

SUPERPOSIÇÃO DE CASOS DE CARREGAMENTO UNITÁRIO COMO METODOLOGIA PARA ANÁLISE ESTRUTURAL ESTÁTICA LINEAR EM ELEMENTOS FINITOS

R.P. Silva^{1*}; J. P. O. Freitas¹

¹ Embraer

Rod. Presidente Dutra, Km 134, Distrito Eugênio de Melo, CEP.: 12247-820, SP – Brasil

Telefone: (12) 3927-1000

* rafaelpsilva07@gmail.com

RESUMO: na indústria, quando necessário simular uma estrutura via MEF (Método dos Elementos Finitos) e que pode ser submetida a múltiplos cenários de carregamento, em geral, cria-se uma configuração de análise para cada cenário. Baseado no Princípio da Superposição, este trabalho propõe uma metodologia capaz de simular diferentes cenários por meio de aplicação de cargas unitárias e combinações lineares. Esta metodologia pode reduzir o número de horas gastas em simulações computacionais. Além disso, a mesma apresentou resultados praticamente idênticos à forma convencional de simular cenários de carregamento, com erros próximos de zero.

PALAVRAS-CHAVE: Elementos Finitos; Carga Unitária; Asa.

ABSTRACT: in industry, when it is necessary to simulate a structure using FEM (Finite Element Method) and the structure can be subjected to several load conditions, in general, an analysis set is created for each scenario. Based in the Superposition Principle, this work proposes a methodology capable of simulating different scenarios using unitary loads and linear combination. This methodology can reduce the time of machine use in computational simulations. Also, results shows that the model response is nearly identical the one obtained by the conventional method, errors are close to zero.

KEYWORDS: Finite Elements; Unitary Load; Wing.

1 INTRODUÇÃO

O Método dos Elementos Finitos (MEF) é utilizado na aeronáutica como forma de subsidiar o desenvolvimento de uma aeronave, desde a sua concepção até a fase de certificação.

Dessa forma, toda prática que visa reduzir o tempo de simulação em MEF ou o número de casos a serem simulados é de interesse das equipes de análise estrutural.

1.1 Simulação estrutural na indústria aeronáutica

A *Federal Aviation Administration* (FAA), órgão regulamentador de aeronaves civis nos Estados Unidos, propõe 50 títulos em seu Código de Regulamentos Federais (CFR) [1]. O regulamento 23 da FAA, título 14, (14 CFR) propõe normas de aeronavegabilidade para certas categorias de avião, e, por meio dos seus parágrafos (§), é possível abstrair as informações necessárias para que a aeronave possa ser regulamentada.

O §23.307 (*Proof of structure*) defende a utilização de simulação estrutural para fins de demonstração, desde que haja correlação entre a simulação e dados experimentais [2]. Além disso, este parágrafo indica que o projeto da estrutura deve demonstrar conformidade para todos os casos críticos de carregamento possíveis.

Dentre os carregamentos críticos os quais uma aeronave pode estar submetida o regulamento da FAA especifica: Carregamentos em Voo, Carregamentos de Sistema, Carregamentos de Solo, Carregamentos de Emergência, entre outros [2].

Apesar de aparentar um caráter subjetivo essas informações servem de apoio para acordos entre órgão regulamentador e empresa envolvida na concepção do produto. Sendo assim, apesar de a quantidade exata de simulações estruturais necessárias ser uma informação restrita às partes envolvidas, não seria absurdo afirmar que essa quantidade atinge a ordem de centenas ou milhares de análises a serem feitas.

1.2 Utilização de um modelo de elementos finitos global

Para realizar uma grande quantidade de simulações em um projeto complexo, uma prática comum na indústria é lançar mão de um modelo MEF global. Normalmente, esse modelo possui uma malha grosseira de elementos finitos e servirá como base para simulações mais detalhadas. A Figura 1.1 exemplifica como é um modelo global e um modelo detalhado. Maiores informações sobre o método podem ser verificadas no Workshop fornecido pela MSC [3].

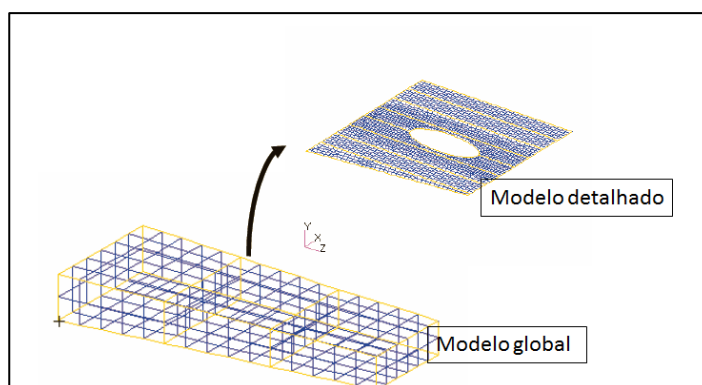


Figura 1.1. Modelo global e modelo detalhado. Adaptado de [3].

O modelo global pode ter utilidades como: extração de cargas para dimensionamento de peças ou a seleção de casos de carga que causam maior tensão em determinada região. Por esse motivo, aperfeiçoar a análise de modelos globais traz ganhos computacionais relevantes na indústria.

1.3 Objetivos do trabalho

O objetivo deste trabalho é apresentar uma metodologia alternativa para a montagem de casos de carga e análise estrutural com Elementos Finitos. O novo método é baseado no Princípio da Superposição com cargas unitárias em substituição às cargas reais. Desta forma, devido à exigência de um menor número de cenários, espera-se obter um menor gasto operacional do NASTRAN®, *solver* utilizado neste trabalho.

2 MÉTODO DE CARGA UNITÁRIA PARA ANÁLISE DE MODELO GLOBAL

Para este projeto foi criado um modelo global simplificado de uma asa e foram propostos cinco casos de carga a serem analisados. Esses casos foram testados de duas maneiras. Primeiramente, foi feita uma simulação para cada caso de carga, como normalmente é feito na indústria. Posteriormente foi proposta a metodologia que visa reduzir este número de simulações.

2.1 Modelo

Para a criação do modelo global foi utilizado o software comercial MSC Patran/Nastran® Student Edition. A

Figura 2.1 mostra o modelo de elementos finitos da asa. Este modelo contém 577 elementos de placa (verde escuro), três elementos para aplicação de carga (rosa) e todos os nós da raiz da asa em condição de engaste. Os elementos de aplicação de carga possuem um nó para entrada de carga (próximo da ponta das setas vermelhas) e são distribuídos ao longo da asa.

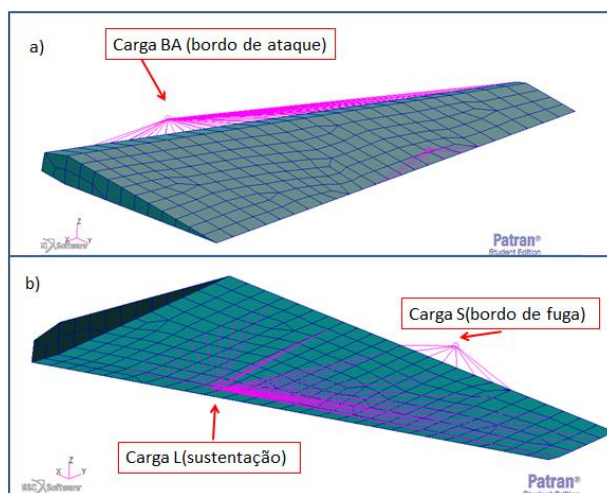


Figura 2.1. a) Vista do painel superior da asa. b) vista da do painel inferior da asa.

Nos casos das cargas de BA e de L a distribuição é mais intensa na raiz da asa e decresce nas proximidades da ponta da asa. A carga S é concentrada em oito nós do bordo de fuga.

As distribuições de carga, assim como o modelo, não representam uma asa real. No entanto, o modelo criado segue a estrutura básica de uma asa proposta por NIU [4]. A Tabela 1 apresenta informações sobre o modelo.

Tabela 1. Informações sobre a geometria da asa.

Envergadura (m)	10
Corda na raiz da asa(m)	2
Corda na ponta da asa(m)	0,8
Quantidade de nervuras	8
Quantidade de longarinas	1 (próxima ao bordo de ataque)

2.2 Casos de carregamento

Foram aplicados cinco casos de carga na asa, combinando-se valores para os três pontos de aplicação. A Tabela 2 apresenta os casos de carga analisados.

Tabela 2. Casos de carga e pontos de aplicação.

ID Caso	Carga BA (daN)	Carga L (daN)	Carga S (daN)
1	800	1500	0
2	600	2000	0
3	400	3000	0
4	300	5000	1000
5	1000	700	200

2.3 Métodos de análises

Foram propostos dois métodos para realizar as cinco simulações propostas.

2.3.1 Simulação dos casos reais

A simulação dos casos reais consiste em aplicar as três forças simultaneamente no modelo com a magnitude real de cada uma delas (conforme apresentado na Tabela 2). Resultando assim cinco casos a serem simulados.

A análise desses cinco casos retorna uma resposta que consiste em cinco vetores de resultados (\bar{R}_i), cada um contendo os resultados numéricos de cada um dos 577 elementos de placa do modelo. A Equação (1) ilustra a resposta dessa análise.

$$\bar{R} = \begin{bmatrix} \bar{R}_1 \\ \bar{R}_2 \\ \bar{R}_3 \\ \bar{R}_4 \\ \bar{R}_5 \end{bmatrix} \quad (1)$$

Onde:

\bar{R}_i – é o vetor de resultado;

i – é o índice que representa o caso de carga analisado.

2.3.2 Aplicação de cargas unitárias

O segundo método proposto consiste na aplicação de cargas unitárias nos pontos de aplicação e avaliação da influência de cada uma delas sobre cada elemento do modelo. Assim, o número de análises a serem feitas pelo *solver* NASTRAN® é reduzido a três, conforme mostra a Tabela 3.

Tabela 3. Casos de carga unitária e pontos de aplicação.

ID Caso	Carga BA (daN)	Carga L (daN)	Carga S (daN)
1	1	0	0
2	0	1	0
3	0	0	1

A análise com cargas unitárias resultará em três vetores de resposta conforme mostra a Equação (2).

$$\bar{Ru} = \begin{bmatrix} \bar{Ru}_1 \\ \bar{Ru}_2 \\ \bar{Ru}_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Onde:

\bar{Ru}_i – é o vetor de resultado utilizando a carga unitária;

i – é o índice que representa a carga unitária aplicada.

Em seguida, foi feita uma combinação linear entre os resultados de cada carga unitária com as cargas consistentes da Tabela 2 a fim de obter os mesmos resultados encontrados nas simulações dos casos reais. A Equação (3) ilustra esse processo.

$$\begin{bmatrix} 800 & 1500 & 0 \\ 600 & 2000 & 0 \\ 400 & 3000 & 0 \\ 300 & 5000 & 1000 \\ 1000 & 700 & 200 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} Ru_1 \\ Ru_2 \\ Ru_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{R}_1 \\ \bar{R}_2 \\ \bar{R}_3 \\ \bar{R}_4 \\ \bar{R}_5 \end{bmatrix} \quad (3)$$

A Equação (3) é baseada no método da superposição que, de acordo com Caprani, prova que a “deflexão causada por uma força pode ser adicionado à deflexão causada por outra força para obter a deflexão causada por ambas as forças aplicadas” [5].

Além disso, Hibbeler complementa que o método da superposição pode ser utilizado se o material comporta-se de maneira linear-elástica [6].

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados desse estudo visam demonstrar se o método de cargas unitárias pode substituir as simulações dos casos reais. Para se chegar a uma conclusão foram analisados oito tipos de resultados diferentes e depois calculado o erro do método das cargas unitárias com relação ao resultado apresentado pelas simulações dos casos reais.

3.1 Vetores de saída analisados

Os resultados de saída para o elemento são apresentados na Tabela 4. Esses resultados, em tradução livre, representam a força real no elemento de placa. Para mais informações vide a referência [7].

Tabela 4. Resultados avaliados em cada elemento de placa.

<i>Membrane force x</i>
<i>Membrane force y</i>
<i>Membrane force xy</i>
<i>Bending moment x</i>
<i>Bending moment y</i>
<i>Bending moment xy</i>
<i>Shear x</i>
<i>Shear y</i>

A escolha desses resultados se justifica pelo fato de que a partir dos mesmos, junto às informações de propriedades e geometria do elemento, é possível calcular os resultados em forma de tensão e cargas de interface. Reduzindo, dessa forma, ainda mais o tempo de utilização do *solver* NASTRAN®.

3.2 Diferenças encontradas entre os dois métodos

Os resultados obtidos por meio dos dois métodos foram comparados em cada elemento, para cada caso de carga e usando-se cada vetor de saída.

Para verificar se o método de cargas unitárias proposto apresentaria alguma incoerência com relação ao primeiro método, foi calculado o erro conforme a Equação (4).

$$[Erro] = \frac{[\bar{R}]_{m2}}{[\bar{R}]_{m1}} - 1 \quad (4)$$

Onde:

$[\bar{R}]_{m2}$ – São os resultados do método com carga unitária;

$[\bar{R}]_{m1}$ – são os resultados do método com cargas reais.

O calculo do erro foi feito para cada um dos cinco casos de carga, oito resultados e 577 elementos de placa presentes no modelo.

Para exemplificar a comparação dos resultados, a Tabela 5 mostra o erro para um dos vetores analisados.

Tabela 5. Resultado para os dez primeiros elementos. Caso: 1. Vetor de saída: *Membrane force x*.

ID Elem.	Simulação dos casos reais	Carga unitária	Erro
1	0,1477129	0,1477129	-3E-07
2	-0,3999741	-0,3999742	2E-07
3	1,9006660	1,9006669	5E-07
4	0,8206538	0,8206537	-7E-08
5	4,0241370	4,0241363	-2E-07
6	2,6931940	2,6931945	2E-07
7	2,2138250	2,2138255	2E-07
8	1,5264630	1,5264627	-2E-07
9	2,1986510	2,1986509	-4E-08
10	2,1926640	2,1926635	-2E-07

A Tabela 6 resume as diferenças encontradas entre os dois métodos.

Tabela 6. Erro encontrado no método de carga unitária em comparação com a simulação dos casos reais.

Média dos Erros	1,6E-08
Maior Erro	1,5E-03
Desvio Padrão	1,2E-05

Segundo consta a Tabela 6, o método de cargas unitárias apresentou erros muito próximo de zero, sendo que o maior valor encontrado foi de 0,15%. Além disso, observa-se que o desvio padrão é superior à média, o que pode ser explicado pelo fato de um erro poder ser tanto negativo quanto positivo.

4 CONCLUSÃO

O método das cargas unitárias apresentou resultados equivalentes ao método clássico utilizado na indústria, com diferenças muito próximas de zero.

A vantagem do novo método recai na economia de tempo de utilização do *solver* de elementos finitos. O método das cargas unitárias requer somente uma bateria de simulações que, uma vez realizada, permite a combinação linear de quantos casos de carga forem necessários. Essas combinações lineares podem ser feitas por meio de uma linguagem de programação que, em geral, não representa custo extra de licença comercial de um *software*.

A desvantagem deste método é a exigência de se ter um modelo que sofra poucas alterações com o tempo, pois, caso a rigidez do modelo seja alterada, há a necessidade de se realizar novamente a bateria de simulações. Dessa forma, a metodologia pode ser utilizada em fases maduras de um programa de desenvolvimento, onde o modelo global representa com fidelidade as características físicas estrutura. Nessas fases, somente são realizadas pequenas modificações no modelo e a rigidez global da estrutura é mantida.

5 BIBLIOGRAFIA

[1] SANTOS¹, B. N.; BARBOSA¹, A. P. N.; NOLASCO¹, L. A. ESTUDO SOBRE ASPECTOS DO PROCESSO DE CERTIFICAÇÃO DE TIPO DE AERONAVES PARA FINS MILITARES. III Congress of Industrial Management and Aeronautical, 2016.

[2] ELECTRONIC CODE OF FEDERAL REGULATIONS. ECFR, 2017. Disponível em: <<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23#sp14.1.23.c>>. Acesso em: 04 ago. 2017.

[3] MSC. Workshop 19: Global/Local Modeling Using FEM Fields. Fakultet strojarstva i brodogranje. Disponível em: <https://www.fsb.unizg.hr/lrm/files/pdf/fem/patran/patran_adv/Ws19_GlobalLocal_disp.pdf>. Acesso em: 04 ago. 2017.

[4] NIU, M. C.-Y. Airframe Structural Design. Burbank, California: Conmilit Press LTD., 1995.

[5] CAPRANI, C. ECNE353-Superposition-Handout2011.pdf. University of Maryland, 2011. Disponível em: <<http://eng.umd.edu/~austin/ence353.d/lecture-material2011/ENCE353-Superposition-Handout2011.pdf>>. Acesso em: 15 ago. 2017.

[6] C., R. H. Resistência dos Materiais. 5^a. ed. São Paulo: Pearson, 2007.

[7] SIMENS. NX Nastran Quick Reference Guide. [S.l.]. 2003.