

UTILIZAÇÃO DE REFORÇOS DE FIBRA DE VIDRO EM MATRIZ EPÓXI NO REPARO DE TENSORES DE MADEIRA DE ESTRUTURAS DE AERONAVES

Rogério Pinto Ribeiro

Carlos Alberto Cimini Jr.

Universidade Federal de Minas Gerais, Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Antônio Carlos, 6627, CEP 31270-901, Belo Horizonte, MG, Brasil.

E-mail: rogerio@vesper.demec.ufmg.br, cimini@dedalus.lcc.ufmg.br

Ernani Sales Palma

Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, Departamento de Engenharia Mecânica e Mecatrônica, Av. Dom José Gaspar, 600, CEP 30535-610, Belo Horizonte, MG, Brasil.

E-mail: palma@pucminas.br

Nilton José Lucinda de Oliveira

Fundação Centro Tecnológico de Minas Gerais, Setor de Tecnologia Metalúrgica, Av. José Cândido da Silveira, 2000, CEP 31170-000, Belo Horizonte, MG, Brasil.

E-mail: niltonol@cetec.br

Resumo

A madeira tem sido utilizada como material estrutural desde os primórdios da construção aeronáutica. O recente desenvolvimento de aeronaves de construção mista utilizando madeira e compósitos deu novo impulso à sua utilização. Nas três últimas décadas foram construídas mais de 22000 aeronaves leves empregando madeira como material estrutural. Neste trabalho é apresentada uma metodologia de projeto do reparo de tensores de freijó (*Cordia goeldiana*) reforçados com laminados de fibra de vidro em matriz epóxi. Uma análise por elementos finitos de modelos de tensores típicos, sem e com reforço, foi verificada experimentalmente para tração e flambagem, esforços típicos desse tipo de componente estrutural. São também apresentados resultados de ensaios de caracterização das propriedades mecânicas dos principais materiais envolvidos – freijó e laminados com tecido *S2-glass/epóxi*.

Palavras-chave: Madeira, Materiais compostos, Reparo estrutural

1. INTRODUÇÃO

No início da indústria aeronáutica a madeira surgiu como o principal material para a fabricação de componentes estruturais de aeronaves. Dois fatores vieram posteriormente modificar essa preferência. O primeiro deles estava ligado à baixa eficiência dos adesivos para madeira disponíveis na época e o outro associado ao fato que durante a Primeira Guerra Mundial (1914-1919) a fabricação de dezenas de milhares de aeronaves militares acabou por gerar escassez de madeira de qualidade aeronáutica no final do conflito. Assim a partir da década de 30 foi iniciada a pesquisa de novos materiais capazes de substituir a madeira na fabricação de estruturas de aeronaves. Ligas de alumínio vieram atender essa demanda, com valores de resistência e rigidez específicas semelhantes às da madeira. Para se obter boa eficiência nas uniões estruturais de componentes fabricados com essas ligas, foram

utilizados processos de rebiteagem. As ligas de alumínio se mantêm até hoje como o material mais utilizado na fabricação de estruturas de aeronaves. No entanto a madeira, ainda que em menor escala, teve seu uso continuado, sobretudo nas aeronaves de pequeno porte. Nas três últimas décadas foram produzidas mais de 22000 aeronaves leves com componentes estruturais em madeira (Kitplanes, 1998). No Brasil existe ainda em operação um número considerável de aviões de instrução e planadores com estrutura fabricada em madeira. A espécie de madeira utilizada no Brasil para fabricação de estruturas aeronáuticas é o freijó (*Cordia goeldiana*), caracterizada por Brotero (1941) em ensaios de tração, compressão, cisalhamento e flambagem.

Um exame da documentação técnica vigente emitida pelos organismos governamentais reguladores e homologadores das atividades de manutenção de aeronaves revela que os processos aprovados e recomendados para reparação de avarias estruturais em componentes fabricados em madeira não sofreram grandes modificações nos últimos trinta anos, segundo FAA/AC43 (1988), EAA/CAM18 (1988) e FAA/AC65 (1976).

O uso conjunto de madeira e materiais compostos tem sido pesquisado para aplicações estruturais, tanto em trabalhos experimentais (Triantafillou e Deskovic, 1992) quanto em análises pelo métodos de elementos finitos (Williamson e Daadbin, 1992) (Avent, 1986).

Neste trabalho é proposta uma metodologia para reparo de tensores de fuselagem de aeronaves fabricadas em madeira através da aplicação de reforços fabricados em laminados de fibra de vidro/epóxi na região avariada.

Para aeronaves de configuração convencional a atuação do leme direcional produz flexão simétrica na fuselagem. Já a atuação do profundor produz flexão que será ou não simétrica em função dos fatores de carga verticais, positivos e negativos, definidos no projeto da aeronave. Usualmente a relação entre os fatores de carga verticais máximos positivo e negativo é menor ou igual a 2, segundo regulamentos aeronáuticos vigentes. Assim, os tensores de fuselagem devem ser dimensionados para suportar cargas de tração e compressão dentro dessa faixa. Como uma maximização da relação resistência/peso para estruturas de aeronaves é desejável, são utilizados altos índices de esbeltez nos tensores. Esse fato faz com que a flambagem apareça como condição limitante no dimensionamento dos mesmos, sem contudo dispensar a verificação da resistência à tração (Bruhn, 1965). Foram então realizados ensaios de caracterização para esforços de tração e flambagem em corpos de prova retirados de tábuas de freijó submetidas aos processos de seleção e secagem usualmente adotados em manutenção de aeronaves. Os laminados de fibra de vidro/epóxi foram caracterizados através apenas de ensaios de tração. Os resultados obtidos para esses materiais foram posteriormente utilizados nos modelos de elementos finitos.

2. METODOLOGIA EXPERIMENTAL

2.1 Ensaios de caracterização de laminados de fibra de vidro/epóxi

As propriedades mecânicas dos laminados dependem significativamente do processo empregado na sua laminação, do número de camadas e sua forma de compactação, da orientação dessas camadas em relação à direção dos esforços e do processo de cura, entre outros fatores. De modo geral a literatura fornece apenas os dados referentes a laminados unidirecionais para uma dada relação volume de fibra/volume de resina. Assim definiu-se pela caracterização dos materiais a serem utilizados nos reforços através de ensaios mecânicos em corpos de prova fabricados com processos mais próximos daqueles usualmente empregados em manutenção de aeronaves. Os ensaios de tração foram realizados em máquina Instron tipo tração/compressão com célula de carga de 100 kN, tendo como base a norma ASTM D 3039 (1989) e utilizando-se uma velocidade de deslocamento de cabeçote de 0,2 mm/min. Foram

ensaiados para cada um das direções, longitudinal e transversal, 5 corpos de prova laminados a partir de tecidos com fibras orientadas a 0° (*warp*, longitudinal) e 90° (*fill*, transversal) e os resultados são apresentados na Tabela 1. As características dos materiais utilizados para fabricação dos laminados são descritas a seguir:

Reforço: os laminados foram confeccionados com tecidos de fibra de vidro de alta resistência, do tipo *S2-Glass*, fabricados pela *Hexcel Corporation*. O produto utilizado tem o código de fabricante 4522. Trata-se de um tecido tipo *plain*, com 53% de filamentos *warp* e 47% de filamentos *fill*. A espessura por camada é de 0,10 mm para laminados com relação de 50% de volume de fibra. A gramatura é de 126 g/m²;

Matriz: foi utilizada a resina epóxi *Araldite*[®] LY 5052 BR e o endurecedor HY 5052 BR fabricados pela *Ciba Especialidades Químicas Ltda.* com a proporção recomendada de 100 g de resina para 38 g de endurecedor.

2.2 Ensaios de caracterização do freijó

Sendo a madeira um material composto natural, optou-se pela utilização da mesma norma ASTM D 3039 (1989) para a caracterização do freijó em tração nas direções paralela e transversal às fibras. Essa opção se mostrou adequada já que foram observados modos de falha típicos, tendo sido obtidos valores de resistência e rigidez esperados para a espécie (Brotero, 1941) com baixa dispersão dos resultados. Para cada direção foram ensaiados 5 corpos de prova retirados de uma tábua pré-selecionada para uso em construção aeronáutica e os resultados são também mostrados na Tabela 1.

Tabela 1. Resultados dos ensaios de caracterização de materiais em tração

Material	Tensão de Ruptura (MPa)			Módulo de Elasticidade (GPa)		
	Média	Desvio Padrão	Coef. Variação %	Média	Desvio Padrão	Coef. Variação %
<i>S2Glass – Warp</i>	497	27	5,4	29,72	1,65	5,6
<i>S2Glass - Fill</i>	421	36	8,5	25,54	1,37	5,4
Freijó Tração paralela	117	7	6,2	19,17	1,20	6,3
Freijó Tração transversal	3,9	0,39	9,9	0,7	0,046	6,7

2.3 Ensaios de simulação de reparos

Visando validar o modelo de elementos finitos criado para análise estrutural de reparos de tensores, foram realizadas campanhas de ensaios de tração e de flambagem. Nos ensaios de flambagem foram consideradas conservativamente condições de extremidades bi-articuladas. Nos dois casos foram ensaiados preliminarmente corpos de prova construídos unicamente em freijó com dimensões semelhantes às encontradas nos tensores de fuselagem de aeronaves. Esses corpos de prova são referenciados neste trabalho como “sem reforço” e visam estabelecer uma referência do comportamento estrutural do tensor original. Posteriormente foram ensaiados corpos de prova com dimensões idênticas às dos corpos de prova “sem reforço” cortados ao meio em seu comprimento, de modo a simular uma ruptura. Após alinhadas suas metades, um reforço fabricado com laminado de fibra de vidro/epóxi foi aplicado unindo-as de forma equidistante a partir do ponto do corte. Como uma das faces do tensor é colada ao revestimento da fuselagem em aeronaves de madeira, optou-se pelo uso de um perfil C para o reforço garantindo acessibilidade de colocação do mesmo na área de avaria sem a necessidade de retirada do revestimento da fuselagem nesse local. Foi proposta uma geometria para o perfil C com espessura de 1,3 mm e comprimento interno de alma e abas de 10 mm, tendo a sua colagem no tensor sido feita com adesivo *Araldite*[®] de secagem normal. Esses corpos de prova são a seguir referenciados como “com reforço”. Os ensaios foram feitos em máquina Instron com o uso de extensômetro de 50 mm de abertura inicial fixado aos

corpos de prova nas linhas de referência. Garras-padrão foram utilizadas para os ensaios de tração e um dispositivo foi fabricado para permitir a simulação de apoio rotulado nas duas extremidades para os ensaios de flambagem.

Para os ensaios de tração foram incorporados *tabs* fabricados em ipê (*Tabebuia spp*) colados com adesivo *Araldite*[®] nas extremidades das peças de freijó. Na Figura 1 são apresentados corpos de prova de tração “com reforço”. A geometria dos corpos de prova de tração “sem reforço” pode ser inferida à partir da Figura 1 retirando-se o perfil C e o corte.

Os corpos de prova dos ensaios de flambagem são do tipo prismático, sem *tabs*, com seção transversal quadrada com aresta de 10 mm e constante ao longo de seu comprimento L. O comprimento foi variado de modo a varrer a faixa típica de esbeltez verificada em tensores de fuselagem, situada para valores de índice de esbeltez (L/ρ) entre 80 e 200, onde ρ é o raio de giração da seção. De modo análogo aos corpos de prova de tração, os corpos de prova de flambagem “sem reforço” e “com reforço” se diferenciam pela presença do perfil C e do corte.

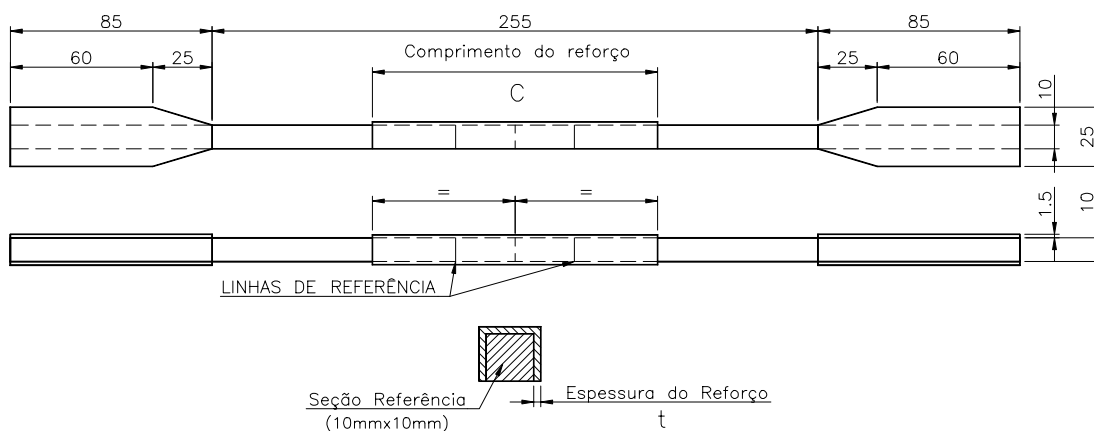


Figura 1. Corpos de prova de tração “com reforço”

3. MODELOS

O programa comercial ANSYS (1997) foi utilizado como plataforma de análise dos modelos de elementos finitos. Todas as análises efetuadas foram lineares e elásticas. Nos modelos de corpos de prova “com reforço” a região do reforço apresenta especial dificuldade na análise pois nela ocorre uma interação entre materiais não isotrópicos e com grande variação em seus módulos de elasticidade. Modelos numéricos simplificados foram usados por Avent (1986) e Williamson e Daadbin (1992), para modelar casos semelhantes. Dávila (1999) sugere estratégias para aumentar a eficiência dessa modelagem. No presente trabalho, para análise de tensões de tração, foi gerado um modelo de elementos sólidos *SOLID45* (ANSYS, 1997) com 8 nós e 6 graus de liberdade por nó, apresentado na Figura 2. O mesmo tipo de elemento foi utilizado nos dois materiais (freijó e laminado de fibra de vidro/epóxi). Na definição das propriedades dos materiais foram utilizados os valores apresentados na Tabela 1. O filme de adesivo não foi representado nesse modelo. De forma a reduzir o número de elementos foi utilizada condição de simetria. Para modelagem das condições impostas pela máquina de ensaio adotou-se, como condições de contorno nos nós pertencentes à seção contida pelo plano de simetria, restrição da translação na direção do eixo X (eixo longitudinal). Carga unitária foi aplicada nos nós da seção da extremidade, de forma a simular tensão remota constante e igual a 0,01 MPa.

Para o caso da flambagem foram gerados modelos com elementos de viga *BEAM4* (ANSYS, 1997), bidimensionais, elásticos, com 2 nós e 6 graus de liberdade por nó. Os

valores constantes da Tabela 1 foram também utilizados para definição das propriedades dos materiais. Na região do reforço foi gerada uma malha composta por elementos distintos superpostos com propriedades de cada um dos dois materiais, freijó e laminado de fibra de vidro/epóxi, mesclados através do comando *merge* (ANSYS, 1997). Esse modelo teve o nó de uma das extremidades restrito na direção do eixo X (eixo longitudinal), simulando a base fixa da máquina de ensaios. Na outra extremidade, para simulação do cabeçote móvel, foi imposta uma translação de compressão na direção do mesmo eixo. Em ambas as extremidades as rotações foram liberadas para simulação de flambagem de uma peça bi-articulada, enquanto que as translações na direção do eixo Y (eixo transversal) foram restritas.

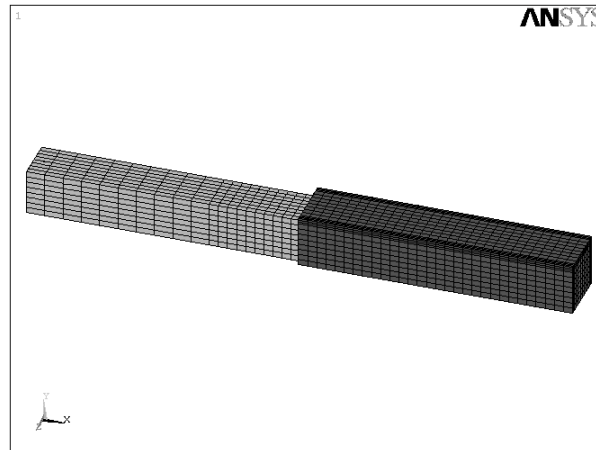


Figura 2. Modelo de simulação do corpo de prova de tração “com reforço”

4. RESULTADOS

Os resultados são apresentados graficamente em curvas típicas tensão *vs.* deformação para ensaios de tração e tensão crítica *vs.* índice de esbeltez (L/ρ) para ensaios de flambagem. Além disso foram incluídas figuras contendo isocurvas para o modelo de tração. Adotou-se a seção transversal do tensor “sem reparo” (10 mm x 10 mm) como área de referência para o cálculo das tensões.

4.1 Tração

Os resultados dos ensaios de tração apresentaram de modo geral valores de dispersão típicos para o tipo de material e de sollicitação. Os modelos foram capazes de simular satisfatoriamente a rigidez obtida nos resultados experimentais, conforme mostrado nas Figuras 3 e 4, respectivamente para tensores “sem reforço” e “com reforço”. Na Figura 3 observa-se discreta tendência do modelo em subestimar a rigidez dos tensores ensaiados. Esse fato pode ser atribuído à dispersão dos dados na determinação da rigidez utilizada no modelo (freijó ensaiado na caracterização, da ordem de 6 % segundo Tabela 1).

Na Figura 5 é mostrado que o modelo aponta para um aumento de rigidez provocado pela introdução do reforço de fibra de vidro/epóxi na região do reparo. Um exame da Figura 6 indica, no entanto, que essa previsão não foi confirmada pelos ensaios já que seus resultados mostram uma redução no valor da rigidez de 5 % ao se incorporar o reforço de laminado de fibra de vidro/epóxi à região de reparo. A não inclusão do filme de adesivo no modelo pode ser apontada como uma possível explicação para esse comportamento.

Para tensores reforçados foi observado nos ensaios que a ruptura se deu por cisalhamento do freijó na região de aplicação dos reforços. Um exame das Figura 7 e 8 mostra que o modelo foi capaz de identificar concentrações de tensões de cisalhamento e axiais nessa região. Isso sugere uma redução na resistência do tensor original conforme observado nos ensaios. As tensões de ruptura dos tensores “com reforço” foram menores em 30 % que as obtidas para os tensores “sem reforço” (Figura 9). Entretanto, para tensores de fuselagens as tensões de flambagem são limitantes e, portanto, uma redução da resistência à tração não implica necessariamente na necessidade de alteração do reparo proposto.

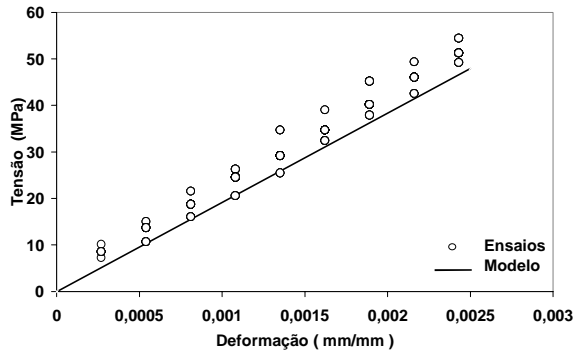


Figura 3. Curvas tensão vs. deformação de modelo e ensaios de tração em tensores “sem reforço”

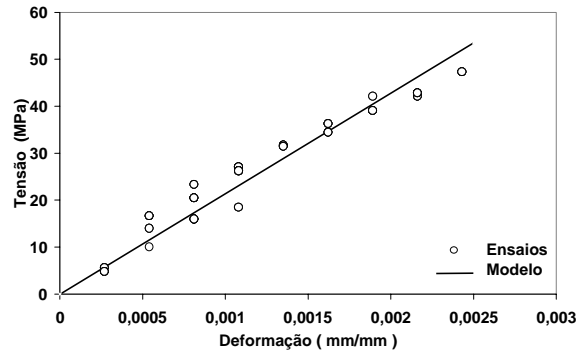


Figura 4. Curvas tensão vs. deformação de modelo e ensaios de tração em tensores “com reforço”

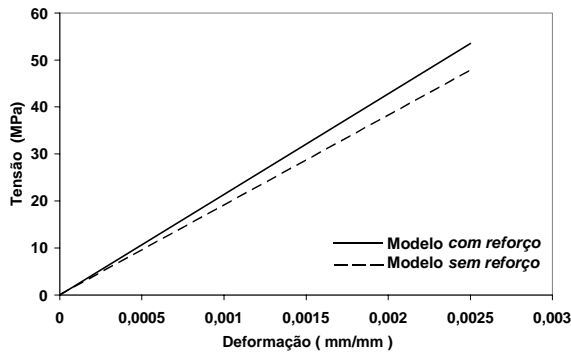


Figura 5. Curvas de tensão vs. deformação para modelos “sem reforço” e “com reforço”

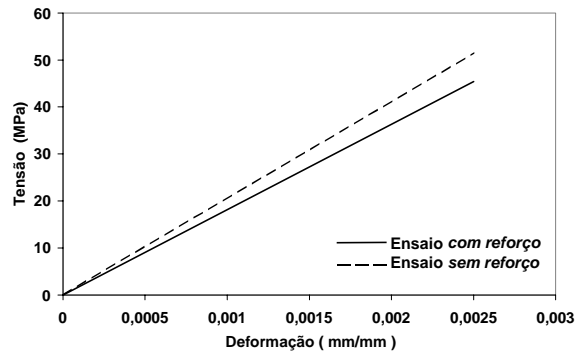


Figura 6. Curvas tensão vs. deformação para linhas de tendência dos ensaios “sem reforço” e “com reforço”

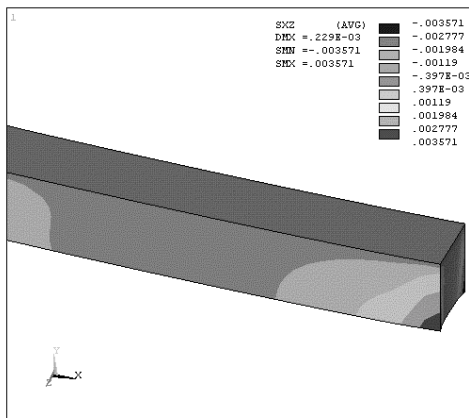


Figura 7. Variação da tensão de cisalhamento xz para modelo de tração “com reforço”

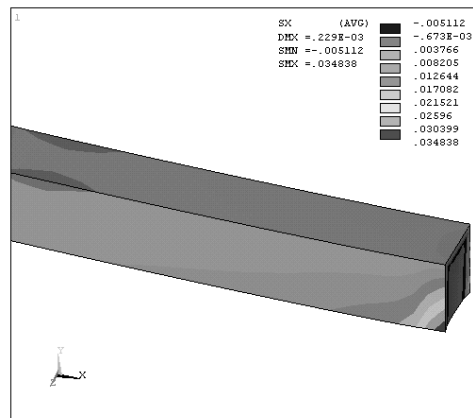


Figura 8. Variação da tensão axial no eixo x para modelo de tração “com reforço”

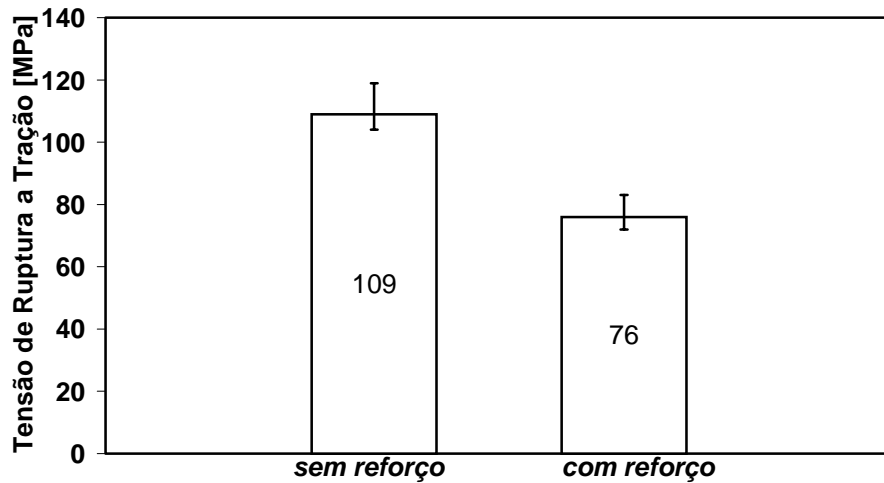


Figura 9. Tensões de ruptura à tração em tensores “sem reforço” e “com reforço”

4.2 Flambagem

A Figura 10 apresenta os resultados das tensões críticas de flambagem vs. índice de esbeltez (L/ρ) para os modelo e ensaios de tensores “sem reforço” e “com reforço”. As simulações das tensões críticas de flambagem pelos modelos correlacionaram com os dados obtidos experimentalmente de forma satisfatória (Figura 10). Os ensaios demonstraram que a aplicação dos reparos aumentou em 13 % a tensão admissível à flambagem, o que sugere a viabilidade de aplicação do reparo proposto.

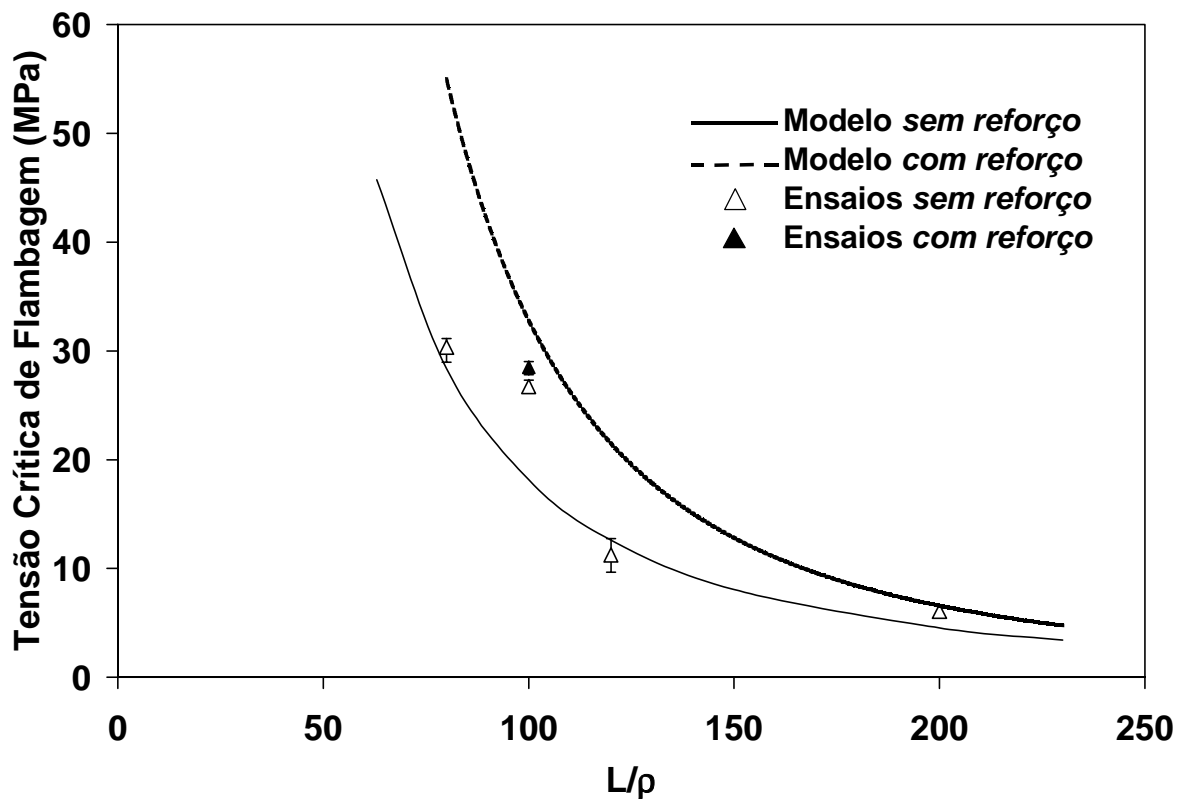


Figura 10. Curvas de tensão crítica de flambagem vs. L/ρ para ensaios e modelos

5. CONCLUSÕES

Foi desenvolvida uma metodologia de reparos de tensores de madeira com a utilização de reforços de tecidos laminados de fibra de vidro/epóxi. Tal metodologia usa modelos de elementos finitos como ferramenta de projeto. Ensaios mostraram que a introdução do reparo induziu perda de 5 % na rigidez e de 30 % na resistência para tração e aumento de 13 % de resistência na flambagem. Resultados experimentais validaram a utilização dos modelos para prever a rigidez para tração e a carga crítica para flambagem bi-articulada dos tensores reparados. Concentrações de tensões foram identificadas no modelo de tração indicando modos de falha verificados nos ensaios. Trabalhos adicionais devem ser realizados para plena qualificação da metodologia proposta.

AGRADECIMENTOS

- HEXCEL CORPORATION – USA, pela doação dos tecidos de fibra de vidro *S2-Glass* utilizados na fabricação dos laminados dos reparos;
- CIBA ESPECIALIDADES QUÍMICAS LTDA., pela doação do conjunto resina epóxi/endurecedor utilizado na fabricação dos laminados dos reparos.

6. REFERÊNCIAS

- ANSYS User's Manual, Versão 5.4, 1997.
- ASTM D 3039, Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites, 1989, American Society for Testing Materials, pp.117-120.
- Avent, R., 1986, "Design Criteria for Epoxy Repair of Timber Structures", Journal of Structural Engineering, Vol. 112, No. 2, pp.222-240.
- Brotero, F.A., 1941, "Dados Experimentais do Freijó", Instituto de Pesquisas Tecnológicas de São Paulo, Boletim 29, 52p.
- Bruhn, E.F. 1965, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures", Tri-State Offset Company, USA.
- Dávila, C.G. and Chen, T.K., 1999, "Advanced Modeling Strategies for the Analysis of Tile-Reinforced Composite Armor", NASA Technical Memorandum NASA/TM-1999-209352, 16p.
- EAA/CAM18, 1988, "The Civil Aeronautics Manual 18", EAA (Experimental Aviation Association) Aviation Foundation, Inc., 210p.
- FAA/AC65, 1976, "Airframe & Powerplant Mechanics", Federal Aviation Administration, 601p.
- FAA/AC43, 1988, "Acceptable Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Inspection and Repair", Federal Aviation Administration, 315p.
- Kitplanes, 1998, Vol. 15, No. 12, pp. 30-77.
- Triantafillou, T.C. and Deskovic, N., 1992, "Prestressed FRP Sheets as External Reinforcement of Wood Members", Journal of Structural Engineering, Vol. 118, No. 5, pp. 1270-1284.
- Williamson, C. and Daadbin, A., 1993, "An investigation into using finite element analysis for epoxy resin joints", Materials & Design, Vol. 14, No. 2, pp.91-95.