



## ANÁLISE ESTÁTICA DE UMA ASA DE AVIÃO PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

**B.Nunes**

[brunocmo.nunes@gmail.com](mailto:brunocmo.nunes@gmail.com)

**D.Back**

[danielback.trindade@gmail.com](mailto:danielback.trindade@gmail.com)

**D.Dias**

[davi.dias.411@gmail.com](mailto:davi.dias.411@gmail.com)

**M.A.M.Shzu**

[maura@unb.br](mailto:maura@unb.br)

Universidade de Brasília

Faculdade do Gama – CEP 72444-240 – Gama – DF - Brasil

**Resumo.** A análise estrutural pelo Método dos Elementos Finitos é uma ferramenta que simula satisfatoriamente o comportamento estrutural. Este trabalho compreende a uma modelagem simplificada de uma asa de avião. Dessa maneira, o software ANSYS, que usa o Método dos Elementos Finitos, será utilizado para a observação do comportamento estrutural. As cargas dinâmicas atuantes no momento do voo serão aproximadas para a adequação do contexto estático. Os resultados serão discutidos, observando o desempenho e o refinamento da malha, no que se refere à convergência dos resultados.

**Palavra-chave:** *Asa de Avião, Análise Estática, ANSYS.*

## 1 INTRODUÇÃO

A asa de um avião é dentre os componentes estruturais da aeronave sem dúvida um dos mais importantes, deve funcionar de uma maneira bastante confiável dentro das limitações a ela imposta pelo projeto. Além da sua principal função de garantir sustentação à aeronave ela é importante para garantir o conforto e a estabilidade no voo, para realizar as manobras da aeronave, dentre outras funções mais específicas.

As análises numéricas aumentam a confiabilidade do projeto, reduz o tempo de execução, previne erros de projeto, reduz os custos, dentre outros benefícios. Portanto deve ser feita com extremo cuidado, buscando representar a situação da maneira mais realística possível. Uma etapa importante é a modelagem e o refinamento da malha. A escolha criteriosa dos elementos associada a correta representação da modelagem, bem como o grau de refinamento da malha são etapas que, quando bem executadas garantem um resultado mais próximo do exato.

Por vezes o valor exato nem sempre é alcançável. Um estudo de convergência é fundamental indicar se a modelagem é satisfatória ou não. Em um trabalho conhecido, Yoann (2009), fez uma análise de convergência para uma estrutura semelhante a que está sendo proposta. Aqui se fará uma análise estática para avaliar a convergência dos resultados através de um refinamento de malha tipo h., onde o número de elementos é aumentado para ter uma solução mais precisa, como exposto por A.A. Novotny (1998).

## 2 DESCRIÇÃO DO OBJETO

A asa que foi analisada foi inspirada no avião Cessna 172 da Skyhawk, um monomotor de asa alta. É um dos aviões mais usados para treino de voo, pois é considerada uma aeronave robusta, estável e fácil de pilotar. A Tabela 1 lista as principais características adotadas no presente estudo.

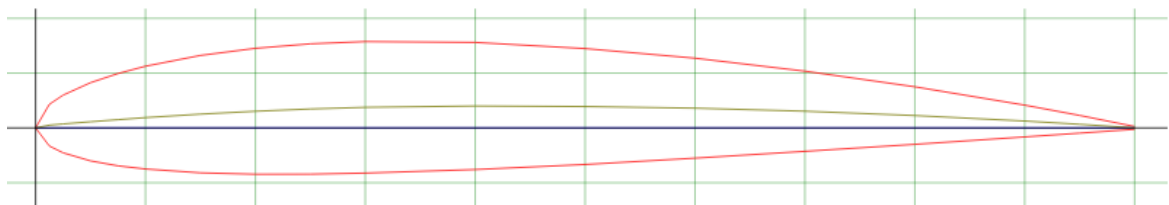


Figura 1. Perfil NACA 2412.

Tabela 1: Características da asa do Cessna 172, Jonh (2001).

Perfil	NACA 2412 - modificado
Envergadura	4 m
Área	16.2 m <sup>2</sup>

Os materiais usados para simular a estrutura asa foram as ligas de alumínio 2024 –T3 e 2024-T4 para as longarinas. A liga de alumínio 2024 é para usinagem de alta resistência, essa apresenta boas características de usinabilidade, capacidade de acabamento superficial e perfuração profunda.

As propriedades mecânicas adotadas foram: módulo de cisalhamento das ligas de alumínio de 28 GPa, o módulo de elasticidade de 73,1 GPa, coeficiente de Poisson de 0,33 e o limite de escoamento de 0,45 GPa.

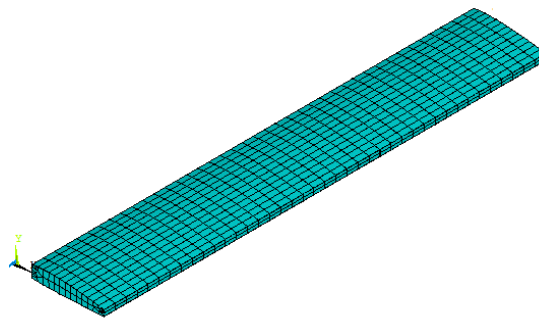
### 3 METODOLOGIA E RESULTADOS

Devido à complexidade da estrutura, o estudo de Layston (2015) permitiu que aproximações estruturais fossem feitas para facilitar a análise e diminuir o esforço computacional necessário.

Foram utilizados dois tipos de elementos: o Beam 188 para definir as longarinas e o Shell 181 para definir as nervuras e superfícies. Tais elementos são característicos do software ANSYS e a versão R16.0 para fazer a simulação estrutural.

O elemento Beam188 é um elemento de aproximação linear, de dois nós, com seis graus de liberdade por nó, representados por deslocamentos de translações e rotações nos eixos x, y, z. O elemento é baseado na teoria de Timoshenko (1921). Essa teoria propõe a adição dos efeitos de distorção de cisalhamento.

O elemento Shell 181 é adequado para analisar estruturas que são cascas finas. Esse elemento possui quatro nós e cada nó têm também, 6 graus de liberdade. A precisão da modelagem é regida pela teoria cisalhamento-deformação de primeira ordem, Teoria de Mindlin-Reisser, exposta por Pritish, (2013). A figura abaixo mostra a modelagem dessa estrutura no software ANSYS.



*Figura 2. Modelagem da wingbox de uma asa de avião.*

Foi imposto um carregamento em duas nervuras da asa, a 0.6 da envergadura da asa e outra na extremidade da asa. Segundo Yoann (2009) a estrutura de uma asa suporta cerca de 70 % da carga aerodinâmica. O carregamento foi imposto dessa maneira a fim de comparar com o resultado obtido na referência citada e a origem do sistema de eixos pode ser observado na figura com uma indicação no canto inferior esquerdo da figura acima.

A carga é expressa em G's, uma vez que 1 G representa o peso máximo da aeronave na decolagem da mesma, esse valor é de aproximadamente 11 KN conforme John (2001), como a força suportada pela estrutura é de 70 % desse peso, no caso em estudo 1 G corresponde a aproximadamente 7,7 KN, e assim o valor para cada asa é de 3,85 KN.

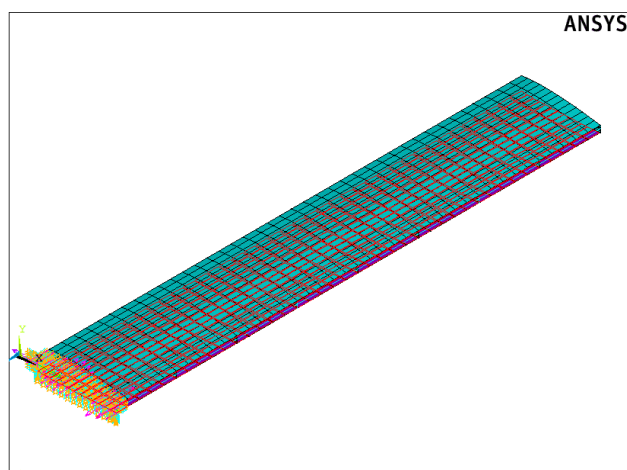


Figura 3. Estrutura da wingbox engastada para a análise no ANSYS.

A análise estática foi conduzida para diferentes números de nós. A Tabela 2 mostra os resultados do deslocamento máximo num nó da extremidade livre da asa. O número de elementos da malha foi escolhido de maneira aleatória, pois o objetivo é mostrar que o aumento do número de nós aumenta a convergência do resultado.

O erro relativo usado na tabela abaixo tem como referência o valor do deslocamento para 112.386 nós, pois o refinamento da malha não produziu uma mudança significativa no valor da propriedade em estudo.

Tabela 2. Análise de convergência para a modelagem no APDL.

Número de nós	Deslocamento máximo (cm)	Erro relativo (%)
1.482	99,2705	3,180013
5.877	101,352	1,149896
12.624	101,792	0,720757
22.529	102,048	0,471077
88.849	102,469	0,060469
112.386	102,531	0

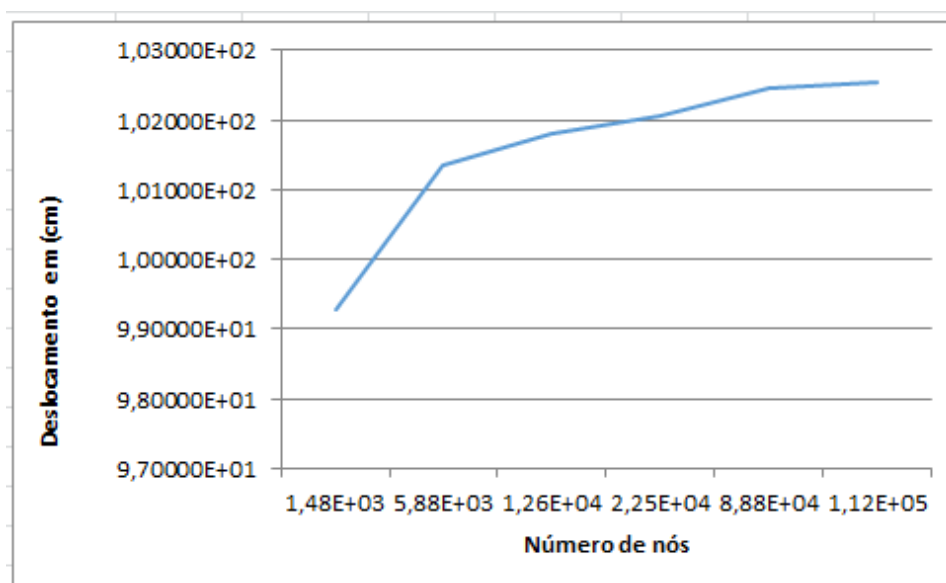


Figura 4. Gráfico deslocamento, em centímetros, versus o número de nós para a modelagem.

## 4 CONCLUSÃO

. Os resultados mostram uma variação menor nos resultados à medida que se aumenta o número de elementos da malha, indicando uma tendência de estabilização dos valores com o refinamento. O tamanho dos elementos influencia fortemente na convergência dos resultados. Isso ocorre devido o refinamento do tipo  $h$ , uma vez que esse processo permite um refinamento global aumentado o número de nós e conseqüentemente a precisão do deslocamento.

Uma malha mais refinada gera um número maior de equações, dessa maneira é possível observar melhor o comportamento estrutural. Em contrapartida há um aumento do custo computacional que deve ser avaliado na viabilidade do procedimento em cada problema tratado.

## 5 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Análise estrutural à Asa da Aeronave Lockheed Martin C-130H. Yoann Eras Lage. 2009. Dissertação para obtenção do Grau de mestre em Engenharia Aeroespacial.

Finite Element Analysis of Carbon Fibre Reinforced Aircraft Wing. Kirankumar Reddy, Sunil Manganshetty. December 2013

Statistic and Dynamical Analysis of Typical Wing Structure of Aircraft using Nastran. Prirish Chite, P.K.Jadhav, Mr. S. S. Bansonde. International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management. Volume 2, Issue 7, July 2013.

Statistical Loads Data for Cessna 172 Aircraft Using the Aircraft Cumulative Fatigue System (ACFS). Dr John A. Cicero, Franck L. Feiter, and Jamshid Mohammadi. 2001. FAA Report.

Structural Analysis of a wing box. Layston Ferroni Soares, Estêvão Guimarães Lapa, Pedro Américo Almeida Magalhães Junior, Bruno Daniel Pignolati. *Journal of Engineering Research and Applications*. Vol. 5, Issue 5, ( Part -4) May 2015, pp.23-31

Timoshenko, S. On the correction for shear of differential equation for transverse vibrations for prismatic bars. *Philosophical Magazine* 41 (1921), pp.744-746

Timoshenko, S. On the transverse vibrations of bars of uniform cross-section. *Philosophical Magazine* 43, pp.125-131

Um refinamento  $h$ ,  $p$  e  $hp$  adaptativo na análise de flexão de placas semi-espessas. A.A. Novotny e E.A. Fancelo. *Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería*. Vol. 14,1, 25-48(1998).

Workbench A. ANSYS Workbench Help. NY, 2007.