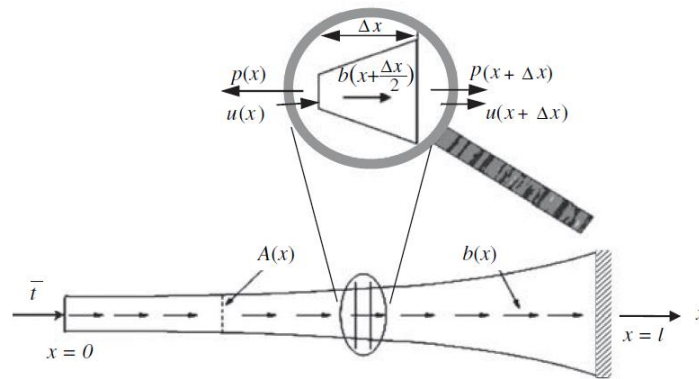
Fonte:(MEGSON, 1999)

Este tipo de análise é bem-vinda em uma etapa conceitual do projeto de uma aeronave, pois permite estimar os primeiros valores das dimensões de interesse. Entretanto, o cenário a ser avaliado neste trabalho é mais complexo.

Supõe-se que as dimensões iniciais dos reforçadores (*stringers* e *frames*) e do revestimento (*skin*) já tenham sido previamente fornecidos. Entra-se em uma etapa preliminar do projeto, na qual é necessária a determinação mais precisa da distribuição de tensões, pontos de tensões máxima e mínima, e margens de segurança. Além disto, o método apresentado em (MEGSON, 1999) considera materiais isotrópicos, como as ligas metálicas de Alumínio e Titânio. No caso deste trabalho, utiliza-se de materiais compósitos, os quais podem ser considerados, no mínimo, ortotrópicos. Assim, um grau de complexidade já surge devido ao material utilizado. Outro ponto que motiva a aplicação do método dos elementos finitos é a complexidade da geometria da seção de fuselagem a ser analisada. Esta seção pertence à parte central da fuselagem, por onde passa a asa e possui janelas de observação em ambos os lados. Assim, é uma seção crítica a qual exige um certo cuidado ao ser analisada.

O método dos elementos finitos não será plenamente desenvolvido aqui por fugir do escopo deste trabalho. Entretanto, de maneira mais superficial, pode-se apresentar o caso unidimensional da Figura 5, disponível em Fish (2007, p.42). A equação para o caso unidimensional, em sua forma fraca, pode ser vista a seguir.

Figura 5 - Elemento unidimensional utilizado para formulação do método dos elementos finitos



Fonte: (FISH; BELYTSCHKO, 2007)

$$\int_0^l \frac{dw}{dx} AE \frac{du}{dx} dx = (wA\bar{t})_{x=0} + \int_0^l w b dx, \quad \forall w \text{ com } w(l) = 0 \quad (6)$$

Onde  $w(x)$  é uma função peso arbitrária,  $\bar{t}$  é a força externa aplicada,  $A(x)$  a área onde o carregamento  $p(x)$  atua,  $E(x)$  o módulo de elasticidade,  $u(x)$  o deslocamento,  $b(x)$  a largura da seção e  $l$  o comprimento da barra. Assim, utilizando-se do método de Galerkin, a forma fraca poderá ser reduzida à solução de uma equação matricial descrita a seguir.

Dada a equação (6), de maneira resumida, a integral ao longo de todo o elemento pode ser convertida em um somatório de integrais em cada elemento finito da malha. Isto resulta na equação a seguir.

$$\sum_{e=1}^{n_d} = \left\{ \int_{x_1^e}^{x_2^e} \left( \frac{dw^e}{dx} \right)^T A^e E^e \left( \frac{du^e}{dx} \right) dx - \int_{x_1^e}^{x_2^e} w^{eT} b dx - (w^{eT} A^e \bar{t})|_{x=0} \right\} = 0 \quad (7)$$

Onde  $e$  indica o sobrescrito do elemento em questão. Como cada elemento possuirá sua função peso e solução tentativa, a equação acima torna-se

$$\sum_{e=1}^{n_{el}} w^{eT} \{ \underline{\underline{k}}^e - \underline{f}^e \} = 0 \quad (8)$$

Com

$$\underline{\underline{k}}^e = \int_{x_1^e}^{x_2^e} \underline{B}^{eT} A^e E^e \underline{B}^e dx \quad (9)$$

$$\underline{f}^e = \int_{x_1^e}^{x_2^e} \underline{N}^{eT} b dx + (\underline{N}^{eT} A^e \bar{t})_{x=0} \quad (10)$$

De tal modo que rearranjando os termos podemos simplificar a notação e escrever

$$\underline{\underline{K}} \underline{d} = \underline{f} + \underline{r} \quad (11)$$

Onde

$$\underline{d} = [u_1 \ u_2 \ u_3] \quad (12)$$

Onde  $\underline{\underline{k}}^e$  é a matriz de rigidez,  $\underline{f}^e$  o vetor de forças,  $\underline{d}$  o vetor de deslocamentos nodais global,  $\underline{B}^e$  o vetor contendo as derivadas das funções de forma do elemento finito e  $\underline{N}^e$  o vetor com as funções de forma. Um passo importante o qual deve ser notado, e ocorre entre as equações (10) e (11) é a transformação novamente do referencial local do elemento para o referencial global. Este procedimento, descrito e desenvolvido em Belytschko, envolve a utilização de uma matriz de aglutinação  $L^e$ .

Para o caso de múltiplas dimensões, como será mostrado na seção 3, é possível também deduzir uma forma fraca e equação matricial a ser resolvida. Assim, para o caso bidimensional podem ser encontrados elementos de formato triangular e quadrilátero, assim como no tridimensional serão vistos tetraédricos e hexaedros. Apesar de não ser desenvolvida a metodologia completa, a equação mais geral da forma fraca, encontrada em (FISH; BELYTSCHKO, 2007) é apresentada a seguir.

$$\int_{\Omega} (\nabla_s w)^T D \nabla_s u d\Omega = \int_{\Gamma} w^T \bar{t} d\Gamma + \int_{\Omega} w^T b d\Omega, \quad \forall w \in U_0 \quad (13)$$

Onde  $D$  é a matriz constitutiva do material e  $\Omega$  o domínio de integração. A equação matricial terá o mesmo formato das equações (11) e (12).

Pelo o fato de serem utilizados elementos multidimensionais, um critério de escolha teve de ser definido. Tal critério foi baseado nas vantagens e desvantagens de cada elemento, contidas na Tabela 1.

Tabela 1 - Vantagens e desvantagens de cada EF de múltiplas dimensões. \*(FISH; BELYTSCHKO, 2007)

<b>Elemento</b>	<b>Vantagem</b>	<b>Desvantagem</b>
<b>Triangular de três nós</b>	Versátil, pode assumir muitas formas*	Aproximações relativamente imprecisas a outros EF*
<b>Quadrilátero de quatro nós</b>	Aproximações melhores que o elemento triangular*	Dificuldade em assumir a forma de geometrias mais complexas*

Fonte: Elaborado pelo autor

### 3 METODOLOGIA

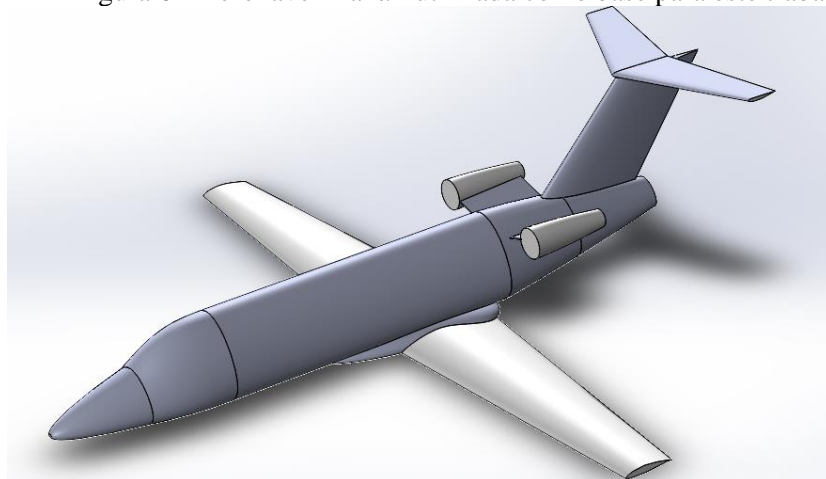
A aeronave de referência utilizada neste trabalho foi a mesma desenvolvida durante a disciplina SAA0201 Projetos de Aeronaves II, intitulada Araxá, vide Figura 6, e inspirada em modelos de jatos executivos conhecidos, como o Embraer Phenom 100 e Phenom 300. Suas principais características, as quais enquadraram-na sob o regulamento FAR (*Federal Aviation Regulation*), *part 23* -o qual será denominado daqui em diante como “FAR23” -, encontram-se na Tabela 2 e Figura 6.

Tabela 2 - Características da aeronave a ser dimensionada

<b>Característica</b>	<b>Valor</b>
MTOW [kg]	5337,30
Nº de PAX	8
Envergadura [m]	14,03
Comprimento [m]	14,49

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 6 - Aeronave Araxá - utilizada como base para este trabalho



Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.1 Análise de cargas

Para o correto dimensionamento da aeronave, deve-se determinar as cargas atuantes na seção de interesse, para o posterior cálculo das tensões e margens de segurança. Para isto, seguiu-se o seguinte procedimento.

#### 3.1.1 Diagrama de manobras

O começo de um projeto estrutural deve começar pela determinação das cargas atuantes nas condições de voo mais críticas. Como existem inúmeras maneiras a qual uma aeronave pode estar sujeita a esforços externos, um diagrama de manobras auxilia a determinação dos pontos críticos de cálculo.

A construção de tal diagrama é requisito obrigatório para a certificação de uma aeronave pela FAA (*Federal Aviation Administration*), agência estado-unidense, e ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil), agência brasileira, segundo, respectivamente, FAR, *part 23* §23.2200, (FAA, 2002) e RBAC 23 Emenda n° 64, (ANAC, 2019). Vale ressaltar que a ANAC utiliza praticamente toda a FAR23 em seu documento de certificação, sendo válido então o mesmo parágrafo da FAR23.

O diagrama de manobras (“V-n”, como costuma ser chamado) é dividido em, praticamente duas curvas: a de limite de estol, e limite de fator de carga. O cálculo destas curvas é apresentado a seguir.

- **Curva de estol:** pode ser determinada pela equação a seguir:

$$n = \frac{0,5\rho_0 V^2 S C_{Lmax}}{W} \quad (14)$$

Onde  $\rho_0$  é a densidade à nível do mar,  $V$  é a velocidade equivalente (EAS),  $S$  a área de referência,  $C_{Lmax}$  o coeficiente de sustentação máximo da aeronave, e  $W$  considerado o peso máximo de decolagem (MTOW – do inglês, *Maximum Take-Off Weight*). Para o caso da parte negativa do diagrama, basta trocar o  $C_{Lmax}$  pelo  $C_{Lmin}$  da aeronave.

- **Limite de fator de carga:** utiliza-se da equação fornecida pela FAR23, emenda 55, §23.337 onde

$$n_{max,positivo} = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} \quad (15)$$

caso o valor calculado supere o valor de 3,8, este último deverá ser utilizado. Para o caso de fator de carga negativo, deverá ser utilizado  $0,4x_{n_{\max, \text{positivo}}}$ , segundo o mesmo parágrafo, item (b)(1).

### 3.1.2 Diagrama de rajadas

A aeronave ao longo de sua vida útil pode encontrar rajadas, as quais podem elevar o fator de carga acima do previsto pelo diagrama V-n. Assim, é de boa prática combinar o diagrama de manobras com um diagrama contendo os valores máximos de fator de carga devido a turbulências e rajadas encontradas pela aeronave.

Existem diversos métodos de estimar o incremento de fator de carga devido à rajada, mas neste trabalho utiliza-se de um método bastante conservador, conhecido como o método das rajadas de contorno vivo. As equações de (16) à (19) são utilizadas para a construção deste diagrama.

$$n = 1 \pm \Delta n \quad (16)$$

$$\Delta n = \frac{0,1\beta KUV}{W/S} \quad (17)$$

$$KU = \begin{cases} V_B, \pm 40K' \\ V_C, \pm 30K' \\ V_D, \pm 15K' \end{cases} \quad (18)$$

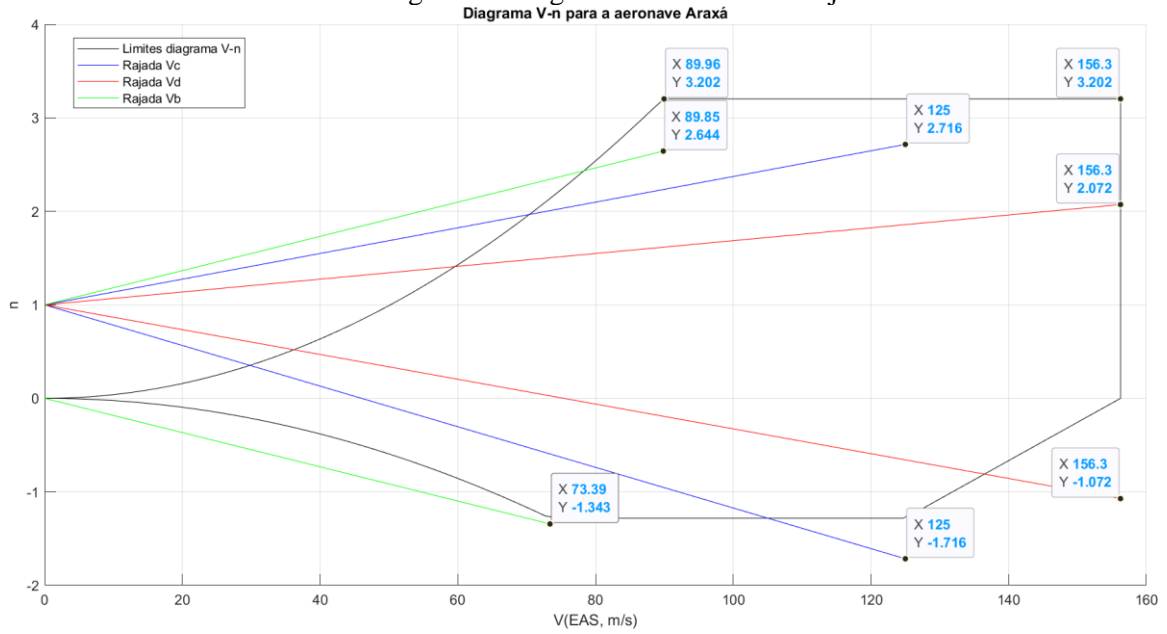
$$K' = \begin{cases} 0,5(W/S)^{0,25}, se \frac{W}{S} < 16 \\ 1,33 - \frac{2,67}{(W/S)^{0,75}}, se \frac{W}{S} > 16 \end{cases} \quad (19)$$

onde  $\beta$  é o coeficiente angular da curva  $C_L$  contra  $\alpha$ .

### 3.1.3 Diagrama combinado

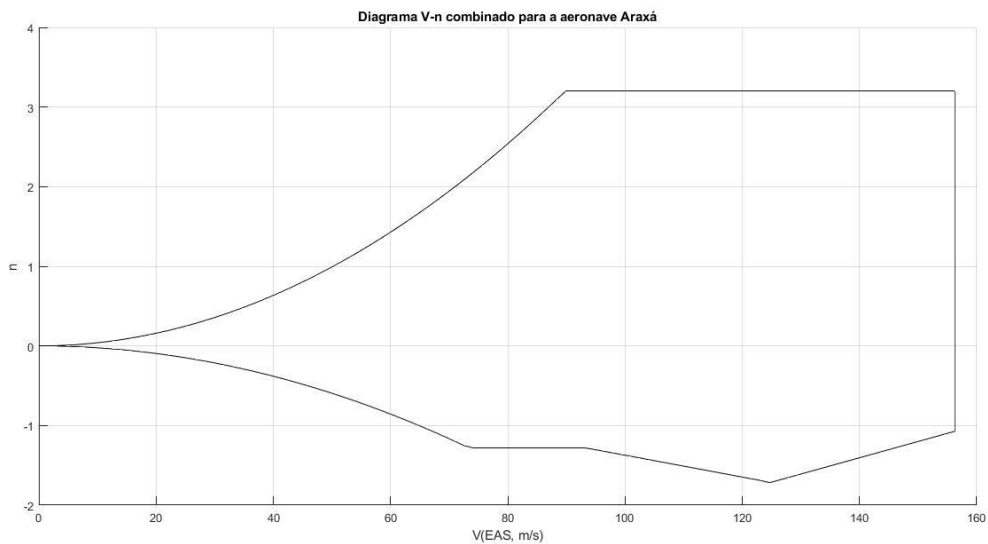
O diagrama de manobras, rajadas e o diagrama combinado podem ser encontrados na Figura 7 e Figura 8.

Figura 7 - Diagramas de manobra e rajada



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 8 - Diagrama de manobra e rajada combinado

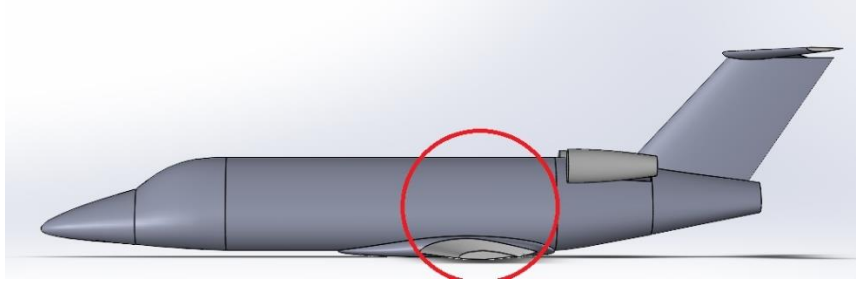


Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.1.4 Determinação das cargas atuantes

Para a correta construção do modelo em elementos finitos, inicialmente determinam-se as cargas atuantes na seção a ser analisada, vide Figura 9.

Figura 9 - Seção de interesse (destaque em vermelho) para análise de cargas e dimensionamento

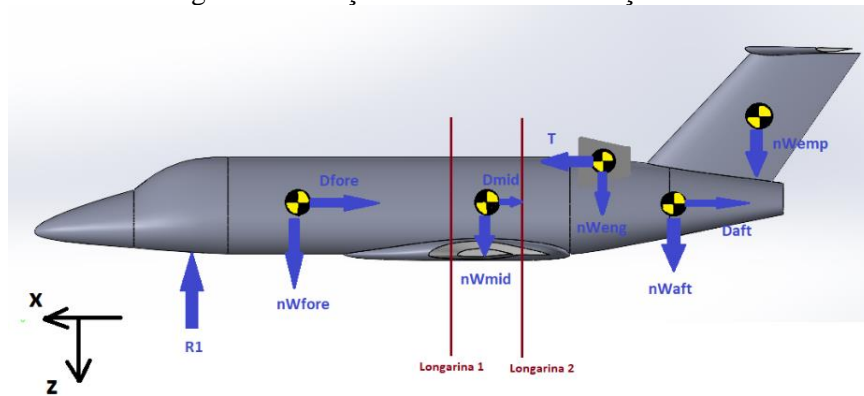


Fonte: Elaborado pelo autor

A determinação dos carregamentos na estrutura foi baseada em uma idealização proposta pela Figura 11, na qual a aeronave seria dividida em três seções: à frente da longarina principal (LP), entre a LP e a longarina secundária (LS), e atrás da LS. Essas seções estariam engastadas (condição de contorno) e sujeitas às cargas representadas na Figura 10, onde:

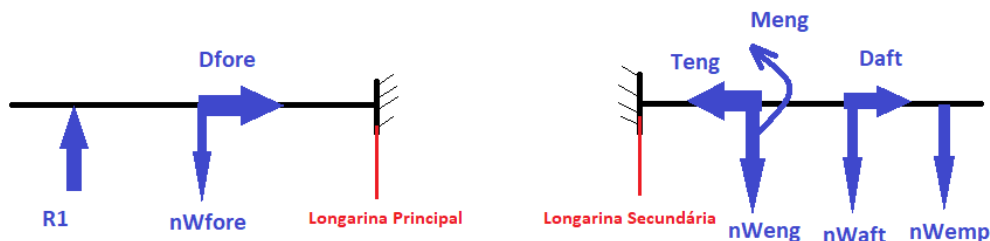
- **R<sub>1</sub>**: reação do trem de pouso de nariz;
- **W<sub>FORE,AFT</sub>**: peso da seção da fuselagem;
- **D<sub>FORE,AFT</sub>**: arrasto total da seção;
- **M<sub>ENG</sub>**: momento gerado pelo motor com relação a linha que passa pelo ZCG de cada seção da aeronave;
- **W<sub>ENG</sub>**: peso do motor;
- **T<sub>ENG</sub>**: empuxo do motor;
- **W<sub>EMP</sub>**: peso somado das empenagens vertical e horizontal;

Figura 10 - Forças atuantes em cada seção da aeronave



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 11 - Idealização da fuselagem



Fonte: Elaborado pelo autor

Para a seção central, utiliza-se uma aproximação linear, ligando-se os esforços solicitantes calculados na seção da LP e LS. Vale mencionar que o diagrama foi construído de maneira geral, e cada força apresenta um valor a depender da condição de voo. Os valores de arrasto foram determinados por análise aerodinâmica, realizada em CFD. Isto não será detalhado neste trabalho, uma vez que tal análise foi escopo da disciplina SAA0201. As condições de voo para a determinação das cargas e esforços solicitantes encontram-se na Tabela 3, representando uma condição de carga simétrica genérica, próxima à velocidade de manobra ( $V_a=89,96\text{m/s}$ ) do diagrama de manobras da Figura 8. Esta condição serve puramente para avaliar o procedimento de projeto e cálculo estrutural, sendo possível traduzir o procedimento seguinte para qualquer outra condição de carga desejada.

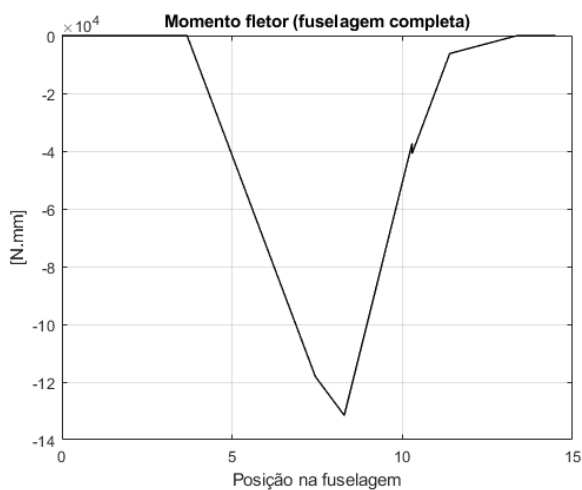
Tabela 3 - Condições de voo para cálculo de cargas

Variável	Valor
R1 [N]	0
$W_{\text{FORE}}$ [kg]	2218,06
$W_{\text{AFT}}$ [kg]	2118,21
$W_{\text{ENG}}$ [kg]	204,14
$W_{\text{EMP}}$ [kg]	99,85
$D_{\text{FORE}}$ [N]	331
$D_{\text{AFT}}$ [N]	715
T [N]	5130

Fonte: Elaborado pelo autor

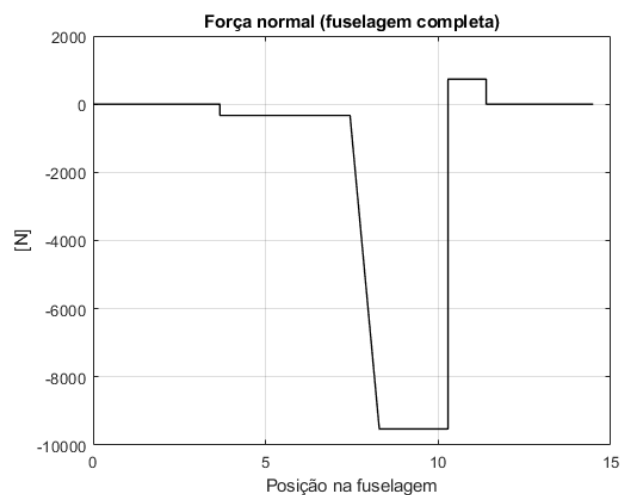
Desta forma, com o auxílio de um código em linguagem MATLAB, pode-se colocar graficamente os esforços solicitantes ao longo da fuselagem (vide Figura 12, Figura 13 e Figura 14), e, verificar que a seção mais crítica de fato é a central, onde encontram-se os grandes “saltos” e vales dos gráficos.

Figura 12 - Momento Fletor ( $M_y$ ) atuante ao longo da fuselagem completa



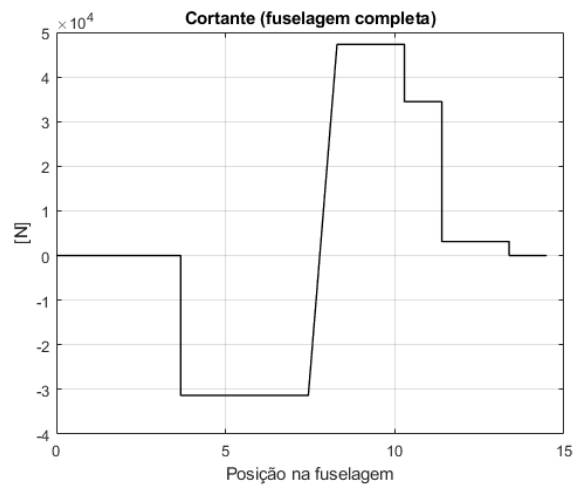
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 13 - Força normal ( $N_x$ ) atuante ao longo da fuselagem completa



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 14 - Cortante ( $V_z$ ) atuante ao longo da fuselagem completa

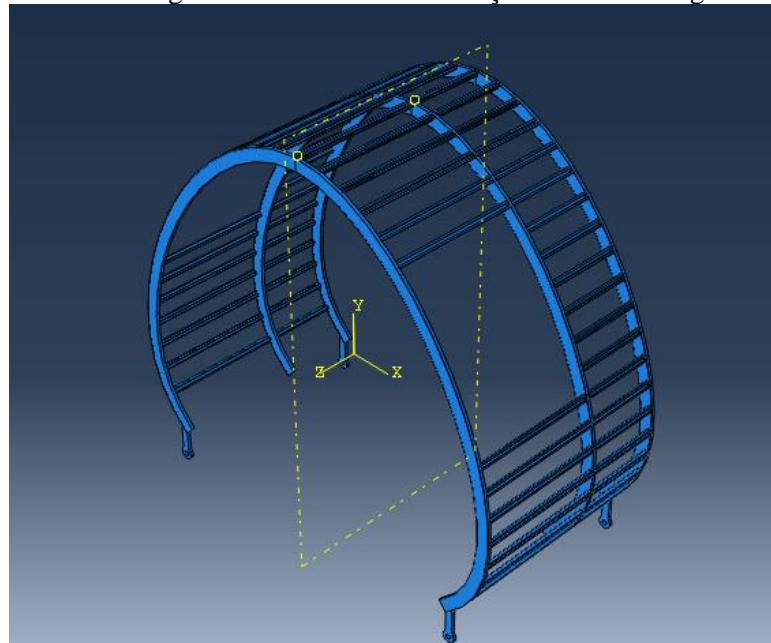


Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.1.5 Determinação das forças atuantes na seção

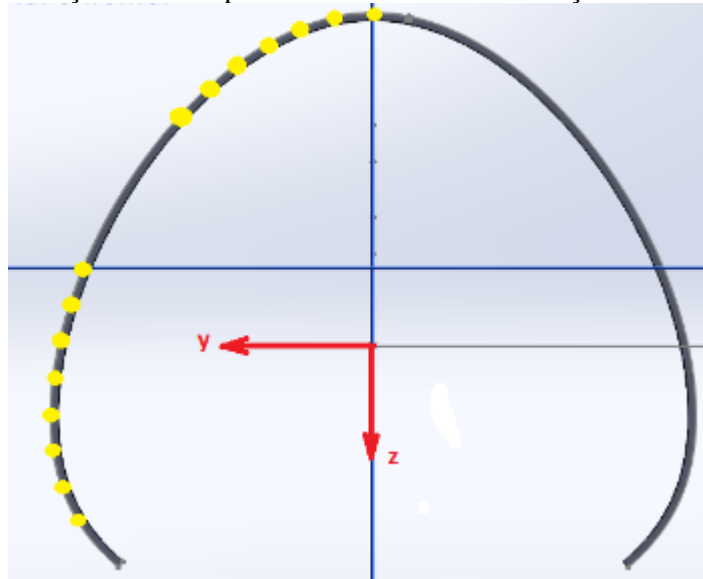
Uma vez tendo determinado a distribuição dos esforços ao longo da fuselagem, pode-se agora determinar as forças atuantes na seção da LP e LS, como mostra a Figura 15.

Figura 15 - Estrutura de reforçadores da fuselagem



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 16 - Seção utilizada para cálculo das tensões e forças. Em amarelo os *stringers*.



Fonte: Elaborado pelo autor

- **Forças axiais:** assume-se primeiramente que apenas os *stringers* irão resistir às forças axiais. Através da equação (20) e (21) é possível determinar a tensão atuante no *stringer*. Com a área deste, e a equação (22), pode-se determinar a força axial atuando em cada *stringer*.

- Tensão normal ( $\sigma_x$ ) devido ao momento fletor:

$$\sigma_x^M = \frac{M_y}{I_y} z + \frac{M_z}{I_z} y \quad (20)$$

Onde  $M_{y,z}$  é o momento fletor atuante na seção,  $I_{y,z}$  o momento de inércia da seção e  $z$  e  $y$  a posição do *stringer* de interesse. Para um caso de carga simétrico, como o deste trabalho,  $M_z$  é nulo.

- Tensão normal devido à força normal:

$$\sigma_x^N = \frac{N_x}{A_T} \quad (21)$$

Onde  $N_x$  é a força normal atuante e  $A_T$  a área total de *stringers*.

- Força axial total:

$$F_{Xi} = (\sigma_x^M_i + \sigma_x^N_i) A_s \quad (22)$$

Onde  $i=1,2,3...n$  é o número do *stringer* de interesse e  $A_s$  a área de cada *stringer*.

- **Forças cisalhantes:** assume-se que o revestimento será responsável por resistir à força cortante calculada. A aplicação desta força no revestimento será detalhada na seção de modelagem em elementos finitos, a seguir.

### 3.1.6 Cargas de pressurização de cabine

Para determinar qual serão as tensões devido à pressurização de cabine, é necessário determinar o diferencial da pressão interna e externa. Desta forma, foi considerado o diferencial de pressão entre a altitude de cruzeiro e a altitude de cabine. Os valores de pressão considerados apresentam-se na Tabela 4 e foram obtidos através da equação a seguir.

$$\Delta p = (p_{cabine} - p_{atmosférico}) \times 1,33 \times 1,50 \quad (23)$$

Onde o fator 1,33 é um coeficiente de segurança exigido pela FAR23, emenda 55, §23.365 item (d) e 1,5 é o coeficiente de carga última também exigido pela FAR23, emenda 55, §23.301 item (a) e §23.303.

Tabela 4 - Dados atmosféricos e de pressão

	<b>Altitude [m]</b>	<b>Pressão [MPa]</b>
<b>Cruzeiro</b>	10000	0,0262
<b>Cabine</b>	3000	0,0908

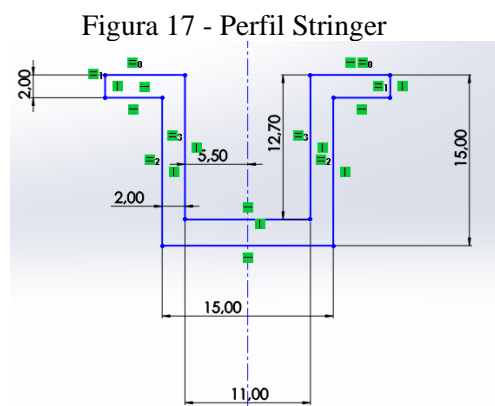
Fonte: Elaborado pelo autor. Os dados de pressão foram retirados de uma tabela ISA.

Considerou-se uma altitude de cabine a qual o voo em cruzeiro não se torne desconfortável para passageiros, e a aeronave mantenha-se competitiva dentro de sua categoria. Portanto, o diferencial de pressão calculado e utilizado para a modelagem é de  $\Delta p=0,1289$  MPa.

### 3.2 Modelagem em elementos finitos

#### 3.2.1 Geometria da seção

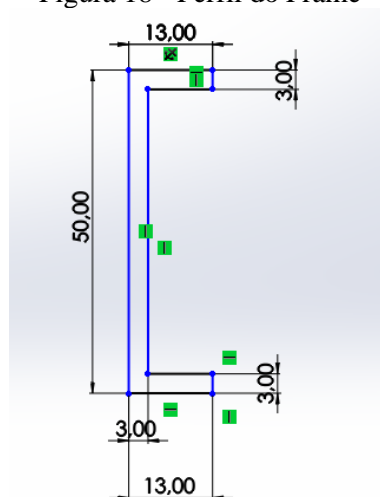
- **Perfil dos *stringers***: para os reforçadores longitudinais, adota-se um perfil “chapéu” devido à relativa facilidade de produção através de métodos como o *Fiber Placement* de materiais pré-impregnados. As dimensões do perfil utilizado encontram-se na Figura 17.



Fonte: Elaborado pelo autor

- **Perfil dos *frames***: opta-se nesse caso por um perfil em “C”, que é bem comum neste tipo de reforçador de aeronaves. As dimensões encontram-se na Figura 18.

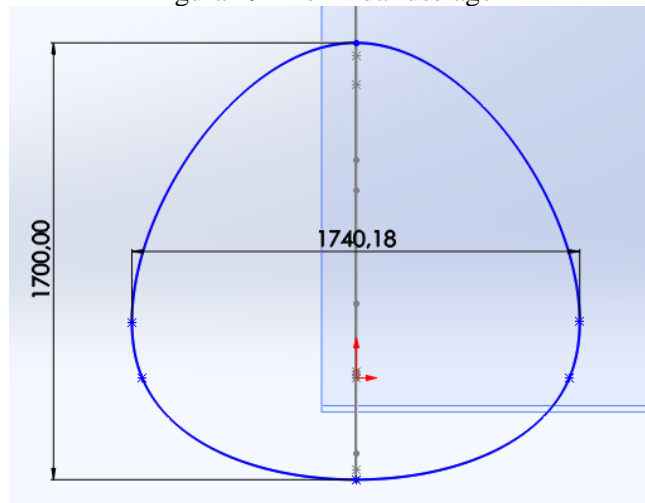
Figura 18 - Perfil do Frame



Fonte: Elaborado pelo autor

- **Perfil do revestimento (*skin*):** consiste em basicamente um perfil fino de espessura 5mm.

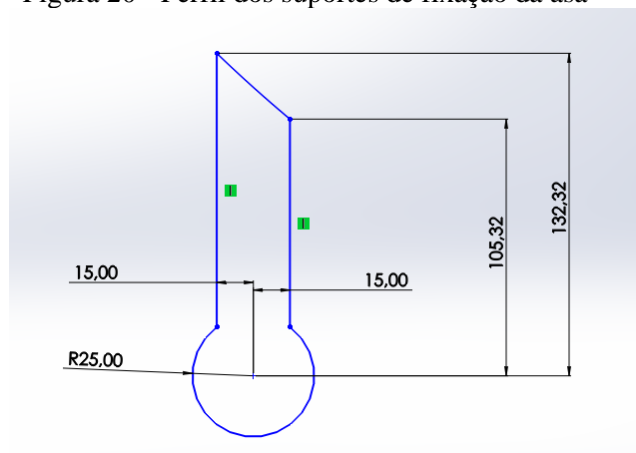
Figura 19 - Perfil da fuselagem



Fonte: Elaborado pelo autor

- **Perfil dos suportes:** foram inspirados de acordo com imagens encontradas na literatura (NIU, 1995), contendo 13mm de espessura.

Figura 20 - Perfil dos suportes de fixação da asa



Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.2.2 Materiais

Como já fora mencionado, escolheu-se a utilização de materiais compósitos devido às suas excelentes relações entre peso e resistência. Para determinar qual tipo de compósito será empregado, consulta-se a literatura (NIU, 1995).

- **Fase dispersa/reforço:** opta-se pela utilização do carbono, devido à sua alta resistência estrutural comparado às outras fibras, como a de vidro;
- **Matriz:** opta-se por uma matriz polimérica termofixa de epóxi, devido ao seu bom desempenho em estruturas primárias, com uma ótima gama de temperatura de serviço (podendo chegar aos 120°C).

Desta maneira, tanto o revestimento quanto os reforçadores serão feitos do mesmo material, eliminando quaisquer preocupações de corrosão galvânica ou o emprego de muitos métodos de fabricação, encarecendo a produção. Para as propriedades do laminado então, pode-se observar as tabelas 5 e 6, as quais resumem a geometria e propriedades mecânicas, respectivamente.

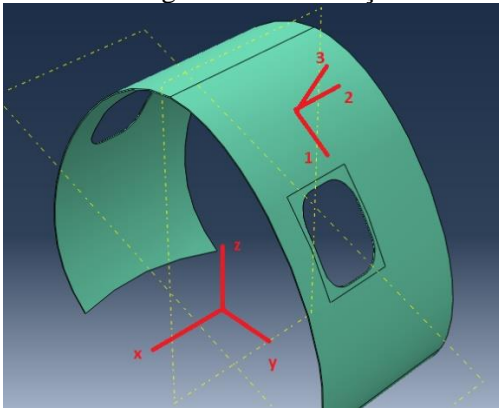
Tabela 5 - Geometria dos laminados. \*Com relação ao sistema local do laminado

<b>Estrutura</b>	<b>Orientação*</b>
<i>Stringer</i>	$[(0/90)_2/0]_s$
<i>Frame</i>	$[(0/90)_2/0_3]_s$
<i>Skin</i>	$[(\pm 45)_2/0_3]_s$

Fonte: Elaborado pelo autor

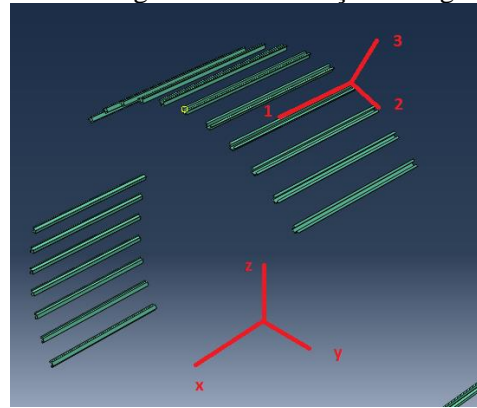
As figuras Figura 21 Figura 22 e Figura 23 mostram a orientação local e global de cada elementos estrutural da fuselagem.

Figura 21 - Orientação Skin



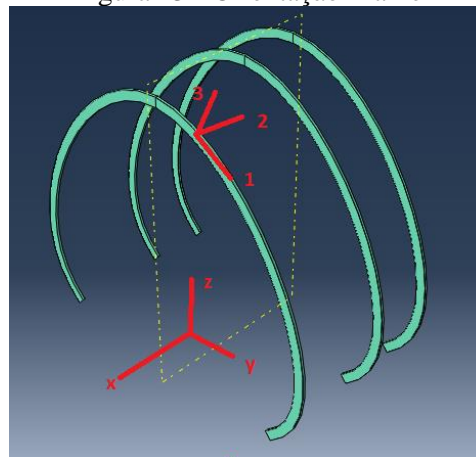
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 22 - Orientação Stringer



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 23 - Orientação Frame



Fonte: Elaborado pelo autor

A justificativa da orientação de cada elemento pode ser resumida a seguir.

- **Stringer:** espera-se principalmente tensões axiais, uma vez que foi assumida a hipótese de sustentarem apenas esforços longitudinais. Desta forma, as camadas à  $0^\circ$  desempenham este papel. Um efeito de “achatamento” na fuselagem, devido à pressurização tende a gerar tensões no plano Y-Z da aeronave. Por este motivo foram inseridas camadas à  $90^\circ$ . Isto será mais evidenciado na seção de resultados;
- **Frame:** As camadas à  $0^\circ$  foram inseridas esperando-se principalmente a atuação das tensões circunferenciais, devido aos efeitos de pressurização. As lâminas que se encontram à  $90^\circ$  possuem o objetivo de resistir à tensões no eixo x da aeronave, as quais podem surgir;

- *Skin*: as camadas à 0° foram adicionadas devido às tensões circunferenciais principalmente, enquanto que as camadas à 45° devido às cargas assimétricas em outras condições de voo, diferentes da analisada.

Tabela 6 - Propriedades do laminado pré impregnado utilizado  
**Toray 3900 Prepreg P2362W-19L**

$\sigma_A^+$ [MPa]	3006
$\sigma_T^+$ [MPa]	60,8
$E_{1t}$ [GPa]	148
$E_{2t}$ [GPa]	10,1
$\sigma_A^-$ [MPa]	1779
$\sigma_T^-$ [MPa]	216
$E_{1c}$ [GPa]	130
$E_{2c}$ [GPa]	8,5
$\tau_T$ [MPa]	68,9
$G_{12}$ [GPa]	3,94

Fonte: Elaborado pelo autor. Dados disponíveis em (TORAY, 2021)

Para o suporte, pelo fato de ser uma estrutura com muitos detalhes na sua fixação, como a inclusão de buchas no olhal, fixadores e o pino, optou-se por manter em Al7475-T61, cujas propriedades encontram-se na Tabela 7 e foram obtidas da base S do MIL-HANDBOOK 5J (DEPARTMENT OF DEFENSE, 2003).

Tabela 7 - Propriedades da liga de alumínio aeronáutico 7475  
**Al7475-T61**

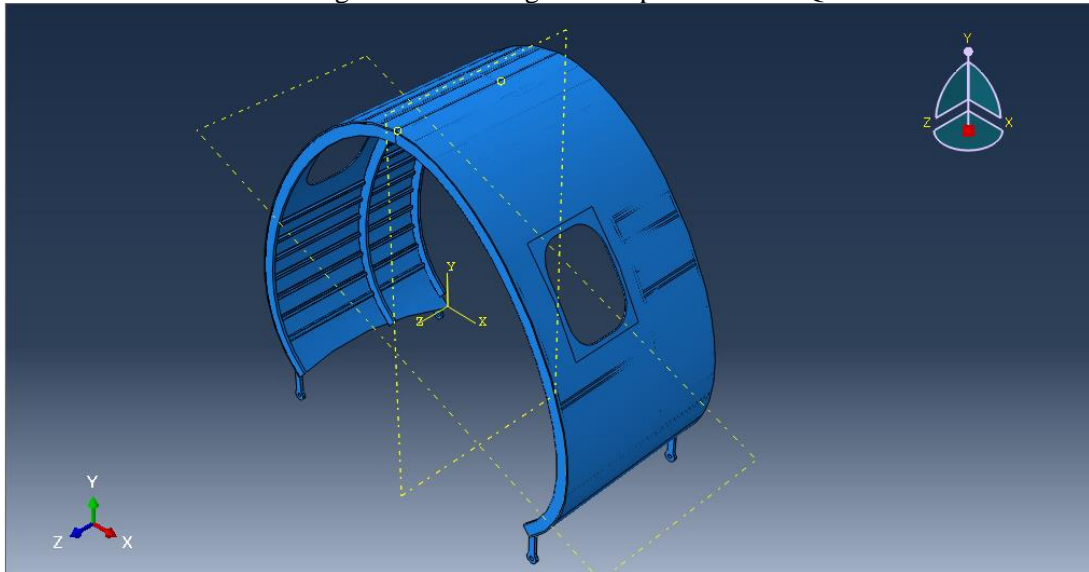
$E$ [MPa]	64810,72
$\nu$ [MPa]	0.33

Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.2.3 Geometria no ABAQUS®

Para a construção do modelo a ser ensaiado, modelou-se cada parte separadamente no *software* Solidworks® e depois importa-se como arquivos de extensão *.step* no programa de elementos finitos. O modelo em ABAQUS® pode ser visto na Figura 24.

Figura 24 - Montagem Completa no ABAQUS®



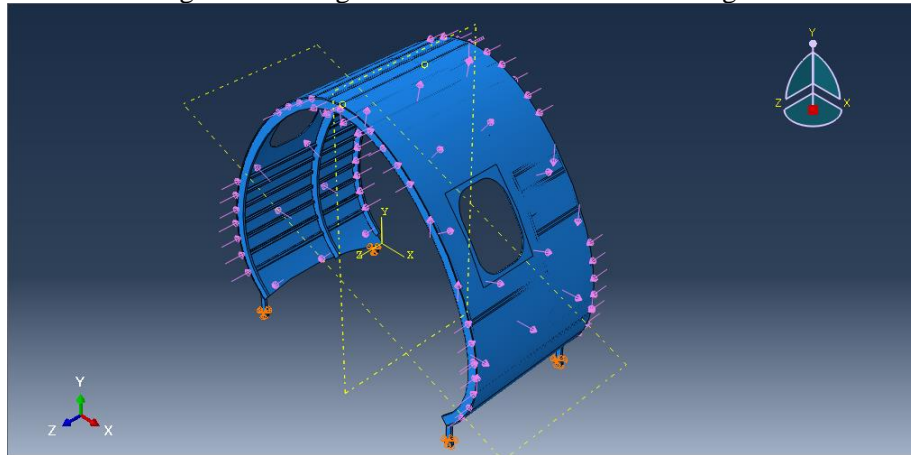
Fonte: Elaborado pelo autor

Vale ressaltar a utilização do módulo “*Assembly*” para o correto posicionamento dos componentes da estrutura, assim como a utilização do módulo “*Interaction*”. Neste último, foram adicionadas propriedades de “*Tie*” para que os reforçadores ficassem unidos à fuselagem, simulando a união mecânica que existe.

### 3.2.4 Aplicação de cargas e condições de contorno

Dadas as cargas calculadas nas seções 3.1.4 e 3.1.5, pode-se aplicar forças normais nos *stringers*, um carregamento cisalhante (adotado constante ao longo da seção transversal) no *skin* e o carregamento de pressurização atuando na parte interior da fuselagem, e sobre o *skin*. Tais carregamentos podem ser vistos na Figura 25 e na Tabela 8.

Figura 25 - Cargas atuantes no modelo da fuselagem



Fonte: Elaborado pelo autor

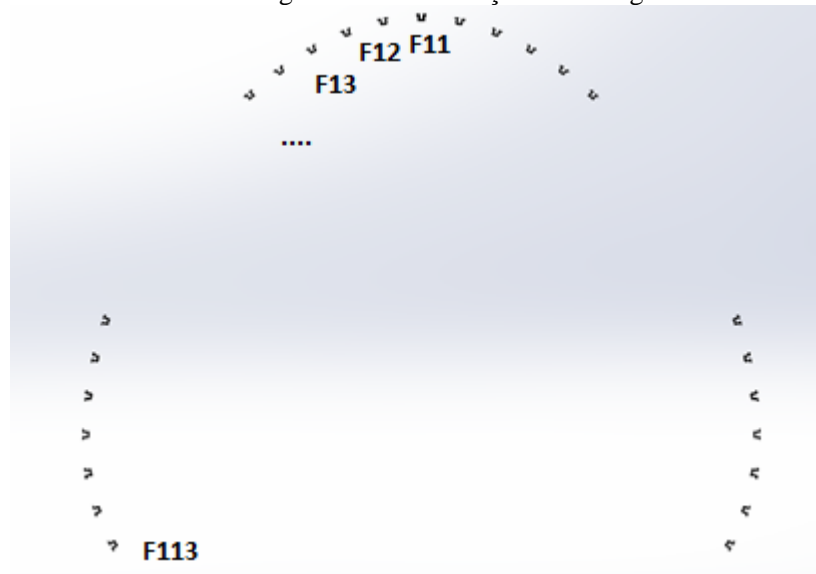
Tabela 8 - Forças atuantes em cada stringer

Força	[N]
F11	0,86
F12	0,54
F13	-0,27
F14	-1,47
F15	-2,97
F16	-4,69
F17	-20,50
F18	-23,11
F19	-25,77
F110	-28,47
F111	-31,16
F112	-33,78
F113	-36,20
F21	-527,30
F22	-527,65
F23	-528,56
F24	-529,89
F25	-531,56
F26	-533,48
F27	-551,09
F28	-553,99
F29	-556,95
F210	-559,95
F211	-562,95
F212	-565,87
F213	-568,57

Fonte: Elaborado pelo autor

A numeração de cada *stringer* segue o padrão da Figura 26, onde o primeiro dígito (1 ou 2) indica a seção mais frontal ou traseira da fuselagem, e os dígitos seguintes, a posição do *stringer*, contando-se de cima para baixo. Como o caso de carga é simétrico, basta-se colocar a força em metade dos elementos reforçadores.

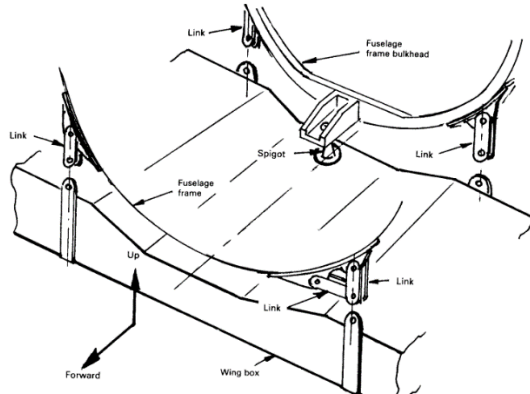
Figura 26 - Enumeração dos stringers



Fonte: Elaborado pelo autor

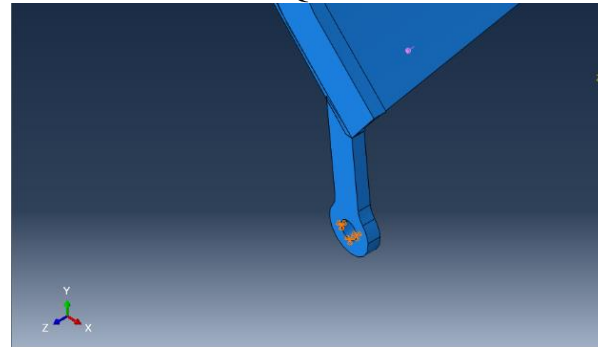
Para a condição de contorno, deve-se imaginar como será a união asa-fuselagem. Consultando a literatura (NIU, 1995), pode-se ver que uma configuração possível e muito utilizada em aeronaves de menor porte, como os jatos executivos, é a fixação da asa através de pinos, vide Figura 27. Desta maneira, simula-se tal fixação no *software*, empregando-se a condição “*Pinned*”, onde liberam-se apenas as rotações e travam-se os deslocamentos, ou seja,  $U_1=U_2=U_3=0$ . Assim, a Figura 28 demonstra a condição de contorno que foi aplicada nos 4 suportes nos quais serão fixados a asa.

Figura 27 - União Asa-Fuselagem pinada



Fonte: (NIU, 1995)

Figura 28 - Condição de contorno no ABAQUS®



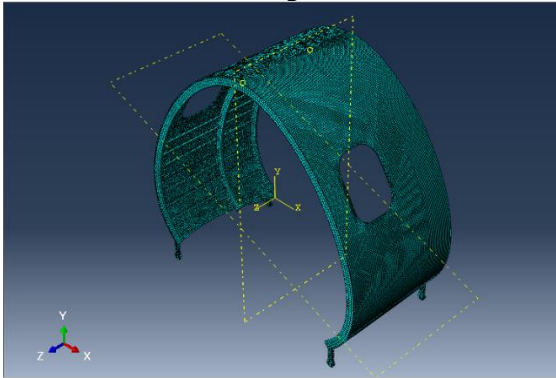
Fonte: Elaborado pelo autor

### 3.2.5 Malha

Antes de começar uma análise de resultados, é necessário estudar a influência do refinamento da malha na precisão dos resultados. Isto, pois, uma malha muito grosseira pode apresentar valores demasiadamente imprecisos, enquanto que uma malha extremamente refinada, apesar de ser mais precisa, pode exigir longos tempos de simulação, atrapalhando o andamento das análises.

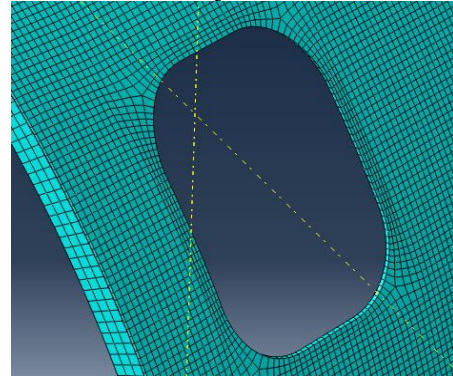
Como a estrutura também é composta por múltiplas partes, cujas malhas foram construídas independentemente, a análise de convergência foi feita alterando-se a malha de cada uma das partes de forma as vezes independente, e, outras em conjunto com outro componente. Este procedimento foi realizado até ser obtida a malha da Figura 29. A Tabela 9 demonstra o refinamento realizado.

Figura 29 - Malha final obtida após convergência



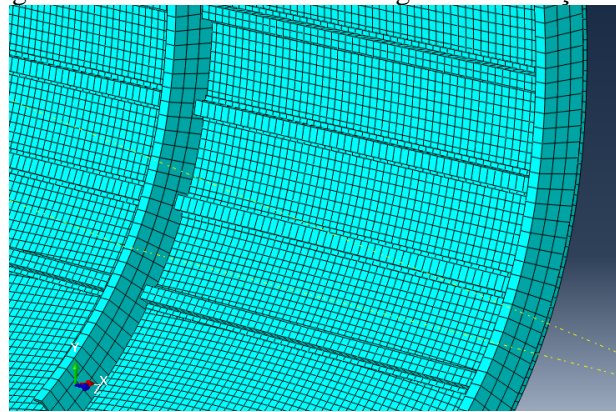
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 30 - Detalhe da malha na região da janela



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 31 - Detalhe da malha na região dos reforçadores



Fonte: Elaborado pelo autor

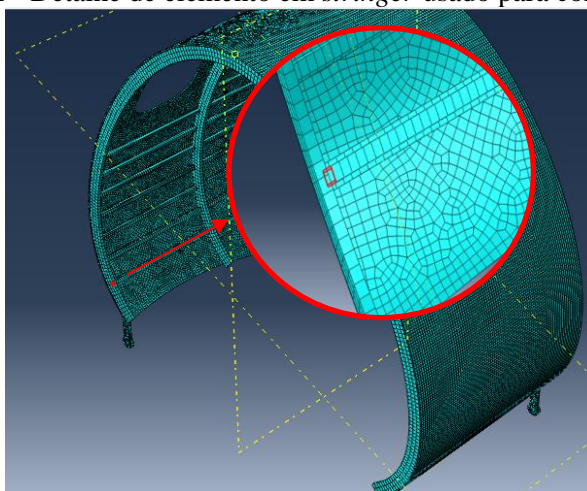
Tabela 9 - Convergência de malha. \*Tensão no stringer destacado na Figura 32

<i>Mesh Global Seeds</i>						Tensão nó central fuselagem	Tensão nó central frame	Tensão no Stringer*
<i>Skin</i>	<i>Stringer</i> <i>1</i>	<i>Stringer</i> <i>2</i>	<i>Frame</i>	<i>Suporte</i>	Quantidade total de elementos	Max_prin_abs [MPa]	Max_prin_abs [MPa]	Max_prin_abs [MPa]
60	60	60	90	30	3404	não converge	-	-
50	50	50	80	20	4287	não converge	-	-
40	40	40	70	10	6150	não converge	-	-
30	20	20	50	5	13082	não converge	-	-

25	15	15	15	5	18070	não converge	-	-
15	20	20	15	5	24076	275,554	630,392	
10	20	20	15	5	43322	359,532	638,052	20,5244
10	15	15	15	5	47297	336,736	639,46	18,5569
10	10	10	15	5	52505	332,521	639,245	21,322
<b>Diff %</b>						1,25172242	0,03362212	14,9006569

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 32 - Detalhe de elemento em *stringer* usado para convergência



Fonte: Elaborado pelo autor

A escolha dos elementos baseou-se na disponibilidade da formulação do critério de Hashin para estes. Como o ABAQUS® possui uma implementação já pronta para elementos do tipo casca contínua, estes foram utilizados. Assim, a escolha de elementos de casca contínua com integração reduzida (SC8R) foi feita para o compósito.

Os suportes da asa serão modelados com elementos sólidos e integração reduzida (C3D8R), uma vez que não há a necessidade de implementar o critério de Hashin, por serem considerados de alumínio.

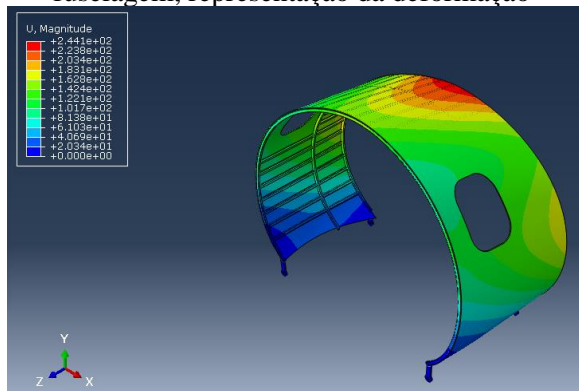
### 3.3 Resultados

A seguir serão apresentados e discutidos os resultados obtidos para o dimensionamento proposto deste trabalho.

### 3.3.1 Deformada da fuselagem

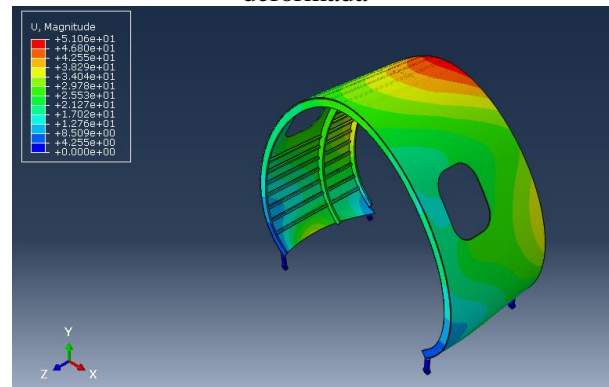
Apesar de não terem sido colocados nas seções anteriores, a fuselagem originalmente possuía um tamanho e empilhamento diferente nas cavernas (*Frames*) e no revestimento. O resultado inicial da simulação, sem entrar em méritos quantitativos, apresentou-se logo insatisfatório, com deformações muito altas. Apesar de não serem comentadas as dimensões iniciais, pois isto adicionaria informações às quais não condizem com a realidade e o projeto final, será comparado nas figuras Figura 33 à 36 a fuselagem deformada original, com a dimensionada corretamente.

Figura 33 - Primeira versão de fuselagem, representação da deformação



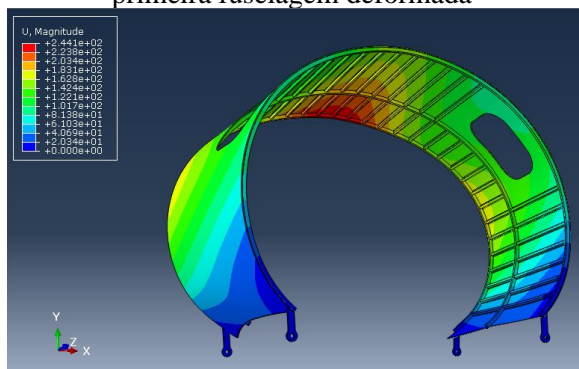
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 34 - Versão final da fuselagem deformada



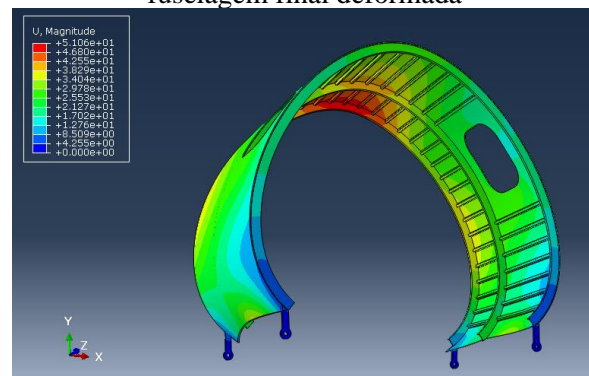
Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 35 - Detalhe da região interior da primeira fuselagem deformada



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 36 - Detalhe do interior da fuselagem final deformada



Fonte: Elaborado pelo autor

O valor do módulo do maior deslocamento  $U$  para as fuselagens encontra-se a seguir. Uma diferença de aproximadamente 80% ocorre entre os deslocamentos. Assim, o deslocamento da fuselagem final aparenta ser satisfatório. Este fato será comprovado com a apresentação da análise de falha pelo critério de Hashin.

Tabela 10 - Valor máximo de deslocamento para as fuselagens analisadas

	<b>Fuselagem inicial</b>	<b>Fuselagem final</b>
<b>U<sub>max</sub> [mm]</b>	2.44x10 <sup>2</sup>	5.11x10 <sup>1</sup>

Fonte: Elaborado pelo autor

Portanto, percebe-se com esta seção a importância das cavernas em manter a forma da fuselagem da aeronave, uma vez que as cavernas maiores conseguiram prover resistência estrutural suficiente para conter o achatamento exagerado da seção de análise.

### 3.3.2 Critério de falha de Hashin

A verificação da falha estrutural pode ser feita facilmente no *software*. Para cada módulo de falha da matriz e fibra, o ABAQUS® possui uma interface fácil de ativar, a qual mostra o local de maior e menor valor da variável de interesse. Desta forma, ativa-se o recurso *Options->Contour->Limits* e marcando-se a caixa “*Show Location*” para tal função. Outro passo importante é definir em *Result->section points->Categories->Envelope* e ativar a opção “*Criteria*” para “*Max absolute value*”. Isto garante que serão mostrados os valores de maior valor absoluto.

#### 3.3.2.1 Skin

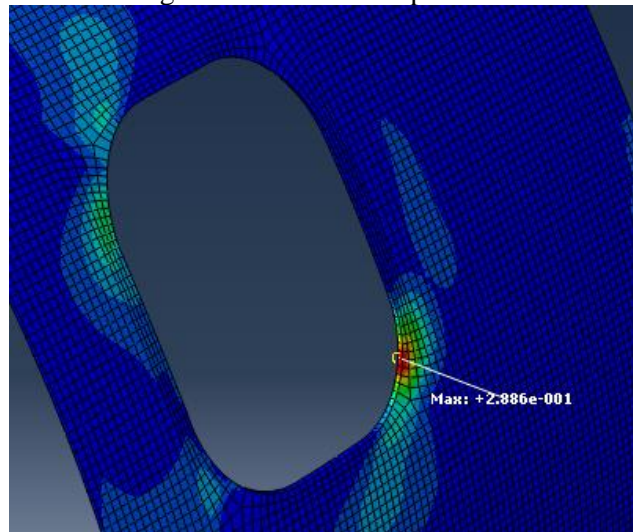
Os valores da variável de dano para o revestimento encontram-se e na Tabela 11. A Figura 37 mostra o maior valor de variável de dano e a sua localização.

Tabela 11 - Variáveis de dano para o revestimento

<b>Critério de dano</b>	<b>Valor</b>
<b>HSNFTCRT</b>	2.86x10 <sup>-2</sup>
<b>HSNFCCRT</b>	4.52x10 <sup>-2</sup>
<b>HSNMTCRT</b>	2.86x10 <sup>-1</sup>
<b>HSNMCRT</b>	8.72.x10 <sup>-2</sup>

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 37 - Local mais próximo da falha



Fonte: Elaborado pelo autor

Desta maneira, percebe-se que não ocorre falha no revestimento, sendo que o local mais próximo de falhar está próximo a um concentrador de tensão, ou seja, uma quina do furo para a janela de observação.

### 3.3.2.2 Frames

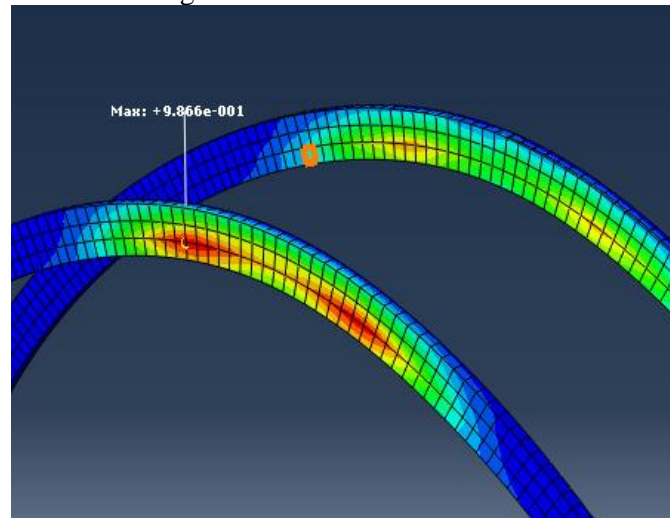
Os valores da variável de dano para as cavernas encontram-se e na Tabela 12. A Figura 38 mostra o maior valor de variável de dano e a sua localização.

Tabela 12 - Variáveis de dano para os *Frames*

<b>Critério de dano</b>	<b>Valor</b>
<b>HSNFTCRT</b>	$1.20 \times 10^{-1}$
<b>HSNFCCRT</b>	$3.06 \times 10^{-1}$
<b>HSNMTCRT</b>	$6.95 \times 10^{-1}$
<b>HSNMCCRT</b>	$9.86 \times 10^{-1}$

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 38 - Detalhe do local mais crítico



Fonte: Elaborado pelo autor

Desta forma, pode-se perceber que o local mais próximo de falhar é a parte superior da fuselagem. Esta região possui a maior deformação e uma tendência de “achatamento”, como foi visto na Figura 35.

### 3.3.2.3 Stringers

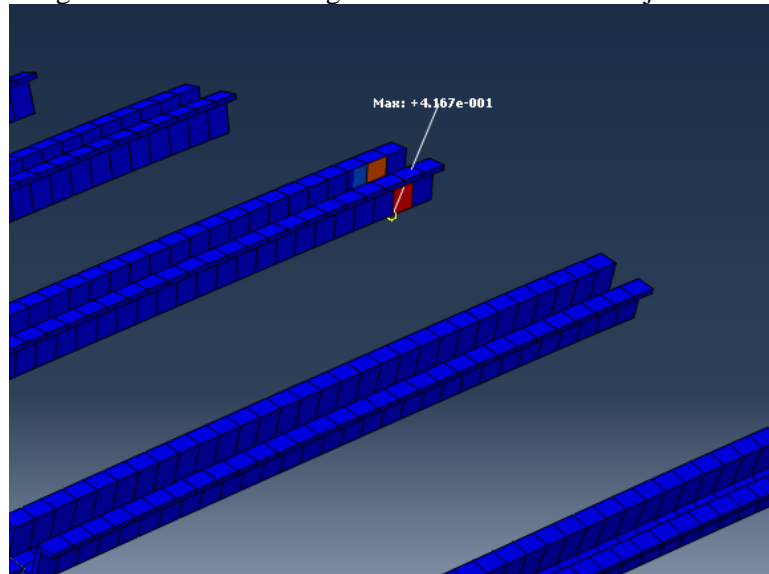
Os valores da variável de dano para os reforçadores longitudinais encontram-se e na Tabela 13. A Figura 39 mostra o maior valor de variável de dano e a sua localização.

Tabela 13 - Variáveis de dano para os *Stringers*

<b>Critério de dano</b>	<b>Valor</b>
<b>HSNFTCRT</b>	$7.95 \times 10^{-3}$
<b>HSNFCCRT</b>	$2.59 \times 10^{-2}$
<b>HSNMTCRT</b>	$4.17 \times 10^{-1}$
<b>HSNMCRT</b>	$3.84 \times 10^{-1}$

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 39 - Detalhe da região mais solicitada no conjunto de *stringers*



Fonte: Elaborado pelo autor

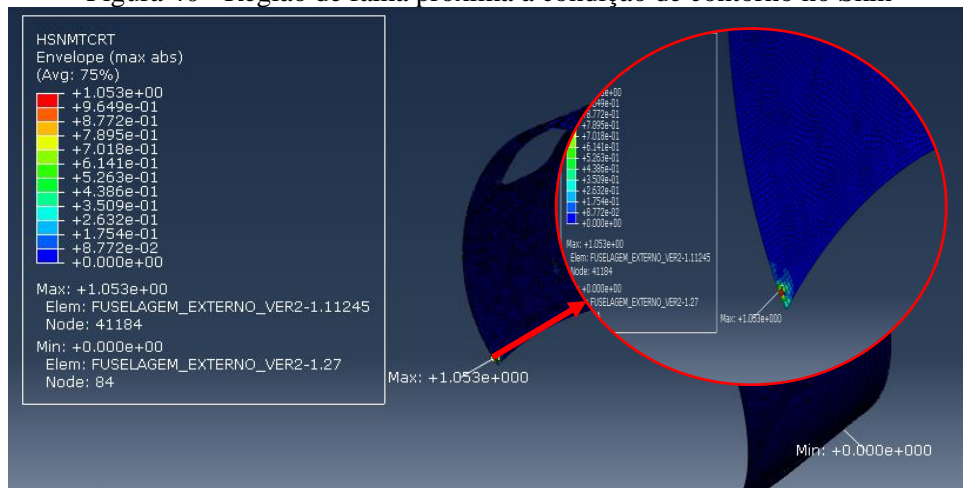
Portanto, assim como na caverna, os *stringers* superiores são os mais solicitados. Apesar disto, novamente, o critério não acusa nenhuma falha estrutural.

### 3.4 Considerações finais

Ao longo do dimensionamento da seção central da fuselagem alguns pontos valem a pena serem destacados.

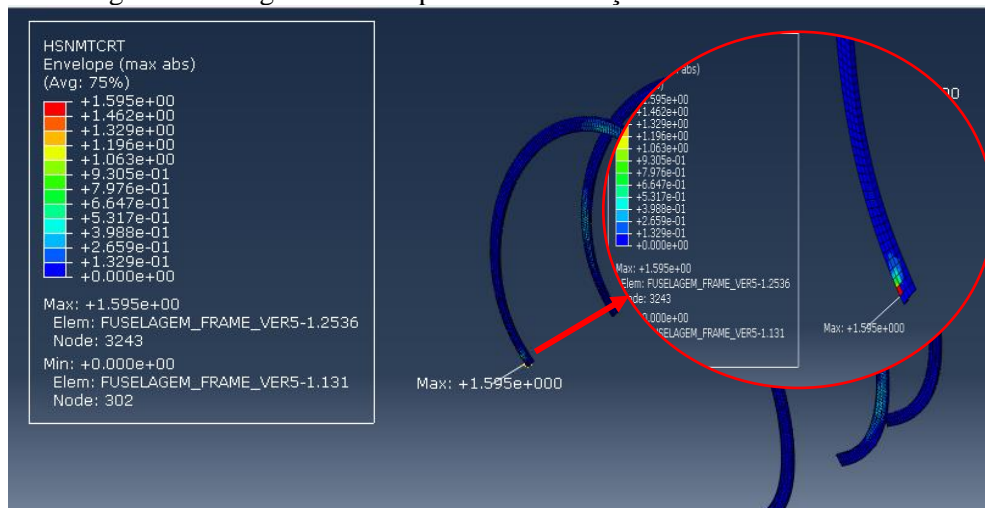
- Concentração de tensão em lugares próximos às condições de contorno: principalmente no revestimento e nos frames pode-se notar que os valores de tensão podem estar um pouco elevados. As figuras Figura 40 e Figura 41 exemplificam, demonstrando que aparentemente há falha nestas regiões. Entretanto isto foi desconsiderado devido às regiões de contorno serem conhecidas como um pouco problemáticas na análise de elementos finitos. Assim, para uma análise mais precisa, tais regiões devem ser analisadas separadamente e detalhadamente;

Figura 40 - Região de falha próxima à condição de contorno no Skin



Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 41 – Região de falha próxima à condição de contorno no Frame



Fonte: Elaborado pelo autor

- Disponibilidade de elementos na biblioteca: uma vez que foram utilizados elementos SC8R para os compósitos, tais elementos não consideram tensões fora do plano (direção 3). Entretanto, isto não foi considerado um problema devido às espessuras finas do revestimento, cavernas e reforçadores.
- Regiões mais críticas: além das regiões de condições de contorno, pode-se destacar dois outros locais com potencial para análises mais detalhadas, devido às concentrações de tensões. O primeiro, a janela de observação, devido aos cantos e também ser um furo, ou seja, um concentrador de tensão. O segundo sendo a região superior da seção transversal, a qual tende a possuir os maiores deslocamentos (vide Figura 34 ) e a tendência de achatamento.

## 4 CONCLUSÃO

Ao longo deste trabalho estudou-se o dimensionamento de uma seção de fuselagem de uma aeronave executiva com porte próximo a um Embraer Phenom 100 e Phenom 300. Foi realizada uma revisão com os principais conceitos necessários ao dimensionamento, como o critério de falha a ser utilizado, a escolha do material predominante e a teoria básica implementada no *software* de escolha. Com isto, pode-se construir da maneira mais confiável possível um modelo para uma análise de tensões e deslocamentos, focadas em um projeto preliminar.

Ao analisar o produto das simulações, em uma primeira tentativa notou-se uma não certificação da estrutura, devido às altas deformações. Com o reprojeto e após algumas iterações, chega-se a um projeto certificável, com índices de falha abaixo de 1, o que implica em uma estrutura segura para a condição mais crítica de vôo: em velocidade de manobra, com fator de carga máximo e considerando as cargas em condição última.

Com os valores e condições encontrados neste trabalho, pode-se especular que trabalhos futuros possam avaliar em detalhes os pontos mencionados na seção 3.4. Ou seja, deixo como contribuição para futuras análises a possibilidade de estudar a aplicação de outros tipos elementos finitos, como o C3D8R, para os compósitos, e uma formulação de dano programada em alguma sub-rotina. Além disto, a análise detalhada das regiões críticas, como os suportes, janelas e parte superior da seção transversal, é interessante, pois permite adicionar mais elementos reforçadores, como *fail straps*, *doublers*, *shear clips* e outros subcomponentes que reforçam a estrutura.

Com o desenvolvimento desta monografia o aluno pode compreender e aperfeiçoar conceitos de dimensionamento estrutural, materiais aeronáuticos e desenvolver senso crítico para julgar condições de segurança de um projeto estrutural. Desta maneira, considera-se que o objetivo estabelecido inicialmente foi atingido de maneira satisfatória.

## REFERÊNCIAS

ANAC. **Regulamento Brasileiro da Aviação Civil**. [s.l: s.n.].

CALLISTER JR., W. **Materials Science and Engineering**. 7. ed. [s.l.] John Wiley & Sons, Inc., 2007.

DEPARTMENT OF DEFENSE, U. **Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures**. [s.l.] Department of Defense, United States Of America, 2003.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Federal Aviation Regulations**. [s.l: s.n.].

FISH, J.; BELYTSCHKO, T. **A First Course in Finite Elements**. 1. ed. [s.l.] John Wiley & Sons, Ltd, 2007.

HASHIN, Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. **Journal of Applied Mechanics**, v. 47, p. 1–329, 1980.

MEGSON, T. H. **Aircraft Structures for Engineering Students**. 3. ed. [s.l.] Butterworth Heinemann, 1999.

NIU, M. **Composite Airframe Structures: Practical Design Information and Data**. 1. ed. [s.l.] Connilit Press Ltd., 1992.

NIU, M. **Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures**. [s.l.] Connilit Press Ltd., 1995. v. 1

TORAY. **Toray Composite Materials America, Inc.**