

# Considerações sobre a utilização do método de elementos finitos para o cálculo do trem de pouso em material composto da aeronave CEA-309 MEHARI.

Luiz Augusto Tavares de Vargas  
Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira  
Rogério Pinto Ribeiro

Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais - CEA/EEUFMG

Copyright © 2004 Society of Automotive Engineers, Inc

## RESUMO

Apresenta-se uma metodologia de cálculo utilizada para o projeto do trem de pouso da aeronave CEA-309 Mehari, baseada na utilização do método de elementos finitos. Foi desenvolvido um programa para a automatização dos procedimentos de cálculo, através da geração parametrizada da geometria, malha, condições de contorno e solução. Com este programa, para o cálculo estrutural de uma dada geometria, basta que sejam fornecidas algumas dimensões que caracterizam a geometria do trem de pouso. Algumas peculiaridades referentes à utilização do método de elementos finitos em material composto, como a orientação dos elementos e as não linearidades envolvidas são analisadas e discutidas. Este procedimento possibilitou uma redução no trabalho de projeto, viabilizando alterações rápidas da geometria e análises subsequentes. Uma geometria final é apresentada e comparada com critérios de absorção de energia definidos a partir dos requisitos apresentados pelo FAR Part23 [4].

## INTRODUÇÃO

O trem de pouso da aeronave CEA-309 Mehari é do tipo convencional (Figura 1).

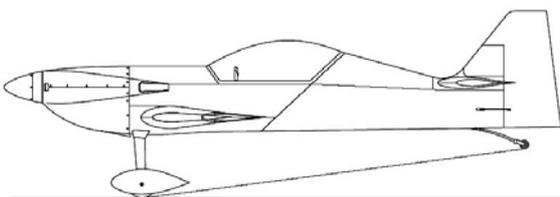


Figura 1 – Aeronave CEA-309 Merahi

O trem de pouso principal é constituído por uma lâmina fabricada em material composto (fibra de vidro unidirecional em matriz epóxi), revestida com tecido bidirecional (fibra de vidro em matriz epóxi), responsável por aumentar a rigidez torcional da lâmina.

As dimensões básicas de altura e bitola e do trem de pouso são definidas em seu projeto básico [1].

Objetivo deste trabalho é a determinação das outras dimensões necessárias para a construção do trem de pouso principal (Figura 2): i) largura na raiz ( $b_1$ ); ii) largura na ponta ( $b_2$ ); iii) espessura na raiz ( $t_1$ ); iv) espessura na ponta ( $t_2$ ) e v) espessura da camada de tecido externa ( $t$ ).

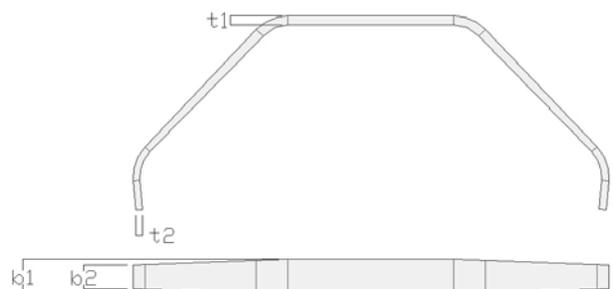


Figura 2 - Variáveis do programa

Como não existe solução analítica para a determinação das cinco dimensões não conhecidas, é desejável a construção de um modelo parametrizado, o qual permite análises rápidas de várias configurações, bastando que sejam informadas as dimensões  $b_1$ ,  $b_2$ ,  $t_1$ ,  $t_2$  e  $t$ .

## MODELO PARAMETRIZADO

De forma a gerar um modelo parametrizado, foi criada uma rotina interna para uma plataforma comercial de elementos finitos capaz de criar o modelo, gerar a malha,

aplicar as condições de contorno e apresentar os resultados de uma configuração escolhida, tendo como entrada as dimensões não conhecidas do trem de pouso.

A estrutura lógica da rotina implementada é apresentada na Figura 3.

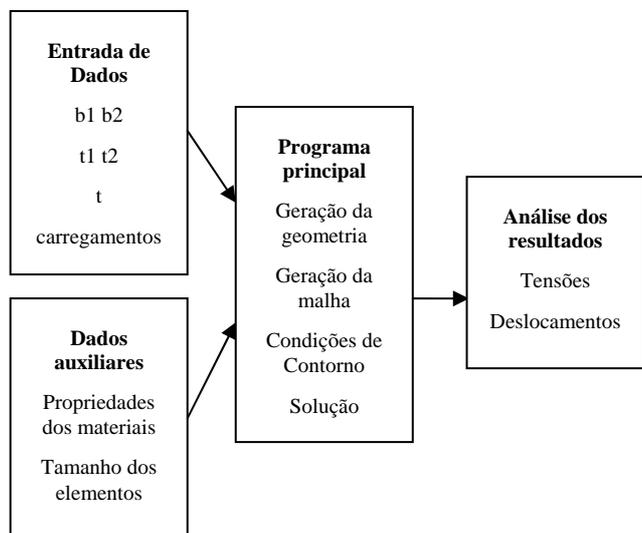


Figura 3 - Estrutura do programa construído

## CONDIÇÕES DE CONTORNO

### CARREGAMENTO

As cargas a serem aplicadas foram calculadas por Iscold [1], segundo a regulamentação apresentada pelo FAR (Federal Aviation Regulations) - Part 23 [4].

Os fatores de segurança e de qualidade do material adotados, ainda em concordância com o regulamento FAR-Part23 [4] foram: i) 1,5 como fator de segurança e ii) 1,15 como fator de qualidade de material (material composto).

Tabela 1 - Cargas atuantes no trem de pouso

	Pouso nivelado	Pouso de três pontos	Pouso em uma roda	Pouso com carga lateral
Carga vertical (N)	13269	12178	13269	8823
carga horizontal p/ trás (N)	3317	0	3317	0
carga transversal (lateral) (N)	0	0	0	6635

O fator de carga no solo, é determinado através de uma procedimento iterativo que depende da rigidez do trem de pouso e das características de pouso. Um detalhamento

deste procedimento foge ao escopo deste artigo. Para este trabalho será considerado fator de carga no solo igual a 3.

As cargas finais a serem aplicadas no trem de pouso são apresentadas na Tabela 1.

A Figura 4 apresenta o modelamento para a aplicação das cargas. Note que as cargas são aplicadas nos pontos de contato entre os pneumáticos e o solo e são transferidas à estrutura principal do trem de pouso através de elementos rígidos.

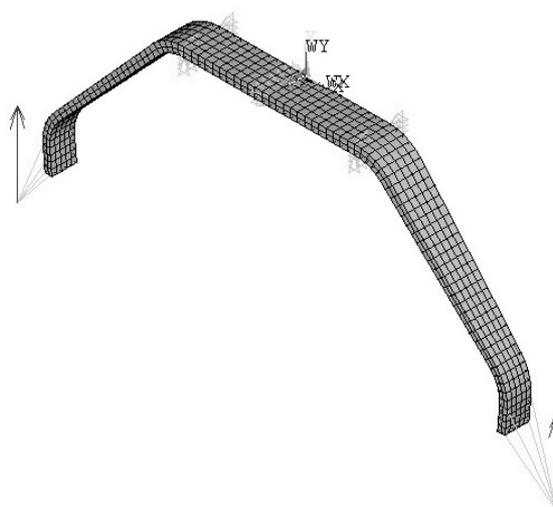


Figura 4 - Ponto de aplicação da carga

### CONDIÇÕES DE APOIO

Foram analisadas, a princípio, duas condições de apoio diferentes: lâmina engastada e lâmina bi-apoiada, como pode ser observado na Figura 5.

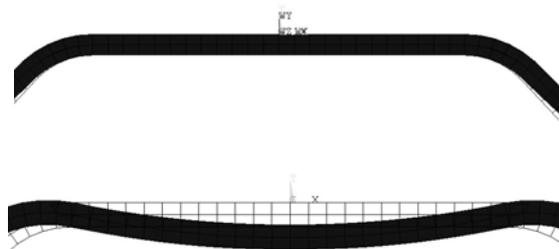


Figura 5 Comparação entre as condições de apoio adotadas

A Tabela 2 apresenta uma comparação dos resultados de deslocamento da ponta da lâmina do trem de pouso obtidos com as duas condições de apoio. Pode-se notar que com a condição bi-apoiada, o deslocamento observado é 86% maior que aquele obtido com a condição engastada. Sendo a absorção de energia proporcional ao deslocamento

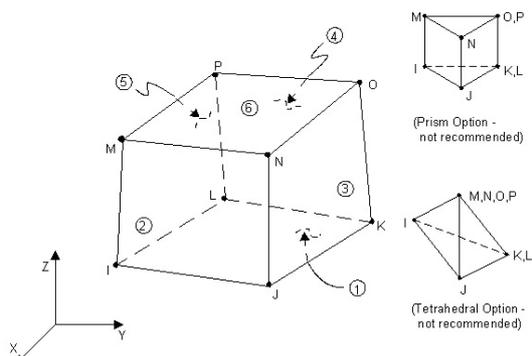
do trem de pouso, pode-se admitir que a condição de apoio ideal para este projeto será a bi-apoiada.

**Tabela 2** Variação nos resultados com o tipo de fixação

	Deslocamento máximo (mm)
Engastado	150
Bi-Apoiado	279

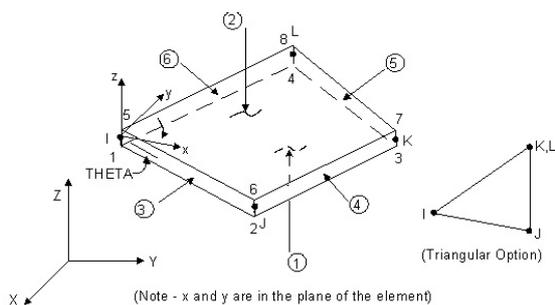
### ELEMENTOS

**LÂMINA** - Para a representação da lâmina adotou-se elementos cúbicos com 8 nós (um nó em cada vértice) conforme mostrado na Figura 6. Este componente requer uma modelagem tridimensional devido à esperada variação de tensão ao longo da sua espessura, o que não recomenda a utilização de elementos planos.



**Figura 6** - Elemento cúbico [5]

**REVESTIMENTO** - Como a espessura do revestimento deve ser pequena ( $< 2\text{mm}$ ), será utilizado, para a sua representação, um elemento plano, com 4 nós, conforme apresentado na Figura 7. Com este elemento é necessário pré-definir um estado para as variações de tensão ou deformação ao longo da sua espessura. Neste trabalho será considerado, para estes elementos, um estado plano de tensões, ou seja, a tensão ao longo da sua espessura será considerada constante.

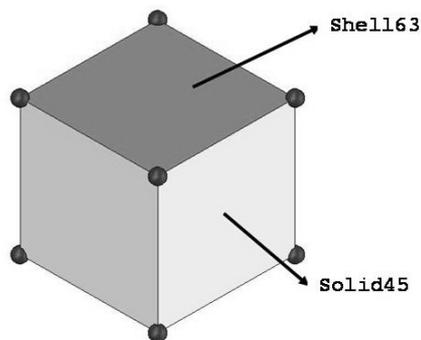


**Figura 7** - Elemento de casca [5]

**COMPATIBILIDADE DOS ELEMENTOS (MALHA SOBRE MALHA)** – Como em uma mesma geometria são aplicadas duas malhas distintas (uma representando a lâmina e outra representando o revestimento), faz-se

necessário observar a compatibilidade de deslocamentos entre os elementos.

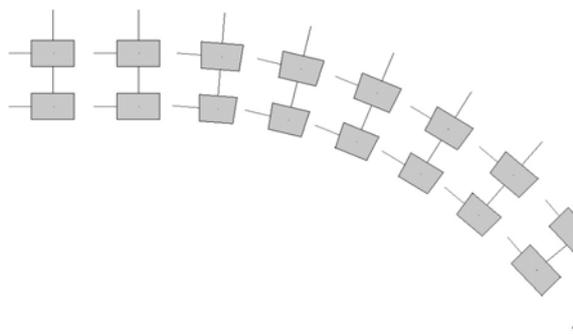
De acordo como a formulação dos elementos utilizados, pode-se garantir esta compatibilidade simplesmente pelo fato de se ter coincidência entre os nós dos elementos tridimensionais e dos elementos bi-dimensionais (Figura 8). Para isto deve-se ter malhas com mesma discretização idêntica para os dois tipos de elemento.



**Figura 8** - Malha sobre malha

**ORIENTAÇÃO DOS ELEMENTOS** – Como as fibras unidirecionais estão dispostas ao longo do comprimento da lâmina, acompanhando suas curvaturas, e o tecido que reveste o trem de pouso está a  $45^\circ$  em relação às fibras unidirecionais, é necessária a orientação dos elementos através de sistemas de coordenadas locais. Deve-se notar também que por se tratar de materiais compostos as anisotropias devem ser consideradas.

Pode-se observar pelas Figura 9 e Figura 10, a diferença entre os sistemas de coordenadas dos elementos quando alinhados ou não com a direção das fibras.



**Figura 9** - Elementos orientados

A Tabela 3 apresenta, resultados de deslocamento da ponta da lâmina do trem de pouso quando se utiliza ou não sistemas de coordenadas locais para os elementos. A diferença entre os resultados pode chegar a quase 300%, comprovando a importância de se orientar as propriedades

mecânicas dos materiais com as correspondentes direções da geometria.

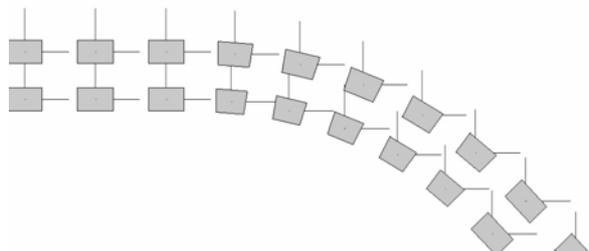


Figura 10 - Elementos sem orientação

Tabela 3 – Variação dos resultados com o tipo de orientação dos elementos

	Deslocamento máximo (mm)
Com orientação	21
Sem orientação	65

## PROPRIEDADES DOS MATERIAIS

As fibras de vidro, unidirecionais ou bidirecionais, em matriz epóxi, podem ser consideradas como materiais ortotrópicos. As características mecânicas adotadas foram obtidas na literatura [3], e são apresentadas na Tabela 4.

Tabela 4 - Propriedades dos materiais

	unidirecional	bidirecional
$E_x$ (GPa)	8.6	29.7
$E_y$ (GPa)	39	29.7
$E_z$ (GPa)	8.6	8.6
$PR_{xy}$	0.06	0.06
$PR_{yz}$	0.06	0.17
$PR_{xz}$	0.28	0.17
$G_{xy}$ (GPa)	6	8
$G_{yz}$ (GPa)	6	5.3
$G_{xz}$ (GPa)	3.8	5.3

Na Tabela 4, E, PR, G, representam, respectivamente, o módulo de elasticidade, o coeficiente de Poisson, e o módulo de cisalhamento, nas direções indicadas.

## NÃO LINEARIDADE

Devido aos grandes deslocamentos envolvidos, foi necessária a utilização de um método não linear para a solução deste problema.

Para ilustrar a necessidade de solução não linear neste problema, foi obtida uma solução linear do mesmo modelo estando os resultados apresentados na Tabela 5. Nota-se que, a diferença observada no resultado de deslocamento é próxima à 100%, comprovando a importante influência da solução não linear do problema.

Tabela 5 - Variação de resultados de acordo com o tipo de modelo

Modelo	Deslocamento (mm)
Linear	147
Não linear	279

## INFLUÊNCIA DA DISCRETIZAÇÃO E DO TIPO DE SOLUÇÃO NO TEMPO DE PROCESSAMENTO

A fim de obter uma malha que garanta resultados precisos (convergência dos resultados), foram realizados testes com diversos tamanhos de elementos. A Tabela 6 e a Figura 11 apresentam uma comparação entre os resultados obtidos com um processador Athlon 1.5 GHz com 512Mb de memória RAM operando em ambiente Windows XP.

Tabela 6 - Influencia do tamanho dos elementos e tipo de análise no tempo de processamento e resultados

tipo	tamanho do elemento (mm)	tempo de processamento	deslocamento
linear	50	7 s	291
	25	13 s	292
	15	23 s	292
	10	42 s	292
não linear	50	2 m e 20 s	677
	25	7 m 45 s	703
	15	23 m 30s	703

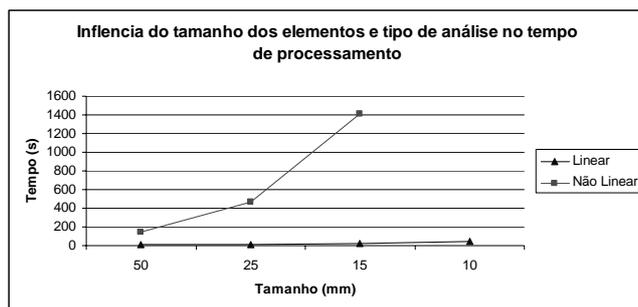


Figura 11 Influencia do tamanho dos elementos e tipo de análise no tempo de processamento.

Para este trabalho, adotaram-se elementos com tamanho máximo de 25 mm, assegurando, de acordo com a Tabela 6, boa precisão dos resultados sem, no entanto, aumentar demasiadamente o tempo de processamento.

## ABSORÇÃO DE ENERGIA

Segundo Pazmany [2], o deslocamento da ponta da lâmina necessário para que o trem de pouso seja capaz de absorver a energia associada ao pouso pode ser obtida, de forma simplificada, através da seguinte equação:

$$ds = 0.3 \times \frac{\sqrt{\frac{W}{S}} - dt \times [(Kt \times Nz) + (\frac{L}{W} - 1)]}{(Ks \times Nz) + (\frac{L}{W} - 1)}$$

onde, W denota o peso da aeronave em lbf, S a área alar em ft<sup>2</sup>, dt a deformação do pneu [2] em ft, Kt a eficiência de absorção de energia do pneu, Nz o fator de carga no solo durante a condição em estudo, L a sustentação da aeronave na condição em estudo em lbf e Ks a eficiência de absorção de energia do trem de pouso.

Para a aeronave CEA-309, considerando peso de projeto de 1152lbf e fator de carga no solo máximo igual a 3, tem-se:

$$ds = 0.3 \times \frac{\sqrt{\frac{1152,45}{72,3334}} - 0,1750 \times [(0,42 \times 3) + (\frac{768,3031}{1152,45} - 1)]}{(0,5 \times 3) + (\frac{768,3031}{1152,45} - 1)} =$$

$$= 0,8874 \text{ ft} = 270,5 \text{ mm}$$

ou seja, para que a energia de pouso com fator de carga no solo igual a 3 seja absorvida, a ponta da lâmina do trem de pouso deve ter um deslocamento aproximado de 270 mm.

## CONFIGURAÇÃO ADOTADA

Utilizando a metodologia apresentada neste trabalho determinou-se a configuração para a construção do protótipo do trem de pouso da aeronave CEA-309 MEHARI, conforme apresentado na Tabela 7.

Tabela 7 Configuração adotada

Variável	Valor (mm)
b1	120
b2	80
t1	32
t2	24
T	0,73

A configuração mais favorável é aquela que possui altos valores de deslocamentos (alta absorção de energia e baixo fator de carga na fuselagem), porém com baixos valores de tensão (maior confiabilidade estrutural). No entanto é conveniente lembrar que tanto o valor do deslocamento, quanto os valores de tensão aumentam com a diminuição das dimensões geométricas, ou seja, caso seja necessário aumentar o deslocamento máximo da ponta da lâmina do trem de pouso (a fim de melhorar a absorção de energia), aumenta-se conseqüentemente também os valores de tensão.

## DESLOCAMENTOS

Pode-se observar pela Tabela 8, que, segundo o M.E.F, a ponta da lâmina tem um deslocamento 3,1% superior do que a necessária para absorver a energia do pouso da aeronave, o que atende aos requisitos descritos segundo Pazmany[2].

Tabela 8 Deslocamentos

Deslocamento em Y (resultado do M.E.F., mm)	Deslocamento necessária (Segundo Pazmany, mm)
279	270,5

Assim, pode-se se assegurar que a configuração adotada atende plenamente os requisitos referentes a absorção de energia impostos pelo FAR Part-23 [4].

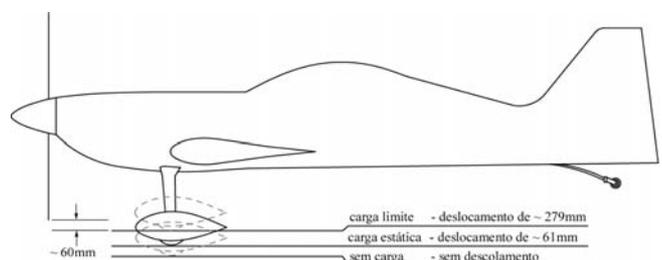


Figura 12 - Níveis de deslocamentos da roda

A Figura 12, mostra os diferentes níveis de deslocamentos a qual a ponta da lâmina do trem de pouso da aeronave poderá estar submetida. É importante notar que o deslocamento máximo é suficiente para garantir uma folga de hélice em relação ao solo, garantindo assim sua integridade mesmo em situações críticas para o trem de pouso.

## TENSÕES

Além de ser capaz de absorver a energia associada ao pouso da aeronave, o trem de pouso deve apresentar também resistência suficiente para evitar falhas mecânicas. Para esta análise foi avaliado o nível de tensão a qual a lâmina de fibra de vidro estará submetida, utilizando tensão equivalente de von-Mises. Os resultados estão mostrados na Figura 13 e na Figura 14, e resumidas na 0.

Tabela 9 Tensões atuantes para várias condições de pouso

	Resultados para Nz = 3 e elemento de 25 mm	
	Tensão no roving (Mpa)	Tensão no tecido (Mpa)
vôo nivelado	689,3	272,2
cargas laterais	513,0	237,2

É importante notar que apesar dos níveis de tensão estarem muito abaixo dos limites de ruptura do material (1000 Mpa para o roving e 360 Mpa para o tecido), não se pode diminuir as dimensões do trem de pouso, pois isso aumentaria os deslocamentos ao qual ele estaria submetido (diminui a rigidez), tornando inviável do ponto de vista de projeto, pois a hélice tocaria o solo.

## CONCLUSÕES

O projeto de um trem de pouso que atenda simultaneamente requisitos de rigidez e resistência, só é com a aplicação de uma metodologia de cálculo como a sugerida neste trabalho.

As rotinas de automatização do cálculo através da geração parametrizada do modelo se mostraram eficientes, permitindo a agilização da análise de diferentes configurações.

Como ficou ilustrado neste trabalho, a não observância de técnicas de utilização do MEF, como: forma

de orientação dos elementos, tipo de solução e formas de aplicação das condições de contorno, pode causar grandes erros, comprometendo a análise em execução.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Iscold, P. H. A. O.; Projeto da aeronave CEA-309 Mehari; Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais - CEA/EEUFMG;2001.
- [2] Pazmany, L.; Landing Gear Design for Light Aircraft - volume 1; 1986.
- [3] Daniel, I.M.; Engineering Mechanics of Composite Materials; Oxford University Press; 1994.
- [4] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION; Federal Aviation Regulations-Part 23, 1999.
- [5] Ansys Inc., Manual on-line do software ANSYS 5.7.

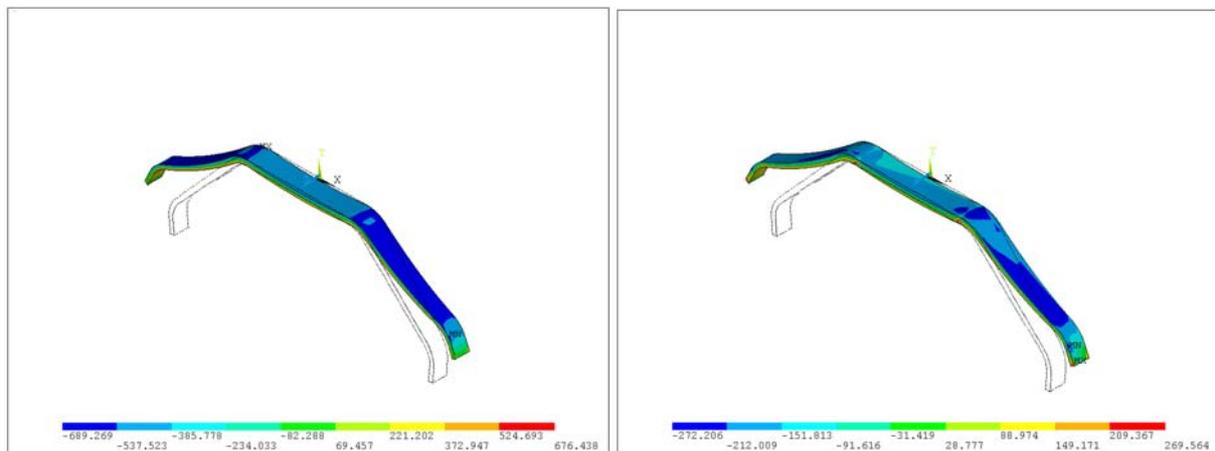


Figura 13 Tensão no roving e no tecido - Pouso em atitude de vôo nivelado

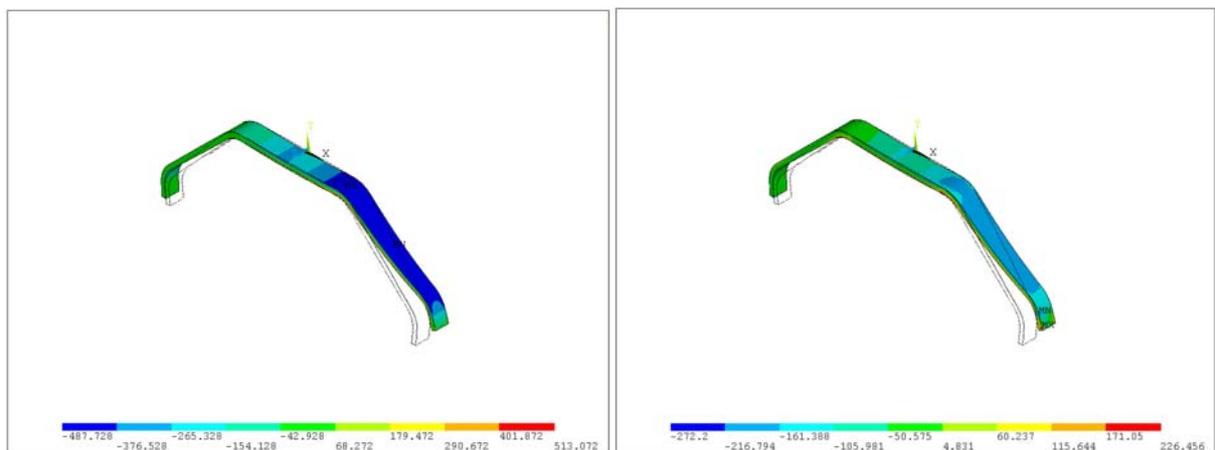


Figura 14 Tensão no roving e no tecido- Pouso com cargas laterais

