

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

LUIZA HELENA KERSCHER

MODELO PARAMÉTRICO UTILIZANDO ELEMENTOS FINITOS PARA PROJETO  
ESTRUTURAL DA FUSELAGEM DE AERONAVES CONVENCIONAIS

Joinville  
2024

LUIZA HELENA KERSCHER

MODELO PARAMÉTRICO UTILIZANDO ELEMENTOS FINITOS PARA PROJETO  
ESTRUTURAL DA FUSELAGEM DE AERONAVES CONVENCIONAIS

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Thiago Pontin Tancredi

Joinville

2024

LUIZA HELENA KERSCHER

MODELO PARAMÉTRICO UTILIZANDO ELEMENTOS FINITOS PARA PROJETO  
ESTRUTURAL DA FUSELAGEM DE AERONAVES CONVENCIONAIS

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 11 de Dezembro de 2024.

**Banca Examinadora:**

---

Dr. Thiago Pontin Tancredi  
Orientador/Presidente

---

Dr. Marcos Alves Rabelo  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Dr. Antônio Otaviano Dourado  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

## RESUMO

Apresenta-se neste trabalho o desenvolvimento de um modelo paramétrico da estrutura da fuselagem de uma aeronave convencional, baseado nas dimensões do Airbus A320 e implementado no ANSYS APDL. A fuselagem, sendo o elemento principal responsável por acomodar carga, passageiros e equipamentos, exige um projeto estrutural que assegure resistência e eficiência sem peso desnecessário. Com o objetivo de integrar o modelo paramétrico com algoritmos de otimização, utilizou-se o método de elementos finitos para análise do comportamento estrutural da fuselagem sob diferentes condições de carregamento, considerando o alumínio como material base. A modelagem paramétrica permite explorar diferentes configurações estruturais, incluindo variações nas dimensões dos reforçadores e na distribuição dos elementos de reforço, bem como a aplicação de diferentes casos de carregamento. Os resultados obtidos foram considerados coerentes quando submetidos a validação indireta por meio do limite de escoamento do material, comprovando a viabilidade do modelo para uso em futuras otimizações da configuração estrutural de aeronaves convencionais.

**Palavras-chave:** projeto estrutural; fuselagem; método de elementos finitos; otimização.

## ABSTRACT

This work presents the development of a parametric model of the fuselage structure of a conventional aircraft, based on the dimensions of the Airbus A320 and implemented in ANSYS APDL. The fuselage, being the main element responsible for accommodating cargo, passengers, and equipment, requires a structural design that ensures strength and efficiency without adding unnecessary weight. With the objective of integrating the model into optimization algorithms, the finite element method was used to analyze the structural behavior of the fuselage under different loading conditions, considering aluminum as the base material. The parametric modeling allows the exploration of different structural configurations, such as variations in stiffener dimensions and distribution of reinforcement elements, as well as the application of different load cases. The obtained results were considered consistent when subjected to indirect validation using the material yield limit, proving the feasibility of the model for use in future optimizations of the structural configuration of conventional aircraft.

**Keywords:** structural design; fuselage; APDL; optimization.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Tipos de construção de fuselagens.....	19
Figura 2 - Tipos de construção de fuselagens semi-monocoque .....	20
Figura 3 - Envelope de voo.....	23
Figura 4 - Diagrama de carga de rajada.....	25
Figura 5 - Layout fuselagem .....	30
Figura 6 - Geometria.....	32
Figura 7 - Forças atuantes na aeronave.....	34
Figura 8 – Carga de Rajada Lateral.....	36
Figura 9 – Carga pela Utilização do Profundor.....	38
Figura 10 – Cargas de deslizamento lateral. ....	39
Figura 11 - Forças durante pouso em três pontos.....	41
Figura 12 - Carga Isolada 1: Pressão Interna.....	46
Figura 13 -Carga Isolada 2: Peso.....	47
Figura 14 - Carga Isolada 3: Rajada Lateral.....	48
Figura 15 - Carga Isolada 4: Utilização do profundor .....	49
Figura 16 - Carga Isolada 5: Deslizamento Lateral .....	49
Figura 17 - Carga Isolada 6: Pouso.....	50
Figura 18 - Construção da Geometria (Pontos, linhas e áreas da cima para baixo, respectivamente). ....	53
Figura 19 - Variação do Comprimento.....	55
Figura 20 - Variação Comprimento do Centro .....	56
Figura 21 - Variação Espaçamento dos Reforçadores .....	56
Figura 22 - Variação Espaçamento Frames .....	57
Figura 23 - Resultado CI1: Pressão Interna (MPa).....	60
Figura 24 - Resultado CI1: Tensão Máxima (MPa).....	61
Figura 25 - Resultado CI2: Peso (MPa).....	61
Figura 26 - Resultado CI2: Tensão Máxima (MPa).....	62
Figura 27 - Resultado CC11: +2.5G + Pressurização da Cabine (MPa).....	62
Figura 28 - Resultado CI3: Rajada Lateral (MPa).....	63
Figura 29 - Resultado CI3: Tensão Máxima (MPa).....	63
Figura 30 - Resultado CI4: Utilização do profundor +1 (MPa) .....	64

Figura 31 - Resultado CI4: Tensão Máxima (MPa).....	64
Figura 32 - Resultado CI5: Deslizamento Lateral (MPa) .....	65
Figura 33 - Resultado CI6: Pouso (MPa).....	65
Figura 34 - Resultado CI6: Tensão Máxima (MPa).....	66

## LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Casos de Carga Isolada.....	44
Quadro 2 - Casos de Carga Combinada .....	45

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Velocidades de rajada .....	25
Tabela 2 – Propriedades do Alumínio.....	26
Tabela 3 - Cargas Aplicadas .....	59

## SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO</b> .....	<b>15</b>
1.1. OBJETIVOS .....	16
1.1.1. <b>Objetivo Geral</b> .....	<b>16</b>
1.1.2. <b>Objetivos Específicos</b> .....	<b>16</b>
<b>2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> .....	<b>18</b>
2.1. ESTRUTURA AERONÁUTICA.....	18
2.2. FORÇAS QUE AGEM NA AERONAVE .....	20
2.2.1 <b>Força aerodinâmica</b> .....	<b>21</b>
2.2.2 <b>Força gravitacional</b> .....	<b>21</b>
2.2.3 <b>Força de reação do solo</b> .....	<b>22</b>
2.2.4 <b>Pressão interna</b> .....	<b>22</b>
2.2.5 <b>Fator de carga</b> .....	<b>23</b>
2.3. MATERIAL .....	26
2.4. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS.....	27
<b>3. METODOLOGIA</b> .....	<b>29</b>
3.1 ANSYS APDL.....	29
3.2 GEOMETRIA.....	30
3.3 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS SOFRIDAS POR UMA AERONAVE. ....	32
3.3.1 <b>Peso</b> .....	<b>33</b>
3.3.2 <b>Rajada Lateral</b> .....	<b>36</b>
3.3.3 <b>Utilização do profundor</b> .....	<b>38</b>
3.3.4 <b>Deslizamento lateral</b> .....	<b>39</b>
3.3.5 <b>Pouso de três pontos</b> .....	<b>40</b>
3.3.6 <b>Pouso de dois pontos</b> .....	<b>42</b>
3.3.7 <b>Pressurização da cabine</b> .....	<b>42</b>
<b>4. CONSTRUÇÃO DO MODELO</b> .....	<b>44</b>
4.1 APLICAÇÃO DOS CASOS DE CARGA.....	44
4.1.1 <b>CI1 – Pressurização</b> .....	<b>45</b>
4.1.2 <b>CI2 – Peso</b> .....	<b>46</b>
4.1.3 <b>CI3 – Rajada lateral</b> .....	<b>47</b>
4.1.4 <b>CI4 – Utilização do profundor</b> .....	<b>48</b>

<b>4.1.5 CI5 – Deslizamento lateral .....</b>	<b>49</b>
<b>4.1.6 CI6 – Pouso.....</b>	<b>50</b>
<b>4.2 SCRIPT ANSYS APDL.....</b>	<b>50</b>
<b>4.2.1 Inicialização .....</b>	<b>50</b>
<b>4.2.2 Parâmetros de entrada.....</b>	<b>51</b>
<b>4.2.3 Pré processamento .....</b>	<b>51</b>
<b>4.2.4 Processamento e Pós processamento.....</b>	<b>54</b>
<b>5. VERIFICAÇÃO DOS RESULTADOS .....</b>	<b>55</b>
<b>5.1 PARAMETRIZAÇÃO DA GEOMETRIA.....</b>	<b>55</b>
<b>5.2 CARGAS APLICADAS .....</b>	<b>57</b>
<b>5.3 ANÁLISE DOS RESULTADOS.....</b>	<b>59</b>
<b>6. CONCLUSÃO .....</b>	<b>67</b>
<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>68</b>
<b>APÊNDICE A – SCRIPT ANSYS APDL .....</b>	<b>71</b>
<b>APÊNDICE B – CARGAS APLICADAS.....</b>	<b>71</b>

## 1. INTRODUÇÃO

A integridade estrutural da fuselagem desempenha um papel fundamental na eficiência e desempenho das aeronaves, uma vez que ela é a principal estrutura para acomodar carga, passageiros, controles, acessórios e equipamentos (Sales et al., 2019). Assim, o projeto estrutural deve ser capaz de suportar as cargas impostas durante o voo, garantindo a integridade e a segurança da aeronave, ao mesmo tempo que minimiza o peso desnecessário. Nesse contexto, a otimização estrutural emerge como um processo essencial, pois não apenas reduz o peso, mas também fortalece a estabilidade estrutural e aprimora a eficiência, contribuindo para a redução dos custos operacionais (Sóbester, 2005).

Nesse cenário de busca por otimização, diferentes estudos têm se concentrado em analisar componentes específicos da fuselagem. Vikas (2020) analisou o comportamento de um painel curvo, variando o número de longarinas, quando sujeito a carregamentos uniaxiais. Goraj et al. (2019), por sua vez, exploraram pequenos deslocamentos, comparando a relação entre resistência e peso de estruturas convencionais com a de uma estrutura geodésica. Ambos os estudos se concentraram em componentes específicos da fuselagem, investigando como esses componentes reagem a diferentes cargas. Contudo, nenhuma dessas abordagens envolveu uma análise da fuselagem completa e sujeita a diferentes tipos de carregamento.

Em contraste, Ilhan (2010) realizou uma análise abrangente da estrutura da fuselagem do Airbus A320, abordando a configuração estrutural, desempenho e dimensões, com um foco especial no material utilizado nos painéis de fuselagem. Ilhan utilizou uma abordagem analítica baseada em equações de engenharia estrutural para otimizar o projeto, o que ofereceu uma base sólida para entender as características dos materiais e suas propriedades na fuselagem, embora não tenha utilizado o método de elementos finitos em sua análise.

Considerando esse contexto, observou-se a lacuna de estudos que apresentem uma implementação numérica e visual que abordasse a fuselagem completa, incluindo a análise de reforçadores, longarinas e outros componentes

estruturais. Assim, o presente estudo tem como objetivo desenvolver um modelo paramétrico da fuselagem do Airbus A320 utilizando o ANSYS APDL.

A modelagem paramétrica permite explorar diferentes configurações estruturais, como variações nas dimensões dos reforçadores, tipos de perfis e a distribuição dos elementos de reforço, possibilitando, assim, a análise e otimização da geometria estrutural da fuselagem.

A metodologia dos elementos finitos será aplicada para avaliar a resposta estrutural da fuselagem em diferentes casos de carga, permitindo a identificação da configuração que melhor atenda aos requisitos de eficiência e segurança. Diferentemente da abordagem de Ilhan (2010), que focou na análise de um painel estrutural e do material da fuselagem, o presente estudo extrapola esses resultados, abordando também reforçadores, longarinas e nervuras, de modo a propor uma otimização mais completa da fuselagem.

O método de elementos finitos foi escolhido devido à sua ampla aplicação na indústria aeroespacial, oferecendo uma abordagem eficaz para avaliar a resposta estrutural de aeronaves sob diferentes condições de carga e operacionais, contribuindo para projetos seguros e eficientes (Kondo, Kasahara, Kanda, 2021). Além disso, a escolha do Airbus A320 como objeto de estudo justifica-se pela abundância de informações disponíveis publicamente, e também pelo fato dessa ser uma das aeronaves mais utilizadas no mundo, o que facilita o acesso a dados relevantes para a modelagem e análise estrutural (Velooso et al., 2016).

## 1.1. OBJETIVOS

### 1.1.1. Objetivo Geral

Desenvolver um modelo paramétrico da estrutura da fuselagem de uma aeronave convencional no ANSYS APDL, utilizando o Airbus A320 como referência, o qual poderá ser integrado a algoritmos de otimização, permitindo a análise e o aprimoramento do projeto estrutural.

### 1.1.2. Objetivos Específicos

- Identificar as cargas aplicadas à fuselagem de uma aeronave convencional em diferentes condições representativas de voo;
- Desenvolver uma base de cálculo para o dimensionamento das cargas, com foco na aplicação das principais forças atuantes;
- Identificar os principais parâmetros geométricos que descrevem o projeto estrutural da fuselagem de uma aeronave;
- Implementar uma modelagem geométrica parametrizada da fuselagem utilizando APDL, permitindo ajustes e análises com diferentes configurações estruturais;
- Definir e implementar os casos de carga fundamentais da aeronave no ANSYS APDL, assegurando a cobertura de todas as situações críticas;
- Avaliar se o comportamento estrutural da fuselagem, obtido por meio das análises, está de acordo com o comportamento esperado para uma aeronave nas condições simuladas;

## 2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

No campo da pesquisa aeroespacial, inúmeros estudos têm examinado comportamento estrutural de aeronaves sob várias condições de carga. Isso porque para escolher adequadamente o tipo de estrutura aeronáutica e o projeto adequado dos componentes é necessário ter conhecimento dos esforços sofridos pela aeronave e a resposta mecânica da estrutura.

Dessa forma, esta seção visa apresentar os tipos de estruturas de fuselagem, seus componentes e os esforços aos quais a aeronave está submetida. Além disso, visando a construção do modelo paramétrico, são discutidas as limitações da metodologia aplicada e do material selecionado.

Sendo assim, também será discutido o uso do alumínio como material predominante na construção da fuselagem, destacando as propriedades que justificam sua seleção nesta análise. Por fim, será abordado o método dos elementos finitos, técnica empregada para simular o comportamento da estrutura.

### 2.1. ESTRUTURA AERONÁUTICA.

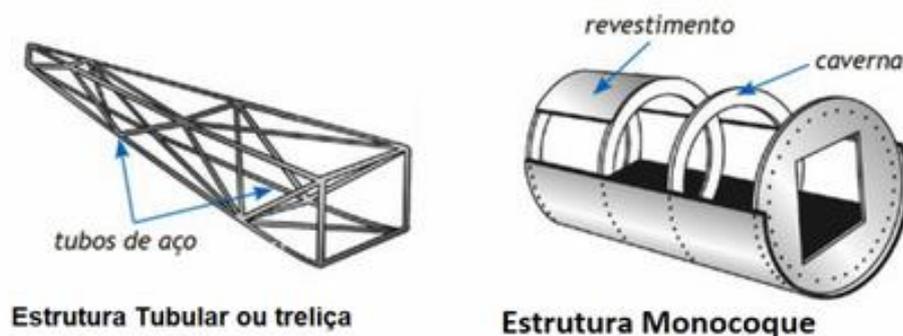
A estrutura principal de uma aeronave de asa fixa é comumente dividida em cinco partes, sendo elas: o corpo da aeronave (fuselagem), as asas, os estabilizadores, as superfícies de controle e o trem de pouso. Já os elementos estruturais, por sua vez, se subdividem em componentes como reforçadores, longarinas, nervuras, paredes, entre outros (Sales et al., 2019), e se destinam a suportar cargas como tração, compressão, torção e flexão, sendo a resistência o principal requisito de projeto (Aguilera, 2007).

Nesse contexto, a fuselagem desempenha papel crucial na segurança estrutural da aeronave, devendo ser capaz de oferecer espaço para carga, controles, acessórios, passageiros e outros equipamentos, sem sofrer comprometimento da integridade estrutural (Sales et. al, 2019). O método de treliça e o monocoque (Figura 1) são amplamente empregados na construção da fuselagem de aeronaves devido à

sua capacidade de suportar as cargas mecânicas sem comprometer o projeto aerodinâmico.

No método de treliça, uma estrutura treliçada rígida é formada por elementos com propriedades mecânicas semelhantes aos elementos de vigas, colunas e/ou barras - indicados como tubos de aço na Figura 1. Esses elementos são projetados para resistir às forças e cargas aplicadas, sendo revestidos com uma camada externa para não comprometer a aerodinâmica (Sales *et. al*, 2019). No entanto, a estrutura de treliça apresenta desvantagens, tais como complexidade de fabricação e ocupação de espaço interno, quando comparada ao método monocoque.

Figura 1 - Tipos de construção de fuselagens



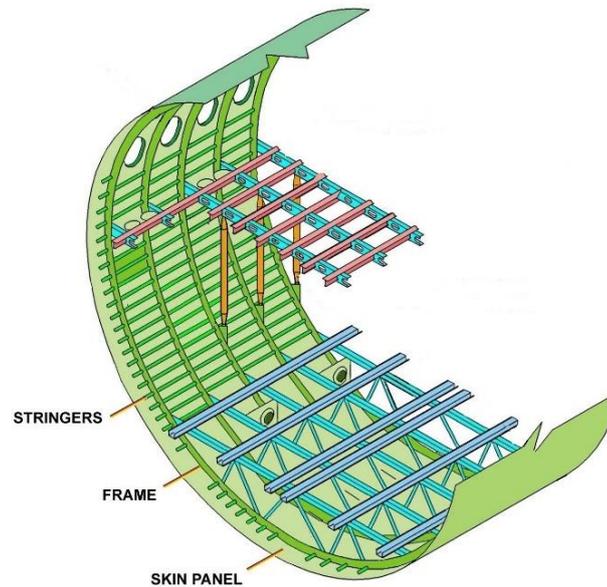
Fonte: Hangar MMA (2023).

No método monocoque, também conhecido como casca estrutural, a fuselagem é moldada usando perfis, arcos e paredes, intitulados de cavernas na Figura 1, sendo o revestimento, também denominado painel ou skin, responsável por suportar as tensões primárias (Dutra, 1979). Dessa forma, uma característica notável desse método é a ausência de reforçadores internos, ou seja, maior espaço interno. Entretanto, a ausência de reforçadores também significa que a resistência do revestimento deve ser suficiente para manter a fuselagem rígida (Aeroclubesc, 2020).

Por conta disso, um desafio significativo na construção monocoque é alcançar uma estrutura resistente que não comprometa o peso da aeronave. Para superar esse desafio, foi desenvolvida uma adaptação chamada de semimonocoque (Figura 2), onde, além dos perfis, arcos e paredes, membros longitudinais são incorporados para

reforçar o revestimento, fazendo com que essa estrutura reforçada seja protegida por uma configuração completa de elementos estruturais (Aeroclubesc, 2020).

Figura 2 - Tipos de construção de fuselagens semi-monocoque



Fonte: Hangar MMA (2023).

Dentro do projeto estrutural de aeronaves cada componente deve ser projetado para suportar cargas sem comprometer a funcionalidade e o rendimento aerodinâmico e estrutural, sendo o rendimento aerodinâmico definido pela relação entre a sustentação e o arrasto, e o rendimento estrutural definido pela relação entre a resistência e o peso (Hangar MMA, 2023).

Desta forma, a maioria das aeronaves modernas tende a adotar a abordagem semi-monocoque devido a relação entre rigidez e peso presente nessa configuração, embora diferentes seções da mesma fuselagem possam adotar qualquer das metodologias mencionadas.

## 2.2. FORÇAS QUE AGEM NA AERONAVE

A determinação do tipo de estrutura da fuselagem, bem como a configuração e geometria de seus componentes, deve ser fundamentada nos esforços que atuam na aeronave. Portanto, é fundamental, antes de iniciar o projeto estrutural da aeronave, estabelecer e compreender os esforços inerentes ao seu funcionamento.

Durante as diferentes fases de operação da aeronave, quatro tipos principais de forças incidem na fuselagem: forças aerodinâmicas, forças gravitacionais, forças de reação do solo e forças resultantes da pressão interna. Essas forças geram as cargas na estrutura da aeronave, e nesta seção serão analisadas em maior detalhe, discutindo como cada uma delas afeta o comportamento da estrutura.

Além disso, outro ponto fundamental na análise dos esforços sofridos pela aeronave é o fator de carga, que representa a relação entre as forças inerciais e o peso da aeronave durante as manobras. Este conceito também será aprofundado nesta seção, destacando sua relevância para a avaliação dos limites estruturais e da segurança da aeronave.

### **2.2.1 Força aerodinâmica**

A força aerodinâmica é o resultado das interações entre um corpo em movimento e um fluido circundante, podendo ser decomposta em duas componentes principais denominadas força de sustentação e força de arrasto (Anderson, 2019). A maior influência na estrutura da fuselagem devido a sustentação é atribuída à asa e aos estabilizadores, enquanto a contribuição do arrasto pode ser considerada insignificante (Ilhan, 2010).

A força de sustentação da cauda pode ser modelada como uma força concentrada, atuando no centro aerodinâmico do estabilizador horizontal, enquanto a força de sustentação da asa pode ser transferida para a fuselagem por meio da longarina dianteira e traseira da asa (Ilhan, 2010).

A dedução feita por Ruijgrok (1994), considera a aeronave em equilíbrio durante voo estável ou durante o pouso, incorporando os demais cenários por meio dos fatores de carga.

### **2.2.2 Força gravitacional**

A força gravitacional é a força que atua sobre a fuselagem devido ao peso dos diversos componentes que compõem a aeronave cujo peso total é definido como a soma do peso da carga útil, do combustível e do peso operacional vazio (Ilhan, 2010). Sendo que o combustível é armazenado comumente na asa e, ocasionalmente, em

parte da seção central da fuselagem. A carga útil, abrange tanto os passageiros quanto a carga transportada, podendo ser distribuída igualmente entre as anteparas dianteira e traseira.

Já o peso operacional vazio, por sua vez, pode ser subdividido em três categorias: a estrutura, que englobando as asas, a fuselagem, a cauda; o trem de pouso e os controles; a propulsão, que compreende o motor e seus acessórios; e os equipamentos e demais sistemas a bordo, como a Unidade de Força Auxiliar (APU), sistemas hidráulicos, elétricos, acabamentos, equipamentos (Ilhan, 2010).

Com todas as forças gravitacionais que atuam na fuselagem devidamente conhecidas, torna-se possível criar uma distribuição completa de carga, abrangendo força e momento. Essa carga distribuída acarreta um momento de flexão e uma força de cisalhamento na estrutura da fuselagem.

### **2.2.3 Força de reação do solo**

As forças de reação do solo surgem de manobras realizadas no solo e são transferidas para a estrutura da fuselagem por meio do trem de pouso dianteiro e das longarinas dianteira e traseira. De forma geral, durante o pouso, a fuselagem sofre cargas semelhantes às das manobras em voo, entretanto devesse considerar um fator de carga intermediário (Niu, 1988).

### **2.2.4 Pressão interna**

Durante o voo, para garantir o conforto dos passageiros, é crucial manter um nível controlado de pressão interna na fuselagem, resultando numa diferença entre a pressão interna da aeronave e a pressão atmosférica observada na altitude máxima de cruzeiro. Essa diferença de pressão resulta em tensões na superfície da fuselagem, que possuem valores mais elevados na direção circunferencial (Roylance, 2001).

Normalmente, a pressão interna é mantida equivalente a pressão atmosférica observada ao nível de altitude de 2.400 metros. No entanto, buscando proporcionar maior conforto aos passageiros, projetos mais recentes adotam uma pressão interna mais elevada, correspondente a uma altitude de 1.800 metros.

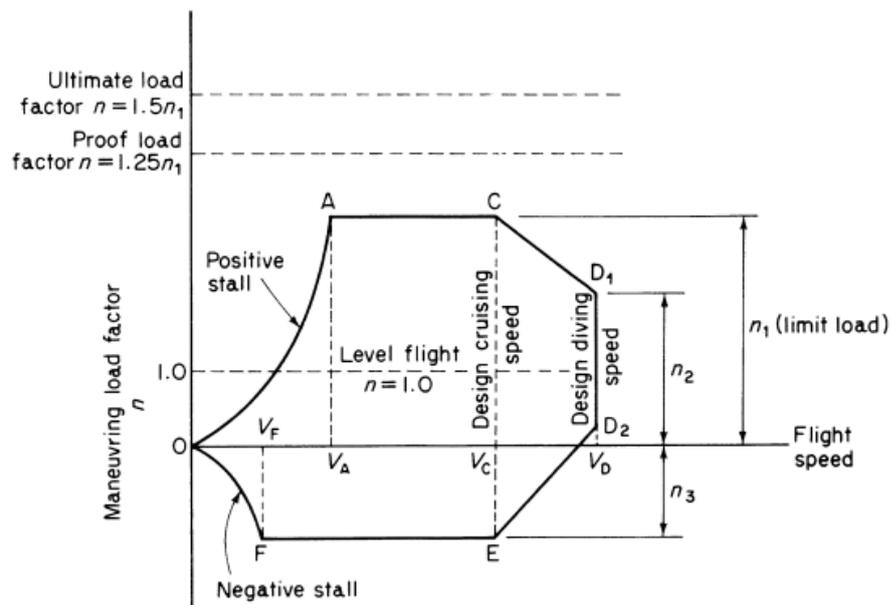
Como resultado, nesse caso, a diferença de pressão aumenta de aproximadamente  $49.500 \text{ N/m}^2$  para cerca de  $61.500 \text{ N/m}^2$  (Ilhan, 2010), exigindo uma espessura mínima maior no painel da aeronave para suportar a diferença de pressão.

### 2.2.5 Fator de carga

Durante manobras aéreas surgem forças que atuam na aeronave decorrentes da relação entre a força aerodinâmica e o peso da aeronave. Tais forças são representadas dentro do projeto de aeronaves por meio dos fatores de carga de manobra (McCormick, 1979).

Os fatores de carga de manobra são comumente expressos em função da velocidade por meio do envelope de manobra, também conhecido como diagrama V-n (Figura 3), que descreve a variação do fator de carga em relação à velocidade do ar durante manobras (Ruijgrok, 1994).

Figura 3 - Envelope de voo



Fonte: Megson (2016, p. 422).

Os envelopes de voo são desenhados para uma variedade de altitudes, desde o nível do mar até o teto operacional da aeronave. A fórmula que relaciona a velocidade ao fator de carga, quando nenhuma restrição adicional é definida, vem da definição de sustentação e fator de carga (McCormick, 1979).

Em velocidades até  $V_C$  o fator de carga máximo é determinado pelo coeficiente de sustentação máximo, enquanto em velocidades mais elevadas (acima de  $V_C$ ), essa capacidade pode ser limitada de acordo com as especificações estabelecidas na norma JAR §25.337 (2000).

Os fatores de carga de manobra, tanto positivos quanto negativos, têm um impacto substancial no dimensionamento da seção central da aeronave, devendo ser aplicado em todas as componentes de peso. Eles são normalmente fixados em 2,5 e -1,0, sendo que, o momento de flexão máximo na fuselagem ocorrerá na combinação do peso máximo da aeronave com o fator de carga máximo (Ilhan, 2010).

Devido à distribuição do peso e à influência do fator de carga, a fuselagem experimentará um momento de flexão para baixo em caso de fator de carga positivo, resultando em tração nos painéis superiores, compressão nos painéis inferiores e cisalhamento nos painéis laterais.

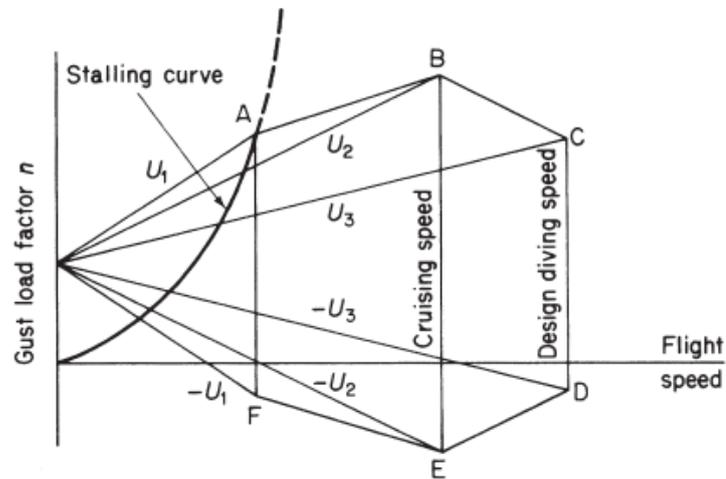
Essas forças atingem valores máximos na seção central da aeronave, onde o momento de flexão e as forças cisalhantes são mais significativos. No caso de um fator de carga negativo, os painéis superiores sofrem compressão, os painéis inferiores experimentam tração e os painéis laterais são submetidos a forças de cisalhamento.

Além das manobras, durante o voo a aeronave também pode sofrer influência aerodinâmica devido a rajadas, pois, ao encontrar rajadas ascendentes, a aeronave experimenta rápida mudança na direção relativa do vento em relação à asa e, como resultado, ocorre um aumento no ângulo de ataque. O grau de influência desse fenômeno é determinado pelo fator de carga de rajada.

Assumindo que a velocidade de avanço permanece constante, quanto maior o aumento no ângulo de ataque e, por consequência, da força de sustentação, maior o aumento do fator de carga. Dada a natureza da sustentação, em velocidades elevadas a presença de uma rajada de alta velocidade resultará em um fator de carga consideravelmente alto (Ruijgrok, 1994).

Assim, a análise de diferentes velocidades da aeronave combinadas com diferentes rajadas de vento é relevante para avaliar a integridade da aeronave e, por conta disso, são estabelecidos limites que não devem ser ultrapassados pelo piloto dentro do envelope de voo. O envelope de voo com as restrições impostas pela influência das rajadas é denominado diagrama de carga de rajada (Figura 4).

Figura 4 - Diagrama de carga de rajada



Fonte: Megson (2016, p. 447).

As velocidades de rajada  $U_1$ ,  $U_2$  e  $U_3$  são, respectivamente, de alta, média e baixa velocidade. Os cortes ocorrem nos pontos em que as linhas correspondentes a cada velocidade de rajada encontram velocidades específicas da aeronave. Por exemplo, A e F indicam velocidades em que uma rajada de velocidade  $U_1$  faria com que a asa estolasse (Megson, 2016).

A velocidade da rajada é definida pelas normas como uma função da velocidade do ar e da altitude do voo, conforme indicado na Tabela 1, sendo  $V_B$  a velocidade de projeto para a intensidade máxima da rajada,  $V_C$  a velocidade de cruzeiro e  $V_D$  a velocidade de mergulho (Authorities, 1994).

Tabela 1 - Velocidades de rajada

Velocidade do ar	Velocidade de rajada $U_E$ [ft/s]	
	0 a 20000 ft*	50000 ft
$V_B$	66	38
$V_C$	50	25
$V_D$	25	12.5

\*Em altitudes superiores a 20000 ft, a velocidade da rajada deve ser interpolada com o valor de 50000 pés.

Fonte: Authorities (1994, p. 447).

A curva de coeficiente de sustentação versus incidência de rajada é, como no caso do envelope de voo, afetada pela compressibilidade e, portanto, pela altitude, de modo que uma série de envelopes de rajada deve ser desenhada para diferentes

altitudes (Megson, 2016). Além disso, outro parâmetro que exerce influência sobre o fator de carga de rajada é a carga alar ( $W/S$ ), sendo que quanto maior a carga alar, menor será o fator de carga de rajada. Aeronaves de maior porte, em geral, possuem uma carga alar mais elevada em comparação às aeronaves menores, tornando-as menos sensíveis a rajadas de vento.

Para uma aeronave específica, o fator de carga de rajada máximo na fuselagem é alcançado quando a aeronave está com a menor carga alar, ou seja, quando está voando sem carga (Megson, 2016). Essa característica dificulta a análise direta entre os casos de carga de rajada e manobra com base no fator de carga, uma vez que a variação do fator de carga pode não ser necessariamente resultado da variação de momentos de flexão ou forças de cisalhamento.

Assim, ao utilizar o fator de carga como parâmetro para o projeto da aeronave, deve-se levar em consideração a influência do peso. O momento de flexão máximo na fuselagem é obtido com os fatores de carga de rajada máximos em combinação com o peso máximo da aeronave, ou seja, supõe-se que as cargas experimentadas durante a rajada sejam iguais à carga crítica de manobra, assim os fatores de carga de rajada também são estabelecidos em 2,5 e -1,0 (Megson, 2016).

### 2.3. MATERIAL

O material escolhido para esta análise foi o alumínio aeronáutico, cujas propriedades podem ser vistas no Tabela 2.

Tabela 2 – Propriedades do Alumínio

<b>Propriedade</b>	<b>Alumínio 2024</b>
Densidade [ $\text{kg/m}^3$ ]	2800
Módulo de elasticidade [MPa]	70000
Razão de Poisson	0,3
Tensão de escoamento à tração [MPa]	250
Tensão de escoamento à compressão [MPa]	250
Tensão de escoamento ao cisalhamento [MPa]	150
Resistência última à tração [MPa]	375
Resistência última à compressão [MPa]	375

Fonte: Ces Edupack 2010.

Ilhan (2010) utilizou uma abordagem analítica baseada em equações de engenharia estrutural para otimizar o projeto, o que ofereceu uma base sólida para

entender as características dos materiais e suas propriedades na fuselagem, chegando à conclusão de que o alumínio apresenta melhor relação resistência/peso para aeronaves como o Airbus A320. Sendo assim, o alumínio se mostrou a escolha mais adequada para este estudo específico.

#### 2.4. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

De acordo com Zienkiewicz e Taylor (2000), existem diferentes abordagens para realizar uma análise estrutural, classificadas em modelos discretos e contínuos. Os modelos discretos utilizam um número finito de elementos para representar a estrutura, proporcionando uma aproximação do comportamento estrutural. Já os modelos contínuos empregam um número infinito de elementos infinitesimais, resultando em uma resolução exata das equações diferenciais que governam o fenômeno estudado.

Entre os modelos discretos, o Método dos Elementos Finitos (MEF) é amplamente utilizado na análise de estruturas aeronáuticas. Esse método facilita a análise de geometrias complexas dividindo-as em elementos conhecidos, permitindo que o comportamento da estrutura seja reconstruído a partir da análise de cada elemento (Okumoto et al., 2009).

A primeira etapa de uma análise MEF é a modelagem da geometria a ser estudada, a qual envolve a criação de um modelo representativo da estrutura em análise. Os modelos tridimensionais (sólidos) geralmente capturam mais fenômenos do que modelos bidimensionais (cascas) ou unidimensionais (vigas), proporcionando uma maior precisão. Entretanto, o custo computacional cresce exponencialmente com o aumento da complexidade do modelo (Zienkiewicz e Taylor, 2000).

Após definir o tipo de modelo que melhor representa a geometria em análise e o custo computacional a ser empregado, a malha computacional é gerada para discretizar a estrutura, permitindo a análise numérica. Barbeiro (2013) ressalta a importância da qualidade da malha para garantir a precisão dos resultados. Malhas muito grosseiras podem perder detalhes importantes da geometria, enquanto malhas muito refinadas aumentam consideravelmente o custo computacional.

Com o modelo geométrico pronto e discretizado, as condições de contorno, como restrições de movimento e rotação, bem como os carregamentos aplicados

(cargas distribuídas, concentradas ou momentos), devem ser corretamente definidas para obter resultados realistas (Hughes e Paik, 2010). A qualidade da malha e a precisão da modelagem da geometria são fundamentais para que essas condições sejam aplicadas de forma representativa, permitindo que os fenômenos reais sejam simulados adequadamente (Reddy, 2005).

Dessa forma, são calculadas as tensões, deformações e deslocamentos, permitindo verificar os critérios de falha adotados no projeto (Moaveni, 1999). Inicialmente, identificam-se os graus de liberdade dos nós da malha e aplicam-se os esforços atuantes em cada região. A matriz de equilíbrio e a matriz constitutiva são então formuladas com base no comportamento do material (Oden e Reddy, 2012). Essas matrizes são resolvidas por métodos numéricos, permitindo determinar as tensões, deformações e deslocamentos da estrutura.

Entretanto, vale-se ressaltar que o método dos elementos finitos, como qualquer outro método numérico, possui hipóteses e limitações. Dessa forma, ao final da análise, é necessário realizar a verificação e validação dos resultados. A verificação consiste em avaliar a implementação do modelo computacional, garantindo sua correta execução e a precisão das soluções. A validação compara os resultados da simulação com dados experimentais, assegurando que o modelo represente fielmente o comportamento da estrutura real.

### 3. METODOLOGIA

Nesta seção, é apresentada a metodologia empregada no desenvolvimento do modelo paramétrico da fuselagem, descrevendo desde a definição geométrica da estrutura até a aplicação das condições de carga.

#### 3.1 ANSYS APDL

Para desenvolver o modelo paramétrico utilizando o método de elementos finitos, foi escolhido o software ANSYS, reconhecido por sua robustez e confiabilidade na modelagem de estruturas complexas. O ANSYS é capaz de realizar a modelagem 3D da estrutura, além de suportar uma malha suficientemente refinada para garantir que o campo de tensões calculado seja representativo do comportamento real da estrutura analisada.

A ANSYS Parametric Design Language (APDL) é a linguagem de automação do ANSYS, que permite a criação de modelos por meio de linhas de código. Este recurso possibilita a parametrização e a automação da análise, bem como a integração do programa com futuros algoritmos de otimização, conferindo grande flexibilidade ao processo de modelagem e análise estrutural.

O APDL é uma linguagem de automação sequencial, na qual o usuário define uma sequência de comandos ou fornece um arquivo contendo o script a ser executado. O programa interpreta e executa cada comando, eliminando a necessidade de interação direta e constante do projetista com a interface gráfica, o que agiliza o processo e reduz a possibilidade de erros humanos durante a configuração das simulações.

Uma das principais vantagens do APDL é a sua capacidade de gerenciar todo o fluxo de trabalho de uma análise, incluindo a modelagem da estrutura, definição das propriedades dos materiais, discretização da geometria, aplicação das condições de contorno e dos carregamentos, além do pós-processamento da análise. Isso inclui a visualização dos resultados, a verificação de critérios de falha e a exportação dos

dados obtidos, proporcionando um ambiente completo e automatizado para a realização de análises de elementos finitos.

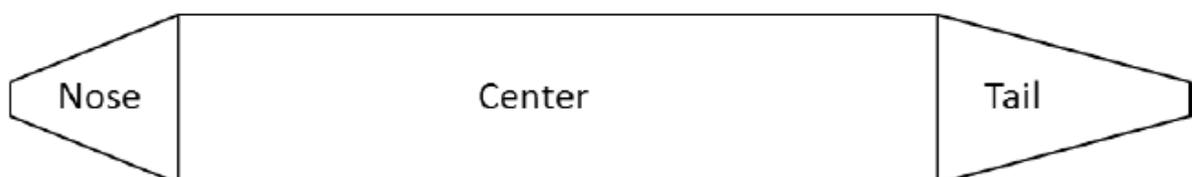
Outra vantagem significativa do APDL é a facilidade de automatizar e parametrizar análises complexas, permitindo uma integração eficiente com programas de otimização e outros sistemas integrados de análise. Essas características tornam o APDL uma ferramenta poderosa para estudos que envolvem múltiplas variáveis, possibilitando iterações automáticas e economizando tempo durante o desenvolvimento de modelos e análises detalhadas.

### 3.2 GEOMETRIA

A fuselagem de uma aeronave comum pode ser essencialmente dividida em três partes: nariz, centro e cauda. Segundo Anderson (2005), uma maneira de analisar de forma eficiente geometrias complexas, é reduzi-las a formas mais simples.

Nesta análise, utilizou-se a geometria apresentada na Figura 5, onde o raio inicial da seção do nariz corresponde a 20% do raio principal da fuselagem, aumentando de forma linear até alcançar o valor total. A seção central mantém o raio inalterado em relação ao valor de entrada, enquanto a seção caudal inicia com o mesmo raio da seção central e vai diminuindo progressivamente até alcançar 20% desse valor.

Figura 5 - Layout fuselagem



Fonte: Ilhan (2010, p. 5).

A estrutura da fuselagem foi desenvolvida utilizando uma abordagem de modelagem paramétrica e uma configuração semi-monocoque simplificada. O modelo considera que os frames e reforçadores são uniformemente distribuídos ao longo de todo o comprimento da fuselagem, desconsiderando as zonas de reforço locais e os

pisos da fuselagem. Essa simplificação visa focar na análise estrutural de seções típicas, mantendo a consistência e eficiência do modelo.

Conforme mencionado, a modelagem paramétrica facilita a otimização estrutural, possibilitando a análise de diferentes combinações. O dimensionamento adotado segue as dimensões do Airbus A320, conforme descrito por Ilhan (2010), sendo que os parâmetros utilizados podem ser vistos no Apêndice A.

A estrutura semi-monocoque é uma configuração comum na maioria das aeronaves modernas, incluindo o Airbus A320, devido à sua excelente relação entre rigidez e peso (Anderson, 2005). Esse modelo estrutural é composto por frames, reforçadores longitudinais e painéis de revestimento (Figura 2), os quais são definidos de forma paramétrica.

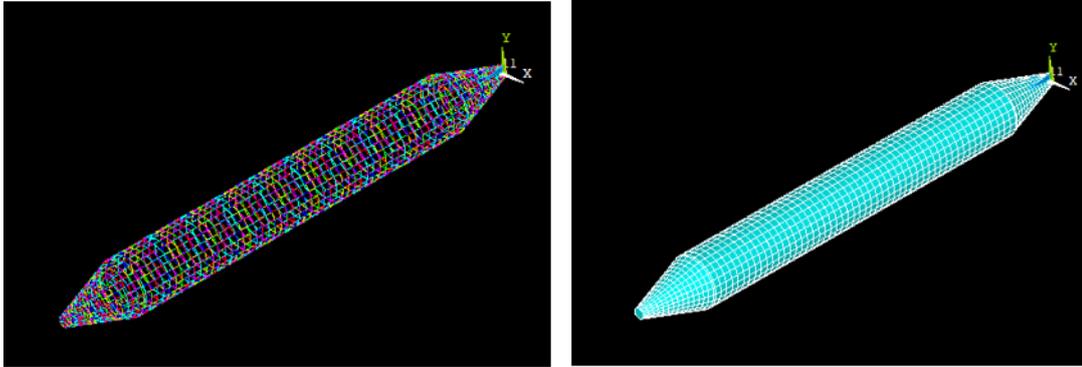
Para os painéis de revestimento, foi utilizado uma espessura inicial uniforme de 3mm, determinada a partir da análise realizada por Ilhan (2010). O critério adotado por Ilhan foi baseado na avaliação das tensões típicas enfrentadas pela fuselagem durante o voo, visando uma espessura que garantisse rigidez suficiente para resistir às cargas aerodinâmicas e à pressurização da cabine, mantendo o peso estrutural reduzido.

Os frames foram posicionados uniformemente baseado na distribuição do Airbus A320. Já os reforçadores longitudinais foram distribuídos ao longo de toda a fuselagem, com espaçamento angular de 15 graus entre eles. Sendo importante mencionar que ambos os reforçadores (frames e longitudinais) possuem dimensões e seção transversal fixa ao longo da fuselagem.

Raymer (1992) destaca que os perfis de reforçadores mais comuns na indústria aeronáutica são os perfis T, Z e ômega. Para a análise inicial, optou-se por um perfil retangular devido à facilidade de implementação no APDL, possibilitando uma validação preliminar das condições de contorno aplicadas, tais como cargas e restrições. Após a validação inicial, outras variações de perfis e espaçamentos podem ser aplicadas para encontrar a configuração estrutural ideal.

A base geométrica está representada na Figura 6. A imagem à esquerda ilustra a estrutura interna da aeronave, destacando os reforçadores e os frames, enquanto a imagem à direita mostra a fuselagem já revestida com os painéis.

Figura 6 - Geometria



Fonte: Autora (2024).

### 3.3 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS SOFRIDAS POR UMA AERONAVE.

Para obter um melhor entendimento dos esforços máximos sofridos pela aeronave, é necessário determinar os casos de carga crítica, que são derivados das forças mencionadas na Seção 2.2.

O regulamento JAR-25 (2020) reúne os requisitos técnicos que definem a integridade estrutural da aeronave, garantindo a segurança das pessoas, direta ou indiretamente, com uma probabilidade aceitavelmente baixa de acidentes fatais (Authorities, 1994).

No que diz respeito à estrutura da fuselagem, os requisitos do JAR-25 abordam quatro categorias de carga diferentes, as cargas de voo, cargas de voo combinadas com pressão interna, cargas no solo e carga sob pressão interna. Dentre os casos de carga que englobam essas categorias, aqueles que são considerados relevantes para a integridade da fuselagem incluem:

Casos de voo (com e sem pressurização da cabine):

- Manobra;
- Rajada;
- Utilização do profundor;
- Voo com deslizamento lateral.

Casos de solo:

- Pouso de três pontos;
- Pouso de dois pontos;

Pressurização interna:

- Pressurização da cabine.

Dessa forma, nesta seção são apresentados os casos de carga mencionados, bem como a metodologia empregada para determinar a magnitude das cargas, como descrito no Apêndice B.

### 3.3.1 Peso

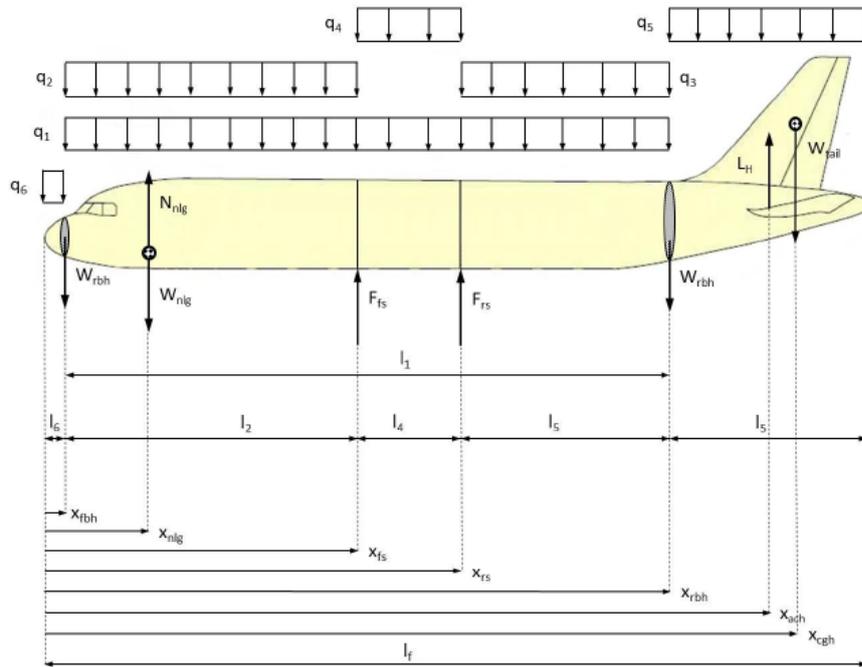
Conforme seção 2.2.2, a força gravitacional atua sobre a fuselagem da aeronave e corresponde ao peso dos diversos componentes da aeronave, incluindo asas, estabilizadores e anteparas, sendo que o peso total é composto pela carga útil, o combustível e o peso operacional vazio (Ilhan, 2010).

A carga útil inclui os passageiros e a carga, sendo distribuída entre as anteparas dianteira e traseira da fuselagem, enquanto o combustível é armazenado principalmente nas asas e, ocasionalmente, na seção central da fuselagem.

O peso operacional vazio abrange a estrutura (asas, fuselagem, cauda, trem de pouso e controles), o sistema de propulsão (motor e acessórios) e os equipamentos e demais sistemas, como a Unidade de Força Auxiliar e sistemas auxiliares (Ilhan, 2010). A Figura 7 apresenta a distribuição de todos os componentes de peso que atuam na fuselagem.

A carga distribuída  $q_1$  (da antepara dianteira à antepara traseira ( $l_1$ )) é a junção das componentes de peso da fuselagem, dos sistemas e subsistemas, carga útil e diversos outros componentes alocados no avião;  $q_2$  (da antepara dianteira à longarina dianteira ( $l_2$ )) corresponde ao peso do piso dianteiro;  $q_3$  (da longarina traseira à antepara traseira ( $l_3$ )) corresponde ao peso do piso traseiro;  $q_4$  (da longarina dianteira à longarina traseira ( $l_4$ )) do peso da estrutura de suporte da asa-fuselagem e combustível principal;  $q_5$  (da longarina traseira à extremidade da fuselagem ( $l_5$ )) do APU e estabilizadores e a  $q_6$  (do nariz à antepara dianteira ( $l_6$ )) do vazio no nariz (Ilhan, 2010).

Figura 7 - Forças atuantes na aeronave



Fonte: Ilhan (2010, p. 15).

Os pesos das duas anteparas ( $W_{rbh}$ ) são considerados como forças concentradas atuando na fuselagem, assim como o peso do trem de pouso do nariz ( $W_{nlg}$ ), o peso da cauda ( $W_{tail}$ ), a força de sustentação da cauda ( $L_H$ ) e a força de reação da roda do nariz ( $N_{nlg}$ ) – a qual é relevante apenas quando a aeronave está em solo. Adicionalmente, duas outras forças discretas atuam sobre a fuselagem, que são as forças transmitidas pelas longarinas dianteira e traseira da asa ( $F_{fs}$  e  $F_{rs}$ ).

As forças resultantes  $F_{fs}$  e  $F_{rs}$  são facilmente determinadas por meio do equilíbrio de forças na aeronave, descrito pela Equação 1:

$$F_{fs} + F_{rs} = n(q_1 l_1 + q_2 l_2 + q_3 l_3 + q_4 l_4 + q_5 l_5 + q_6 l_6 + W_{fbh} + W_{rbh} + W_{tail}) - L_h - N_{nlg} \cong n \cdot MTOW \quad (1)$$

Sendo MTOW o peso máximo de decolagem; o peso das anteparas é determinado pelas Equações 2 e 3:

$$W_{fbh} = 9.1 + 7.225 \cdot \left(\frac{\Delta p}{g}\right)^{0.8} \cdot \left(\left(\frac{\pi \cdot D_{fbhd}}{2}\right)^2\right)^{1.2} \quad (2)$$

$$W_{rbh} = 9.1 + 7.225 \cdot \left(\frac{\Delta p}{g}\right)^{0.8} \cdot \left(\left(\frac{\pi \cdot D_{rbhd}}{2}\right)^2\right)^{1.2} \quad (3)$$

Onde

- $W_{fbh}$ : Peso da antepara frontal;
- $W_{rbh}$ : Peso da antepara traseira;
- $\Delta p$ : Diferença de pressão;
- $g$ : Aceleração devido à gravidade;
- $D_{fbhd}$ : Diâmetro da antepara frontal;
- $D_{rbhd}$ : Diâmetro da antepara traseira.

O peso dos trens de pouso pelas Equações 4 e 5;

$$W_{nlg} = 0.1 + 0.082 \cdot MTOW^{0.75} + 2.97 \cdot 10^{-6} \cdot MTOW^{1.5} \quad (4)$$

$$W_{mlg} = 18.1 + 0.131 \cdot MTOW^{0.75} + 0.019 \cdot MTOW + 2.23 \cdot 10^{-5} \cdot MTOW^{1.5} \quad (5)$$

Onde:

- $W_{nlg}$ : Peso do trem de pouso do nariz (N);
- $W_{mlg}$ : Peso do trem de pouso principal (N);
- MTOW: Peso máximo de decolagem da aeronave (kg).

E a sustentação no estabilizador horizontal pela Equação 6.

$$L_h = C_l \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot V_e^2 \cdot S_h \quad (6)$$

Onde

- $L_h$ : Força de sustentação no estabilizador horizontal (N);
- $C_l$ : Coeficiente de sustentação;
- $\rho$ : Densidade do ar ( $\text{kg}/\text{m}^3$ );
- $V_e$ : Velocidade equivalente do ar (m/s);
- $S_h$ : Área do estabilizador horizontal ( $\text{m}^2$ ).

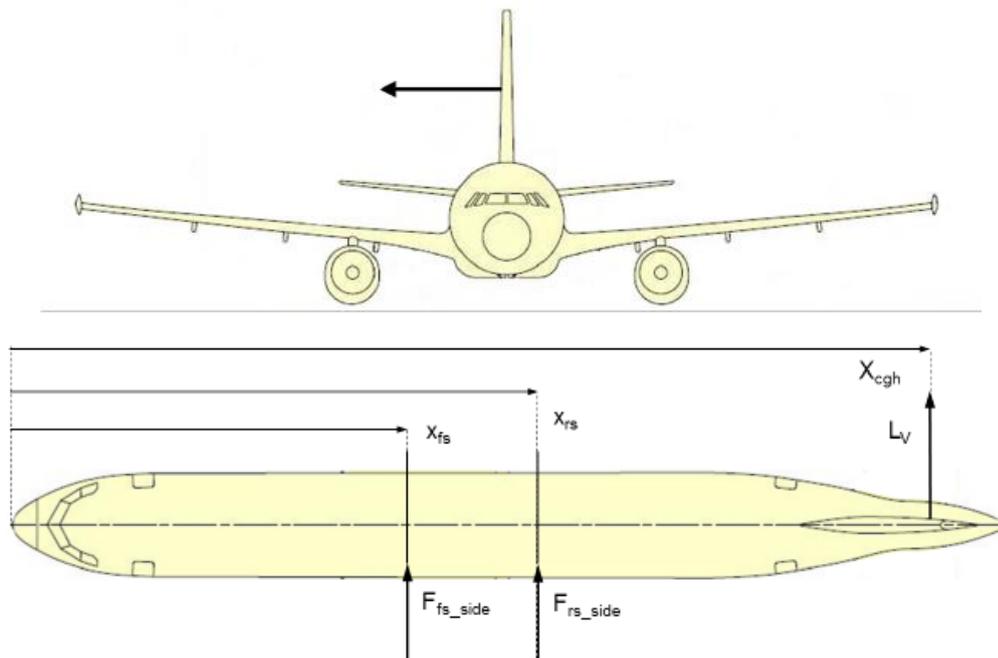
A implementação dessas equações pode ser vista no Apêndice B.

### 3.3.2 Rajada Lateral

De acordo com Lomax (1996), as cargas de rajada lateral que atuam no estabilizador vertical possuem maior relevância em comparação às cargas geradas por manobras abruptas, oscilações excessivas, reversões bruscas ou condições de perda de potência. Essas cargas foram admitidas como uma força concentrada aplicada no centro aerodinâmico do estabilizador vertical.

Além disso, essa força provoca um desequilíbrio na aeronave que precisa ser controlada pela asa. O esforço é transmitido à estrutura da aeronave por meio das longarinas da asa, concentrando a força resultante predominantemente nas seções central e traseira da fuselagem, conforme ilustrado na Figura 8.

Figura 8 – Carga de Rajada Lateral



Fonte: Ilhan (2010, p. 24).

De acordo com JAR-25 (2000), a força aplicada na cauda vertical devido a rajada lateral é determinada pela Equação 7:

$$L_v = \frac{1}{2} k_g \rho_0 U_E V_E S_v C_{L_v \beta} \quad (7)$$

Onde:

- $L_v$ : Carga lateral no estabilizador vertical;
- $k_g$ : Fator de alívio da rajada;

- $\rho_0$ : Densidade do ar ao nível do solo;
- $U_E$ : Velocidade equivalente da rajada;
- $V_E$ : Velocidade equivalente do ar;
- $S_v$ : Área de referência do estabilizador vertical;
- $C_{L_v\beta}$ : Coeficiente de sustentação lateral.

Sendo o fator de alívio da rajada é definido pela Equação 8:

$$k_g = \frac{0,88\mu_v}{5,3 + \mu_v} \quad (8)$$

Onde  $\mu_v$  é a razão de massa lateral, definida pela Equação 9:

$$\mu_v = \frac{2I_Z}{\rho c_v S_v l_v^2} \quad (9)$$

Onde:

- $I_Z$ : Momento de inércia de guinada da aeronave;
- $c_v$ : Corda geométrica média do estabilizador vertical;
- $l_v$ : Distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro de sustentação do estabilizador vertical;
- $\rho$ : Densidade do ar na altitude, estimada para uma altitude de 11.278 m.

Devido ao desequilíbrio aerodinâmico gerado pela rajada lateral, as longarinas laterais da asa precisam suportar as forças aerodinâmicas para manter a estabilidade sem comprometer a integridade estrutural. Para determinar essas forças, é essencial realizar um balanço de forças que considere todos os elementos envolvidos.

Dessa forma, a força  $L_v$ , aplicada ao estabilizador vertical, é equilibrada pelas forças nas longarinas laterais. Como existem duas longarinas principais (esquerda e direita) e a aeronave é simétrica, pode-se assumir que a força é distribuída igualmente entre ambas. Essa carga aerodinâmica é crítica para o dimensionamento dos painéis nas seções central e traseira da fuselagem, uma vez que a capacidade dessas seções de suportar o esforço é determinante para a segurança estrutural em condições adversas.

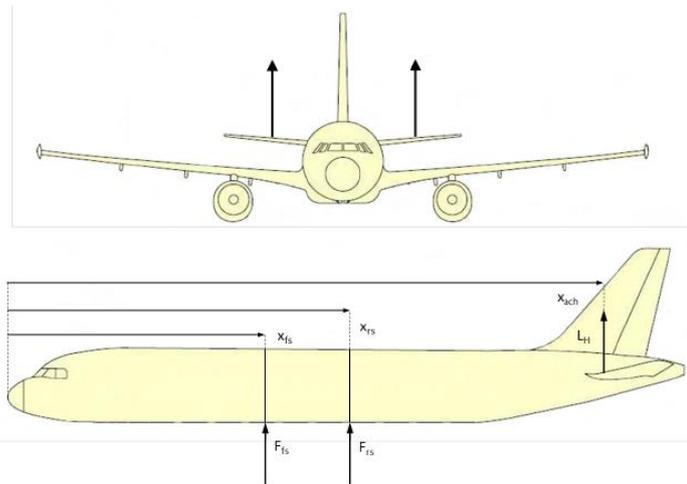
A implementação dessas equações pode ser vista no Apêndice B.

### 3.3.3 Utilização do profundor

Outro tipo de carga de voo é aquela gerada por conta da utilização do profundor, cujo movimento proporciona cargas no estabilizador horizontal, tanto o movimento simétrico quanto o assimétrico, conforme estipulado no JAR-25 (Authorities, 1994). No caso simétrico, 100% da carga máxima é distribuída igualmente em ambas as semi-caudas e no caso assimétrico, 100% da carga máxima atua em uma semi-cauda, enquanto 80% atua na outra (Ilhan, 2010).

Uma representação ilustrativa das cargas simétricas nas semi-caudas horizontais, aplicadas nos centros aerodinâmicos, é apresentada na Figura 9, que pode ser extrapolada para o caso assimétrico corrigindo a distribuição de carga.

Figura 9 – Carga pela Utilização do Profundor.



Fonte: Ilhan (2010, p. 26).

A carga gerada pela utilização do profundor provoca tração nos painéis superiores e compressão nos painéis inferiores quando a força atua para baixo. Já quando a força age para cima, ocorre compressão nos painéis superiores e tração nos painéis inferiores, fazendo com que, em ambos os cenários, os painéis laterais sofra forças de cisalhamento. Essa força é particularmente crítica para as seções central e traseira, uma vez que o equilíbrio da aeronave é mantido pelas forças das longarinas da asa (Ilhan, 2010).

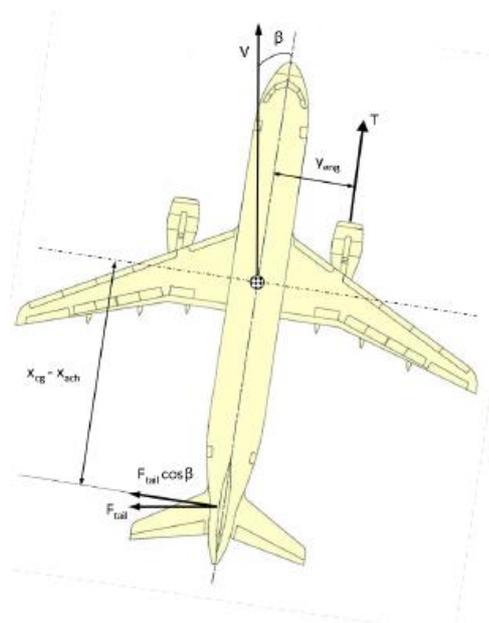
Lomax (1996) considera que a carga máxima da cauda é aquela resultante da manobra abrupta feita pelo profundor, sendo determinada pelo coeficiente de

sustentação da cauda, pela área projetada do estabilizador horizontal, pela deflexão do profundor, densidade do ar na altitude de voo e por um fator de resposta da aeronave para manobras abruptas do profundor ( $k_r$ ), definido entre 0,7 a 0,9 (Apêndice B). Essa é uma abordagem simplificada que negligencia a condição de elevação equilibrada da cauda a 1G, entretanto tal elevação é desprezível quando comparada à carga máxima da cauda (Ilhan, 2010).

### 3.3.4 Deslizamento lateral

Outra carga sofrida pela aeronave em casos de voo é aquela resultante do deslizamento lateral ou giro. Voar com deslizamento lateral provoca flexão lateral na fuselagem, onde os ângulos de deslizamento lateral mais acentuados ocorrem nos casos de falha do motor durante o voo (Ilhan, 2010). A Figura 10 ilustra a situação.

Figura 10 – Cargas de deslizamento lateral.



Fonte: Ilhan (2010, p. 28).

Onde  $V$  é a velocidade da aeronave,  $\beta$  é o ângulo de deslizamento lateral,  $T$  a propulsão,  $y_{eng}$  a distância do motor em relação a linha de centro da aeronave,  $F_{tail}$  a sustentação gerada pelo estabilizador vertical e, por fim,  $x_{cg}$  e  $x_{ach}$  a distância, em relação ao nariz, do centro de gravidade da aeronave e do centro aerodinâmico do estabilizador, respectivamente.

O ângulo máximo de deslizamento lateral é  $8^\circ$ , mas um fator de sobreposição de 1,6 deve ser aplicado (Ilhan, 2010). A força da cauda que causará o momento de flexão lateral na fuselagem é calculada da seguinte forma:

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow 0 = T_{yeng} \cdot F_{tail} \cdot \cos(\beta) \cdot (x_{ach} - x_{cg}) \quad (10)$$

$$F_{tail} = T_{yeng} / (\cos(\beta) \cdot (x_{ach} - x_{cg})) \quad (11)$$

Onde:

- $M_{cg}$  : Momento em torno do centro de gravidade (CG) da aeronave;
- $T_{yeng}$ : Componente de empuxo (ou força) na direção lateral devido ao motor;
- $F_{tail}$ : Força exercida pela cauda (leme) para equilibrar o momento gerado pelo empuxo assimétrico;
- $\cos(\beta)$ : Ângulo de deslizamento lateral  $\beta$ ;
- $x_{ach}$ : centro aerodinâmico do estabilizador;
- $x_{cg}$ : centro de gravidade da aeronave.

Neste caso, a carga considerada está de acordo com o deslizamento lateral máximo, onde o ângulo de deslizamento é amplificado para garantir a segurança da estrutura. A implementação dessas equações pode ser vista no Apêndice B.

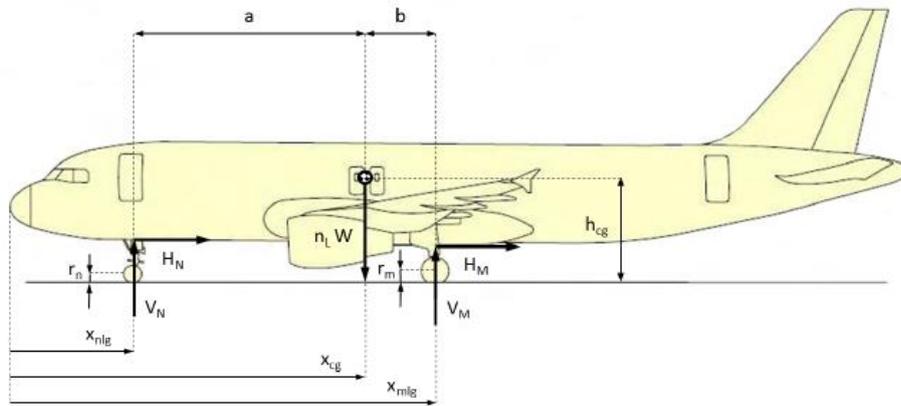
### 3.3.5 Pouso de três pontos.

Os casos de cargas de solo são provenientes das manobras em solo. De forma geral, o pouso tem distribuição de carga comparada com as distribuições de carga de manobra e rajada, sendo esperada apenas uma força normal no nariz (Ilhan, 2010).

Desta forma, no caso de uma aterrissagem nivelada em três pontos, a força vertical do trem de pouso dianteiro é importante para a análise estrutural. As componentes horizontais do trem de pouso são significativas para o dimensionamento da estrutura de suporte do trem de pouso, mas não têm impacto nas distribuições de

tensão na fuselagem, portanto, são irrelevantes para o presente trabalho. A ilustração da situação é dada na Figura 11.

Figura 11 - Forças durante pouso em três pontos



Fonte: Ilhan (2010, p. 27).

Onde,  $W$  é o peso,  $a$  é a distância horizontal entre o trem de pouso do nariz e o centro de gravidade,  $b$  é a distância horizontal entre o trem de pouso principal e o centro de gravidade e  $h_{cg}$  é a altura do centro de gravidade até o solo, já  $x_{nlg}$  e  $x_{mlg}$  são a posição do trem de pouso dianteiro e traseiros, respectivamente, e, por fim,  $H$  e  $V$  são as componentes horizontais e verticais da força resultante nos trens de pouso.

Para a condição de pouso em três pontos nivelado, a reação vertical do trem de pouso do nariz  $V_N$  é dada por Lomax (1996) e apresentada na Equação 12:

$$V_N = \frac{(n_L - 1)W}{F + 1} \quad (12)$$

Onde  $n_L$  é o fator de carga de pouso,  $W$  é o peso da aeronave e  $F$  definida pela Equação 13.

$$F = \frac{b + 0.25e_M}{a + b - 0.25e_N} \quad (13)$$

Onde:

- $a$ : Distância horizontal entre o trem de pouso do nariz e o centro de gravidade;
- $b$ : Distância horizontal entre o trem de pouso principal e o centro de gravidade;
- $h_{cg}$ : Altura do centro de gravidade em relação ao solo;

- $e_M = h_{cg} - r_M$ , onde  $r_M$  é o raio de rolamento da roda do trem de pouso principal;
- $e_M = h_{cg} - r_N$ , onde  $r_N$  é o raio de rolamento da roda do trem de pouso do nariz.

Geralmente o fator de carga de pouso ( $n_L$ ) é definido como sendo inferior a 2,5 para a categoria de aeronaves de transporte. Nesse contexto, supor um fator de carga de pouso de 2 para calcular a distribuição de carga decorrente do pouso é aceitável (Ilhan, 2010).

A carga vertical no trem de pouso principal ( $V_M$ ), em condições estáveis, é dada por:

$$V_M = W - V_N \quad (14)$$

Considerando que, em aeronaves convencionais, o trem de pouso principal é geralmente fixado à estrutura das asas, a carga proveniente desse trem de pouso é transferida para a fuselagem através das longarinas da asa. A implementação dessas equações pode ser vista no Apêndice B.

### 3.3.6 Pouso de dois pontos.

Para o caso do Airbus A320, essa condição de carga é dispensada porque os fatores de carga típicos para aeronaves da categoria de transporte são geralmente inferiores a 2,5. Portanto, essa condição de carga está razoavelmente incorporada nas cargas simétricas de manobra e rajada (Ilhan, 2010).

### 3.3.7 Pressurização da cabine.

A pressurização da aeronave gera forças de pressão interna que resultam em tensões em toda a fuselagem. Essa diferença de pressão pode ser estimada pela Equação 15 (Anderson, 2019).

$$\Delta p = p_{cab} - p_{op} = p_0 \cdot \left[ \left( 1 - \frac{a \cdot z_c ab}{T_0} \right)^{(gR/a)} - \left( 1 - \frac{a \cdot z_o p}{T_0} \right)^{(gR/a)} \right] \quad (15)$$

Durante o voo, a pressurização causa compressão na parte inferior da fuselagem, mas essa compressão diminui consideravelmente devido à redução das tensões. A pressurização é aplicada entre o anteparo dianteiro e o anteparo traseiro. Nas seções frontal e traseira da fuselagem, onde não há diferença de pressão entre o ambiente externo e o interior, nenhuma força de pressão deve ser considerada.

## 4. CONSTRUÇÃO DO MODELO.

Nesta seção, é apresentado o desenvolvimento do modelo paramétrico da fuselagem, seguindo a metodologia descrita anteriormente. Inicialmente, serão detalhadas a distribuição de cargas consideradas para as diferentes condições operacionais da aeronave, conforme os critérios definidos na metodologia. Em seguida, é abordado a construção do script em ANSYS APDL, que foi utilizado para implementar o modelo, aplicando as cargas e condições de contorno de forma automatizada e paramétrica.

### 4.1 APLICAÇÃO DOS CASOS DE CARGA

Conforme enunciado na seção anterior, os casos de carga considerados em JAR-25 são os apresentados no Quadro 2, sendo o Quadro 1 as cargas isoladas, que representam as condições fundamentais.

Quadro 1 - Casos de Carga Isolada.

<b>Caso de Carga</b>	<b>Descrição</b>	<b>Carga Aplicada</b>
CI1	Pressurização da cabine	Pressurização (sem cargas aerodinâmicas, sem pesos)
CI2	Peso 1G	Sem cargas aerodinâmicas, sem pressurização
CI3	Rajada lateral	Rajada na cauda vertical (sem peso, sem pressurização)
CI4	Utilização do profundor	Distribuição 100-100% para baixo (-) e para cima (+) (sem pressurização, sem peso)
CI5	Voo com deslizamento lateral	Reação na cauda vertical (sem pressurização, sem peso)
CI6	Pouso em três pontos	Peso, reação do trem de pouso do nariz (sem pressurização, sem cargas aerodinâmicas)

Fonte: Autora (2024).

Tendo em vista que o objetivo deste trabalho é criar um modelo paramétrico, serão implementados apenas os casos de carga isolada, uma vez que os demais são combinações dos elementos já incluídos no modelo.

Sendo assim, nesta seção será detalhado o dimensionamento das cargas isoladas, assim como sua implementação no APDL.

Quadro 2 - Casos de Carga Combinada

Caso de Carga Combinado	Combinação de Cargas	Formulação
CC8	Manobra -1G	- C12
CC9	Manobra -1G + Pressurização da Cabine	- C12 + C11
CC10	Manobra 2.5G	2.5 × C12
CC11	Manobra 2.5G + Pressurização da Cabine	2.5 × C12 + C11
CC12	Rajada Lateral + Pressurização da Cabine	C13 + C11
CC13	-Rajada Lateral + Pressurização da Cabine	- C13 + C11
CC14	Deflexão Ascendente + Pressurização da Cabine	C14 + C11
CC15	Manobra 1G + Deflexão Ascendente	C12 + C14
CC16	Manobra 1G + Deflexão Descendente	C12 - C14
CC17	Manobra 1G + Pressurização da Cabine + Deflexão Descendente	C11 + C12 - C14
CC18	Pressurização da Cabine 1.33 vezes	1.33 × C11

Fonte: Autora (2024).

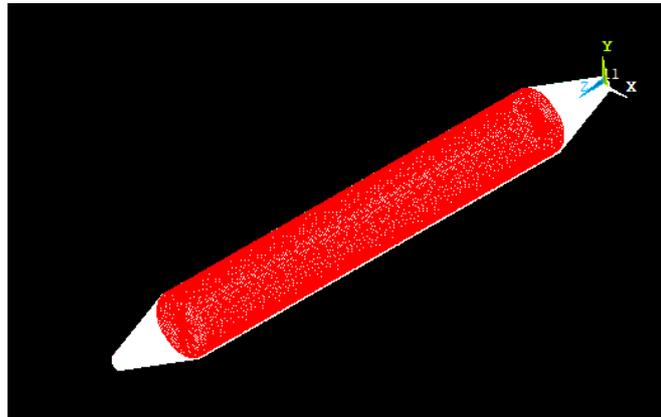
#### 4.1.1 C11 – Pressurização

A pressurização da cabine é uma carga essencial em aeronaves comerciais, pois garante o conforto e a segurança dos passageiros em altitudes elevadas. Como enunciado na seção 2.2.4 e 3.3.7, para manter a cabine pressurizada, é necessário aplicar uma diferença de pressão entre o interior da aeronave e o ambiente externo. Essa diferença é chamada de pressão diferencial, sendo geralmente regulada para valores entre 50 e 60 kPa, como discutido por Anderson (2005). Nesta análise foi considerada uma pressão estimada pela Equação 15, considerando as condições de voo em cruzeiro do Airbus A320, de 54 kPa.

No APDL, a pressão diferencial foi considerada como uma carga distribuída uniforme aplicada entre o anteparo dianteiro e o anteparo traseiro. Nas seções frontal e traseira da fuselagem, onde não há diferença de pressão entre o ambiente externo e o interior, nenhuma força de pressão deve ser aplicada (Figura 12).

A carga correspondendo a pressão diferencial foi aplicada sobre as áreas que representam o revestimento da fuselagem. Dessa forma, a pressão diferencial atua como uma força de empuxo para fora, exercendo pressão uniforme sobre a superfície da fuselagem.

Figura 12 - Carga Isolada 1: Pressão Interna



Fonte: Autora (2024).

#### 4.1.2 CI2 – Peso

O peso da aeronave é uma das cargas fundamentais que atua continuamente sobre a fuselagem. Essa força é resultante da ação gravitacional sobre todos os componentes da aeronave, incluindo a carga útil, o combustível e o peso estrutural da fuselagem. Conforme a seção 2.2.2, as seções de carga gravitacional na aeronave podem ser divididas em seis grupos principais, aplicados conforme sua distribuição ao longo da fuselagem. Esses grupos são:

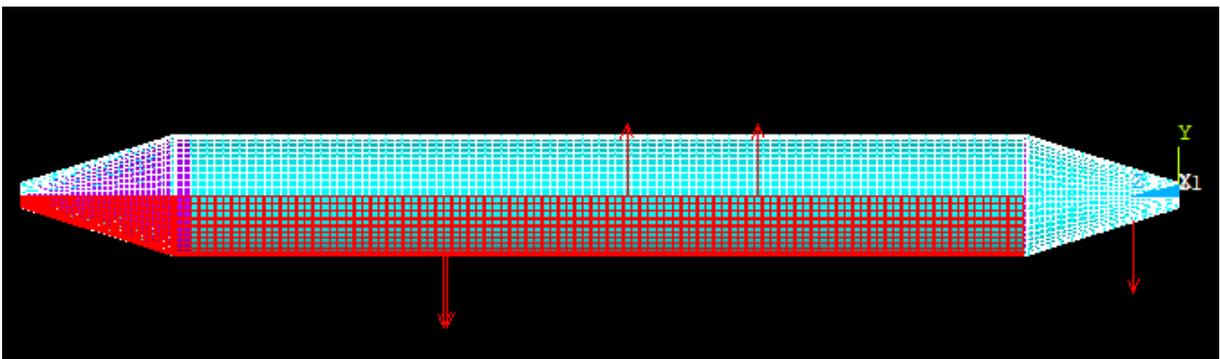
- W1 = 23000 kg: Fuselagem, piso de passageiros, sistema de ar-condicionado, entre outros;
- W2 = 300 kg: Piso de carga frontal;
- W3 = 400 kg: Piso de carga traseira;
- W4 = 8000 kg: Estrutura de suporte da asa e combustível na seção central;
- W5 = 1500 kg: Unidade de Potência Auxiliar (APU) e estrutura de suporte do estabilizador traseiro;
- W6 = 0 kg: Sem peso adicional nesta seção.

Os valores para cada grupo foram atribuídos conforme as especificações e dados obtidos para o Airbus A320, além daqueles sugeridos por Ilhan (2010). A distribuição dessas massas na fuselagem resulta em cargas distribuídas calculadas dividindo-se cada peso gerado pela extensão da respectiva seção da fuselagem (Figura 7) e pela metade do perímetro da circunferência da fuselagem.

Além das cargas distribuídas, foram determinadas as forças pontuais referentes ao peso dos trens de pouso, a resultante da sustentação no estabilizador horizontal e o peso do estabilizador, tal como pode ser visto no Apêndice B.

No APDL, as forças de peso foram aplicadas como cargas distribuídas e pontuais ao longo da fuselagem. Para representar a distribuição do peso dos componentes, foram definidos seis comprimentos principais (l1 a l6) e os respectivos pesos (W1 a W6) foram aplicados de forma uniforme sobre esses segmentos da fuselagem na parte inferior da aeronave. Por fim, os pesos dos componentes pontuais foram aplicados como forças concentradas. O resultado final da distribuição proposta pode ser vista na Figura 13.

Figura 13 -Carga Isolada 2: Peso.



Fonte: Autora (2024).

A abordagem descrita nessa seção visa replicar as cargas gravitacionais sofridas pela aeronave, a fim de garantir que as análises pudessem replicar de forma realista as condições reais de voo.

#### 4.1.3 CI3 – Rajada lateral

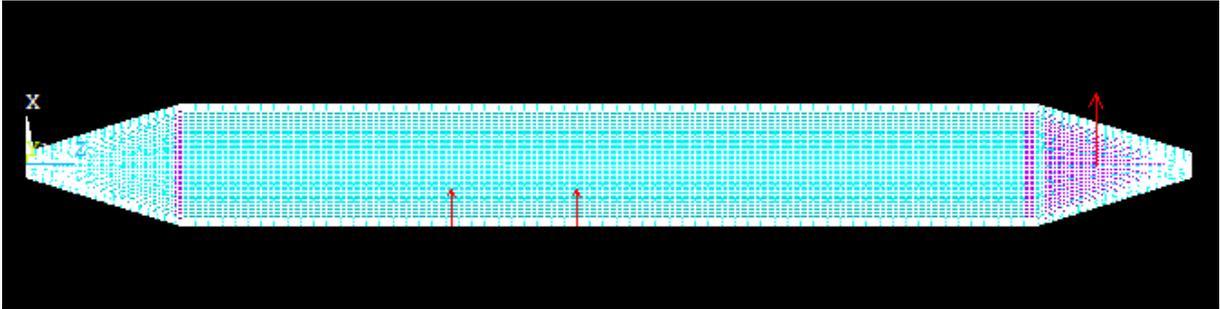
Conforme discutido nas seções 3.3.1 e 3.3.2, a carga de rajada lateral é uma força que atua sobre a aeronave quando submetida a uma rajada de vento lateral. A carga ocasionada pela rajada lateral resulta em uma força concentrada no centro aerodinâmico da cauda vertical e nas asas.

Como os estabilizadores e as asas não foram modelados, a carga foi aplicada diretamente na fuselagem como uma carga concentrada. Essa carga foi implementada no ponto de conexão entre a fuselagem e o estabilizador, mais

especificamente, no nó representativo da posição do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal e na posição referente as longarinas da asa.

O modelo proposto visa representar adequadamente a atuação da força de rajada lateral na estrutura da fuselagem, e pode ser visto na Figura 14.

Figura 14 - Carga Isolada 3: Rajada Lateral



Fonte: Autora (2024).

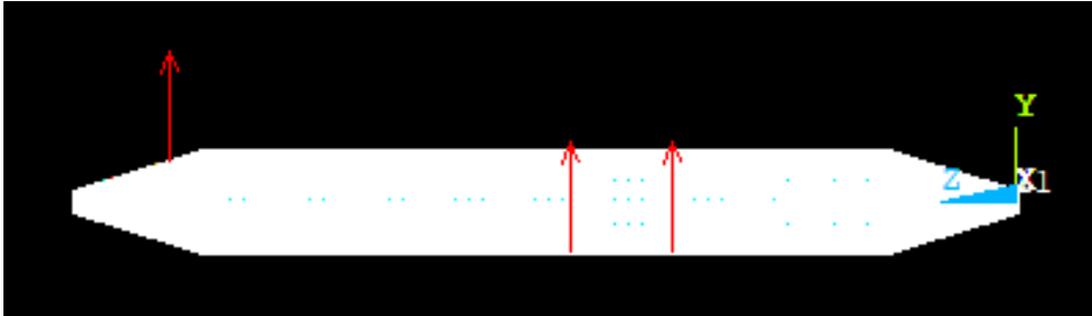
#### 4.1.4 CI4 – Utilização do profundor

Como mencionado na seção 3.3.3, a força horizontal é crítica para as seções central e traseira, pois é equilibrada pelas forças das duas longarinas da asa. Para essa análise, considerou-se a deflexão simétrica, onde 100% da carga máxima atua igualmente nos dois semi-estabilizadores. No entanto, essa deflexão pode ser para cima ou para baixo, o que cria diferentes padrões de carga na fuselagem.

Essa carga também foi implementada no ponto de conexão entre a fuselagem e o estabilizador, mais especificamente, no nó representativo da posição do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal e na posição referente às longarinas da asa (Figura 15).

No modelo desenvolvido, a carga pode ser aplicada nas duas direções, positiva e negativa, para considerar tanto a deflexão para cima quanto para baixo do profundor, garantindo assim a avaliação dos estados críticos de compressão e tração nas estruturas da fuselagem.

Figura 15 - Carga Isolada 4: Utilização do profundor



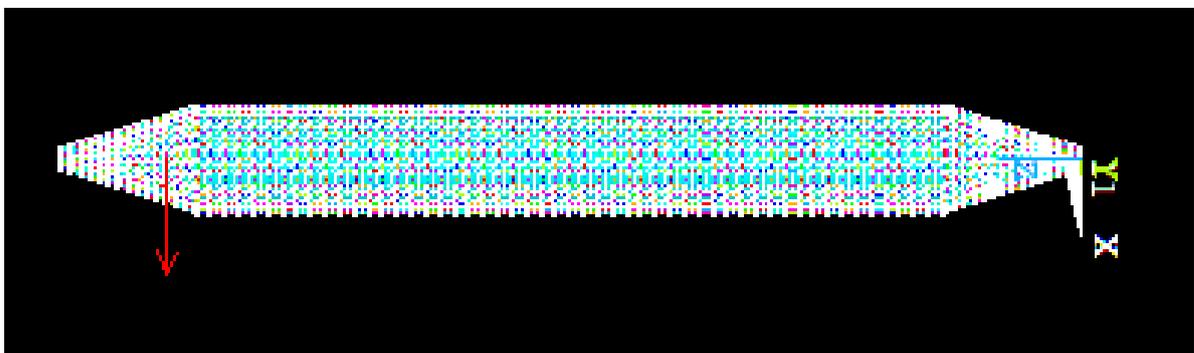
Fonte: Autora (2024).

#### 4.1.5 CI5 – Deslizamento lateral

O deslizamento lateral ocorre geralmente devido à falha de um dos motores, o que resulta em uma força lateral significativa na fuselagem. Para compensar o momento assimétrico causado pela perda de empuxo, o piloto utiliza a deflexão do leme, o que gera uma força significativa no estabilizador vertical, causando um momento de flexão lateral na fuselagem, o qual deve ser equilibrado pelo estabilizador vertical para garantir a estabilidade da aeronave.

No modelo ANSYS APDL, a força lateral foi aplicada diretamente à região correspondente à fuselagem, próximo ao ponto onde se encontra o centro aerodinâmico da cauda. Essa carga gera um momento de flexão lateral que afeta os painéis laterais da fuselagem. A força foi aplicada como uma carga concentrada (Figura 16), visto que os estabilizadores não foram modelados explicitamente.

Figura 16 - Carga Isolada 5: Deslizamento Lateral



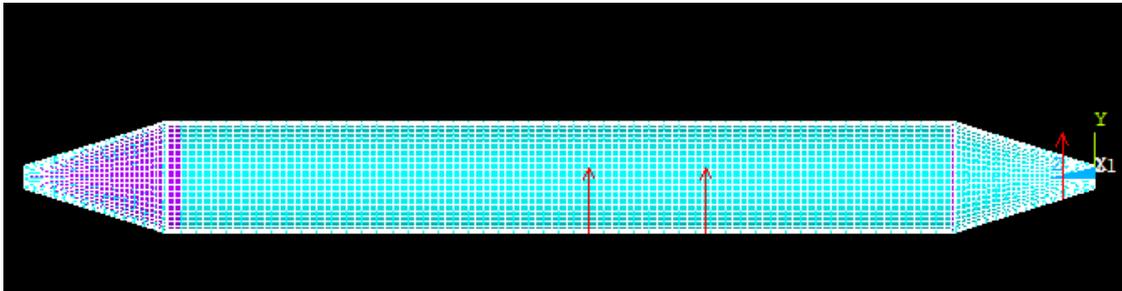
Fonte: Autora (2024).

#### 4.1.6 Cl6 – Pouso

Conforme discutido nas seções 3.3.5, durante o pouso, as cargas principais atuam sobre os trens de pouso e são transferidas para a estrutura da fuselagem.

No modelo do ANSYS APDL, as cargas durante o pouso foram aplicadas como forças concentradas nos locais dos trens de pouso dianteiro e principal, tal como mostrado na Figura 17. Essas cargas têm o objetivo de simular as tensões e deformações críticas durante a condição de pouso, garantindo que a estrutura da fuselagem seja capaz de suportar tais forças sem a ocorrência de falhas.

Figura 17 - Carga Isolada 6: Pouso



Fonte: Autora (2024).

## 4.2 SCRIPT ANSYS APDL

Conforme já discutido, a escolha do Ansys APDL permite a variação de parâmetros de forma mais atrativa pra quem deseja fazer a otimização ou estudar diferentes configurações de projeto.

Visando organizar e garantir uma melhor compreensão do código, independentemente de quem venha a utilizá-lo, a programação foi dividida em etapas. Essas etapas são: inicialização, parâmetros de entrada, pré-processamento, processamento e pós-processamento. A seguir, são descritas as funções de cada uma dessas etapas, sendo o código final apresentado no Apêndice A.

### 4.2.1 Inicialização

Essa etapa é reservada para comandos que limpam o modelo, configuram a

pasta de trabalho, ou fornecem alguns aspectos da janela (cores), além de definirem o tipo de análise a ser realizada.

#### **4.2.2 Parâmetros de entrada**

Nessa etapa são definidos os parâmetros do modelo que serão utilizados ao longo do código, tais como as constantes dos materiais, da geometria, de discretização da malha e dos tipos de elementos utilizados na modelagem. Assim, para uma melhor organização, as variáveis foram definidas em grupos menores:

1. Geométricos: Parâmetros utilizados para modelagem simplificada da aeronave;
2. Perfis: Dimensões dos perfis dos reforçadores;
3. Material: Propriedades do material selecionado;
4. Discretização da Malha: Parâmetros que definem o refinamento da malha;
5. Condição de Contorno: Magnitudes e localização das cargas aplicadas.

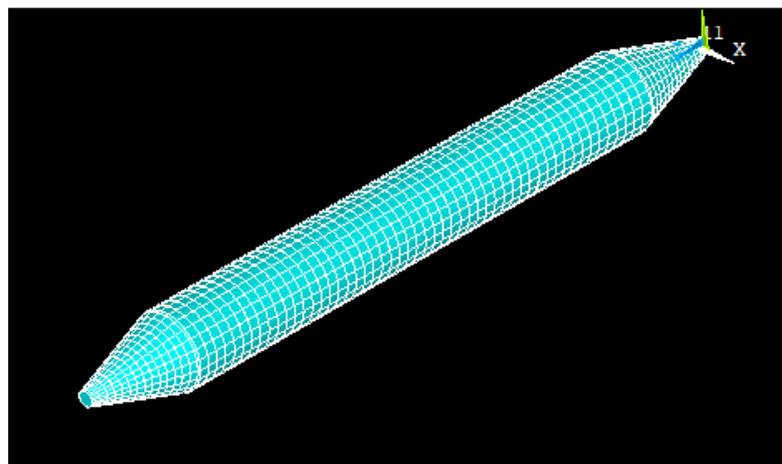
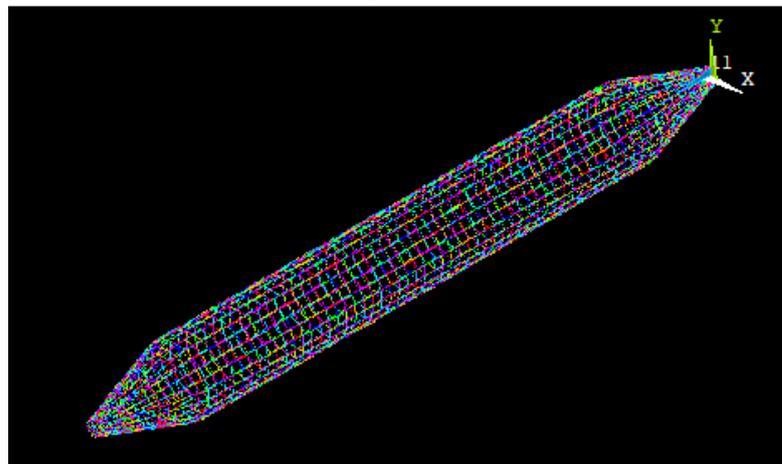
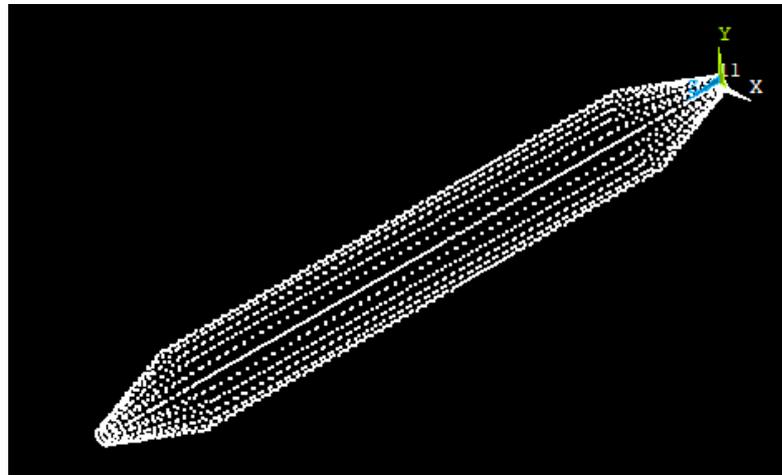
#### **4.2.3 Pré processamento**

Já nessa etapa é construído o modelo a ser resolvido, ou seja, é nessa etapa que será modelada a aeronave, além de serem aplicados os atributos definidos na seção anterior (materiais, elementos, seção transversal dos reforçadores, malha e condições de contorno). Para uma melhor organização, essa seção também foi subdividida em:

1. Adicionar materiais: Adiciona um material da biblioteca à lista de materiais, atribuindo os parâmetros definidos na etapa anterior;
2. Adicionar elementos: Adiciona um tipo de elemento da biblioteca à lista de elementos, configurando os parâmetros mecânicos do elemento. Neste trabalho foram incluídos um elemento de casca, para representar os painéis da fuselagem (SHELL281) e um elemento de viga para representar os reforçadores (BEAM189);

3. Adicionar seção: Adiciona uma seção, também chamada de perfil, da biblioteca à lista de seções, definindo a espessura, o material, o número de pontos de integração e a divisão da malha;
4. Modelo Geométrico: Criação do modelo geométrico, a partir de comandos que criam pontos chave, linhas, áreas e volumes. Aqui optou-se por utilizar a abordagem de baixo para cima, ou seja, primeiro são definidos os pontos chave, para então serem definidas as linhas e arcos, para, por fim, definir as áreas (Figura 18). Tal abordagem visa evitar eventuais problemas de conexão entre os diferentes elementos que compõem a estrutura;
5. Restrições: Foram utilizadas duas abordagens para a aplicação de restrições: o método de molas fracas (comando WSPRINGS) e o engastamento das anteparas. O método de molas fracas é teoricamente mais apropriado para a análise de uma aeronave, uma vez que ela não está rigidamente engastada em nenhuma estrutura fixa, mas sim sujeita a forças que variam de acordo com a dinâmica de voo. No entanto, essa abordagem não forneceu estabilidade suficiente para alcançar uma resposta estática confiável no modelo. Por esse motivo, a segunda abordagem, de engastamento das anteparas, foi implementada para garantir a estabilidade do sistema durante a análise;
6. Malha: Define os atributos da malha e realiza a discretização da geometria modelada;
7. Cargas: Aplicação das cargas no modelo sólido, atribuindo o parâmetro definido na etapa anterior.

Figura 18 - Construção da Geometria (Pontos, linhas e áreas da cima para baixo, respectivamente).



Fonte: Autora (2024).

#### **4.2.4 Processamento e Pós processamento**

No processamento é configurado os parâmetros do solucionador do modelo, além de ser executado o processo de solução mais adequado ao tipo de análise a ser realizada. Conforme já mencionado, é nessa etapa que são empregadas técnicas numéricas para a resolução das equações que formam a matriz de equilíbrio e a matriz constitutiva, ou seja, o comportamento dos elementos da malha, inicialmente de maneira isolada e depois reconstruindo a geometria como um todo.

Em sequência, na etapa de pós processamento os resultados podem ser vistos, acessados e exportados em diversas formas, tais como: gráfico, arquivo texto, animação e outras. As saídas podem conter os resultados de deformação, tensões obtidas, critérios de falha e determinação das regiões críticas da estrutura, bem como os parâmetros utilizados na construção do modelo.

## 5. VERIFICAÇÃO DOS RESULTADOS

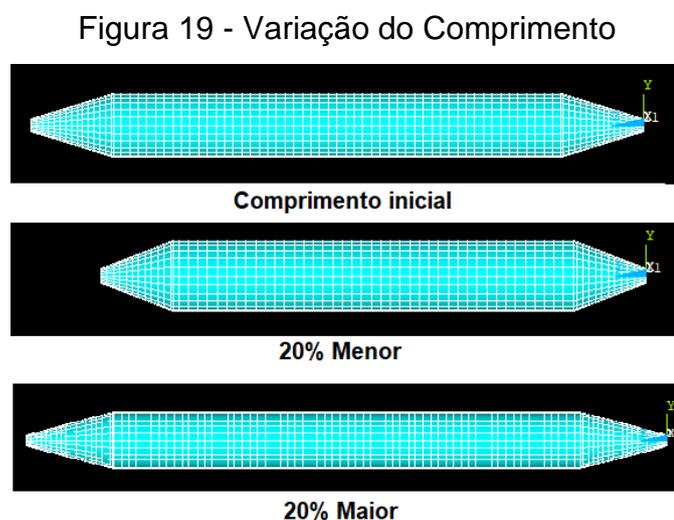
Este capítulo tem como objetivo apresentar e discutir os resultados obtidos. A problemática abordada está relacionada à necessidade de validar o modelo feito, bem como as cargas utilizadas, garantindo que o modelo seja seguro e eficiente para futuras aplicações. Para isso, foi analisada a capacidade paramétrica da geometria da fuselagem, bem como as cargas aplicadas e os resultados obtidos, comparando-os com os limites admissíveis para o projeto.

### 5.1 PARAMETRIZAÇÃO DA GEOMETRIA.

A modelagem inicial da fuselagem foi realizada com base nas dimensões do Airbus A320, tal como mostrado na Figura 5. Utilizando a capacidade paramétrica do ANSYS APDL, diferentes variações geométricas foram implementadas, visando analisar a robustez do modelo paramétrico.

Nessa etapa foram estudadas mudanças no comprimento da fuselagem, na extensão da seção central, no espaçamento dos reforçadores e no espaçamento dos frames.

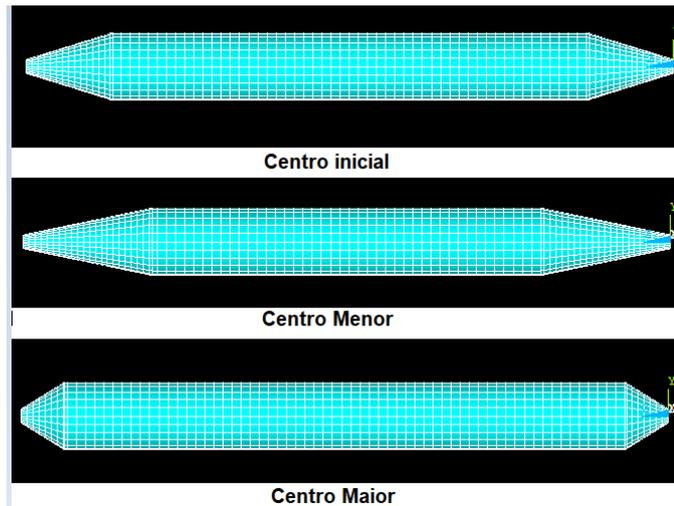
A Figura 19 apresenta a capacidade do modelo para a variação do comprimento total da fuselagem, mantendo as proporções das demais seções.



Fonte: Autora (2024).

Já a Figura 20 apresenta algumas das variações possíveis para o comprimento da seção central da fuselagem, a qual abriga o compartimento principal de passageiros e carga, representando um papel crucial na distribuição de peso e na resistência estrutural

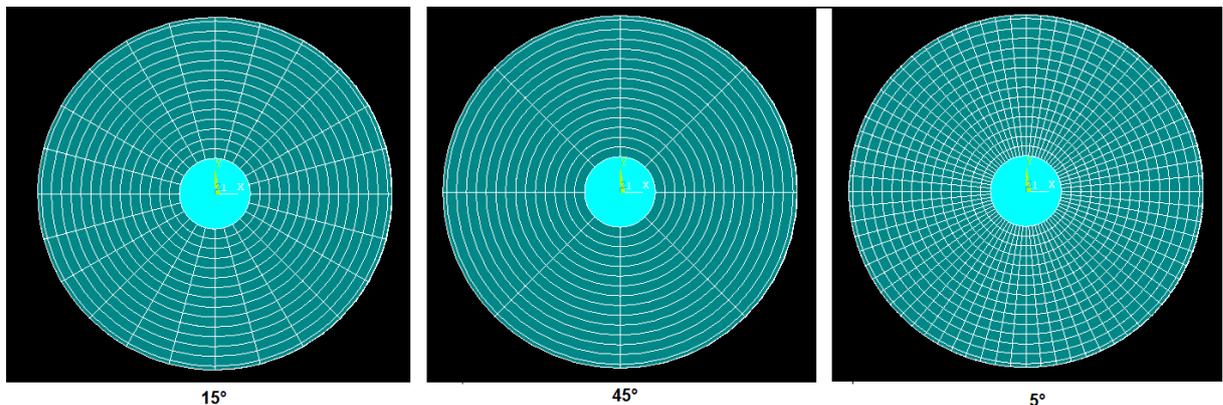
Figura 20 - Variação Comprimento do Centro



Fonte: Autora (2024).

A seguir, na Figura 21, é mostrado o efeito da variação no espaçamento entre os reforçadores longitudinais da fuselagem. Tais reforçadores são responsáveis por fornecer suporte adicional ao revestimento da fuselagem, garantindo a rigidez necessária para resistir às forças aerodinâmicas durante o voo. A combinação do espaçamento dos reforçadores e das espessuras das chapas permite otimizar a resistência sem adicionar peso desnecessário ao projeto.

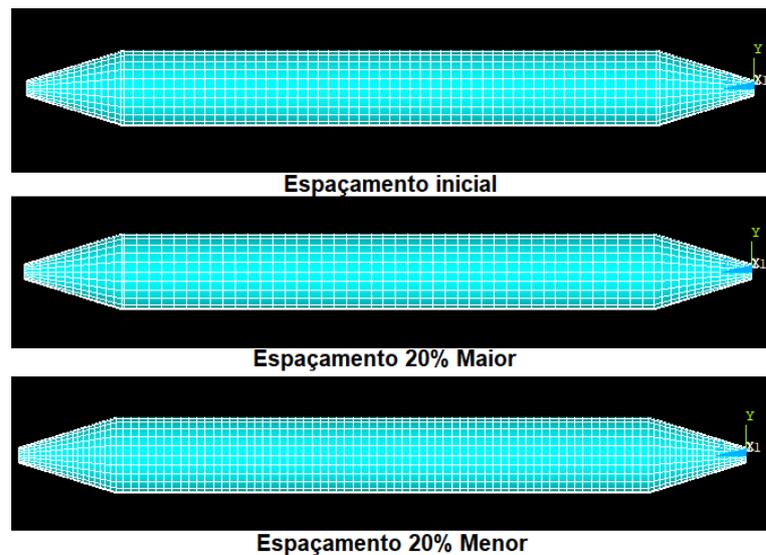
Figura 21 - Variação Espaçamento dos Reforçadores



Fonte: Autora (2024).

Por fim, a Figura 22 mostra a variação do espaçamento entre os frames da fuselagem. Os frames são elementos transversais que ajudam a manter o formato estrutural da fuselagem e a distribuir as cargas aplicadas. Testar diferentes espaçamentos permite analisar a influência desse parâmetro tanto na rigidez global da fuselagem e na distribuição das tensões, quanto no peso da estrutura.

Figura 22 - Variação Espaçamento Frames



Fonte: Autora (2024).

Conforme pode ser visto nos resultados apresentados, verifica-se que o desenvolvimento de um modelo paramétrico da geometria foi bem-sucedido, possibilitando a variação das dimensões da fuselagem sem a ocorrência de inconsistências geométricas. Essa abordagem alcançou o objetivo de utilizar o Airbus A320 como referência, ao mesmo tempo em que permite a análise de diferentes configurações de aeronaves convencionais, oferecendo flexibilidade para ajustes e otimizações de acordo com as necessidades do projeto.

## 5.2 CARGAS APLICADAS

Como a referência utilizada apresentava apenas os resultados da distribuição de tensão para os painéis, não foi possível realizar uma comparação direta dos resultados. Dessa forma, foi necessário analisar outras metodologias de validação e

verificação do modelo, buscando critérios adicionais para assegurar a consistência dos resultados.

Os resultados aprovados por Ilhan (2010) passaram por uma avaliação da resistência à tração, estabilidade e modos de falha, como fadiga e crescimento de trincas, além da otimização da espessura dos painéis para garantir o menor peso possível com desempenho estrutural adequado.

Tendo em vista que a distribuição de frames e reforçadores, bem como a espessura do painel utilizados na modelagem inicial da geometria foram os do caso aprovado por Ilhan (2010), optou-se por verificar o modelo pelo método indireto de limite de escoamento.

Ao se comparar os resultados obtidos utilizando a metodologia descrita na Seção 3.3 com aqueles apresentados por Ilhan (2010), foi notada uma diferença dos valores alcançados pelas equações apresentadas. A metodologia empregada nesta análise foi fundamentada em equações teóricas e na abordagem utilizada por Ilhan (2010), entretanto, para a validação do modelo ser coerente, optou-se por utilizar as cargas vistas no capítulo 10 do trabalho de Ilhan (2010).

Para o caso de carga C12 – peso, as cargas foram validadas com base no peso estimado dos componentes do Airbus A320. As cargas distribuídas foram definidas previamente e, portanto, não necessitaram de análise adicional, assim como as forças resultantes da asa, uma vez que estas são definidas pelo peso total da aeronave, um valor já conhecido.

Dado que o peso médio do trem de pouso do nariz para aeronaves convencionais é de 500kg e o peso médio dos trem de pouso principais é de 2400kg, os valores encontrados de 4171 N (nariz) e 23965 N (principal) não estão fora do esperado.

No entanto, considerando que o valor da sustentação do estabilizador corresponde a 10% da sustentação da asa, o valor obtido de 4850,99 N estava abaixo do esperado e também incoerente com a magnitude utilizada para os casos CU4 – Utilização do profundor. Dessa forma, o valor foi corrigido para 73575 N, que corresponde a 10% da sustentação.

Sendo assim, os valores corrigidos visando uma verificação coerente do modelo são sintetizados na Tabela 3.

Tabela 3 - Cargas Aplicadas

<b>Descrição</b>	<b>Símbolo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
Carga 1	q1	18,044	N/mm
Carga 2	q2	746	N/mm
Carga 3	q3	589	N/mm
Carga 4	q4	41,094	N/mm
Carga 5	q5	6,427	N/mm
Carga 6	q6	0,00	N/mm
Trem de pouso do nariz	Wnlg	4.170,99	N
Trem de pouso do meio	Wmlg	23.964,84	N
Sustentação Estabilizador	Lh	7.3575	N
Estabilizadores	Wtail	12.944,78	N
Longarina dianteira	Ffs	360.394,39	N
Longarina traseira	Frs	360.394,39	N
Pressurização da cabine	D_p	54	KPa
Sustentação lateral	L_v	73.000	N
Utilização do profundor	L_h	73.575	N
Força da cauda	F_tail	7.235,01	N
Reação vertical no trem de pouso do nariz	V_N	70000	N
Reação vertical no trem de pouso principal	V_M	280000	N
Peso total da aeronave	Wn	716.277,72	N

Fonte: Autora (2024).

### 5.3 ANÁLISE DOS RESULTADOS

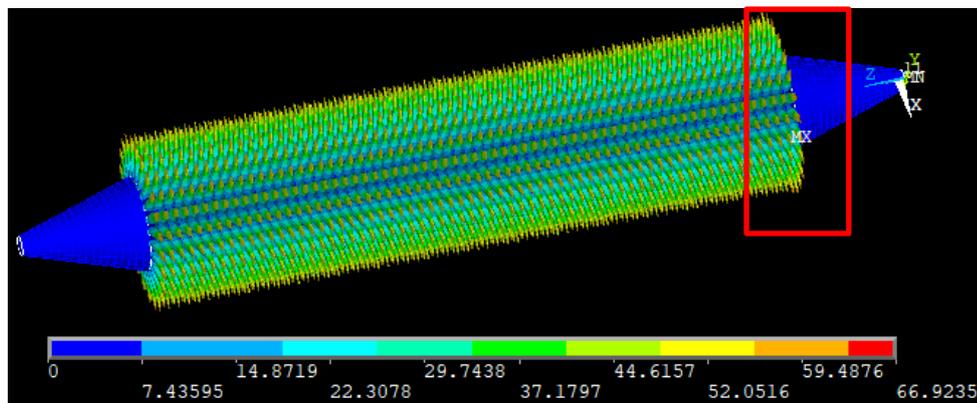
Tendo em vista que as cargas aplicadas, bem como distribuição de frames, reforçadores e a espessura do painel utilizados são coerentes com o caso aprovado

por Ilhan (2010), optou-se por validar o modelo por meio da verificação da tensão de escoamento do material.

Dessa forma, são apresentados os resultados da análise estrutural utilizando o critério de tensão de von Mises para avaliar o comportamento da fuselagem sob diferentes casos de carga isolada, bem como a combinação CC11, que, segundo Ilhan (2010), refere-se a um dos casos críticos de carga.

Na Figura 23 são apresentados os resultados da análise para a pressurização interna da cabine (CI1). As tensões de von Mises indicam uma deformação dos painéis setorizada pelos frames e reforçadores, se espalhando uniformemente pela estrutura devido ao esforço de pressurização, que atua de maneira homogênea sobre a fuselagem. Esse comportamento reflete a eficiência da estrutura semi-monocoque na resistência à carga de pressurização através dos elementos de reforço, tal como sugerido por Anderson (2005).

Figura 23 - Resultado CI1: Pressão Interna (MPa)

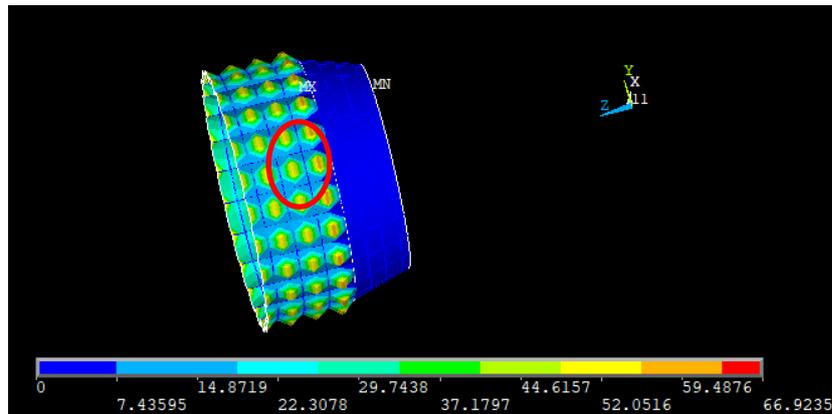


Fonte: Autora (2024).

O ponto de tensão máxima de 67 MPa encontra-se nas regiões próximas das anteparas, conforme mostrado na Figura 24. O comportamento está de acordo com o carregamento e restrições utilizados, ficando abaixo do limite de escoamento do alumínio, como mostrado na Tabela 1. Dessa forma, apresenta margem de segurança<sup>1</sup> de 270%, valores coerentes, uma vez que essa carga raramente é aplicada isoladamente em condições reais.

<sup>1</sup> A margem de segurança é definida como a diferença entre a carga máxima suportada e a carga aplicada, normalizada pela carga aplicada, indicando a capacidade adicional disponível para evitar falhas. (Megson, 2011).

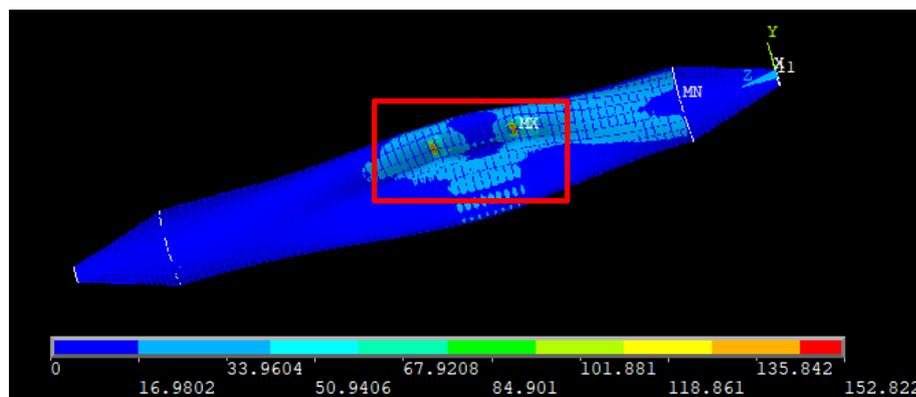
Figura 24 - Resultado CI1: Tensão Máxima (MPa)



Fonte: Autora (2024).

A Figura 25 apresenta as tensões resultantes da aplicação do peso da aeronave (CI2). Observa-se que a deformação é predominante na parte central da fuselagem, onde estão concentrados os principais carregamentos, e que a força resultante da asa exerce uma influência significativa, resultando em uma deformação ascendente nessa região. Como a força resultante da asa é derivada do peso total da aeronave, é coerente que ela se sobreponha a outras cargas.

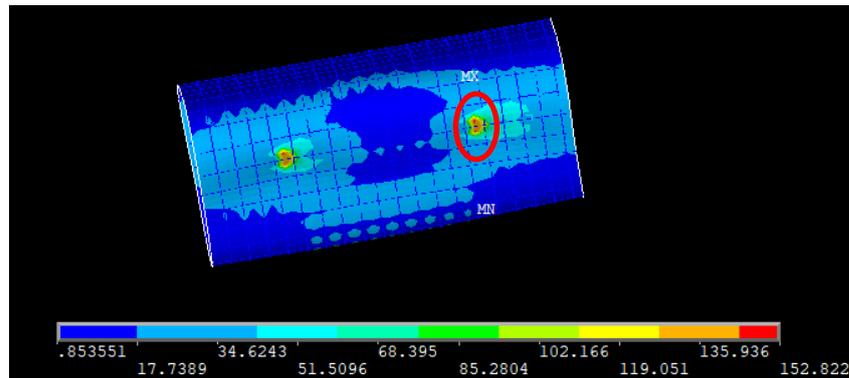
Figura 25 - Resultado CI2: Peso (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Além disso, observa-se que o ponto de maior tensão está localizado nos pontos de transição das forças da asa para a fuselagem (Figura 26), sendo que seu valor (153 Mpa) está abaixo do limite de escoamento do material, apresentando uma margem de segurança de aproximadamente 67%. Já as demais regiões apresentam tensão inferior a 70MPa.

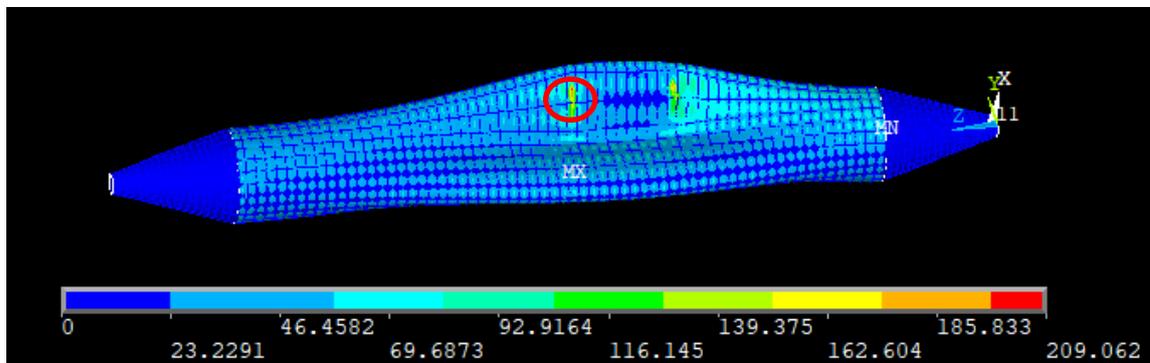
Figura 26 - Resultado CI2: Tensão Máxima (MPa)



Fonte: Autora (2024).

A fim de determinar se esse carregamento gera valores superiores ao limite de escoamento quando combinado e aplicado o fator de carga, foi simulado também o caso de carga combinada CC11 (+2,5G + pressurização da cabine), conforme mostrado na Figura 27.

Figura 27 - Resultado CC11: +2.5G + Pressurização da Cabine (MPa)



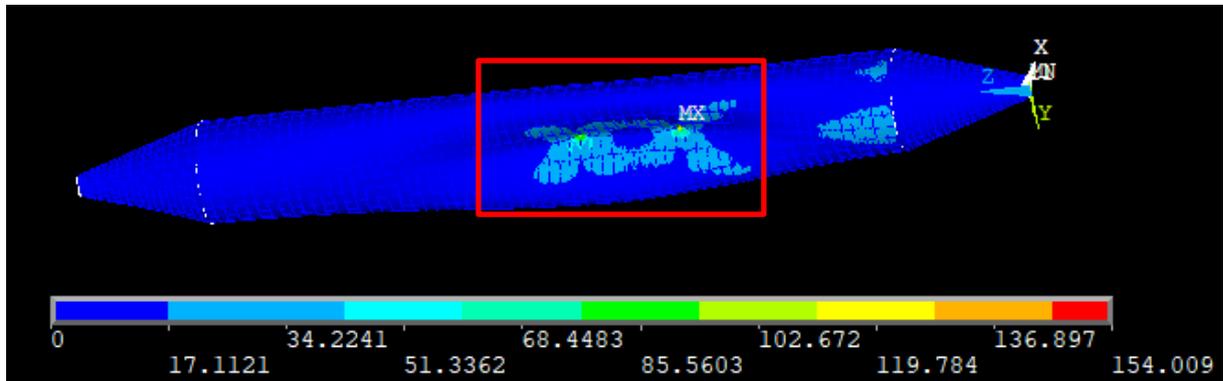
Fonte: Autora (2024).

Com base nos resultados alcançados, é possível constatar que mesmo considerando 2,5G, a tensão (209MPa) permanece abaixo do limite de escoamento do material, representando uma margem de segurança de 20%.

A seguir, na Figura 28, são mostradas as tensões geradas pela carga de rajada lateral (CI3). Essa carga atua sobre o estabilizador vertical e gera uma distribuição assimétrica de tensões ao longo da fuselagem, com maiores concentrações nas seções central e traseira, onde as longarinas absorvem a maior parte dos esforços, os quais propagam até a antepara traseira. Assim, forças de compressão e tração

atuam sobre os painéis laterais da fuselagem, e os painéis superior e inferior estão sujeitos a tensões de cisalhamento.

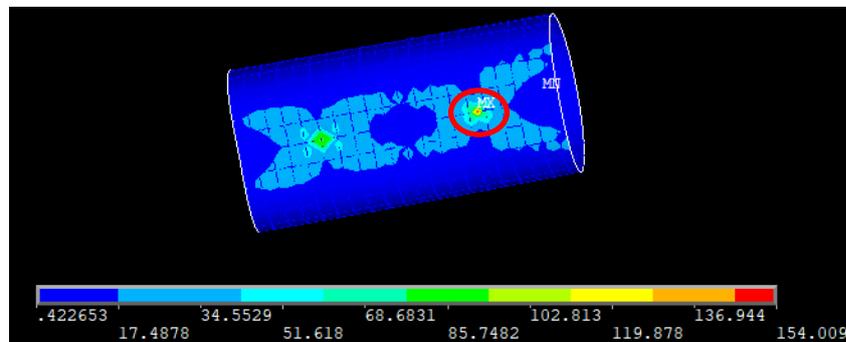
Figura 28 - Resultado CI3: Rajada Lateral (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Com base nos resultados apresentados, é possível constatar que a tensão máxima (Figura 29) localizada na lateral da aeronave não atinge o limite de escoamento do material, apresentando uma margem de segurança de 60%.

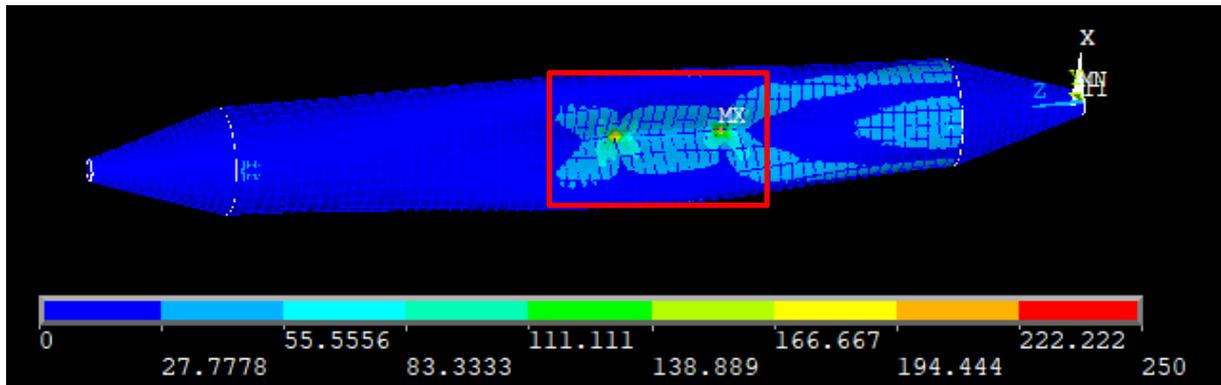
Figura 29 - Resultado CI3: Tensão Máxima (MPa)



Fonte: Autora (2024).

A Figura 30 mostra a distribuição das tensões de von Mises na fuselagem devido à utilização do profundor em sua deflexão para cima (CI4). Quando utilização do profundor provoca uma forma para baixo, observa-se tração nos painéis superiores e compressão nos painéis inferiores, já, quando a força age para cima, observa-se a compressão dos painéis superiores e a tração dos inferiores, sempre resultando em forças de cisalhamento nos painéis laterais.

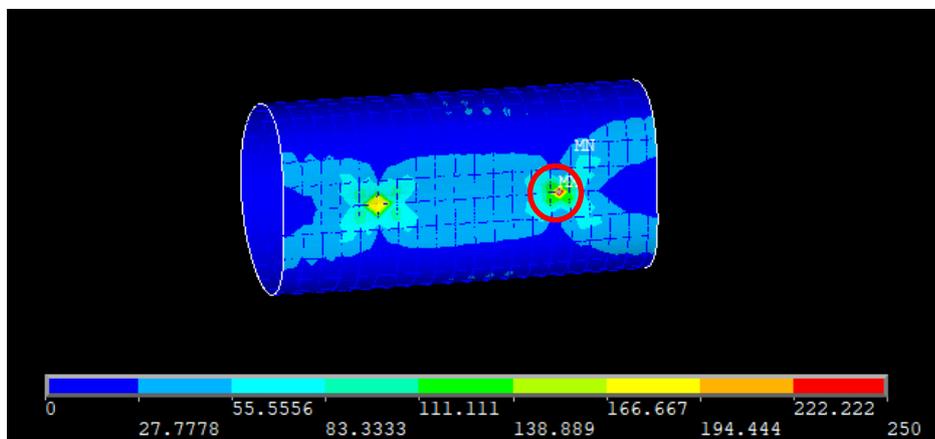
Figura 30 - Resultado CI4: Utilização do profundor +1 (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Analisando a Figura 31 é possível observar que existe uma região onde a tensão excede o limite de escoamento do material. No entanto, ao limitar o gráfico ao valor do limite de escoamento (250 MPa), percebe-se que esse valor extremo é resultado da aplicação de carga pontual, a qual na realidade seria diluída em uma área de contato, sendo possível desconsiderar tal resultado.

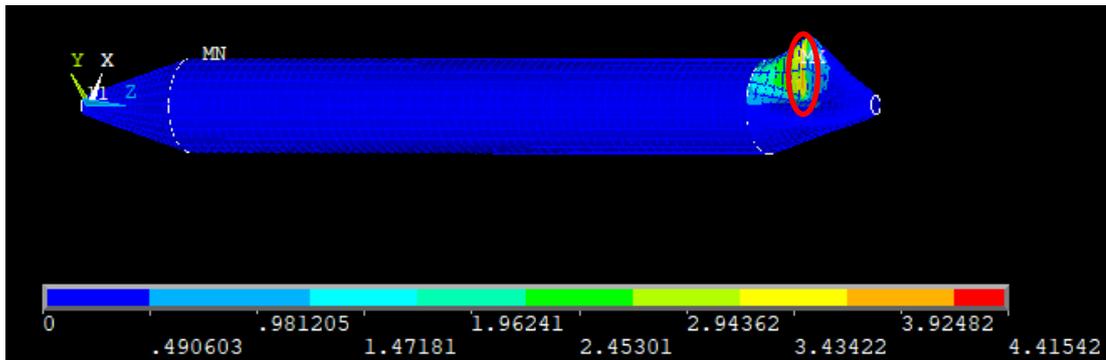
Figura 31 - Resultado CI4: Tensão Máxima (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Na Figura 32, são apresentados os resultados da análise para o caso de deslizamento lateral (CI5). Para este tipo de carregamento, embora a análise da tensão máxima de cisalhamento fosse relevante, optou-se por não a realizar devido aos baixos valores de tensão equivalente observados.

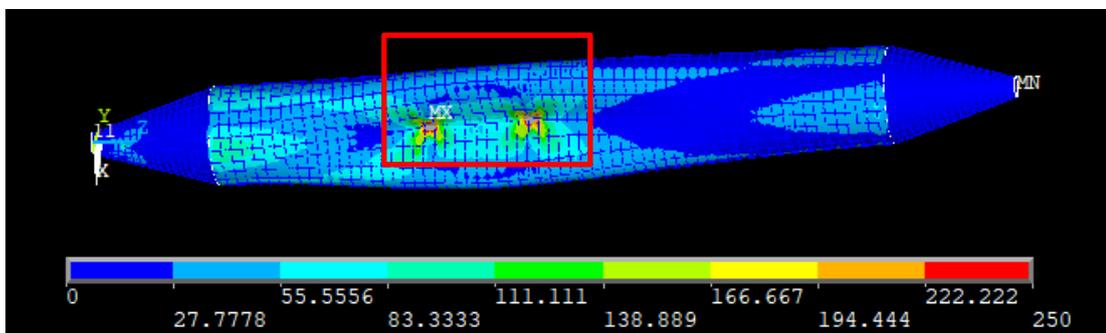
Figura 32 - Resultado CI5: Deslizamento Lateral (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Por fim, a Figura 33 apresenta a distribuição das tensões para o caso de pouso em três pontos (CI6). As maiores concentrações de tensões ocorrem na área do trem de pouso do nariz, bem como nas regiões das longarinas, devido ao esforço transmitido pelas rodas principais para a fuselagem (Cook et al., 1988).

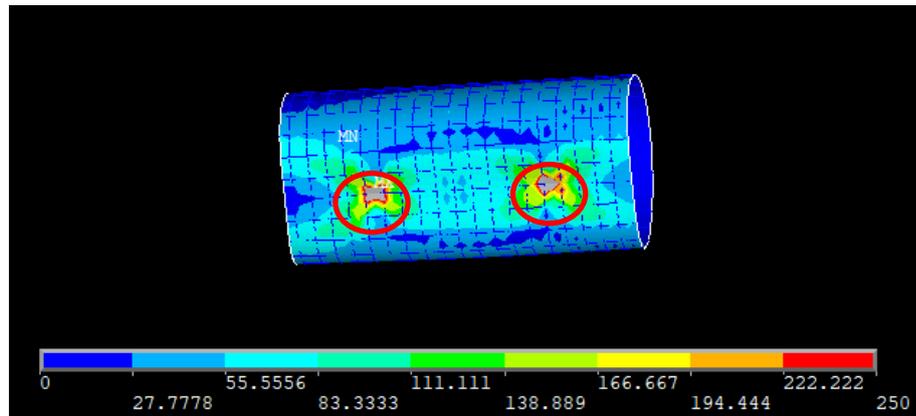
Figura 33 - Resultado CI6: Pouso (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Para esse caso de carga, também foi encontrada uma região de acúmulo de tensão (Figura 34). Entretanto, assim como no caso anterior, ao limitar o gráfico ao valor do limite de escoamento (250 MPa), percebe-se que essa tensão elevada é causada pela aplicação de carga pontual e pode ser desconsiderada.

Figura 34 - Resultado CI6: Tensão Máxima (MPa)



Fonte: Autora (2024).

Desta forma, é possível constatar que os resultados obtidos para cada caso de carga isolada mostraram coerência com as expectativas teóricas para as condições de carga aplicadas e ficaram abaixo do limite de escoamento do material.

A distribuição das tensões seguiu padrões consistentes, indicando que o modelo estrutural desenvolvido foi eficaz em representar o comportamento mecânico esperado da fuselagem sob diferentes situações de carregamento.

## 6. CONCLUSÃO

O presente trabalho apresentou o desenvolvimento do modelo paramétrico da fuselagem de uma aeronave convencional utilizando o Airbus A320 como referência, o qual foi implementado no ANSYS APDL.

Entende-se que o trabalho alcançou os objetivos propostos de forma satisfatória, pois a modelagem permitiu a análise das respostas estruturais da fuselagem sob diferentes casos de carga isoladas, demonstrando também uma grande flexibilidade para variações geométricas da estrutura modelada, tais como, a modificação das dimensões e distribuição dos reforçadores, a mudança no comprimento tanto da fuselagem completa quanto do segmento central, bem como da espessura dos painéis.

Os resultados das análises mostraram que, para cada caso de carga considerado, as tensões de von Mises permaneceram abaixo do limite de escoamento do alumínio tradicionalmente utilizado neste tipo de projeto, garantindo assim a segurança estrutural da fuselagem sob condições críticas de carregamento, como pressurização interna, peso, rajada lateral, deflexão do profundor, deslizamento lateral e pouso.

Nesse mesmo contexto, considera-se que, para os casos analisados, as distribuições das tensões obtidas foram consistentes, indicando que o modelo parece representar adequadamente o comportamento mecânico da fuselagem, bem como permite responder a futuras questões relacionadas à integridade estrutural do projeto.

Conclui-se que o modelo desenvolvido é robusto e eficaz na simulação das diferentes condições críticas de carregamento, atendendo aos objetivos de representar a estrutura da fuselagem, permitindo, inclusive, futuras otimizações estruturais.

No entanto, recomenda-se, para trabalhos futuros, a modelagem do piso bem como a análise de sua influência, estudo mais aprofundada do método de molas fracas, a inclusão de algoritmos de otimização para refinar a configuração paramétrica da estrutural e a realização de análises dos demais casos de cargas combinadas, a fim de complementar a avaliação e otimização da fuselagem.

## REFERÊNCIAS

- AEROCLUBESC. **Fuselagem**. Disponível em: <https://aeroclubesc.com.br/fuselagem/>. Acesso em: 20 out. 2023.
- AGUILERA, J. R. F. **Estruturas treliçadas esbeltas sob ação do vento**. Dissertação (Mestre pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil da PUC Rio) Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2007.
- ANDERSON JUNIOR, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 6th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2019.
- AUTHORITIES, J. A. **Joint aviation requirements 25**. Large Aeroplanes (Change 14), 1994. Disponível em: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/group/cs-25-large-aeroplanes>. Acesso em: 14 nov. 2023.
- BARBERO, E. J. **Finite element analysis of composite materials using abaqus**. Boca Raton: CRC Press, 2013.
- COOK, R. D.; MALKUS, D. S.; PLESHA, M. E. **Concepts and applications of finite element analysis**. 3th ed. New York: John Wiley & Sons, 1989
- DUTRA, L. C. S. **Glossário aerotécnico: inglês-português**. São Paulo: Traço, 1979.
- E. C. of Federal Regulations. **Título 14**. Disponível em: <http://ecfr.gpoaccess.gov>. Acesso em: 18 dez. 2024.
- GORAJ, Z. J.; KOWALSKI, M.; GOLISZEK, B. **Stress, strain and displacement analysis of geodetic and conventional fuselage structure for future passenger aircraft**. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, v. 91, n. 6, p. 1355-1364, 2019.
- HANGAR MMA. **Quais as partes estruturais de uma asa de avião**. Disponível em: <http://hangarmma.com.br/blog/partes-estruturais-de-uma-asa-de-aviao/>. Acesso em: 20 out. 2023.
- HUGHES, O. F.; PAIK, J. K. **Ship structural analysis and design**. Nova Jersey: The Society of Naval Architects and Marine Engineers, 2010.
- ILHAN, Ş. **Aircraft fuselage design study: Parametric modeling, structural analysis, material evaluation and optimization for aircraft fuselage**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - TU Delft Repositories, Delft, 2010.
- KONDO, A.; KASAHARA, T.; KANDA, A. A simplified finite element model of riveted joints for structural analyses with consideration of nonlinear load-transfer characteristics. **Aerospace**, v. 8, n. 7, p. 196, 19 jul. 2021.

LOMAX, T. L. **Structural loads analysis for commercial transport aircraft: Theory and Practice**. 2nd ed. Reston, Virginia: Instituto Americano de Aeronáutica e Astronáutica, Inc., 1996

MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics**. New York. John Wiley & Sons. 1979.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft structures for engineering students**. 6<sup>a</sup> ed. Butterworth-Heinemann, 2011.

MOAVENI, S. **Finite element analysis: Theory and application with ANSYS**. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1999.

NIU, M. C. Y., **Airframe structural design**. 2nd ed., Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press LTD, 1988.

ODEN, J. T.; REDDY, J. N. **An introduction to the mathematical theory of finite elements**. Mineola: Dover Publications, 2012.

OKUMOTO, Y. *et al.* **Design of ship hull structures: a practical guide for engineers**. Berlin: Springer, 2009.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 2. ed. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

REDDY, J. N. **An introduction to the finite element method**. Columbus: McGraw Hill, 2005.

ROYLANCE, D. Pressure vessels. Massachusetts Institute of Technology, Department of Materials Science and Engineering, Aug. 23, 2001. Disponível em: [https://ocw.mit.edu/courses/3-11-mechanics-of-materials-fall-1999/082fcd712adffa589a670f9f8dfdd49a\\_MIT3\\_11F99\\_pv.pdf](https://ocw.mit.edu/courses/3-11-mechanics-of-materials-fall-1999/082fcd712adffa589a670f9f8dfdd49a_MIT3_11F99_pv.pdf). Acesso em: 28 nov. 2023.

RUIJGROK, G. J. J., **Elements of airplane performance**. Delft University Press, 1994.

SALES, J. R. *et al.* **Projeto estrutural da fuselagem treliçada de um aeromodelo nos requisitos da competição sae brasil aerodesign – Classe regular**. In: congresso nacional de estudantes de engenharia mecânica, 26., 2019, Ilhéus. Anais. Ilhéus: UFBA, 2019. p. 1-10.

SÓBESTER, A.; KEANE, A.; SCANLAN, J.; BRESSLOFF, N. **Conceptual design of UAV airframes using a generic geometry service**. In Infotecha. Aerospace; 2005 Sep 26-29; Arlington (VA), USA. AIAA, 2005.

VELOSO, C. *et al.* ANÁLISE ESTRUTURAL DA ASA DA AERONAVE A320 A PARTIR DO CARREGAMENTO AERODINÂMICO. **Revista Interdisciplinar de pesquisa em engenharia (RIPE)**, Brasília. CILAMCE 2016.

VIKAS, T. L. SANMATI. **Finite element analysis of skin-stringer panel for typical fuselage structure**. Kaunas University of Technology, 2010.

ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L. **The finite element method: volume 1: the basis**. 5. ed. Barcelona: Butterworth-Heinemann, 2000.

## **APÊNDICE A – Script Ansys APDL**

Disponível em: <https://github.com/Lu-Helena/Apendice-A---Script-APDL>

## **APÊNDICE B – Cargas Aplicadas**

Disponível em: <https://github.com/Lu-Helena/Ap-ndice-B---Cargas-Aplicadas>