

SELEÇÃO DE MATERIAIS PARA A APLICAÇÃO EM LONGARINAS DE AERONAVES NÃO TRIPULADAS DE PEQUENO PORTE

Davi Pereira Garcia, davi.garcia@ifes.edu.br
João Victor Madeira, jvmadeira16@hotmail.com
Lorenzo Castro Areias, lorenzoareias@hotmail.com
Luana Fratechi Alves, lulufrateschi15@gmail.com

Instituto Federal do Espírito Santo, Rua Duque de Caxias, 194A, Carapina, São Mateus, CEP 29933-030

Resumo: A indústria aeronáutica vem a cada ano evoluindo em pesquisa e desenvolvimento, e a pesquisa na seleção de materiais para diversas aplicações neste campo é parte imprescindível do processo de evolução deste seguimento industrial de tamanha demanda por qualidade e inovação. Com base nessa premissa, o dimensionamento correto e escolha adequada dos materiais que compõem as longarinas das aeronaves é parte limitadora no processo de desenvolvimento de aviões. A longarina é um componente estrutural primário das asas responsável pela sustentação dos esforços atuantes, onde os materiais usados impactam diretamente no peso total do aeronave, bem como no seu rendimento funcional. Esse trabalho analisou a distribuição de carga aerodinâmica sobre dois perfis diferentes na longarina de uma asa de um aeromodelo pela aproximação de Schrenk a fim de encontrar as cargas atuantes nessa, e através do mapa de propriedades dos materiais de Ashby verificou os melhores materiais através de relações entre resistência e peso dessa estrutura, por meio de cálculos e simulações numéricas.

Palavras-chave: Seleção de materiais, aeromodelos, longarinas.

1. INTRODUÇÃO

Dentro de um projeto, a seleção de materiais é uma etapa de extrema importância, pois existem mais de um fator envolvido nesse processo. A escolha do material deve levar em conta as propriedades do mesmo, se estas se adéquam às necessidades da estrutura desejada, e também o custo, fator de extrema importância dentro da indústria. É necessário encontrar o material mais adequado ao projeto, com propriedades que atendam de maneira satisfatória todas as exigências, buscando-se obter maior qualidade e eficiência e o menor custo possível.

Na indústria aeronáutica a realidade é a mesma. O custo tem elevada importância para o projeto, a redução do mesmo é de grande importância, mas o material selecionado tem que trazer toda a segurança necessária ao projeto para se evitar falhas estruturais que podem vir a acontecer. Portanto, busca-se o equilíbrio entre custo e qualidade, (MIRA, 2013).

O número de materiais existentes à disposição do projetista é cada dia maior, a cada dia surgem novos materiais com propriedades cada vez mais interessantes, tornando a tarefa de se selecionar o material mais adequado ao projeto cada vez mais difícil. Mas para auxiliar o projetista nesse momento existem algumas ferramentas que podem ser muito úteis, uma delas é o mapa de propriedades de materiais, uma representação gráfica em um sistema de coordenadas ortogonais, os eixos X e Y, permitindo-se a comparação de uma vasta gama de materiais em um mesmo gráfico através dos índices de mérito de cada um deles. O índice de mérito muitas vezes é apresentado como uma fração, que combina duas propriedades diferentes, e no denominador se encontra a propriedade que se deseja ressaltar e no numerador a propriedade que se deseja minimizar, (RIBEIRO, 2009).

Na figura a seguir, um exemplo de mapa de propriedades, relacionando o módulo de Young e a densidade dos materiais:

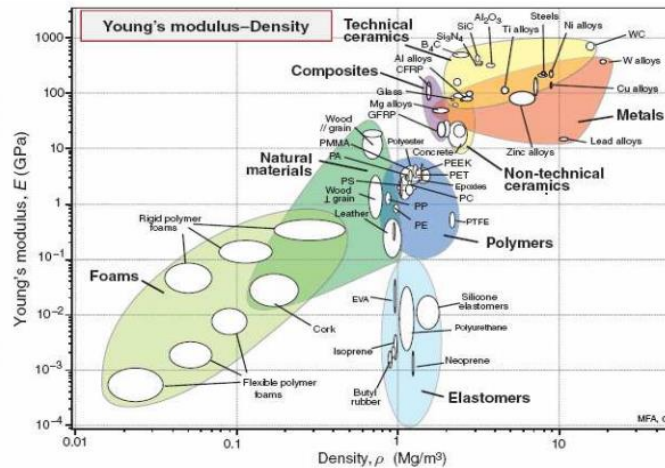


Figura 1 - Mapa de propriedades: módulo de Young x Densidade. (Fonte: Ribeiro, 2009)

Dentro dos projetos aeronáuticos, o desafio não é apenas a seleção de materiais, existem várias outras etapas que trazem um nível de dificuldade elevado para a elaboração e concepção do mesmo. No dimensionamento da asa descobrir quais forças estarão atuando é muito importante, e nem sempre tão fácil de se calcular, porém, para isso, também existem ferramentas e métodos que buscam auxiliar na determinação dessas forças, um exemplo muito utilizado é método de Schrenk. Esse método encontra de maneira aproximada as cargas que estão atuando sobre uma asa de geometria que não seja a trapezoidal ou a elíptica, é uma média entre a geometria proposta em projeto e a asa elíptica, desde que as duas apresentem mesma envergadura e mesma área, (SANTOS, FERREIRA, SILVA 2011).

Na figura a seguir, pode-se observar um exemplo da aproximação de Schrenk:

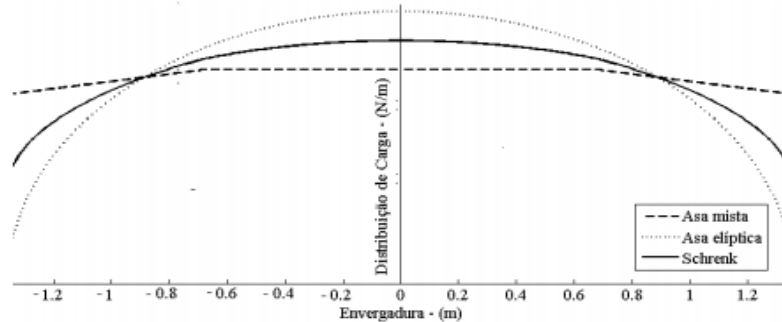


Figura 2 – Representação esquemática gráfico de Schrenk. (Fonte: Santos, Ferreira, Silva 2011).

Assim, o objetivo deste trabalho é dimensionar a longarina (principal componente estrutural da asa) de uma aeronave não tripulada, com foco na seleção do material.

2. METODOLOGIA

2.1. Cargas a erodinâmicas

Para a distribuição de cargas aerodinâmicas sobre a asa utilizou-se o método de Schrenk, método este que consiste na relação da geometria da asa pretendida com a geometria elíptica que é considerada uma asa perfeita, que apresenta o máximo coeficiente de sustentação possível. Como considerou-se que a longarina seria inserida em uma aeronave de asas com formato retangular, justifica-se, assim, a utilização deste método.

Aproximação de Schrenk que é uma aproximação média entre a asa estudada e a asa elíptica, (Rodrigues, 2011). Esta é calculada pela equação:

$$L_{(y)s} = \frac{L_{(y)R} + L_{(y)E}}{2} \quad (1)$$

Onde:

- $L_{(y)R}$ é a distribuição de cargas aerodinâmicas para uma asa retangular;
- $L_{(y)E}$ é a distribuição de cargas aerodinâmicas para uma asa elíptica;

Para o cálculo de $L_{(y)R}$, sabe-se a formula, (Rodrigues, 2011):

$$L_{(y)R} = \frac{L_n}{b} \quad (2)$$

E para $L_{(y)E}$ sabe-se que, (Silva, 2011):

$$L_{(y)E} = \frac{4.L}{\pi.b} \sqrt{1 - \left(\frac{2.y}{b}\right)^2} \quad (3)$$

Sendo:

- L_n a força de sustentação atuante no ponto de manobra, dada por: $n_{MAX} \cdot W$. n_{MAX} é o fator de carga a ser considerado e W é o peso da aeronave em Newtons [N].
- y é a metade do comprimento da envergadura b

O método consiste em, através de um método iterativo, variar valores para y ao longo do comprimento de meia asa afim de obter uma curva de distribuição de carga real para a asa projetada.

Para o início dos cálculos considerou-se que o peso do aeromodelo seria de 213N, n_{MAX} seria 3,8 e envergadura igual a 1,62m.

2.2. Momento fletor máximo

Com as cargas aerodinâmicas conhecidas, utilizou-se o software MDSolid® para criar gráficos de forças cortantes atuantes sobre a longarina e, assim, obter o diagrama dos momentos fletores. Para encontrar o máximo momento fletor, bastou analisar o maior valor no eixo das ordenadas desse diagrama.

2.3. Propostas de geometrias de longarina

Comumente, em construções de aeromodelos adota-se o valor máximo da sessão transversal da longarina em torno de 10% do comprimento da corda. A corda nada mais é que a distância projetada pela sessão transversal da nervura da asa.

Sendo a corda para a aeronave na qual a longarina será inserida igual á 32cm então a sessão transversal da longarina não deve passar de 3,2cm.

Para fins de facilitação do processo de construção, adotou-se uma longarina quadrada de uma polegada de lado (2,54mm) sendo ora ela maciça e ora ela oca, com 3mm de espessura, também para facilitar o processo de fabricação, uma vez que é uma espessura normalizada.

2.4. Cálculo de tensão máxima de flexão

Para o cálculo da máxima flexão exercida sobre a longarina utilizou-se a seguinte fórmula:

$$\tau_{MAX} = \frac{M_{MAX} \cdot C}{I_x} \quad (4)$$

Onde:

- M_{MAX} é o momento fletor máximo calculado na sessão 2.3;
- C é a distância entre o local onde o esforço é aplicado e o centroide do corpo;
- I_x é o momento de inércia

2.5. Momento de inércia

O momento de inércia é calculado por:

$$I_x = \frac{b \cdot h^3}{12} \quad (5)$$

Sendo b a base da sessão transversal da longarina e h a sua altura.

Sabendo as dimensões da longarina travadas na sessão 2.3. É possível facilmente calcular o momento de inércia e também saber C como o momento fletor máximo é conhecido, a tensão máxima de flexão é calculada.

Como duas geometrias foram propostas para o projeto da longarina então o cálculo do momento de inércia foi calculado para os dois casos e por consequência obteve-se diferentes tensões de flexão.

2.6. Definição de possíveis materiais

Para se fazer a análise do mapa de propriedades e definir possíveis materiais à serem aplicados no projeto da longarina, é preciso ter conhecimento de dois parâmetros: o índice de mérito e a tensão máxima de flexão. Essa última pôde ser calculada na sessão 2.6 (Cálculo de tensão máxima de flexão). Já para a escolha do índice de mérito deve ser considerada a densidade do material em função da tensão de flexão.

Altos índices de mérito remetem à exclusão de grande número de materiais existentes para o projeto, normalmente isso agrega muito custo ao mesmo ou torna o processo construtivo muito difícil. Em contrapartida, baixos índices de mérito sugerem um excessivo número de materiais dos quais o peso torna-se um problema para o projeto da aeronave. Deste modo foi escolhido o índice de mérito igual a 1 pois apresentam um número considerável de materiais normalmente utilizados em projetos de aeromodelo.

Com esses dois parâmetros travados pôde-se encontrar possíveis materiais para o projeto. Esses materiais são encontrados graças ao cruzamento de linhas do índice de mérito escolhida com a linha do valor de tensão máxima.

Esse cruzamento entre linhas delimita duas áreas: uma inferior, onde todos os materiais devem ser excluídos, uma vez que não atendem os requisitos ora para tensão máxima, ora para o índice de mérito e ora para ambos; e uma superior, na qual, todos os materiais nela presentes atendem todos os requisitos de projeto.

2.7. Simulação numérica

Através do software SolidWorks™ foi possível confeccionar a longarina nos dois formatos propostos utilizando os diferentes materiais apontados pelo mapa de propriedades.

Primeiramente simulou-se a distribuição de forças sobre uma longarina maciça em titânio (Ti-6Al-4V), aço 4340 e posteriormente em alumínio 2024-T6. Em seguida o mesmo foi feito para longarina oca nos mesmos materiais.

Comparou-se as tensões máximas de cisalhamento de cada material com as respectivas tensões exercidas sobre a longarina, afim de comprovar se a escolha do material atenderia, ou não ao projeto. Assim pode-se embasar a escolha dos materiais estudados também através do método numérico.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1. Cargas Aerodinâmicas

Com as considerações realizadas nas secções anteriores é possível definir assim a distribuição das cargas aerodinâmicas presentes na asa, principalmente as cargas responsáveis pelo movimento de flexão. Através da aproximação de Schrenk, obteve-se o gráfico abaixo, que mostra a distribuição ao longo da envergadura da asa.

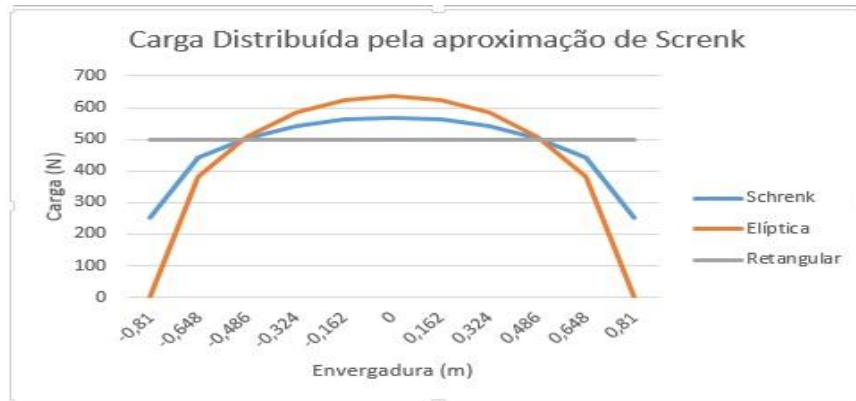


Gráfico 1 – Curvas de distribuição de carga aerodinâmica.

Analisando este gráfico pode-se perceber o comportamento das cargas sobre o valor total da envergadura, porém este estudo considera a meia-asa, que se inicia do ponto 0 até o ponto de 0,81 metros.

3.2. Momento Fletor máximo.

Através do software de análise do comportamento dos sistemas, MD Solids®, encontrou-se as forças de reação e momento fletor máximo, como mostra a figura 3 abaixo.

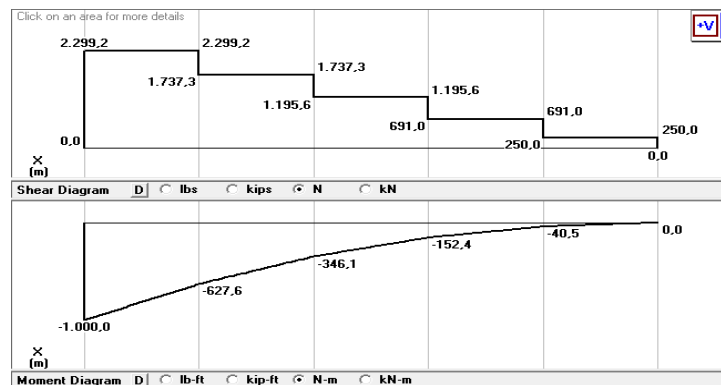


Figura 3 – Forças de esforço cortante e Momento Fletor.

Pode-se perceber que o ponto de maior estresse da longarina será justamente no ponto de engastamento com a fuselagem, onde o momento fletor é o maior, 1000,0 N/m. Com estes valores foi então possível calcular a tensão máxima de flexão da longarina com as geometrias sugeridas.

3.3. Momento de Inércia

Para se realizar o cálculo de tensão máxima é necessário encontrar os valores do momento de inércia das geometrias propostas neste estudo. Para a geometria quadrada maciça com base e altura de 0,0254 mm, o cálculo de acordo com a equação (5):

$$I_x = \frac{0,0254 * 0,0254^3}{12}$$

$$I_x = 3,46 * 10^{-8} m^4$$

Para a geometria quadrada de centro vazado com base e altura de 0,0254 mm e espessura de parede de 3 mm, o valor do momento de inércia, de acordo com a equação (5), foi:

$$I_x = \left(\frac{(0,0254 * 0,0254^3) - (0,0194 * 0,0194^3)}{12} \right)$$

$$I_x = 2,288 * 10^{-8}$$

3.4. Tensão máxima de flexão

A partir dos valores obtidos nas secções anteriores foi possível calcular o valores de tensão máxima de flexão. Para a primeira geometria encontrou-se o valor de 367 MPa e para segunda o valor de 555 MPa. Este valores representam a resistência mínima que os materiais a serem escolhidos devem apresentar para suportar as cargas aerodinâmicas exercidas sobre as geometrias da longarina. Estes valores são indispensáveis para a análise dos mapas de materiais e escolha dos materiais a serem usados na aplicação destinada.

3.5. Índice de mérito e mapa de materiais

Com os valores de tensão máxima de flexão definidos, pode-se analisar o mapa de materiais que relaciona a resistência com densidade dos materiais. Como o peso é fator primordial no dimensionamento de uma aeronave, este mapa se torna uma ferramenta indispensável. Considerou-se o número de mérito 1, pois esta linha engloba materiais comumente utilizados na indústria aeronáutica, como o alumínio, o titânio e os compósitos estruturais. Para geometria maciça e oca considerou-se a linha de tensão máxima de 367 e 550 Mpa, respectivamente. Desta forma, obteve-se o seguinte mapa de materiais:

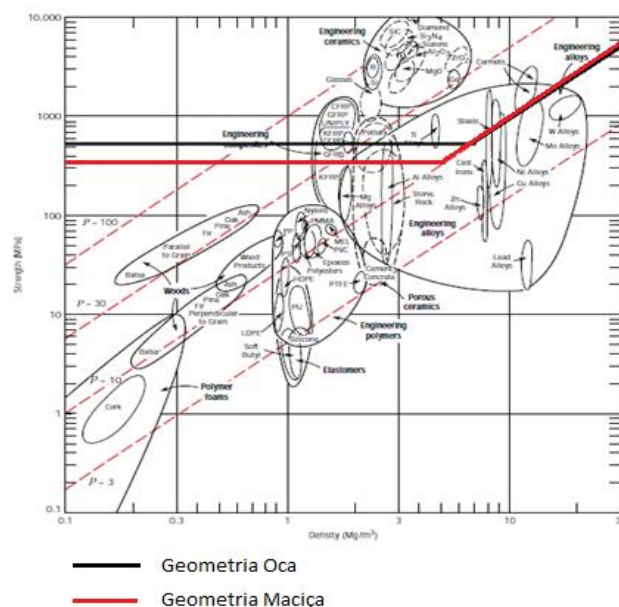


Figura 4- Mapa de materiais para a geometria maciça. (Fonte: ASHBY,2012 modificada)

Pode-se perceber que a região acima das linha vermelha apresenta os possíveis materiais a serem empregados no projeto para geometria maciça, dentre eles: ligas de alumínio, ligas de titânio, aços, compósitos de engenharia e cerâmicos de engenharia. Uma análise superficial descartou os cerâmicos devido a sua característica frágil que não se adequa ao emprego em longarinas, uma vez que longarinas estão sujeitas a vibrações e cargas oscilatórias que podem fazer o material falhar por fadiga. De uma forma geral, os candidatos mais fortes para o projeto são: a fibra de carbono, a fibra de vidro, o alumínio, o titânio e o aço. Entretanto, fatores como características construtivas e

custo devem ser levadas em consideração para a escolha final do material. A tabela 1 abaixo, mostra as características dos materiais listados.

Tabela 1- Possíveis materiais para a geometria maciça (Fonte: ASHBY,2012 modificada)

Densidade e Resistência para 5 materiais de engenharia.		
Material	Densidade (Mg/m3)	Resistência (MPa)
Fibra de carbono Reforçada	1,5	1140
Fibra de vidro Reforçada	2	1060
Alumínio 2024 - T6	2,8	300
Titânio Ti-6Al-4V	4,4	525
Aço 4340	7,8	780

Através da análise da figura 4 é possível perceber que para a geometria oca há materiais compatíveis semelhantes, com uma diferença relevante, as ligas de alumínio ficaram de fora da região acima da linha de mérito e da linha de tensão máxima. Portanto para esta geometria, o alumínio não se configura uma opção de possível de material a ser empregado. De forma análoga à geometria maciça, materiais como fibra de carbono, fibra de vidro e aço também se adequam às especificações do projeto, como mostra a tabela 2 abaixo.

Tabela 2- Possíveis materiais para a geometria oca. (Fonte: ASHBY,2012 modificada)

Densidade e Resistência para 5 materiais de engenharia.		
Material	Densidade (Mg/m3)	Resistência (MPa)
Fibra de carbono Reforçada	1,5	1140
Fibra de vidro Reforçada	2	1060
Titânio Ti-6Al-4V	4,4	525
Aço 4340	7,8	780

3.6. Simulações numéricas

Após elencado todos os possíveis materiais para as geometrias propostas realizou-se simulações numéricas no software COSMOS integrado ao Solidworks 2014. A longarina foi considerada engastada em uma de suas extremidades e as condições de malha seguiram o modelo padrão inicial do software COSMOS. O intuito destas simulações, como dito previamente, é a verificação do emprego dos materiais através de análises estruturais dos sistemas com as cargas aerodinâmicas presentes. Para este estudo usou-se 3 dos materiais citados na seção anterior, o aço 4340, o alumínio 2024-T6 e o titânio Ti-6Al-4V. As simulações com Fibra de carbono e Fibra de vidro não foram possíveis devido a ausências das propriedades mecânicas destes materiais na biblioteca de materiais do software.

As imagens 6 a seguir mostram o comportamento da longarina maciça sob a ação das cargas aerodinâmicas e variação na concentração de tensão para o aço 4340 utilizado.

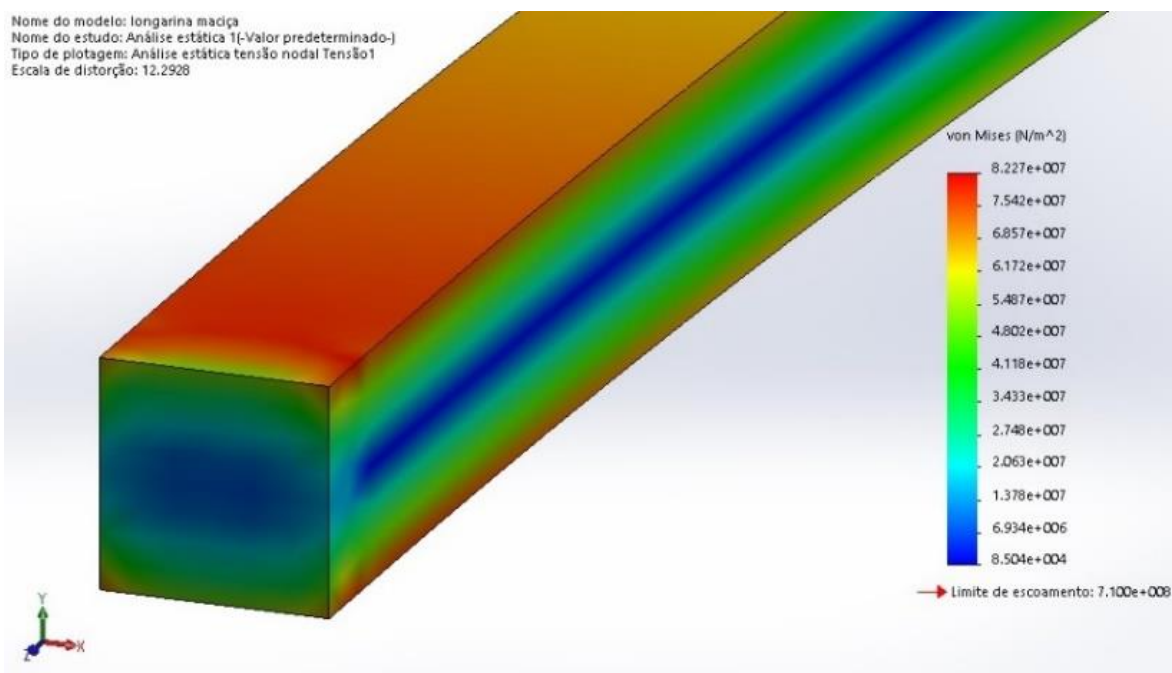


Figura 6 – Simulação de carga distribuída estática para aço 4340.

As figuras 6 mostra o comportamento estrutural do aço de geometria maciça. Para o outros materiais o comportamento é análogo. Estes apresentam zonas críticas similares, porém suas escalas de tensão Von Misses mostram a diferença das tensões aplicadas e seu limite de escoamento. Pode-se perceber que os materiais simulados atenderam as especificações do projeto, suportando as cargas sem falhar. A seguir, são apresentadas as figuras 7 e 8 das simulações da geometria oca.

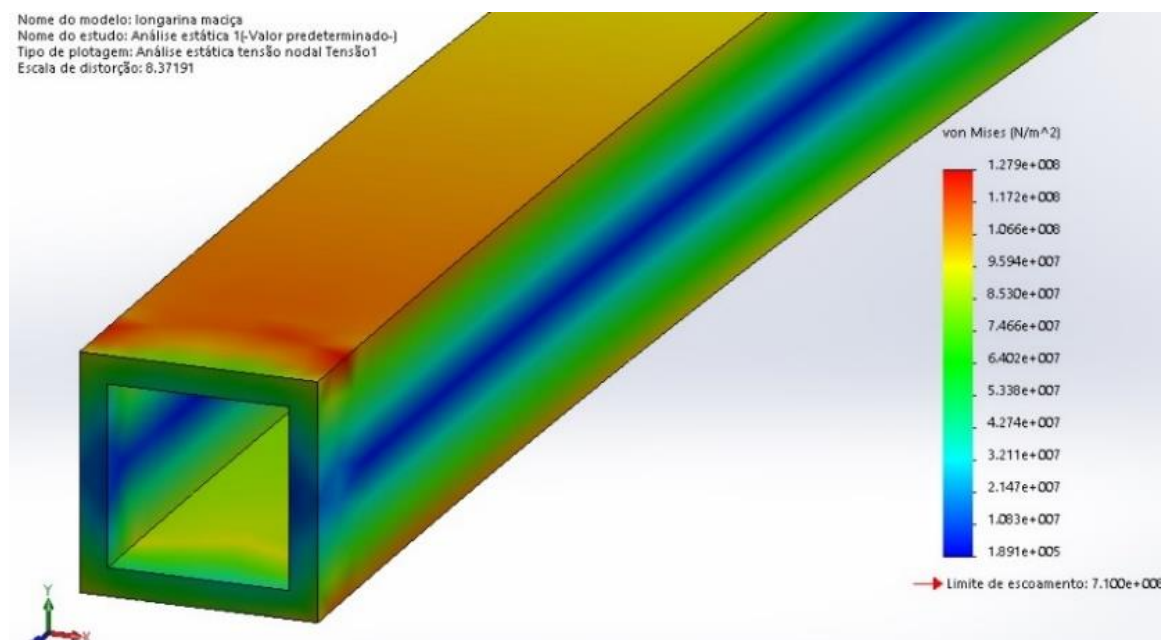


Figura 7 – Simulação de carga distribuída estática para aço 4340.

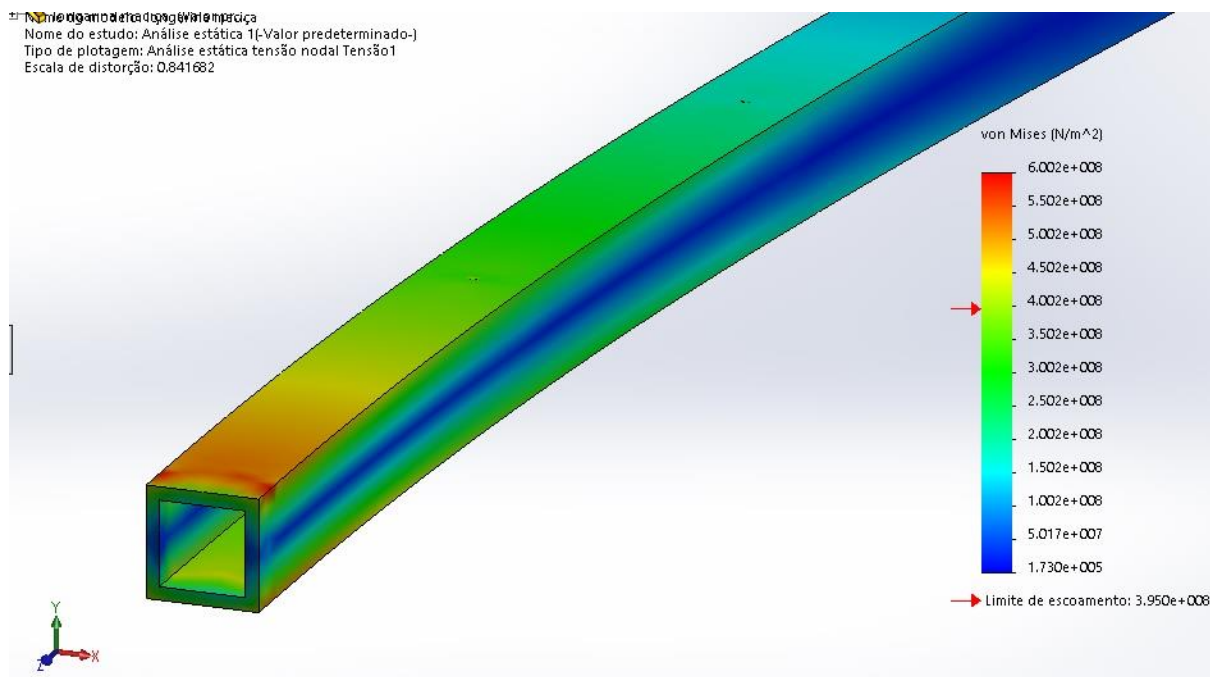


Figura 8 – Simulação de carga distribuída estática para alumínio 2024-T6.

Uma consideração importante sobre estas simulações, é que mesmo não sendo selecionado como possível material, o alumínio foi objeto de estudo. Isto foi realizado com o intuito de se comprovar a exclusão deste material para esta geometria. Através da imagem 8 é possível perceber que a seta vermelha indica a tensão com que o material falha, e a longarina apresenta regiões onde a tensão é superior, indicando assim que há a falha.

4. CONCLUSÕES

Após analisadas todas as informações percorridas neste estudo pode-se concluir que entre vários materiais possíveis pelo mapa de propriedades, foram elencados 5 materiais para a geometria maciça e 4 para a geometria oca. A escolha das fibras de vidro e carbono deu-se pela alta resistência a flexão aliada a uma baixa densidade. Estes materiais vem a cada dia afirmando seu papel no cenário industrial. Entretanto são materiais com custo relativamente alto em comparação a outros materiais e apresentam limitações no ponto de vista de processos de fabricação. A escolha do aço deu-se por sua boa resistência a flexão e baixo custo, sendo o mais barato dos materiais listados, porém este material apresenta a maior densidade o que impacta diretamente no peso final da aeronave, desta forma não representa um material atrativo. Uma opção à elevada densidade e aliada com boa resistência a flexão é o uso de ligas de titânio e alumínio aeronáutico, que apresentam características desejáveis para a aplicação e ultimamente veem sendo largamente aplicados na indústria aeronáutica. Entretanto, são ligas que apresentam elementos químicos que melhoram suas propriedades e por isso aumentam seu valor agregado.

Vale ressaltar que um material muito utilizado na confecção de longarinas de aeronaves não-tripuladas de pequeno porte é a madeira balsa, porém para as presentes geometrias o uso deste material não se faz condizente. Uma alternativa para buscar materiais de baixa densidade, com boas características mecânicas e baixo custo, é o rearranjo da geometria da seção transversal da longarina, juntamente com a utilização de reforço externo, como por exemplo, a utilização de lâminas de fibra de carbono.

De uma maneira geral, o estudo da seleção dos materiais para componentes aeronáuticos é de imprescindível importância, uma vez que este tipo de máquina deve apresentar o ponto alto da engenharia, que é a fusão entre qualidade construtiva com redução de custo, visando assim um projeto completo e eficiente.

5. REFERENCIAS

Ashby, M.F., 2012, “Seleção de Materiais no Projeto Mecânico”, Elsevier, 4.ed. - Rio de Janeiro.

Hibbele, R. C., 2010, “Resistência dos Materiais”, Pearson, Tradução Arlete Sinilli Marques; Revisão técnica Sebastião Simões da Cunha Junior - 7.ed., São Paulo.

Mira, D.G.M., 2013, “Análise estrutural da longarina de asa em material compósito em uma aeronave não tripulada”, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre.

Ribeiro, R.G.S.L., 2009, “Seleção de Materiais: estudo de casos segundo a metodologia de Ashby”, Universidade Federal do Pará, Marabá.

Rodrigues, L. E. M. J., 2009, “Fundamentos da Engenharia Aeronáutica - Aplicações ao Projeto SAE - Aerodesign volume 1 - Princípios Fundamentais, Aerodinâmica, Propulsão e Análise de Desempenho”, Instituto Federal de Educação Ciências e Tecnologia de São Paulo, 1.ed. rev., São Paulo.

Santos, A.C.R.; ferreira, E.H.F.; Silva, A.A., et all., 2011, “Dimensionamento de uma longarina de seção retangular aplicada a asas de aeronaves voltadas para a competição SAE Brasil aerodesign”, COBENGE , Universidade Federal do Pará, Belém.

6. RESPONSABILIDADE AUTORAL

“O(s) autor(es) é(são) o(s) único(s) responsável(is) pelo conteúdo deste trabalho”.

MATERIAL SELECTION FOR STRINGERS APPLICATION IN SMALL UNMANNED AIRCRAFT

Davi Pereira Garcia, davi.garcia@ifes.edu.br

João Victor Madeira, jvmadeira16@hotmail.com

Lorenzo Castro Areias, lorenzoareias@hotmail.com

Luana Fratechi Alves, lulufateschi15@gmail.com

Instituto Federal do Espírito Santo, Rua Duque de Caxias, 194A, Carapina, São Mateus, CEP 29933-030

Abstract: *The aeronautics industry has been each year evolving in research and development, and the research in the material selection for several applications in this field is indispensable part in the evolution of this industrial area, which demands innovation and quality. Based on that, the correct design and right choice of the materials that are part of the airplane stringers is limited part of development process of airplanes. The stringer is a primary structural component of the wings where the materials used impact directly in the total weight as well as in the functional efficiency. This research analysed the aerodynamics distribution on a wing by the Screnk method, aiming to find the actuants loads in the wing and by the Ashby's materials properties map found the best materials through relations between resistance and weight of the structure, by calculation and numerical simulations.*

Palavras-chave: *Materials selection, aircrafts, stringers.*