

EFEITO DA GEOMETRIA NA RESISTÊNCIA RESIDUAL À TRACÇÃO DE REPARAÇÕES POR SOBREPOSIÇÃO SIMPLES DE LAMINADOS DE CARBONO-EPÓXIDO

RAUL D.S.G. CAMPILHO^{1*}, MARCELO F.S.F. DE MOURA^{2*}, JOAQUIM J.M.S. DOMINGUES^{3**}

*Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, Rua Dr. Roberto Frias s/n, 4200-465 Porto, Portugal

**Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior de Engenharia do Porto, Rua Dr. António Bernardino de Almeida 431, 4200-072 Porto, Portugal

¹dem05004@fe.up.pt, ²mfmoura@fe.up.pt, ³jsd@isep.ipp.pt

ABSTRACT: The present work consists on an experimental and numerical study of the tensile residual strength of single-strap adhesively bonded repairs made of carbon-epoxy composites. It is considered the failure mode, the remote failure stress and the equivalent stiffness of the repairs, as a function of the overlap length and patch thickness. In order to numerically simulate damage onset and growth, leading to the repair failure, a mixed-mode cohesive damage model based on the indirect use of Fracture Mechanics was used. Good agreement between experimental and numerical results was found, concerning the studied parameters.

Keywords: Repair, Composite, Adhesive joint, Finite Element Method.

RESUMO: O presente trabalho consiste num estudo experimental e numérico relativo à resistência residual à tracção de reparações adesivas por sobreposição simples de laminados de carbono-epóxico. São considerados o modo de rotura, a tensão de colapso e a rigidez equivalente das reparações em função do comprimento de sobreposição e da espessura do remendo. Para simular numericamente o início e crescimento do dano, conducentes à rotura das reparações, é utilizado um modelo de dano coesivo em modo misto baseado no uso indirecto da mecânica da fractura. Obteve-se boa concordância entre os resultados numéricos e os experimentais, no que diz respeito aos parâmetros estudados.

Palavras chave: Reparação, Compósito, Junta adesiva, Método dos Elementos Finitos.

1. INTRODUÇÃO

Os compósitos de carbono-epóxico (CFRP) têm sido amplamente usados em aplicações aeronáuticas, automóveis e outras, onde os materiais de elevado desempenho são necessários e recomendados. No entanto, as estruturas de CFRP são susceptíveis a sofrer dano, nomeadamente delaminação entre camadas devido a impacto de baixa velocidade. Este tipo de dano pode reduzir substancialmente a resistência das estruturas o que, associado às dificuldades de reciclagem e elevados custos de substituição, torna a sua reparação muito vantajosa. A reparação por ligação adesiva apresenta várias vantagens, comparativamente com as ligações aparafusadas, nomeadamente o reduzido aumento de peso, as distribuições de tensões mais uniformes, a reduzida mudança de forma e a redução dos custos de manutenção. Os métodos mais utilizados para reparar as estruturas por ligação adesiva são a sobreposição simples e dupla e o remendo embebido. As reparações por sobreposição simples e dupla apresentam as vantagens de fácil execução e custos reduzidos. No entanto, normalmente não é conseguida a restituição da resistência inicial, devido

às concentrações de tensões criadas e à excentricidade da carga transmitida.

Hu e Soutis [1] estudaram reparações adesivas por sobreposição dupla de laminados compósitos de CFRP solicitados à compressão, usando modelos de elementos finitos bi e tridimensionais para identificar as áreas críticas em termos de tensões, usando posteriormente um critério baseado na mecânica da fractura para prever a resistência após reparação dos laminados reparados. O mesmo tipo de reparações foi estudado por Soutis e Duan [2], que utilizaram um modelo de elementos finitos tridimensional para simular um laminado com furo circular reparado por ligação adesiva com remendos circulares na configuração de sobreposição dupla. Foram previstas numericamente as áreas potenciais de iniciação do dano, submetendo o laminado a uma solicitação de compressão. Os autores chegaram à conclusão, comprovando os resultados por uma análise experimental, que o dano se inicia por descolamento do remendo seguido por microcurvatura das fibras a 0° do laminado. Outros autores, como Reis e Antunes [3], estudaram a ligação de juntas adesivas de sobreposição simples de polipropileno reforçado com fibras de vidro. Foi usado um modelo de elementos finitos bidimensional,

utilizando elementos isoparamétricos de 8 nós de estado plano de deformação. Foi definida, numérica e experimentalmente, a influência do comportamento de sobreposição nas distribuições de tensões ao longo do mesmo e na resistência da junta. Chegou-se à conclusão que existem concentrações de tensões de corte e normais segundo a espessura nas placas a ligar, próximo da zona do adesivo, nas extremidades do comprimento de sobreposição. Gonçalves et al. [4] apresentam uma análise numérica de tensões em juntas adesivas de CFRP de sobreposição simples solicitadas à tracção. Foram utilizados elementos de interface, que permitiram a determinação das tensões nas interfaces laminados/adesivo e a meio da espessura de adesivo, e a simulação do início e propagação do dano conducente à rotura das juntas. Observou-se que as distribuições de tensões de corte e normais segundo a espessura, mais importantes no que diz respeito à resistência da ligação adesiva, apresentam picos nas duas extremidades do comprimento de sobreposição. São também mais significativas nas interfaces laminados/adesivo do que a meio do adesivo, sendo assim estas interfaces consideradas críticas, no que concerne a uma eventual rotura da ligação. Campilho et al. [5] analisaram numericamente através de modelos bidimensionais reparações adesivas por sobreposição simples e dupla de laminados de CFRP solicitados à tracção. Os autores observaram que, para sobreposição simples e dupla, existe um comprimento de sobreposição da reparação a partir do qual não se observa aumento significativo da resistência da reparação, pois a zona central do adesivo deixa de ser solicitada. Para ambas as geometrias constatou-se que as tensões de corte e normais segundo a espessura apresentam magnitude superior nas interfaces laminado/adesivo e adesivo/remendo, significando que provavelmente a rotura ocorrerá nas, ou próximo das referidas interfaces. Foi utilizado um modelo de dano coesivo para simular o processo de rotura das reparações, tendo-se verificado a ocorrência de roturas adesivas em ambas as geometrias, considerando propriedades de resistência e de fracturas idênticas para o adesivo e as interfaces já mencionadas.

O presente trabalho apresenta um estudo experimental e numérico relativo à resistência residual à tracção de reparações adesivas por sobreposição simples de laminados de carbono-epóxico. São considerados três parâmetros: o modo de rotura, a tensão de colapso e a rigidez equivalente das reparações em função do comprimento de sobreposição e da espessura do remendo. Para simular numericamente o início e crescimento do dano conducente à rotura das reparações, recorreu-se a um modelo de dano coesivo em modo misto baseado no uso indirecto da mecânica da fractura. Uma análise de tensões é apresentada em primeiro lugar, com o objectivo de identificar as zonas críticas do laminado reparado. Uma comparação entre a análise numérica e os resultados experimentais é efectuada para os três parâmetros em análise.

2. MODELO DE DANO COESIVO

Um modelo de dano coesivo em modo misto baseado em elementos de interface de espessura nula é usado para simular o início e crescimento do dano. É estabelecida uma relação constitutiva linear (Fig. 1) entre as tensões (σ) e os

deslocamentos relativos (δ_i). O modelo numérico requer o conhecimento das resistências locais na extremidade da fenda ($\sigma_{u,i}$, $i=I, II$) e das taxas críticas de libertação de energia (G_{ic}). A iniciação do dano é prevista usando o seguinte critério de tensões quadrático

$$\left(\frac{\sigma_I}{\sigma_{u,I}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{II}}{\sigma_{u,II}}\right)^2 = 1 \quad \text{if } \sigma_I > 0 \quad (1)$$

$$\sigma_{II} = \sigma_{u,II} \quad \text{if } \sigma_I \leq 0$$

onde σ_i ($i=I, II$) representa as tensões num dado ponto de integração do elemento de interface em cada modo. O modo I representa o modo de abertura e o modo II o de corte. A propagação do dano é simulada pelo critério energético linear

$$\frac{G_I}{G_{Ic}} + \frac{G_{II}}{G_{IIc}} = 1 \quad (2)$$

A área do triângulo mais pequeno da Fig. 1 representa a energia libertada em cada modo, enquanto que a área do triângulo maior corresponde à respectiva energia crítica de fractura. Quando a equação (2) é satisfeita, há propagação de dano e as tensões são anuladas, com a excepção das normais compressivas. Os índices “o” e “u” referem-se aos deslocamentos de início e propagação do dano, respectivamente, e o índice “m” representa o modo misto. Uma explicação detalhada do modelo descrito pode ser encontrada em [5].

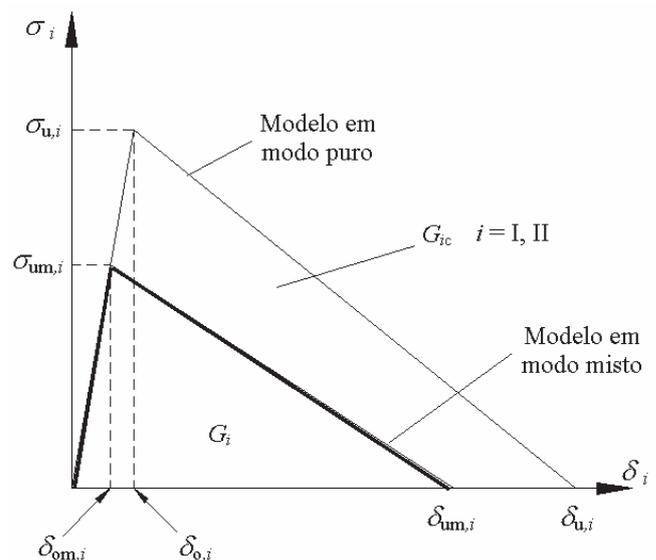


Fig. 1. Lei de dano em modo puro e modo misto.

3. TRABALHO EXPERIMENTAL

A Fig. 2 mostra a geometria das reparações adesivas por sobreposição simples. Utilizaram-se laminados unidireccionais de 16 camadas de carbono-epóxico (TEXIPREG HS 160 RM), cujas propriedades se encontram na Tabela 1 [5], orientados segundo a direcção da solicitação. Os laminados foram curados numa prensa hidráulica durante duas horas a uma temperatura de 130°C e

2 bar de pressão. As propriedades do adesivo utilizado (ARALDITE® 420) foram determinadas experimentalmente em [6]. O processo de ligação incluiu lixagem das superfícies e limpeza com ar comprimido, seguido de colagem e cura à temperatura ambiente com pressão de contacto. Foram testados três provetes para cada geometria. Os provetes foram testados à temperatura ambiente em controlo de deslocamentos usando uma máquina de ensaio INSTRON, como mostra a Fig. 3. O deslocamento foi medido recorrendo a um extensómetro de comprimento característico 55 mm. A velocidade de ensaio utilizada foi de 0.5 mm/min. A Tabela 2 define as geometrias utilizadas neste trabalho, em função do comprimento de sobreposição (L_C) e espessura do remendo (t_R). As dimensões iniciais da reparação, utilizadas na análise de tensões (geometria S3), encontram-se na Tabela 3.

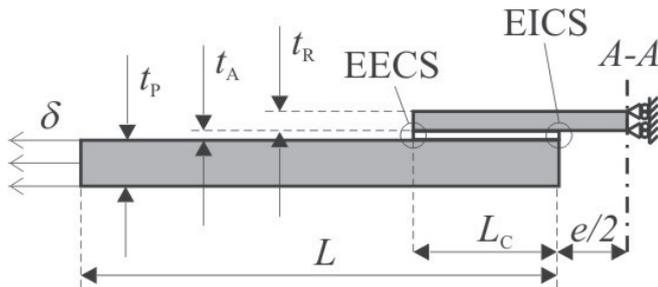


Fig. 2. Reparação adesiva por sobreposição simples.

Tabela 1. Propriedades mecânicas dos laminados e remendos [5].

$E_1=1,09E5$ MPa	$\nu_{12}=0,342$	$G_{12}=4315$ MPa
$E_2=8819$ MPa	$\nu_{13}=0,342$	$G_{13}=4315$ MPa
$E_3=8819$ MPa	$\nu_{23}=0,380$	$G_{23}=3200$ MPa



Fig. 3. Disposição da reparação na máquina de ensaio.

O deslocamento foi medido recorrendo a um extensómetro de comprimento característico 55 mm. A velocidade de ensaio utilizada foi de 0.5 mm/min. A Tabela 2 define as geometrias utilizadas neste trabalho, em função do

comprimento de sobreposição (L_C) e espessura do remendo (t_R). As dimensões iniciais da reparação, utilizadas na análise de tensões (geometria S3), encontram-se na Tabela 3.

Tabela 2. Geometrias utilizadas.

Geometria	L_C [mm]	t_R [mm]
S1	5	1,2
S2	10	1,2
S3	15	1,2
S4	20	1,2
S5	15	0,6
S6	15	1,2
S7	15	1,8
S8	15	2,4

Tabela 3. Dimensões iniciais da reparação (geometria S3).

Laminados	
Comprimento: $L=55$ mm	
Largura: $b=15$ mm	
Espessura: $t_p=2,4$ mm	
Espaçamento entre laminados: $e=5$ mm	
Remendos	
Espessura: $t_R=1,2$ mm	
Comp. sobreposição: $L_C=15$ mm	
Adesivo	
Espessura: $t_A=0,2$ mm	

4. ANÁLISE NUMÉRICA

Foi efectuada uma análise não linear geométrica e material, usando elementos rectangulares de estado plano de tensão de oito nós disponíveis na biblioteca do ABAQUS®. A Fig. 4 representa um detalhe da malha usada na zona da sobreposição para a geometria S2 (Tabela 2), bem como a distribuição das tensões normais segundo a direcção da solicitação (σ_x) no instante referente à iniciação do dano. Foram consideradas dez e seis camadas de elementos segundo a espessura para os laminados e remendo, respectivamente. Para simplificar o modelo recorreu-se a condições de simetria a meio da reparação (linha A-A na Fig. 2), tendo sido aplicado um deslocamento tractivivo (δ na Fig. 2). Os elementos de interface foram colocados em cinco localizações distintas na reparação (Fig. 5), para obter os perfis de tensões normais segundo a espessura (σ_y) e de corte (τ_{xy}), e também para simular o início e crescimento do dano conducente à rotura da reparação: no laminado a 0,05 mm da interface com o adesivo (P1), na interface entre o laminado e o adesivo (P2), na linha intermédia do adesivo (P3), na interface entre o adesivo e o remendo (P4) e no remendo a 0,05 mm da interface com o adesivo (P5).

Relativamente às localizações P1 e P5, a sua posição pretende simular os modos de rotura observados experimentalmente (caracterizados posteriormente neste trabalho). As propriedades mecânicas e de fractura utilizadas foram as seguintes: $\sigma_{u,I}=40$ MPa, $\sigma_{u,II}=24$ MPa, $G_{Ic}=0.3$ N/mm e $G_{IIc}=0.6$ N/mm [6].

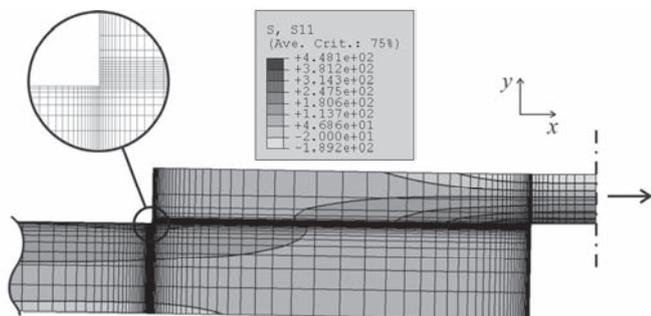


Fig. 4. Distribuição das tensões σ_x na região da reparação (geometria S2).

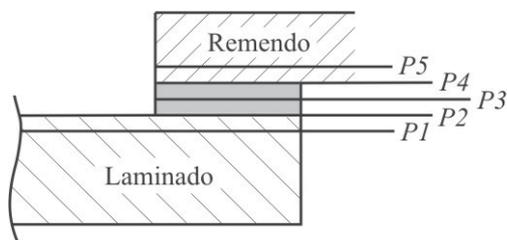


Fig. 5. Localização dos elementos de interface.

5. RESULTADOS

5.1. ANÁLISE DE TENSÕES

A Fig. 6 representa as tensões σ_y normalizadas pela tensão de corte média a meio da espessura do adesivo ($\tau_{méd}$, localização P3 na Fig. 5). Observam-se nas cinco localizações dois picos tractivos destas tensões em ambas as extremidades da sobreposição [7; 8; 9]. Na extremidade exterior do comprimento de sobreposição (EECS, ver Fig. 2) o pico de tensões mais pronunciado encontra-se na interface entre o laminado e o adesivo (localização P2), enquanto que na extremidade interior do comprimento de sobreposição (EICS, ver Fig. 2) o pico mais pronunciado é observado na interface entre o adesivo e o remendo (apresentando aproximadamente o dobro da magnitude do pico oposto). Nas restantes localizações, nomeadamente entre camadas do laminado e remendo (localizações P1 e P5, respectivamente), também se observam picos, embora de magnitude inferior, o que pode levar à ocorrência de delaminagens entre camadas [5]. Na região interior da sobreposição, estas tensões são compressivas e de magnitude reduzida, relativamente às tensões de corte. Comparando as tensões de corte (τ_{xy}) normalizadas por $\tau_{méd}$ (Fig. 7), observa-se que estas também apresentam picos nas duas extremidades de L_C , encontrando-se a zona intermédia com um nível de solicitações mais reduzido [7; 8; 9]. Os picos mais pronunciados localizam-se na interface entre o laminado e o adesivo (EECS) e entre o adesivo e o remendo (EICS), à semelhança do ocorrido relativamente às tensões σ_y . Esta análise tensorial sugere que, para propriedades mecânicas idênticas das cinco localizações estudadas, consideradas as mais críticas [5; 10], a iniciação do dano ocorrerá nas ou próximo das referidas interfaces.

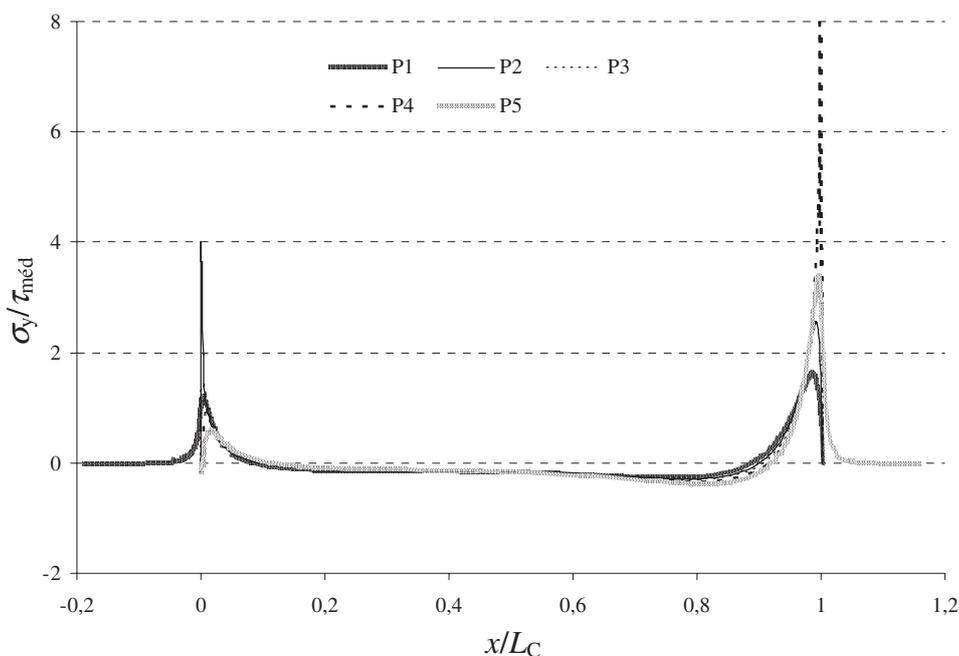


Fig. 6. Distribuição das tensões σ_y em cinco localizações.

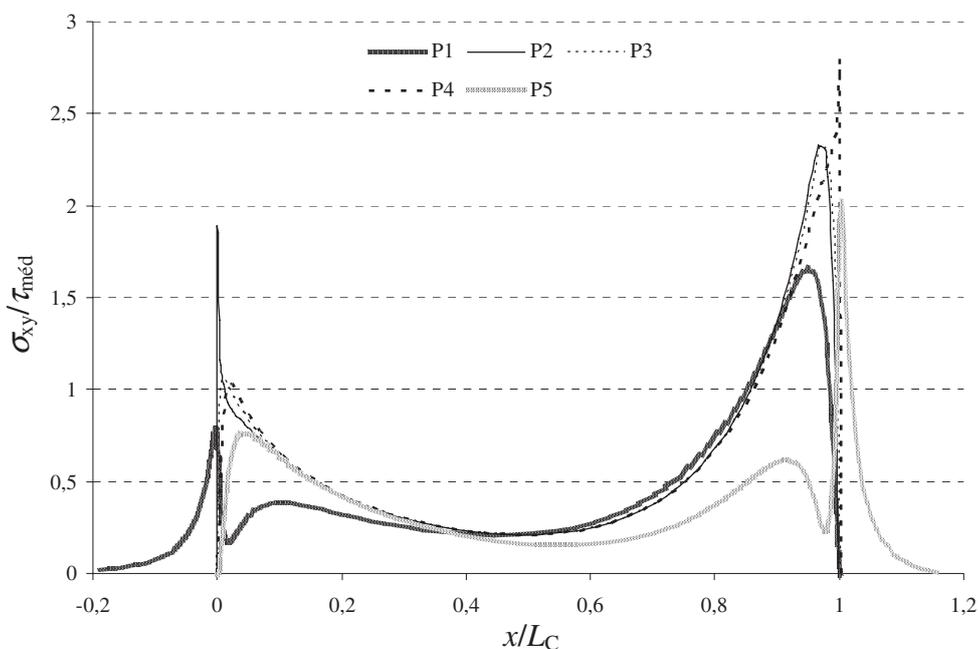


Fig. 7 – Distribuição das tensões τ_{xy} em cinco localizações.

5.2. MODOS DE ROTURA

Após o ensaio da totalidade das reparações, constatou-se experimentalmente a existência de dois modos de rotura distintos. Observou-se uma rotura intralaminar do remendo (Fig. 8), para todas as reparações, excepto as referentes à geometria S8, incluindo rotura de fibras no remendo na linha de simetria da reparação (linha A-A na Fig. 2). Para a geometria S8, observou-se rotura intralaminar do laminado e do remendo (Fig. 9), incluindo rotura de fibras do remendo na EICS (Fig. 2). Ambas as roturas são classificadas como intralaminares pois ocorreram a menos de 0,05 mm da interface com o adesivo (comparando com os 0,15 mm correspondentes a uma camada). Numericamente, foram simulados os modos de rotura verificados experimentalmente. Foram colocados elementos de interface em posição vertical nas localizações 1 e 2 (Fig. 10 e Fig. 11) para simular a rotura de fibras no remendo na linha de simetria A-A e na EICS, respectivamente. Na Fig. 10 observa-se uma rotura intralaminar do remendo, obtida para o modelo com a geometria S3, com rotura de fibras no remendo na linha de simetria A-A (localização 2 na Fig. 10). Os restantes modelos, à excepção do S8, apresentam uma rotura idêntica. A Fig. 11 representa uma rotura intralaminar do remendo com rotura de fibras do remendo na EICS (localização 1 na Fig. 11), obtido para o modelo com a geometria S8. No entanto, refira-se que, imediatamente antes da rotura ocorrer, os elementos representativos das localizações P1 e P5 se encontram em estados semelhantes de amaciamento (zona de amaciamento de tensões na Fig. 1), significando que a rotura pode ocorrer em qualquer uma das localizações referidas. A alteração do modo de rotura para os provetes de geometria S8 ($t_p=2.4$ mm) deve-se à diminuição das tensões σ_x na linha de simetria A-A, devido ao aumento da área resistente com o aumento de t_p . Para as reparações com a geometria S8, as tensões σ_x não são suficientes para induzir rotura de fibras no remendo, observando-se a alteração já referida no modo de rotura.

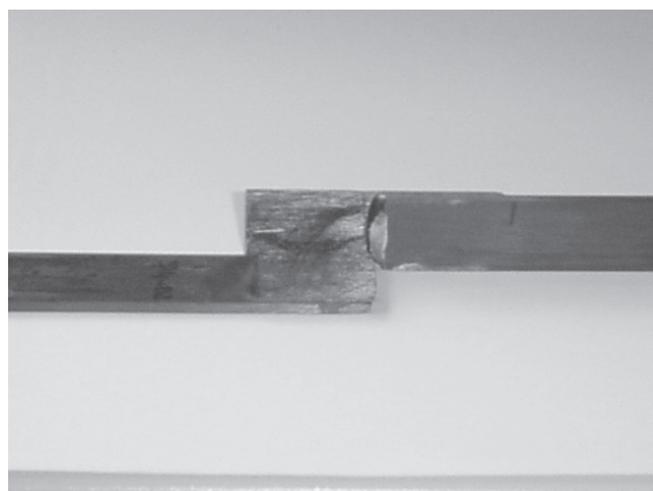


Fig. 8. Rotura intralaminar do remendo experimental.

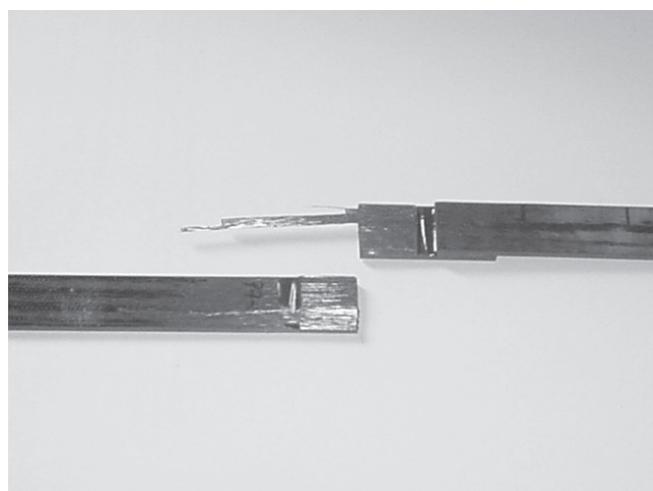


Fig. 9. Rotura intralaminar do laminado e remendo experimental.

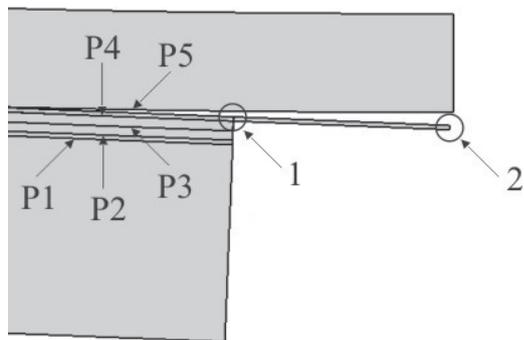


Fig. 10. Rotura intralaminar do remendo obtida numericamente com início do dano em 2.

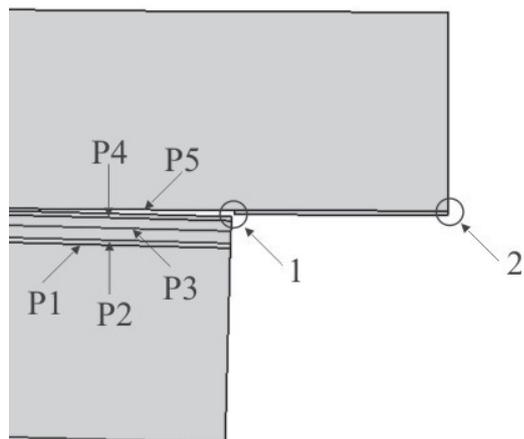


Fig. 11. Rotura intralaminar do remendo obtida numericamente com início do dano em 1.

5.3. TENSÃO DE COLAPSO E RIGIDEZ EQUIVALENTE

Apresenta-se, de seguida, uma comparação entre os modelos numéricos e os ensaios experimentais da rigidez equivalente (E_{eq}) e tensão de colapso (σ_C) das reparações, em função de L_C e t_R . σ_C é o rácio entre a força máxima sustentada pela reparação e a área de secção dos laminados. E_{eq} representa a rigidez efectiva nos 55 mm na zona da reparação (Fig. 3), considerada por aproximação a rigidez da reparação. A Fig. 12 compara uma das curvas σ - δ obtidas para a reparação com a geometria S5. σ representa a tensão remota aplicada aos laminados (considerando a área da secção do mesmos). A Fig. 13 e a Fig. 14 mostram E_{eq} e σ_C , respectivamente, em função de L_C . A Fig. 15 e a Fig. 16 mostram os mesmos parâmetros em função de t_R . Analisando os gráficos correspondentes a E_{eq} , observa-se uma ligeira discrepância, quando em função de L_C . De facto, experimentalmente não se capturou a tendência de aumento de E_{eq} observada numericamente. Esta discrepância é atribuída à dificuldade em garantir experimentalmente a espessura de adesivo, definida em 0,2 mm. De facto, é sabido que pequenas alterações na espessura do adesivo levam a grandes variações na rigidez da junta, que depende em grande parte da distorção da camada de adesivo. Considerando a evolução do mesmo parâmetro em função de t_R , observou-se experimental e numericamente uma tendência crescente. Comparando a evolução de σ_C com os dois parâmetros

geométricos estudados, observa-se em geral uma excelente correlação. De facto, σ_C aumenta a uma taxa decrescente em função L_C [1; 3] e diminui gradualmente em função de t_R [1]. No primeiro caso, este aumento é explicado pelo aumento da área resistente do adesivo e pelo aparecimento de uma zona interior no adesivo não solicitada, o que leva a que o aumento da resistência não seja proporcional a L_C [1; 5]. No segundo caso, a diminuição deve-se ao aumento dos picos de tensões σ_y e τ_{xy} na EICS [5].

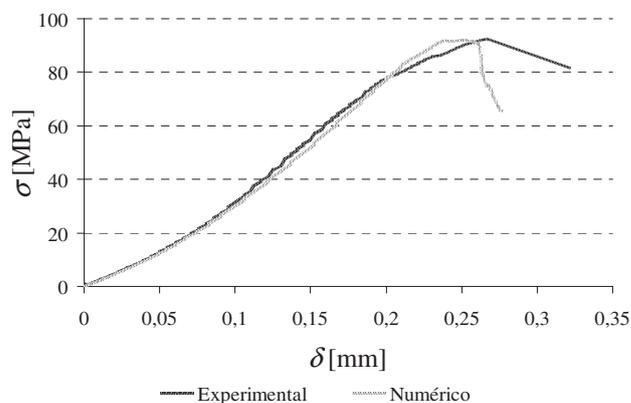


Fig. 12. Comparação entre resultado experimental e numérico (geometria S5).

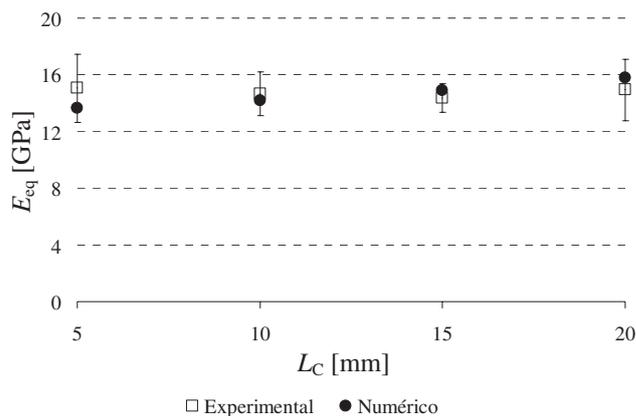


Fig. 13. E_{eq} em função de L_C .

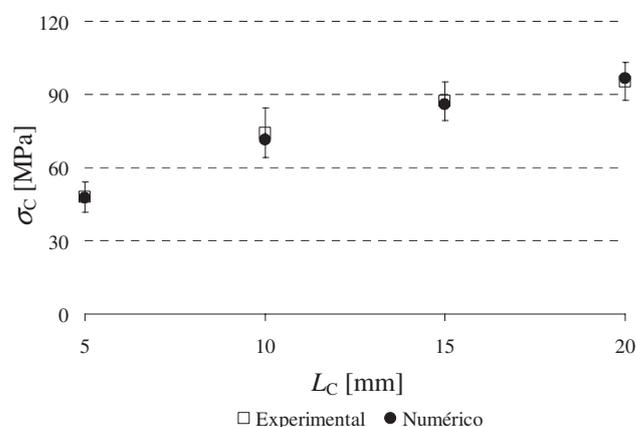


Fig. 14. σ_C em função de L_C .

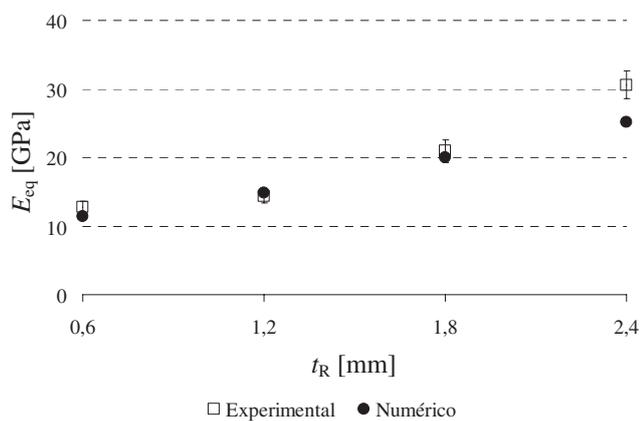


Fig. 15. E_{eq} em função de t_R .

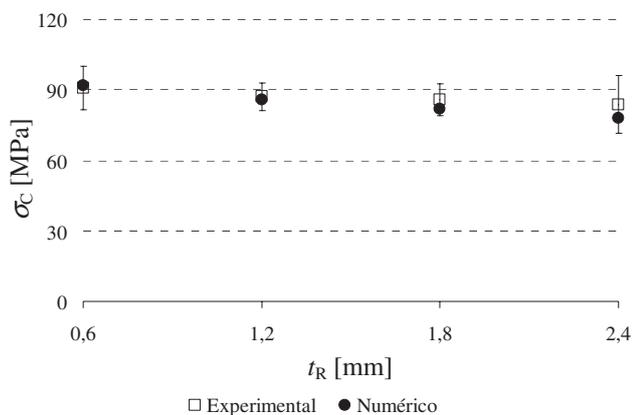


Fig. 16. σ_c em função de t_R .

6. CONCLUSÕES

O objectivo deste trabalho consistiu em estudar experimental e numericamente a resistência residual à tracção de reparações adesivas por sobreposição simples de laminados de carbono-epóxico, com diferentes comprimentos de sobreposição e espessuras do remendo. A comparação numérica/experimental é feita em termos de modo de rotura, tensão de colapso e rigidez equivalente das reparações. Foi efectuada uma análise de tensões normais segundo a espessura e de corte na zona de sobreposição, em diferentes planos segundo a direcção da espessura. Ambas as tensões apresentam picos nas extremidades da sobreposição, sendo estes mais pronunciados para as tensões normais segundo a espessura. Ambas as tensões apresentam os picos de maior magnitude na extremidade exterior do comprimento de sobreposição na interface entre o laminado e o adesivo e na extremidade interior do comprimento de sobreposição na interface entre o adesivo e o remendo, sugerindo que o dano se inicia nas, ou próximo das referidas interfaces. Os modos de rotura obtidos experimentalmente foram capturados pelos modelos numéricos. Comparando os resultados, no que diz respeito à tensão de colapso e rigidez equivalente, em função do comprimento de sobreposição e espessura do remendo, obteve-se uma boa concordância, excepto na rigidez equivalente em função do comprimento de sobreposição, pois a tendência crescente observada

numericamente não foi capturada pelos resultados experimentais. Ambas as análises evidenciam uma tendência crescente da rigidez equivalente em função da espessura do remendo. Relativamente à tensão de colapso, foram obtidos excelentes resultados, observando-se uma tendência crescente em função do comprimento de sobreposição e decrescente em função da espessura do remendo, em ambas as análises experimental e numérica.

7. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à Fundação para a Ciência e Tecnologia por suportar o trabalho aqui apresentado, através do projecto de investigação POCI/EME/56567/2004 e da bolsa individual SFRH/BD/30305/2006.

REFERÊNCIAS

- [1] Hu FZ, Soutis C. Strength prediction of patch repaired CFRP laminates loaded in compression. *Comp. Sci. Technol.* 2000;60:1103-1114.
- [2] Soutis C, Duan DM. Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external repairs. *Comp. Struct.* 1999;45:289-301.
- [3] Reis P, Antunes F, Ferreira JAM. Influence of superposition length on mechanical resistance of single-lap adhesive joints. *Comp. Struct.* 2005;67(1):125-133.
- [4] Gonçalves JPM, de Moura MFSF, de Castro PMST. A three-dimensional finite element model for stress analysis of adhesive joints. *Int. J. Adh. Adhesives* 2002;22:357-365.
- [5] Campilho RDSG, de Moura MFSF, Domingues JJMS. Modelling single and double-lap repairs on composite materials. *Comp. Sci. Technol.* 2005;65:1948-1958.
- [6] de Moura MFSF, Daniaud R, Magalhães AG. Simulation of mechanical behaviour of composite bonded joints containing strip defects. *Int. J. Adh. Adhesives* 2006;26:464-473.
- [7] Ávila AF, Bueno PO. An experimental and numerical study on adhesive joints for composites. *Comp. Struct.* 2004;64:531-537.
- [8] Zou GP, Shalin K, Taheri F. An analytical solution for the analysis of symmetric composite adhesively bonded joints. *Comp. Struct.* 2004;65:499-510.
- [9] Mortensen F, Thomsen OT. Analysis of adhesive bonded joints: a unified approach. *Comp. Sci. Technol.* 2002;62:1011-1031.
- [10] Magalhães AG, de Moura MFSF, Gonçalves JPM. Evaluation of stress concentration effects in single-lap bonded joints of laminate composite materials. *Int. J. Adh. Adhesives* 2005;25:313-319.