

ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA FUSELAGEM PARA O AERODESIGN

Samuel Victor Soares Maia¹, Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras²

Resumo: Os projetos voltados para o aerodesign buscam ao máximo a otimização da eficiência estrutural dos componentes projetados. Baseando-se em simulações computacionais que possam mostrar o resultado mais próximo de um experimento real. Dessa forma, este trabalho tem como finalidade realizar um estudo comparativo entre as malhas geradas, verificando as tensões e deformações equivalentes de von Mises na região de maior solicitação da fuselagem. A simulação numérica foi realizada no *software* ANSYS Mechanical 18.1, o qual usa o método dos elementos finitos. Para atingir o objetivo desse trabalho, foi determinada a geometria da fuselagem, os materiais utilizados no compósito *sandwich*, os critérios de métrica estabelecidos para a malha (*skewness*, *orthogonal quality* e *element quality*) e a modelagem das cargas sobre a estrutura. Devido esses esforços, foi necessário analisar determinados pontos da fuselagem que são suscetíveis a ocorrer falha de projeto. Para isso foi examinada a qualidade dos elementos gerados ao longo dos contornos, pois, desempenham um fator crítico para o comportamento da malha, visto que na maioria dos problemas esse é o local onde se aplicam as condições de contorno das variáveis de interesse do método dos elementos finitos. Os valores de tensão e deformação obtidos pelas malhas de varredura triangular, varredura quadrilateral e zona múltipla, obtiveram uma consistência em seus resultados com tensão média entre 70-75 Mpa. A escolha da malha baseou-se nos melhores resultados dos critérios estabelecidos, e a menor quantidade de nós e elementos calculados em comparação com as demais, diminuindo assim o custo de processamento computacional.

Palavras-chaves: aerodesign; simulação; malha; elementos finitos; fuselagem; cargas;

1. INTRODUÇÃO

A simulação computacional é amplamente utilizada para realizar análises e melhorar a qualidade de produtos e projetos. Para isso utilizam-se de softwares capazes de simular situações reais a partir do Método dos Elementos Finitos (MEF), os quais possibilitam a obtenção de respostas para evitar inúmeros problemas de engenharia [1].

A geometria submetida aos carregamentos e restrições é subdividida em pequenas partes, denominadas de elementos, os quais passam a representar um domínio contínuo do problema. Essa subdivisão da geometria possibilita a divisão de um problema complexo em problemas mais simples de serem resolvidos [1]. O MEF é utilizado na determinação do estado de tensão e de deformação de um sólido de geometria arbitrária que está sujeito a ações exteriores, consegue-se prever o que pode acontecer em determinadas situações de projeto antes da composição final do protótipo em questão, visto isso, é de extrema importância o estudo dos diversos métodos geométricos para um arranjo de uma malha de qualidade, pois, quanto mais preciso for os dados obtidos, melhor será a veracidade do resultado da análise estrutural.

De acordo com [2] o método propõe que um número infinito de variáveis desconhecidas, sejam substituídas por um número de elementos limitados com comportamento bem definido. Essas divisões podem apresentar diferentes formas, tais como triangulares, quadrilateral, entre outras, sempre levando em conta o tipo e a dimensão do problema solicitado. Os elementos finitos (EF) são conectados entre si por pontos, os quais são denominados de nós ou pontos nodais. Ao conjunto de todos esses itens – elementos e nós – dá-se o nome de malha. A partir das subdivisões da geometria, as equações matemáticas que denominam o comportamento físico não serão resolvidas de maneira exata, mas de forma aproximada por esse método numérico. A precisão dos resultados do MEF depende da quantidade de nós e elementos atribuídos a geometria, do tamanho e dos tipos de elementos da malha, portanto, quanto menor for o tamanho e maior for o número deles em uma determinada malha, maior a precisão nos resultados de análise.

Segundo [3] as primeiras aplicações do MEF foram em problemas de engenharia estrutural, mais especificamente, sobre análise de tensões. Neste tipo de problema, busca-se determinar as tensões, deformações e deslocamentos em um corpo sólido sujeito a determinadas ações tais como cargas (forças aplicadas) e recalques (deslocamentos impostos).

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

De acordo com [1], um avião é definido como uma aeronave de asa fixa mais pesada que o ar, movida por propulsão mecânica, que é mantido em condição de voo devido à reação dinâmica do ar que escoia através de suas asas. Podem ser projetados para diversas finalidades, porém, sempre possuem os mesmos componentes principais.

Suas características operacionais e as dimensões são determinadas de acordo com o objetivo do projeto proposto. Os principais componentes estruturais são: fuselagem, triquilha, asa, empenagem, fixação, trem de pouso e motor, podemos observar melhor os componentes da aeronave na Figura 1.

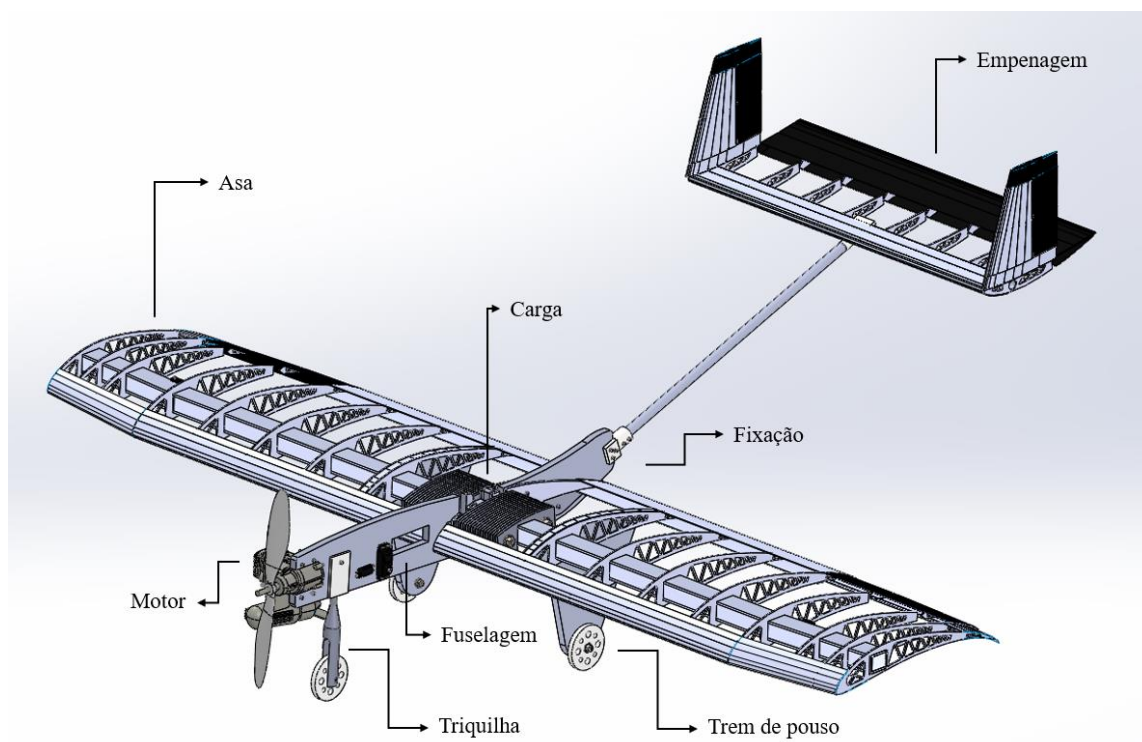


Figura 1. Principais componentes da aeronave. (Autoria própria)

2.1 Cargas na fuselagem

Um dos objetivos da competição SAE AeroDesign é o projeto de uma aeronave que possua a melhor otimização estrutural, suportando todos os esforços atuantes em seus componentes. Portanto, pode ser feito um estudo das cargas que atuam na fuselagem da aeronave de maneira analítica e computacional, a partir de simulações feitas em sua geometria, podemos definir ajustes de parâmetros do projeto visando melhorar sua eficiência estrutural, seja a partir da troca de um determinado material ou através de alterações em sua geometria.

De acordo com [1] uma aeronave é projetada para suportar dois tipos de cargas, em solo devido ao taxiamento (decolagem e pouso) e as cargas em voo que atuam em manobras da aeronave, rajadas de vento, entre outros fatores. As cargas podem ser divididas em, cargas de superfície e forças de corpo (atuam sobre a estrutura e são geradas pela gravidade e pelo efeito de inércia). A fuselagem de uma aeronave deve ser dimensionada basicamente para as seguintes condições [1]:

- a) – fornecer um habitáculo para a tripulação e um compartimento de carga;
- b) – reagir as cargas do trem de pouso e possivelmente de componentes motrizes;
- c) – transmitir as cargas do controle e estabilização das superfícies da empenagem ao centro de gravidade do avião;
- d) –fornecer volume para aviônicos (sistema eletrônico utilizado em aeronaves) e sistemas embarcados (equipamento utilizado para obtenção de dados relativos ao voo).

As cargas atuantes geram uma deformação devido as solicitações impostas no material. Elas podem ser definidas a partir do peso dos componentes (motor, conjunto da asa, empenagem, fuselagem) e também, das forças que atuam no sentido contrário ao impacto com o solo (trem de pouso, triquilha). Na Figura 2 é possível observar a distribuição das cargas sobre a fuselagem.

Portanto, após a definição das cargas torna-se importante a realização de uma análise estrutural como forma de se obter os principais pontos de solicitação da estrutura, é possível através do MEF realizar diversas análises tanto estáticas como dinâmicas obtendo resultados precisos através da modelagem de um sistema.

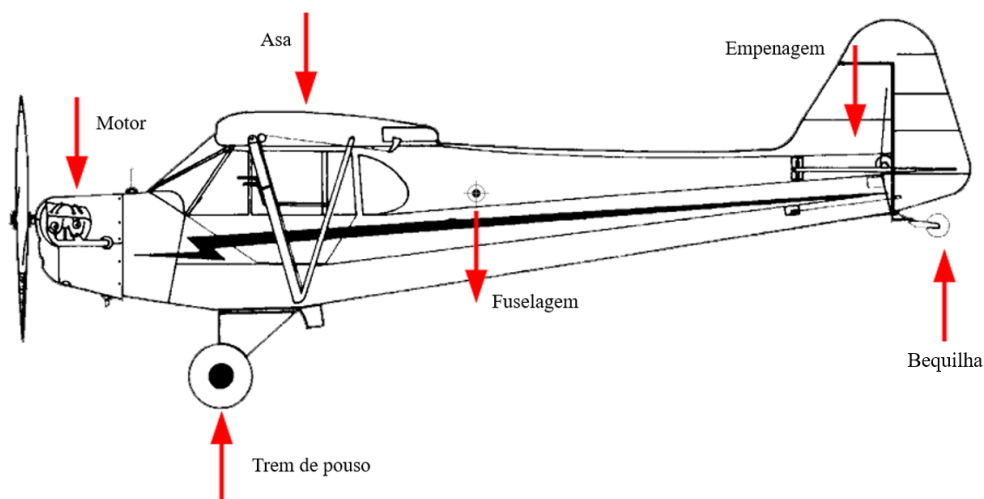


Figura 2. Distribuição das cargas na aeronave. (Autoria própria)

2.2 Método dos elementos finitos (MEF)

Segundo [3] a ideia principal do método dos elementos finitos, está na divisão do domínio (meio contínuo) do problema em pequenas regiões de geometria simples de formato (triangular, quadrilateral, cúbico, etc.), tão pequenos quanto possível e que estejam conectados entre si através de seus vértices (nós). Portanto o MEF acaba sendo bastante utilizado na engenharia, pois consegue-se solucionar um problema mais complexo separando-o em vários problemas menores.

Para cada uma dessas pequenas regiões se estabelece um comportamento local aproximado, permitindo que as incógnitas do problema em qualquer ponto do elemento possam ser definidas em função das mesmas incógnitas dos pontos nodais do elemento, permitindo assim a soma das contribuições de cada região para que se possa chegar em um sistema total de equações, onde a solução permite conhecer o valor das incógnitas nos pontos nodais do elemento. A partir desses valores pode-se obter resultados para diversos tipos de análise que variam de acordo com a movimentação dos elementos nodais da malha.

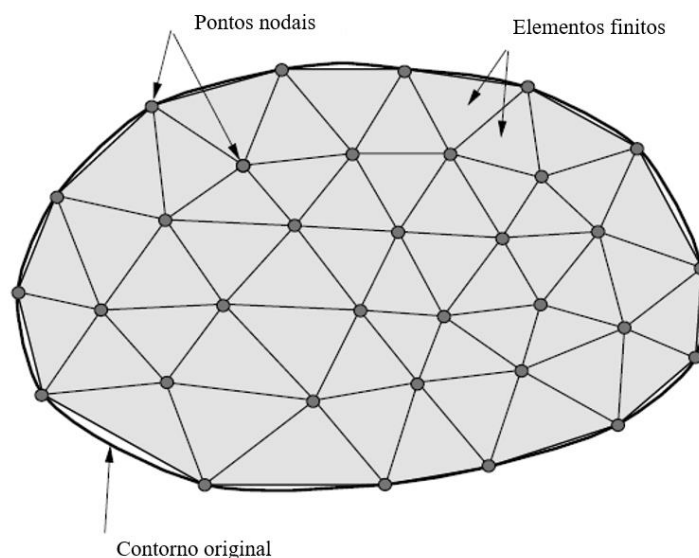


Figura 3. Descrição para malha de elementos finitos [3].

Partindo deste princípio foi utilizado o *Solver mechanical* do software ANSYS para realização de uma análise estática das cargas distribuídas sobre a fuselagem dimensionada, para determinar tensões, deslocamentos e outras variáveis submetidas às condições de carga estática. Segundo [4] a análise estática pode ser feita de forma linear e não linear, onde as não lineares podem incluir plasticidade, tensão, rigidez, grandes deformações, hiperelasticidade, superfície de contato, fissurações e grandes tensões.

Utilizando-se do princípio dos deslocamentos virtuais, temos que a energia virtual interna é igual ao trabalho virtual externo Equação (1):

$$\delta U = \delta W \quad (1)$$

Para um corpo deformável, que atingiu sua configuração de equilíbrio, o trabalho virtual total das forças externas que atuam sobre ele é igual ao trabalho virtual total de suas forças internas. Pontos no interior do corpo podem mover-se uns em relação aos outros sem violar condições de restrição, neste caso, tanto forças externas como forças internas realizam trabalho.

A variação da energia interna e trabalho externo são representados respectivamente pelas Equações (2) e (3) encontradas em [5]:

$$\delta U = \int_V \delta \vec{\varepsilon} \cdot \vec{\sigma} dv \quad (2)$$

$$\delta W = \int_V \delta \vec{u} \cdot \vec{b} dv + \int_V \delta \vec{u} \cdot \vec{m} \cdot \vec{u} dv \quad (3)$$

onde:

- $\delta \vec{\varepsilon}$ = vetor das deformações virtuais. (mm/mm).
- $\vec{\sigma}$ = vetor das tensões reais. (N/mm²).
- $\delta \vec{u}$ = vetor dos deslocamentos virtuais (mm).
- $\vec{b}$ = vetor da força de volume real.
- $\vec{m} \cdot \vec{u}$ = vetor da força de inércia, onde $\vec{m}$ é a matriz de densidade de massa e $\vec{u}$ é o vetor das acelerações.

O domínio do corpo sólido é subdividido em pequenas regiões, onde denominamos um elemento finito genérico ‘e’ que possui os pontos nodais (i, j, k).

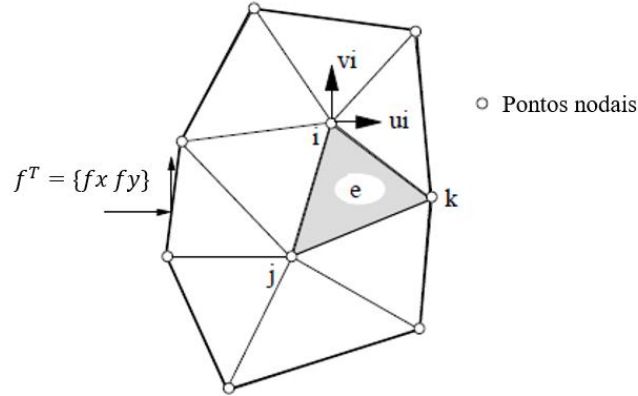


Figura 4. Elemento finito genérico [2].

Considerando que o elemento finito ‘e’ possua um comportamento linear elástico para o seu deslocamento, em [5] chegamos nas seguintes relações:

$$\vec{\sigma}_e = [D]_e \cdot \vec{\varepsilon}_e \quad (4)$$

$$\vec{\varepsilon}_e = [B]_e \cdot \vec{u}_e \quad (5)$$

$$\vec{u}_e = [N] \cdot \vec{u} \quad (6)$$

$$\delta \vec{u}_e = [N]_e \cdot \delta \vec{u} \quad (7)$$

$$\vec{u}_e = [N] \cdot \vec{u} \quad (8)$$

onde:

- $\vec{\sigma}_e$ = vetor das tensões iniciais no elemento finito ‘e’. (N/mm²)
- $[D]_e$ = matriz elástica do material no elemento finito ‘e’.
- $\vec{\varepsilon}_e$ = deformação dos componentes do elemento finito ‘e’. (mm/mm)
- $[B]_e$ = matriz de deformação x deslocamento.
- $\vec{u}_e$ = deslocamento do elemento finito ‘e’ (mm)

- $[N]$ = matriz função de forma da estrutura.
- $\vec{u}$ = vetor dos deslocamentos nodais da estrutura. (mm)
- $\delta \vec{u}_e$ = vetor dos deslocamentos virtuais no elemento finito 'e'.
- $\delta \vec{u}$ = vetor dos deslocamentos virtuais da estrutura.
- $[N]_e$ = matriz função de forma do elemento finito 'e'.
- $\vec{u}_e$ = vetor da aceleração do elemento finito 'e'. (mm/s²)
- $\vec{\ddot{u}}$ = vetor das acelerações nodais da estrutura. (mm/s²)

Substituindo as Equações de (4) a (8) em (2) e (3), e em seguida em (1), obtemos a Equação (9):

$$\vec{F} = [K] \cdot \vec{u} + [M] \cdot \vec{\ddot{u}} \quad (9)$$

$$[K] = \sum_{n=1}^{n_e} K_e \quad (10)$$

$$[M] = \sum_{n=1}^{n_e} M_e \quad (11)$$

$$\vec{F} = \sum_{n=1}^{n_e} F_e \quad (12)$$

onde:

- $[K]$ = matriz de rigidez.
- $[M]$ = matriz de massa.
- $\vec{F}$ = vetor das forças nodais. (N)

O símbolo de somatória $\sum$ representa a montagem das matrizes globais e das forças nodais globais a partir das contribuições das matrizes e forças dos elementos, os símbolos $\vec{u}$ e $\vec{\ddot{u}}$ representam os vetores de deslocamento e aceleração aplicados nos nodais da estrutura.

Cada parcela do somatório das componentes vetoriais $\vec{K}$ (rigidez) e $\vec{M}$ (massa) são representadas no elemento finito 'e' da seguinte forma, Equação (13) e (14):

$$K_e = \int_V [N]_e \cdot [D]_e \cdot [B]_e dv \quad (13)$$

$$M_e = \int_V [N]_e \cdot \overline{mN}_e dv \quad (14)$$

Para que possamos descrever a equação geral do movimento temos que considerar as forças de dissipação que são representadas pela força de amortecimento aplicado a estrutura, temos, Equação (15) e (16):

$$[C] \cdot \vec{\dot{u}} \quad (15)$$

$$[C] = \alpha \cdot \vec{K} + \beta \cdot \vec{M} \quad (16)$$

onde:

- $[C]$ = matriz de amortecimento.
- $\vec{\dot{u}}$ = vetor das velocidade nodais da estrutura. (m/s)
- α e β = parâmetros de amortecimento de Rayleigh.

A partir de todas as considerações feitas podemos denominar a equação geral do movimento estrutural pela sua rigidez, massa e amortecimento dados pela Equação (7):

$$\vec{F} = [K] \cdot \vec{u} + [C] \cdot \vec{\dot{u}} + [M] \cdot \vec{\ddot{u}} \quad (17)$$

2.2.1 Tamanho de malha, precisão e tempo de processamento

Segundo [6], um dos problemas fundamentais em análise por elementos finitos é projetar uma malha que seja refinada o suficiente para dar bons resultados, mas espessa o suficiente para rodar sem necessitar recursos extraordinários de computação. Alguns pontos que podem ser levantados são:

- Quando o número de nós na malha é reduzido os resultados tendem a ser mais imprecisos;
- O aumento do número de nós e do número de graus de liberdade na malha melhora sua precisão;

- O aumento do número de nós e graus de liberdade aumenta muito o número de equações e o tempo necessário para o processamento da solução.

3. METODOLOGIA

A simulação numérica foi realizada através do *solver Mechanical* 18.1 do software ANSYS. Para realizar a simulação, foi necessário antes definir a geometria da fuselagem, tipo de material utilizado, a malha e alguns parâmetros de distribuição das cargas sobre a superfície geométrica. Após finalizar a simulação, foram obtidos os resultados das deformações totais e stress (von Mises) sofridos pela estrutura.

3.1 Definição da geometria

De acordo com Raymer [7], as dimensões da fuselagem podem ser determinadas a partir das “restrições reais de aplicação”, que neste caso seria o aerodesign, onde os principais objetivos são: a capacidade de sustentar a estrutura da aeronave, conseguir levar a carga em seu compartimento interno, possuir a melhor eficiência estrutural em relação ao peso da aeronave construída, e suportar os esforços exercidos pelos componentes e as forças atuantes.

As características geométricas da fuselagem foram definidas a partir dos critérios estabelecidos no regulamento, para comportar o motor, bateria, servo do motor, triquilha e receptor. Através do *software SpaceClaim* foram determinadas as seguintes dimensões para a fuselagem: 12 mm de espessura, 546,97 mm de altura máxima e 162,55 mm de comprimento máximo.

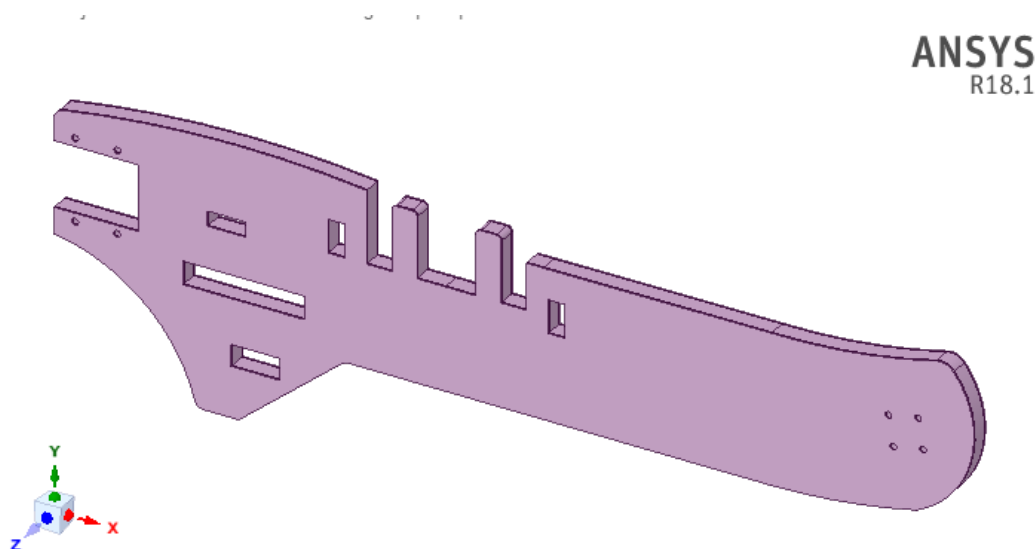


Figura 5. Geometria da fuselagem. (Autoria própria)

3.2 Seleção de Materiais

A fuselagem da aeronave é caracterizada como uma estrutura de compósito sanduiche. Os materiais utilizados foram, o *Divinycell* H45 DCI para o núcleo, onde suas propriedades são descritas de acordo com [8], e o tecido de fibra de carbono RC 200P laminado em ambas as superfícies da fuselagem. A escolha do *Divinycell* H45 se deu respectivamente devido a seu baixo custo e peso se comparado com as espumas de PVC H60 e H80. Ambos os materiais foram escolhidos a fim de suportar as tensões aplicados pelo peso dos componentes sobre a estrutura, levando em consideração o critério do limite de resistência do *Divinycell* H45 laminado. O Quadro 1 descreve a propriedade de cada material utilizado.

Quadro 1. Propriedades dos materiais [8].

Materiais		
Valores	Divinycell H45	Fibra de Carbono RC 200P
Módulo de elasticidade (MPa)	55	240000
Resistência a compressão (MPa)	0,6	-

Resistência a tração (Mpa)	1,4	6000
Densidade (kg/m ³)	48	-
Coeficiente de Poisson	0,4	0,3

3.3 Definição da malha

A construção da malha para o modelo geométrico se deu através do *mesh Mechanical*, onde foi possível estabelecer alguns critérios para sua configuração. Foram utilizados os critérios (*Sizing* e *Method*). Em *sizing* conseguimos definir o parâmetro de entrada para o tamanho do elemento, onde foi aplicado um *body sizing* de 1,5mm para o corpo, e um *face sizing* de 1mm para as faces que possuem a força peso dos componentes da fuselagem.

Também foram alteradas algumas propriedades em *sizing* para uma melhora no refino da malha, influenciando consequentemente a análise dos resultados nesta região. Em *method* foi denominado o tipo de malha aplicado a estrutura.

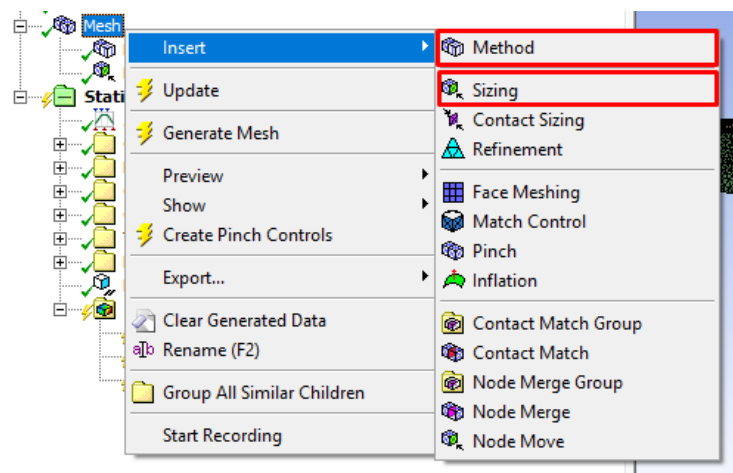


Figura 6. Configurações da malha. (Autoria própria)

Para o critério geral de qualidade foram analisados quatro tipos de malhas (Tetraédrico, Varredura triangular, Varredura quadrilateral, Zona múltipla) para uma comparação posterior. Vale ressaltar, que para definirmos a geometria da fuselagem como um corpo único de malha foi utilizado a configuração de topologia compartilhada nas definições do ANSYS *SpaceClaim* 18.2 permitindo que a divisão do *Divinycell* e do laminado fossem tratados como um único componente na geração da malha.

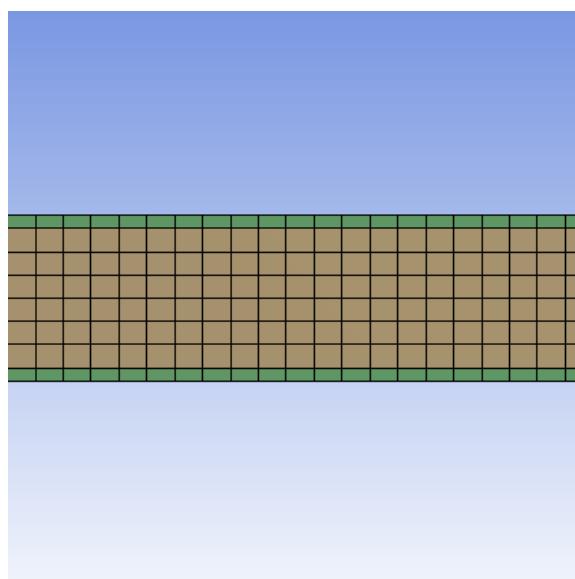


Figura 7. Malha compartilhada de varredura quadrilateral. (Autoria própria)

O ANSYS *Meshing* disponibiliza várias métricas para avaliação da qualidade da malha gerada, algumas delas são, *skewness*, *orthogonal quality* e *element quality*. O parâmetro *skewness* informa o quanto o elemento da face está distorcido em relação a um elemento padrão ou normalizado, então, quanto maior o valor de assimetria mais a malha está distorcida, podendo variar de 0 a 1, sendo o zero representado como ideal. A métrica *orthogonal quality* avalia o quanto o ângulo do elemento gerado na malha está próximo do ângulo tido como ideal, neste caso 60° para elementos de face triangular e 90° para elementos de face quadrilateral, a métrica varia de 0 a 1, sendo 1 o melhor valor para a ortogonalidade média dos elementos. O critério *element quality* de acordo com [5] fornece uma métrica de qualidade tridimensional para o elemento, onde seu valor varia de 0 a 1, sendo 1 indicado por um cubo perfeito, enquanto 0 indica um elemento que possui volume zero ou negativo.

3.4 Análise estática

De acordo com [4], a análise estática de estruturas tem como objetivo quantificar a magnitude dos esforços internos e dos deslocamentos que se manifestam em qualquer sistema estrutural, quando o mesmo é submetido a um carregamento arbitrário, desprezando assim o efeito das forças de amortecimento e das forças de inércia, a partir das formulações apresentadas na Equação (17), podemos dizer que:

$$\begin{aligned}\vec{u} &\cong 0 \\ \ddot{\vec{u}} &\cong 0\end{aligned}$$

Definindo a velocidade e aceleração como próximas ou iguais a zero, podemos ter a equação representativa da análise estática como:

$$\vec{F} = [K] \cdot \vec{u} \quad (18)$$

Dada esta configuração podemos dizer que as cargas exercidas sobre a fuselagem só configuram alterações na matriz de rigidez $[K]$ e nos deslocamentos gerados pelo vetor $\vec{u}$, a grandeza das forças aplicadas pode ser observada na Figura 7, e listadas no Quadro 2:

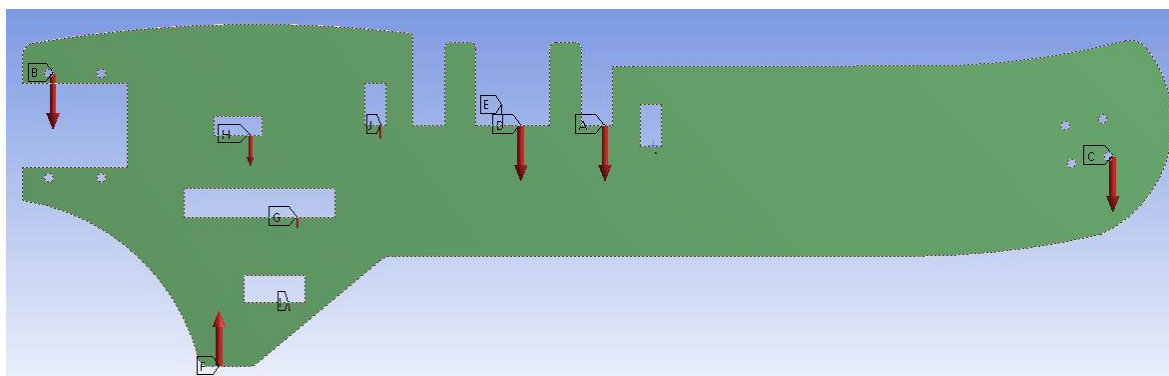


Figura 7. Cargas na fuselagem. (Autoria própria)

Quadro 2. Cargas aplicadas na estrutura. (Autoria própria)

Cargas aplicadas		
Índice	Componente	Força (N)
A	Carga	98,10
B	Motor	7,26
C	Empenagem	4,41
D	Asa	8,06
F	Triquilha	120,0
G	Bateria	0,39
H	Servo do motor	0,15
I	Servo da triquilha	0,20
J	Voltwatch	0,10
K	Receptor	0,10

A partir da aplicação das cargas conseguimos analisar a tensão e deformação equivalente de von Mises através do ANSYS Solver.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados da simulação numérica foram obtidos através do pós-processador *Solver mechanical 18.1* do software ANSYS. Utilizando o mesmo foi possível visualizar as regiões que possuem maior solicitação do material devido as cargas aplicadas.

4.1 Estatísticas e qualidade de malha

As estatísticas das métricas foram obtidas através do *Mesh mechanical*, onde foi gerada a malha da geometria e realizada sua avaliação. Através da opção *quality* foi efetuada a avaliação dos critérios *skewness*, *orthogonal quality* e *element quality*, e a partir dessas métricas analisamos o quão viável é a utilização de cada malha. No Quadro 3 e na Figura 8 podemos observar quais as malhas utilizadas, o número de nós e de elementos estabelecidos durante sua geração.

Quadro 3. Tipos de malha. (Autoria própria)

Malhas	Número de nós	Número de elementos
Tetraédrico	611108	327025
Varredura (Triangular)	2316048	759442
Varredura (Quadrilateral)	1432946	293782
Zona múltipla	1369934	281107

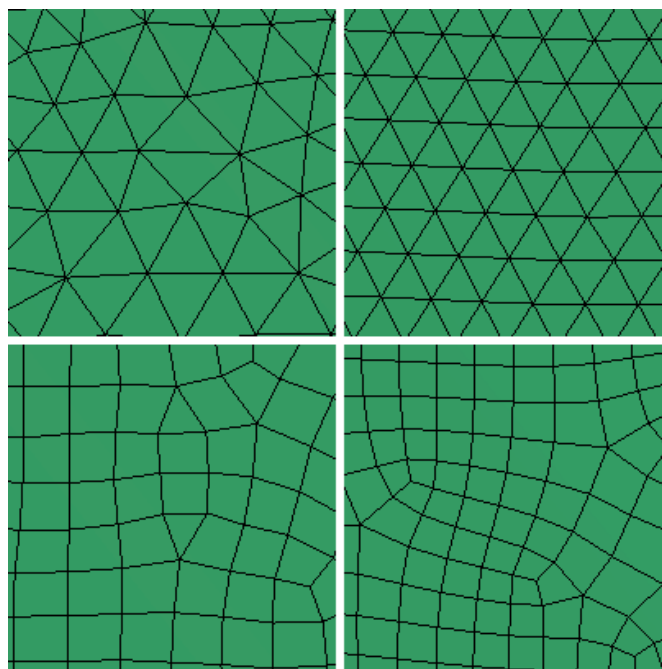


Figura 8. Tipos de malha. (Autoria própria)

Nos Quadros 5, 6 e 7 temos a média, desvio padrão e qualidade do elemento de cada métrica avaliada. Em *skewness* obtivemos o melhor valor para as malhas de varredura triangular, varredura quadrilateral e zona múltipla, pois, quanto menor o valor de assimetria menos a malha está distorcida em relação a um elemento padrão. Em *orthogonal quality* também obtivemos os melhores resultados para as mesmas malhas, apenas com uma pequena variação entre ambas, significando que a forma geométrica na qual elas estão dispostas atende aos critérios do ângulo tido como ideal para o elemento, 60° para os elementos da malha de varredura triangular e 90° para os elementos da malha de varredura quadrilateral e zona múltipla. Em *element quality* os melhores resultados foram obtidos pela malha de varredura triangular. Esse critério indica a qualidade da malha em relação a um cubo perfeito. Para malha tridimensional pode ser descrito da seguinte forma:

$$Qualidade = C \left[\frac{s}{\sqrt{[\sum(L)^2]^3}} \right] \quad (16)$$

onde:

- S = área do elemento (mm^2)
- L = comprimento da aresta (mm)

O valor de C (Adimensional) é definido de acordo com o Quadro 4:

Quadro 4. Valores de C para qualidade do elemento. (Autoria própria)

Triângulo	6,92
Quadrilátero	4,0
Tetraedro	124,70

Quadro 5. Métrica de skewness. (Autoria própria)

Skewness			
Malhas	Média dos elementos métricos	Desvio padrão	Qualidade do elemento
Tetraédrico	0,42708	0,1775	Péssima
Varredura (Triangular)	0,07674	0,07306	Excelente
Varredura (Quadrilateral)	0,11508	0,12138	Excelente
Zona múltipla	0,06735	0,08553	Excelente

Quadro 6. Métrica de qualidade ortogonal. (Autoria própria)

Qualidade ortogonal			
Malhas	Média dos elementos métricos	Desvio padrão	Qualidade do elemento
Tetraédrico	0,57183	0,1758	Boa
Varredura (Triangular)	0,92325	0,07306	Excelente
Varredura (Quadrilateral)	0,97941	0,03618	Excelente
Zona múltipla	0,99309	0,0147	Excelente

Quadro 7. Métrica de qualidade do elemento. (Autoria própria)

Qualidade do elemento			
Malhas	Média dos elementos métricos	Desvio padrão	Qualidade do elemento
Tetraédrico	0,69381	0,13835	Boa
Varredura (Triangular)	0,92542	0,05194	Excelente
Varredura (Quadrilateral)	0,89186	0,04887	Excelente
Zona múltipla	0,90743	0,04151	Excelente

4.2 Tensão e deformação da fuselagem

Para materiais compósitos reforçados com fibra a tensão aplicada no meio externo é transmitida e distribuída pelas fibras. Apenas uma pequena parcela da carga aplicada é suportada pela matriz, ela também é responsável por evitar a propagação de trincas pelo compósito. Em geral materiais como o polímero *Divinycell* utilizado na fuselagem são usados como matrizes por possuírem alguma ductilidade, para esses materiais dúcteis pode-se medir a tensão e deformação de von Mises baseando-se na tensão e deformação máxima, média e mínima principal. No Quadro 8 conseguimos observar a tensão e deformação máxima dos esforços solicitantes na fuselagem.

Tabela 8. Tensões e deformações. (Autoria própria)

Malhas	Tensão máxima (MPa)	Deformação máxima (mm/mm)
Tetraédrico	48,262	0,02246
Varredura (Triangular)	72,578	0,02163
Varredura (Quadrilateral)	70,015	0,02072
Zona múltipla	74,556	0,02540

A partir dos resultados obtidos conseguimos observar a importância da construção de uma boa malha para solução do problema, segundo as estatísticas as melhores métricas obtidas conseguiram manter o valor de tensão máxima calculada pela simulação dentro de uma faixa entre 70-75 Mpa, gerando uma consistência nos resultados.

A malha tetraédrica obteve as piores métricas e consequentemente apresentou os resultados mais distantes dentre todas as malhas, fugindo assim da solução real realizada pelo *Solver mechanical*.

Dentre todos os resultados, os valores obtidos pela malha de zona múltipla e varredura quadrilateral foram os mais consistentes, apresentando um menor número de nós e elementos em comparação com os demais, levando a um ganho real de tempo de processamento na geração dos resultados da simulação. Nas Figuras 9,10 e 11 observamos a evolução da solicitação aplicada na região de engaste da longarina na fuselagem e a faixa de valores para a simulação de tensão e deformação da malha de zona múltipla.

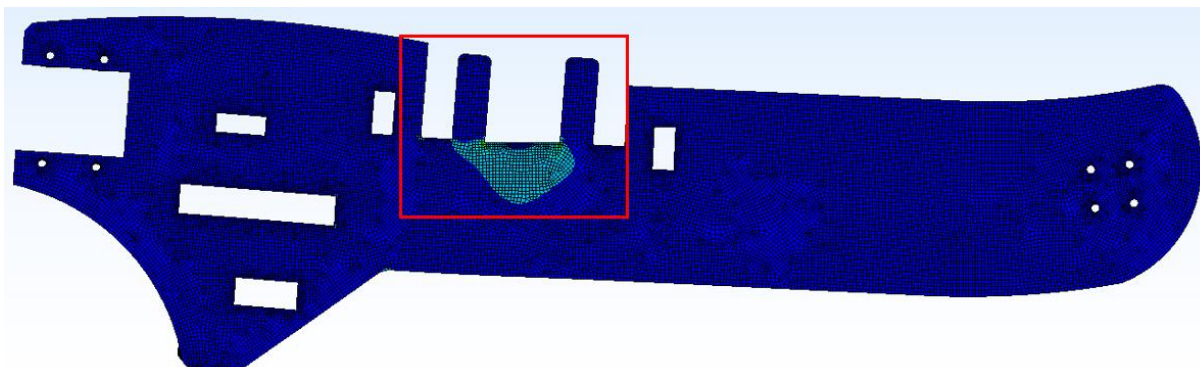


Figura 9. Evolução da tensão na região da longarina por malha de zona múltipla. (Autoria própria)

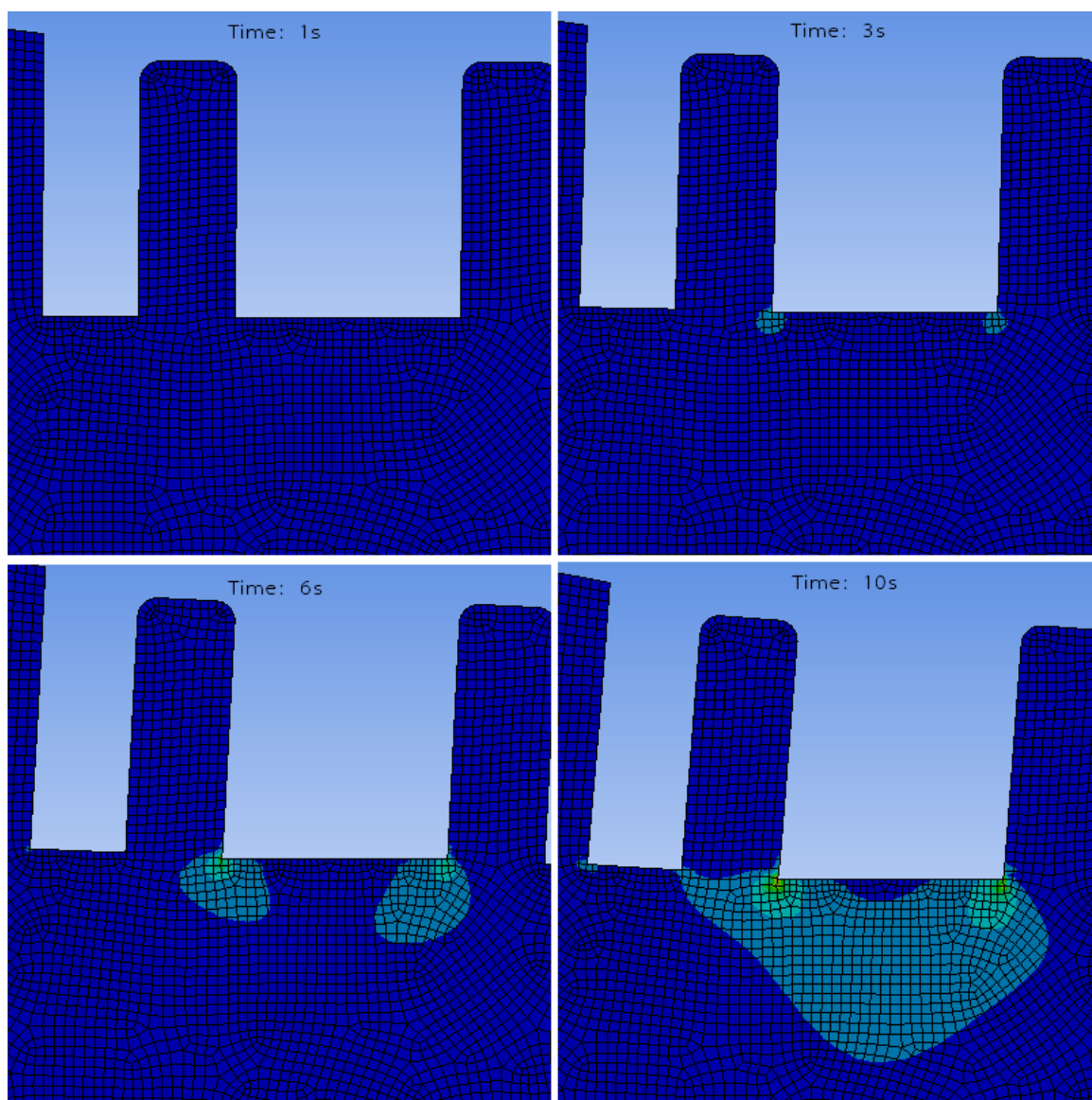


Figura 10. Região de solicitação de esforços na longarina. (Autoria própria)

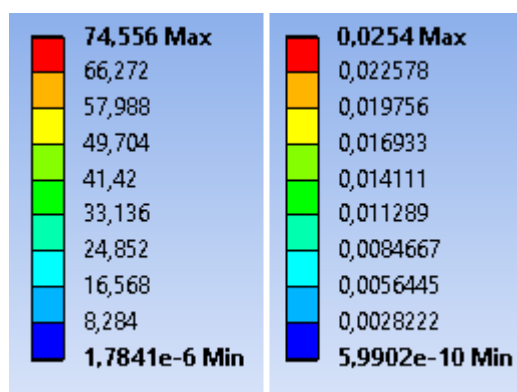


Figura 11. Faixa de valores para tensão e deformação na malha de zona múltipla. (Autoria própria)

5. CONCLUSÕES

Para realizar a análise estática da estrutura, foram determinadas as cargas referentes aos componentes anexados a fuselagem. Em uma situação ideal, o pouso correto ocorreria a partir do contato da triquilha e trem de pouso com o solo. Devido as reações do trem de pouso só causarem efeito na longarina, utilizou-se uma situação crítica onde o primeiro contato com o solo é absorvido somente pela triquilha, facilitando assim a análise das solicitações sofridas pela fuselagem.

Portanto, neste impacto com o solo foi realizada uma análise partindo do método dos elementos finitos (MEF) na qual desconsideramos os vetores de velocidade e aceleração do corpo, levando em conta apenas o vetor de deslocamentos nodais da estrutura e sua matriz de rigidez para a realização de uma análise estática.

Quatro tipos de malhas foram utilizados para obtenção dos valores das tensões e deformações sobre a estrutura. Baseando-se na qualidade das métricas *skewness*, *orthogonal quality* e *element quality*. Os resultados ideais para a malha foram obtidos de acordo com os níveis de qualidade disponibilizados pelo ANSYS [5], portanto foi escolhida a malha de zona múltipla para a obtenção dos dados.

Os resultados das melhores métricas foram consistentes apresentando uma variação média entre 70-75 MPa. Devido ao tamanho da geometria e o tempo de processamento não foi possível realizar um refino do tamanho de malha inferior a 1 mm.

O tempo de execução da simulação foi determinado de 1 a 10 segundos, dessa forma podemos ver melhor a evolução dos resultados de solicitação na região. Portanto pode-se observar os pontos concentradores de tensão nas regiões de vértice do encaixe da longarina. Uma forma de melhorar a distribuição de tensão na região seria uma modificação geométrica feita a partir do arredondamento das quinas da estrutura neste local.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da engenharia aeronáutica - Aplicações ao projeto SAE AeroDesign. 1. ed. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, v. I, 2009.
- [2] MIRLISENNA, G. Método dos elementos finitos. **Site da ESSS**, 2016. Disponível em: <<https://www.esss.co/blog/metodo-dos-elementos-finitos-o-que-e/>>. Acesso em: 15 Janeiro 2019.
- [3] SOUZA, R. M. D. O Método dos elementos finitos aplicado ao problema de condução de calor. Universidade Federal do Pará. Belém, p. 39. 2003.
- [4] MARINHO, I. J. P. Projeto ótimo de estruturas metálicas de arquibancadas reutilizáveis via ANSYS. PUC. Departamento de Engenharia Civil. Rio de Janeiro, p. 198. 2002.
- [5] ANSYS, INC. Theory Reference. 11. ed. Canonsburg: [s.n.], 1999.
- [6] TSCHIPTSCHIN, A. P. Seleção de Materiais e Análise de Falhas. PMT - Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais - POLI/USP, São Paulo. Disponível em: <<http://www.pmt.usp.br/pmt2501/Elementos%20finitos.pdf>>. Acesso em: 13 Março 2019
- [7] RAYMER, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 2. ed. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., v. III, 1992.
- [8] DIAB GROUP. Technical Manual Divinycell H. Helsingborg: [s.n.], 2010.

ATA DE DEFESA DO TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

Às 09:00 horas do dia **21 de março de 2019**, no Centro de Engenharias – Oeste – Sala 30, reuniu-se a banca examinadora de defesa do Trabalho de Conclusão de Curso de autoria de **Samuel Victor Soares Maia**, aluno do curso de Bacharelado de Ciência e Tecnologia desta instituição, com o título “**ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA FUSELAGEM PARA O AERODESIGN**”. A Banca Examinadora foi constituída pelos professores Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras, presidente da banca e Orientador; Luís Morão Cabral Ferro (membro) e Fabricio José Nobrega Cavalcante (membro). Foram registradas as seguintes ocorrências: Foi apresentado o trabalho pelo discente, houve arguição por parte dos membros da Banca Examinadora. As sugestões de alterações textuais foram entregues ao aluno que se comprometeu em fazê-las na sua totalidade. Concluída a defesa, procedeu-se o julgamento pelos membros da Banca Examinadora, tendo o aluno obtido as seguintes notas: 10,0;10,0;10,0. Apuradas as notas verificou-se que o **aluno foi Aprovado com média geral 10,0; cumprindo as exigências para a aprovação da disciplina Trabalho de Conclusão de Curso**. E, para constar, eu, Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras, presidente da Banca Examinadora e Orientador do Trabalho de Conclusão de Curso do aluno **Samuel Victor Soares Maia**, lavrei a presente ata que, após lida e considerada conforme, segue assinada pelos professores membros da banca examinadora.

Mossoró 21 de Março de 2019



Prof. MSc. Daut de Jesus N. P. Couras
Presidente e Orientador



Prof. Dr. Luís Morão Cabral Ferro
Membro



Prof. Dr. Fabricio José Nobrega Cavalcante
Membro