

Método Experimental de Análise de Junções Metal-Compósito para Estruturas Aeronáuticas

Experimental Method of Analysis of Metal-Composite Joints for Aeronautical Structures

Método Experimental de Análisis de las Juntas Híbridas de Estructuras Aeronáuticas

Ricardo de Medeiros

Volnei Tita

Universidade de São Paulo
Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Aeronáutica
São Carlos – SP
medeiros@sc.usp.br
voltita@sc.usp.br

Silvio Venturini Neto

Centro Logístico da Aeronáutica – CELOG/FAB
São Paulo - SP

RESUMO

Juntas estruturais metal-compósito permanecem como um desafio em projeto e análise de estruturas aeronáuticas. Este trabalho consiste em uma nova metodologia para análise experimental de juntas metal-compósito unidas mecanicamente por fixadores. Foram analisadas juntas fabricadas através de uma chapa metálica de titânio unida a uma placa em compósito de fibra de carbono e resina epóxi por rebites de monel. As juntas avaliadas são do tipo simples e foram submetidas a cisalhamento. Inicialmente foram fabricados corpos de provas de material compósito carbono-epóxi seguindo as especificações das normas ASTM D3039 e ASTM D3518. Os ensaios de tração e cisalhamento dos corpos de provas de compósito possibilitaram a determinação das propriedades mecânicas, bem como os valores admissíveis de tensão e de deformação. Estes resultados foram, então, utilizados em modelos computacionais solucionados via Método dos Elementos Finitos. As simulações computacionais seguiram as especificações da norma ASTM D5961, a fim de prever o comportamento mecânico das juntas durante os ensaios experimentais, bem como proporcionar uma boa estratégia para a realização dos ensaios. Os ensaios experimentais foram realizados seguindo especificações de geometria da norma ASTM D5961 (juntas compósito-compósito), bem como um procedimento análogo ao estabelecido pelo Método do Módulo Secundário do MIL-HDBK-5J (juntas metal-metal). Dessa forma, propôs-se uma metodologia de ensaios para juntas metal-compósito. As juntas com camadas orientadas a 0 /90 falharam por *net-tension*, enquanto as orientadas a 45 falharam por *tear-out*. Portanto, o método experimental proposto, além de fornecer uma abordagem para obter as propriedades mecânicas de juntas metal-compósito, também possibilita avaliação do modo de falha.

Palavras-chave: Juntas metal-compósito. Juntas mecânicas. Estruturas aeronáuticas em compósito. Método experimental.

Recebido / Received / Recibido
20/09/11

Aceito / Accepted / Acepto
17/10/11

ABSTRACT

The metal-composite structural joints remain a challenge for the design and analysis of aeronautical structures. This paper consists on a new methodology for analysis of metal-composite joints joined by fasteners. Thus, joints made of titanium joined to composite (carbon fiber with epoxy resin) by monel fasteners were investigated. It is important to mention that only single lap joints were analyzed. However, before manufacturing specimens of joints, composite specimens were tested following the ASTM D3039 and ASTM D3518. The tensile and shear tests provided the mechanical properties and strength values of the composite part. Finite element analyses of the joints were carried out, using average mechanical properties and strength values. These simulations followed the specifications of ASTM D5961 in order to predict the mechanical behavior of the joints during the experimental tests, as well as, to provide good strategy for the test setup. The experimental tests were carried out using geometry specifications of ASTM D5961 (composite-composite joints), and procedure established by the Secondary Module Method of MIL-HDBK-5J (metal-metal joints). Therefore, a new methodology was proposed for testing metal-composite joints. Joints with the composite layers oriented by 0 /90 failed by net-tension, while the joints with composite layers oriented 45 failed by tear-out. Thus, the experimental method proposal not only provides an effective approach to obtain the mechanical properties of metal-composite joints, but also shows the failure mode of the joint.

Keywords: Metal-composite joints. Fastened joints. Composite aeronautical structures. Experimental method.

RESUMEN

Juntas estructurales de metal-compuesto es un desafío para diseño y análisis de estructuras aeronáuticas. En este trabajo se presenta una nueva metodología para análisis experimental en juntas compuestas por metal-material compuesto unidas por elementos fijación mecánico. Para esto fueron analizadas juntas, unidas por remaches de Monel, fabricadas con chapa metálica de titanio unida a placa de material compuesto de fibra de carbono y resina Epoxi. Las juntas estudiadas son de tipo simple e fueron sometidas a cizallamiento simple. Para esto fueron fabricadas probetas de material compuesto fibra de carbono-Epoxi, siguiendo las especificaciones de las normas ASTM-D3039 y ASTM-D3518. Los ensayos de tracción y cizallamiento de las probetas de material compuesto posibilitaron determinar las propiedades mecánicas así como valores admisibles de la tensión y deformación. Con estas informaciones fue posible generar modelos computacionales solucionados por Métodos de Elementos Finitos. Estas simulaciones computacionales siguieron las especificaciones norma ASTM-D5961, con el objetivo de proporcionar una buena estrategia para la realización de los ensayos. Ensayos experimentales se realizaron con las especificaciones de la geometría norma ASTM-D5961 (compuesto-compuesto) y método del módulo secundario MIL-HDBK-5J (metal-metal), proponiéndose así una metodología de ensayos para juntas metal-material compuesto. Se verificó que las juntas donde en material compuesto posee capas orientadas a 0 /90, fallaron por net-tensión, mientras que las juntas con camadas orientadas a 45 fallaron por *tear-out*. De esta manera, el método experimental propuesto además de ofrecer un abordaje eficaz para obtener las propiedades mecánicas de juntas metal-compuesto también posibilita la evaluación del modo de falla de la junta.

Palabras-clave: Juntas metal-material compuesto. Juntas mecánicas. Estructuras aeronáuticas en material compuesto, método experimental.

INTRODUÇÃO

Há um aumento progressivo do número de peças e estruturas metálicas substituídas por materiais compósitos, não somente na aviação militar, mas também no projeto de aeronaves civis, por exemplo, materiais compósitos compreendem 22% do peso total do Airbus A380 (KOLESNIKOV et al., 2008). Segundo Niu (1988), a aplicação de materiais compósitos é uma realidade principalmente em indústrias aeronáuticas e aeroespaciais onde algumas estruturas são fabricadas através da junção de dois ou mais materiais, por exemplo, juntas metal-compósito unidas por parafusos.

Outro aspecto que motiva o emprego de juntas metal-compósito trata-se muitas vezes de reparos em estruturas em compósito através de “patches” metálicos. Essas partes unidas podem falhar por muitas razões, tais como: momento secundário devido à excentricidade do carregamento; concentração de tensões devido à presença de furos; excessiva deflexão e outras condições (difícil de avaliar em juntas). Fatores que não somente afetam o comportamento estático, mas também possuem uma elevada influência na vida em fadiga das juntas e estruturas adjacentes.

Diante do exposto, há muitos trabalhos na literatura que investigam os mecanismos de falha somente em

materiais compósitos, tais como Rowlands (1985), que apresentou e discutiu 21 diferentes critérios de falha e, de acordo com o artigo de Paris (2001), há 53 referências sobre a aplicação de critérios para dano/falha em materiais compósitos. Podem ser vistos mais trabalhos como Turon et al. (2006), Renard e Thionnet (2006), Paepegen et al. (2006a), Paepegen et al. (2006b), Stephen and Wisnom (2006), Coutellier et al. (2006), Tita et al. (2008) entre outros. No entanto é difícil encontrar trabalhos que investigam especialmente o comportamento mecânico de juntas metal-compósito unidas por parafusos. Less e Makarov (2004) investigaram a viabilidade de um novo tipo de técnica de junção através de fixadores mecânicos e adesivos que foram combinados de diferentes formas a fim de se obter as melhores propriedades mecânicas. Grassi (2006) apresentou uma abordagem computacional simples e eficiente para analisar os benefícios de pinos através da restrição da falha por descolamento nas juntas. As análises experimentais confirmaram que a força de descolamento é função de vários parâmetros: material; dimensão; densidade; localização e ângulo de implantação dos pinos, bem como dos mecanismos de deformação dos pinos.

Kabche (2007) apresentou uma investigação sobre o desempenho estrutural de juntas metal-compósito unidas por parafusos solicitadas em flexão. Matsuzaki et al. (2008a e 2008b) propôs um novo método para reforçar juntas metal-compósito co-curadas, usando fibras inter-aderidas, parafusos e processo de co-cura. Além disso, investigações experimentais foram realizadas para avaliar o aumento da resistência do conjunto. Kolesnikov et al. (2008) apresentaram resultados experimentais, demonstrando as vantagens de juntas fabricadas em titânio e compósitos de fibras de carbono devido aos elevados valores de resistência mecânica. Barut e Mandenci (2009) desenvolveram um método de solução semi-analítica para o cálculo da distribuição de tensão em juntas híbridas do tipo simples (parafusadas e coladas) através da aplicação de carregamentos no plano, bem como carregamentos laterais. Yo et al. (2010) e Le et al. (2010) apresentaram resultados experimentais sobre o efeito do tamanho das juntas híbridas e uma formulação analítica para avaliar tal fenômeno, com base na Mecânica da Fratura. Ucsnik et al. (2010) apresentaram uma nova tecnologia de junção entre metal e compósito reforçado com fibras de carbono para auxiliar no desenvolvimento de projetos de estruturas leves para a indústria aeronáutica.

É importante mencionar que não há um método típico ou padrão para investigar o comportamento mecânico de juntas metal-compósito. A norma ASTM D5961 apresenta uma metodologia para juntas

compósito-compósito, enquanto o *Military Handbook - MIL-HDBK-5J* (2003) apresenta um procedimento de ensaios para juntas metal-metal, sendo designado como Método do Módulo Secundário. Portanto, este trabalho tem como objetivo desenvolver uma metodologia para análise experimental de juntas metal-compósito unidas por fixadores. Em sendo assim, foram fabricadas juntas de titânio e compósito (fibra de carbono e resina epóxi) unidas por fixadores de monel. É importante mencionar que somente juntas simples (“*single lap joint*”) foram investigadas. Primeiramente, foram ensaiados corpos de provas (CDPs) somente de compósito orientados a $0^\circ/90^\circ$ e $\pm 45^\circ$, seguindo as orientações das normas ASTM D3039 e ASTM D3518. Os testes de tração e cisalhamento forneceram os valores de propriedades mecânicas, bem como os valores admissíveis de tensão e de deformação. Em seguida, realizaram-se análises pelo Método dos Elementos Finitos (MEF) das juntas, alimentando o modelo computacional com valores médios das propriedades mecânicas previamente obtidas. Através da análise de tensões e empregando o critério de Tsai-Wu, calculou-se a carga que produz falha na parte em compósito da junta. As simulações seguiram as especificações da norma ASTM D5961 a fim de prever o comportamento mecânico das juntas durante os ensaios experimentais, bem como fornecer uma boa estratégia para estabelecer a configuração do ensaio. Os ensaios experimentais das juntas foram realizados seguindo as especificações de geometria da norma ASTM D5961 (juntas compósito-compósito), bem como empregando um procedimento análogo ao Método do Módulo Secundário do *Military Handbook - MIL-HDBK-5J* (2003) (juntas metal-metal). Todavia, foram efetuadas algumas modificações, devido ao fato das juntas avaliadas serem do tipo metal-compósito. Durante os ensaios experimentais, utilizando a metodologia proposta neste trabalho, foi observado o comportamento mecânico, principalmente a rigidez e a resistência das juntas. Portanto, a referida metodologia pode principalmente fornecer subsídios para o projeto de juntas metal-compósito unidas por fixadores.

1 MODOS DE FALHA EM JUNTAS UNIDAS POR PARAFUSOS

A fixação mecânica é um dos principais métodos utilizados para unir componentes em materiais compósitos, com a vantagem de não haver preparação especial da superfície, bem como ser de fácil desmontagem e inspeção (NIU, 1996). Uma consideração importante no projeto e análise de juntas é a seleção do tipo de método de teste. Portanto, o ensaio experimental a ser

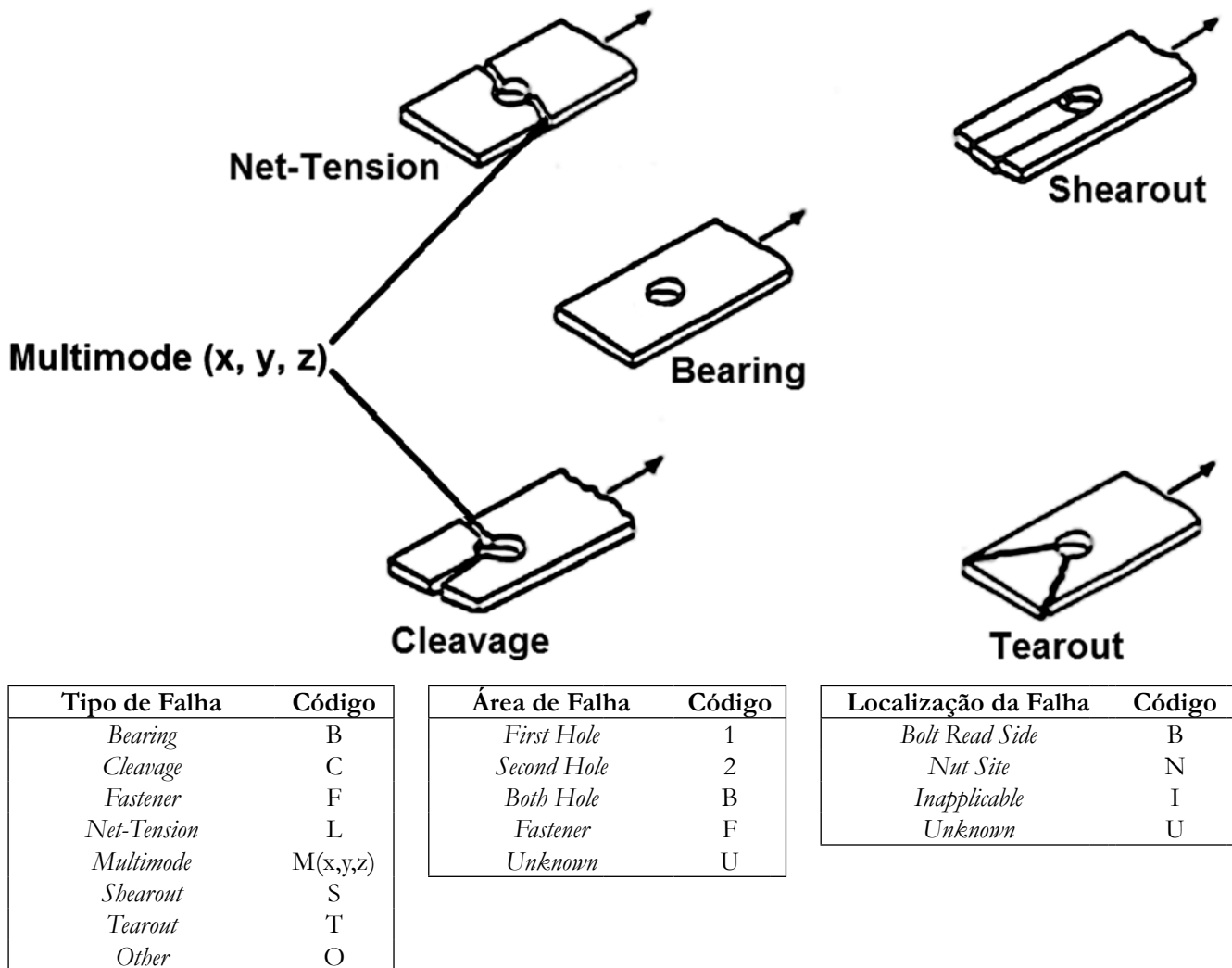


Figura 1: Caracterização de falhas por bearing e bearing-bypass (ASTM D5961/D5961M, 2007).

realizado depende do modo de falha da junta, que por sua vez é susceptível a uma série de parâmetros de projeto. Segundo a norma ASTM D596, as juntas compósito-compósito aparafusadas podem falhar em vários modos, como mostrado na Fig. 1. A probabilidade de um modo de falha particular ocorrer é influenciada pelo diâmetro do parafuso, largura do laminado, distância de borda e espessura. O tipo de fixador utilizado, também, pode influenciar a ocorrência de um dado modo de falha.

De acordo com a norma ASTM D5961, mecanismos de falha ocorrem em juntas parafusadas devido, basicamente, ao efeito de *bearing* ou *bearing-bypass*. Em primeiro lugar, é importante notar que os modos de falha dependem do tipo de mecanismo de falha ativado e há um código relacionado a este modo. Por exemplo, se há falhas em diferentes direções que causam a separação do material, então ocorre uma falha multimodos (“*Multimode*”) e a letra usada para indicar esta falha é “M” como mostra a Figura 1. Em segundo lugar, é

importante observar que as falhas em tração/compressão e combinadas tração/cisalhamento são caracterizadas como sendo de *bearing-bypass*, promovendo a separação do material. Por outro lado, o efeito de *bearing* produz uma falha localizada e não causa a separação do material.

2 MATERIAIS E MÉTODOS

As juntas simples estudadas neste trabalho foram fabricadas pela combinação dos seguintes materiais: material compósito; metal (titânio) e fixadores de monel.

O material compósito foi fabricado empregando resina epóxi reforçada por fibra de carbono, especificamente G0904 D 1070 TCT da Hexcel™. Este tecido bidirecional de fibra de carbono é usado em estruturas de compósito que requerem alto desempenho, por exemplo, estruturas aeronáuticas. A resina epóxi também é produzida pela Hexcel™ e é designada HexPly M20. Esta resina é aplicada em projetos que requerem altas temperaturas

combinadas com um rápido ciclo de cura. De acordo com sua flexibilidade de processamento (bolsa de vácuo com ou sem autoclave), a HexPly M20 é apropriada para estruturas primárias e secundárias de aeronaves e, também para reparos em estruturas de compósitos. Os ciclos de cura indicados pelo fornecedor são: 1) Em autoclave: 130°C por 2 horas sob 4 bar de pressão; 2) Com bolsa de vácuo: 130°C por 2 horas sob 1 bar de pressão. Neste trabalho foi utilizada a segunda opção para o ciclo de cura por ser o processo de fabricação dominado pelo Grupo de Estruturas Aeronáuticas da Escola de Engenharia de São Carlos (USP).

Os fixadores utilizados neste trabalho consistem de rebites de liga cobre-níquel (monel) e todas as especificações foram obtidas da *Military Specification – MS 20615* (1995). Este tipo de fixador foi selecionado, pois tem uma alta resistência ao cisalhamento e compatibilidade galvânica com os outros elementos da junta (titânio e compósitos reforçados por fibra de carbono).

Para a parte de metal da junta foi escolhida a liga de titânio (Ti6Al4V) especificada pela *Aerospace Material Specification – MAS 4907H* (2005). Este material possui excelentes propriedades mecânicas, assim como resistência ao impacto e mantém as propriedades sob temperaturas abaixo de -253°C. Esta aplicação é recomendada para estruturas aeronáuticas que operam em tais condições. Além disso, ligas de titânio não possuem incompatibilidade galvânica em contato com compósitos reforçados por fibras de carbono.

Ensaio de tração e cisalhamento de materiais compósitos foram realizados seguindo as orientações das normas ASTM D3039 e ASTM D3518, respectivamente. Os ensaios de tração e cisalhamento fornecem os valores das propriedades mecânicas, bem como os valores admissíveis de tensão e de deformação para o material compósito, que são de suma importância para os modelos computacionais. Tais análises computacionais foram processadas via MEF, utilizando o código Nastran, e empregando a média dos valores de propriedades mecânicas. Em seguida sob posse dos valores de tensões atuantes e dos valores admissíveis de tensão e empregando o critério de Tsai-Wu, calculou-se a carga que produz falha na parte em compósito da junta. Estas simulações seguiram as especificações de geometrias estabelecidas pela norma ASTM D5961, a fim de prever o comportamento mecânico das juntas durante os testes experimentais, bem como fornecer uma boa estratégia para se estabelecer a configuração do ensaio.

Após as análises computacionais, segue-se, portanto, para os ensaios nas juntas simples, baseando-se nas orientações de geometria dos CDPs apresentados pela norma ASTM D5961, que foi desenvolvida especificamente para juntas compósito-compósito. Associada a esta norma, emprega-se um procedimento de ensaio análogo ao Método do Módulo Secundário (MIL-HDBK-5J, 2003), que foi desenvolvido especificamente para juntas metal-metal. Assim, um novo procedimento experimental é estabelecido com base tanto na norma ASTM D596 como no Método do Módulo Secundário, modificado para avaliar juntas metal-compósito unidas por fixadores.

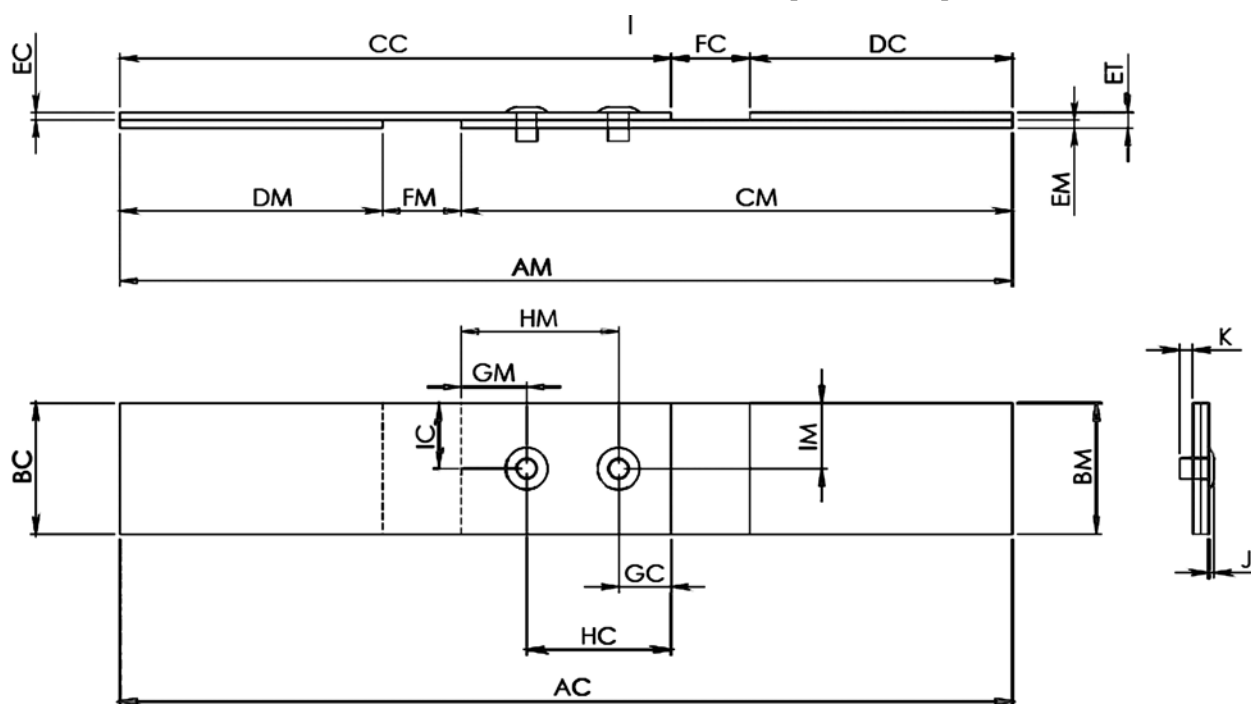


Figura 2: Amostra seguindo algumas orientações da ASTM 5961 - Geometria.

Compósito 1																					
CDPs	AC	AM	BC	BM	CC	CM	DC	DM	EC	EM	ET	FC	FM	GC	GM	HC	HM	IC	IM	J	K
0,1	169,0	168,0	26,0	26,0	105,0	105,5	50,0	49,0	1,5	1,3	2,8	14,0	13,5	15,0	9,0	33,0	27,5	13,0	13,5	1,0	2,5
0,2	167,5	168,0	26,5	26,0	105,0	106,5	48,0	49,0	1,5	1,3	2,8	14,5	12,5	16,0	10,0	34,0	27,0	14,0	13,5	1,0	2,5
0,3	169,0	168,5	25,5	26,0	105,5	106,0	48,5	49,0	1,5	1,3	2,8	15,0	13,5	15,0	10,0	33,0	28,5	12,0	12,5	1,0	2,5
0,4	169,0	169,0	27,0	26,0	106,0	106,0	48,5	49,5	1,5	1,3	2,8	14,5	13,5	15,5	10,0	33,5	28,0	13,5	13,0	1,0	2,5
0,5	167,0	167,0	25,0	26,0	105,0	105,5	49,0	48,5	1,5	1,3	2,8	13,0	13,0	15,0	10,5	33,0	28,0	13,0	13,5	1,0	2,5
Compósito 2																					
CDPs	AC	AM	BC	BM	CC	CM	DC	DM	EC	EM	ET	FC	FM	GC	GM	HC	HM	IC	IM	J	K
45,1	167,5	167,5	26,0	26,0	105,0	106,0	47,5	49,0	1,5	1,3	2,8	15,0	12,5	16,0	10,0	34,0	28,0	13,0	13,0	1,0	2,5
45,2	169,0	168,5	26,0	26,0	107,0	106,5	49,0	49,0	1,5	1,3	2,8	13,0	13,0	17,0	10,0	35,0	28,0	14,5	12,5	1,0	2,5
45,3	169,0	169,0	25,0	26,0	105,0	105,0	49,0	48,5	1,5	1,3	2,8	15,0	15,5	14,0	10,0	32,5	28,0	13,0	14,0	1,0	2,5
45,4	169,0	168,5	25,0	26,0	104,0	106,0	48,0	48,5	1,5	1,3	2,8	17,0	14,0	13,0	10,0	31,0	28,0	12,0	13,0	1,0	2,5
45,5	168,0	168,0	25,0	26,0	106,0	105,0	48,5	50,0	1,5	1,3	2,8	13,5	13,0	15,5	10,0	34,0	27,5	12,0	12,5	1,0	2,5
ONDE			C COMPÓSITO					M METAL					T TOTAL								

(*) CDPs = identificação dos corpos de prova

Tabela 1: Amostra seguindo algumas orientações da ASTM 5961 – Geometria em [mm].

Vale ressaltar que todos os ensaios experimentais foram realizados em uma Máquina Universal de Ensaio EMIC DL 10000 com uma célula de carga de 100kN e empregando extensômetros de folha (“strain gages”) para medir as deformações nas amostras de material compósito, sendo que foram ensaiados 5 (cinco) CDPs para caracterizar o material compósito sob tração, bem como 5 (cinco) CDPs para caracterizar o material compósito sob cisalhamento. Além disso, foram analisados dois tipos de junta metal-compósito: 1) Compósito 1 - parte em compósito possui sequência de empilhamento $[0^\circ/90^\circ]_6$; 2) Compósito 2 - parte em compósito possui sequência de empilhamento $[\pm 45^\circ]_6$. Para avaliar cada tipo de junta metal-compósito, cuja geometria está especificada na Fig. 2 e Tab. 1, foram, também, analisados 5 (cinco) CDPs.

3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

3.1 RESULTADO DAS ANÁLISES COMPUTACIONAIS

As análises via MEF, usando o código Nastran, foram realizadas para prever o comportamento mecânico das juntas metal-compósito a serem ensaiadas. O modelo computacional da junta seguiu algumas especificações da norma ASTM 5961. Após uma análise de tensões e empregando o critério de Tsai-Wu, implementado em um programa MatLab, foi possível calcular a carga que produz uma falha preliminar na parte em compósito da junta. Destaca-se que os rebites e os calços foram modelados como elementos rígidos, sendo assim, todas as deformações foram transferidas para a parte em metal e em compósito.

A geometria do modelo foi gerada por superfícies coplanares, não havendo a influência do momento secundário nas análises. As condições de contorno aplicadas foram: engastou-se o lado esquerdo do modelo; aplicou-se o carregamento no lado direito, permitindo-se deslocamentos livres somente na direção X (Fig. 3). O elemento utilizado foi o CQUAD4 com objetivo de simular um estado plano de tensões. Este elemento quadrilátero possui 4 nós e cada nó tem 6 graus de liberdade (3 deslocamentos e 3 rotações). Dados de material metálico, por exemplo, rebites e a parte de metal da junta, foram obtidos do MIL-HDBK-5J (Tab. 2). Dados do material compósito foram obtidos dos ensaios experimentais de tração e de cisalhamento especificados no item anterior (Tab. 3).

Como mencionado anteriormente, dois tipos de juntas simples metal-compósito foram avaliados: 1) Compósito 1 - parte em compósito possui sequência de empilhamento $[0^\circ/90^\circ]_6$; 2) Compósito 2 - parte em compósito possui sequência de empilhamento $[\pm 45^\circ]_6$. Por exemplo, na Fig. 3, verifica-se a máxima tensão principal na parte em compósito da junta designada Compósito 2. Após as análises de tensão, foram realizadas análises de falha na região de maior tensão (elemento crítico), empregando o critério de Tsai-Wu (Tsai e Wu, 1971) a fim de determinar a carga que produziu esta falha. Em se tratando do Compósito 1 ($[0^\circ/90^\circ]_6$), a carga aplicada deve ser igual 3351N para produzir uma falha inicial na parte em compósito da junta. No entanto, para o Compósito 2 ($[\pm 45^\circ]_6$), a carga aplicada deve ser igual a 2473N para produzir uma falha inicial na parte em compósito da junta. Estes resultados numéricos são coerentes, pois as fibras alinhadas a 0° para o carregamento no Compósito 1 conferem

Tabela 2: Propriedades dos materiais metálicos (MIL-HDBK-5J, 1998).

Material	Módulo de Elasticidade [MPa]	Coefficiente de Poisson	Módulo de Cisalhamento [MPa]
Monel	170000	0,32	66000
Ti6Al4V	110300	0,31	42750

Tabela 3: Dados do material compósito.

Propriedades Mecânicas e Valores Admissíveis	Unidade	Valor
Módulo de Elasticidade Paralelo à Fibra - E_{11}	MPa	41413 ± 2563
Módulo de Elasticidade Perpendicular à Fibra - E_{22}	MPa	39854 ± 1749
Coefficiente de Poisson - ν_{12}	-	$0,107 \pm 0,012$
Módulo de Cisalhamento no Plano 1-2 - G_{12}	MPa	2812 ± 276
Resistência à Tração na Direção da Fibra - X_T	MPa	494 ± 21
Resistência ao Cisalhamento no Plano 1-2 - S_{12}	MPa	81 ± 3
Limite de Deformação Paralelo a Fibra - X'_T	mm/mm	$0,0116 \pm 0,0013$

maior rigidez a esta junta, bem como oferecem mais resistência do que as juntas com as fibras alinhadas a $\pm 45^\circ$ no Compósito 2.

3.2 RESULTADOS EXPERIMENTAIS OBTIDOS PELA METODOLOGIA PROPOSTA

Deve-se destacar que a metodologia experimental proposta consiste em combinar a geometria especificada pela norma ASTM D5961 com o procedimento de ensaio do Método do Módulo Secundário, porém de forma modificada, visando assim determinar o comportamento mecânico de uma junta metal-compósito. Portanto, neste trabalho, foi adotado o seguinte procedimento experimental:

- Primeiramente, realizou-se um carregamento monotônico na junta para obter a curva tensão-deformação completa da junção (Fig. 4);
- Identificou-se o ponto com deslocamento equivalente a $0,04d$ (d é o diâmetro do furo da placa) no eixo das abscissas (deslocamento da estrutura). Como especificado pelo MIL-HDBK-5J (2003);
- Por este ponto traçou-se uma reta paralela a uma estimativa preliminar do “módulo elástico” da junta;

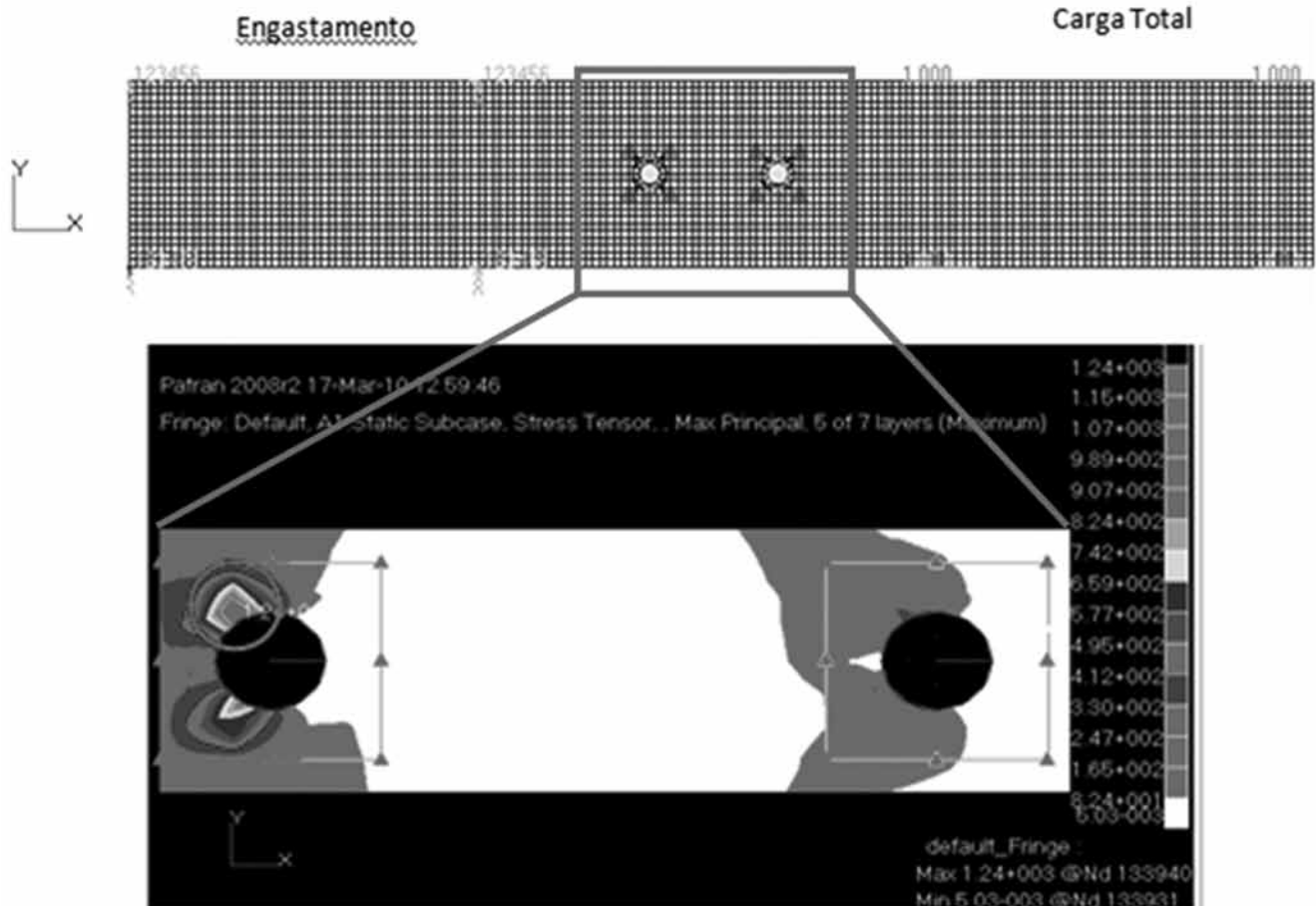


Figura 3: Máxima tensão principal na parte de compósito para o Compósito 2 (região de maior tensão em detalhe - elemento crítico).

- Quando esta reta cruzou a curva do ensaio, determinou-se o valor da carga mínima de descarregamento;

- Optou-se, então, para que o ciclo de descarregamento e re-carregamento da união ocorresse para um valor ligeiramente acima do mínimo determinado, a fim de se garantir uma condição de ensaio em que todas as folgas do conjunto tivessem sido eliminadas (Fig. 5);

- Após esse ciclo, um carregamento monotônico é aplicado novamente até a falha completa da junta;

- Na Fig. 5, há uma linha secante cruzando o ciclo gerado pelo descarregamento e re-carregamento;

- Uma linha paralela à secante é transladada até cruzar o eixo x (deformação equivalente), correspondendo ao valor de 0,04d;

- A inclinação da reta paralela possibilita determinar o “módulo de elasticidade” da junta metal-compósito;

- Quando a linha paralela à secante intercepta a curva de ensaio, a carga limite é calculada. Esta carga corresponde a um valor admissível para o projeto da junta metal-compósito;

- O valor máximo de carga permitida pela junta é a carga máxima visualizada no ensaio. As Figuras 5 e 6 mostram o comportamento mecânico para a junta Compósito 1 e Compósito 2, e como é calculado o carregamento limite (F_a), a carga máxima (P_{max}) e o módulo de elasticidade da junta (E_{jh}).

Analisando o mecanismo de falha para a junta Compósito 1, observa-se que ocorre falha por multimodo (“*Multimode*”) devido à separação do material (Fig. 7). Como comentado anteriormente, estas falhas são criadas pela interação de *bearing-bypass* produzindo deformações inelásticas no furo (“*bearing*”) (Fig. 7a) e a ruptura por tração na área crítica (“*net-tension*”) (Fig. 7b). É importante mencionar que existem fatores que influenciam a resistência ao *bearing*. Um dos fatores é a razão entre o diâmetro do furo e a espessura da parte de compósito da junta (MIL-HDBK-17-1F, 2002). Recomenda-se que essa razão seja superior a 2,2 e, neste trabalho, as juntas avaliadas possuem esta razão em torno de 2,44.

Analisando os mecanismos de falha para a junta Compósito 2, observou-se que não ocorre a completa separação do material (Fig. 8). Como comentado anteriormente, estas falhas são geradas principalmente devido ao efeito de *bearing* produzindo maior deformação inelástica no furo (Fig. 8a) e uma propagação de trincas alinhadas com a orientação da fibra, neste caso a 45°. Portanto, a máxima tensão é normal para a direção da propagação da trinca como mostrado nas análises computacionais (Fig. 3).

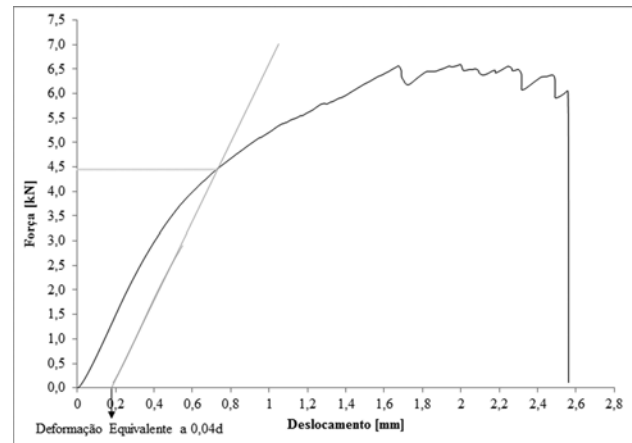


Figura 4: Ensaio monotônico: junta Compósito 1 [0 /90]₆.

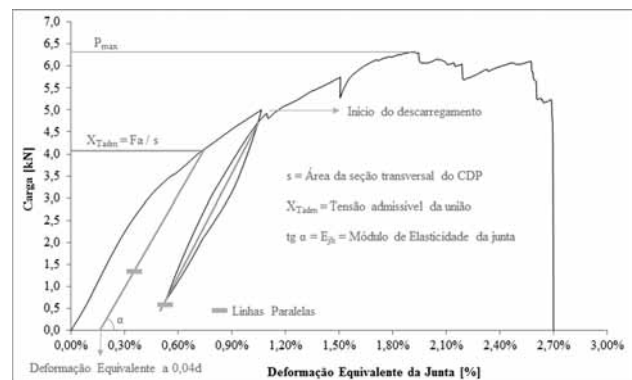


Figura 5: Comportamento mecânico da junta Compósito 1 [0 /90]₆.

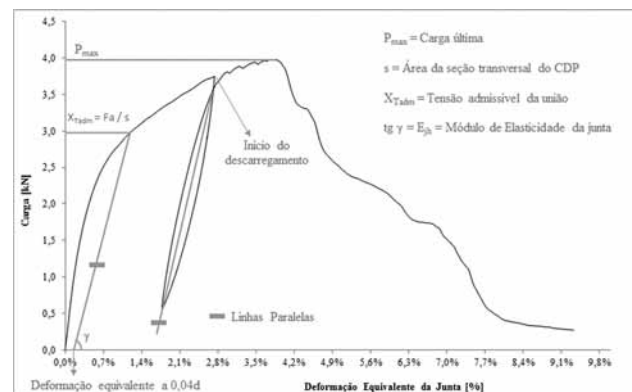


Figura 6: Comportamento mecânico da junta Compósito 2 [45]₆.

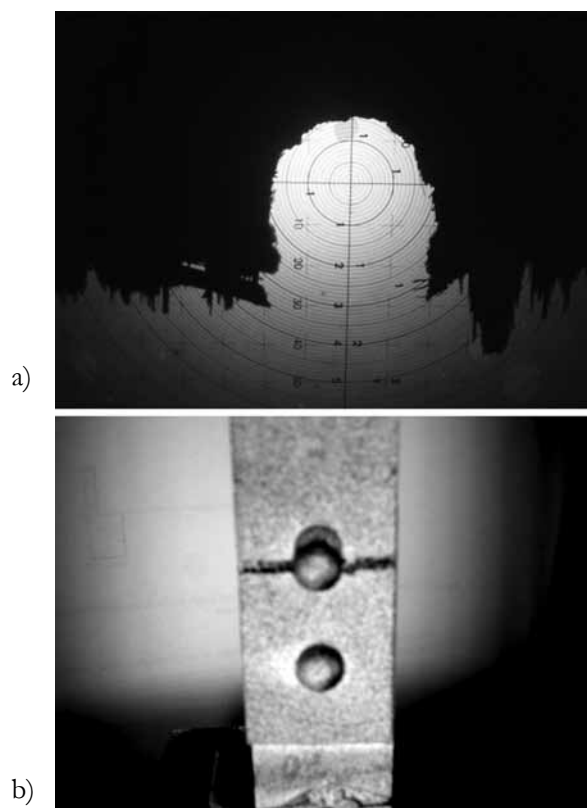


Figura 7: Junta Compósito 1: (a) Deformação inelástica no furo - bearing; (b) Separação do material compósito devido ao efeito de bearing-bypass ("net-tension").

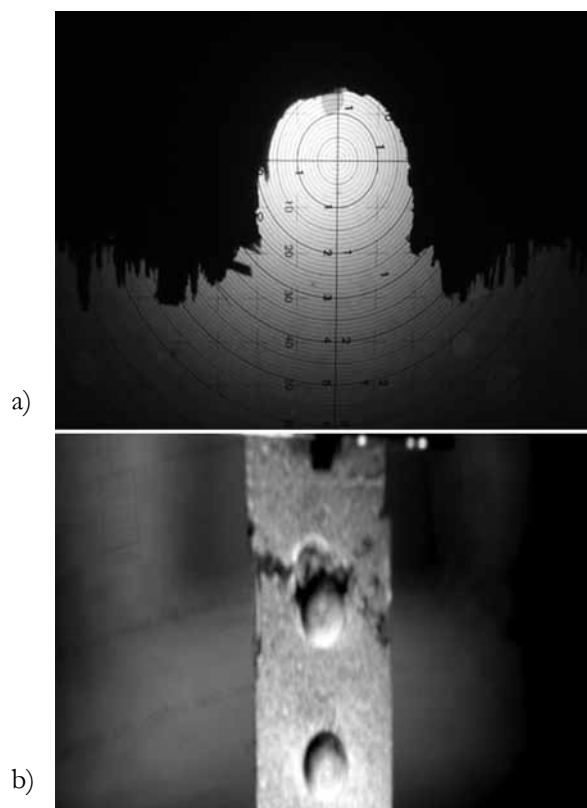


Figura 8: Junta Compósito 2: (a) Deformação inelástica no furo - "bearing"; (b) Separação incompleta do material compósito devido à predominância do efeito de "bearing".

A Tabela 4 mostra a comparação entre as duas configurações, sendo que a junta Compósito 2 possui propriedades mecânicas inferiores à junta Compósito 1. Por exemplo, a rigidez das juntas com fibras orientadas a $\pm 45^\circ$ é 50% menor que da junta com fibras alinhadas a $0^\circ/90^\circ$. Além disso, a resistência máxima à tração da junta Compósito 1 é em torno de 1,6 vezes maior que a resistência da Compósito 2.

Tabela 4: Propriedades mecânicas das juntas metal-compósito.

Propriedades da Junta	Compósito 1 [$0^\circ/90^\circ$] ₆	Compósito 2 [$\pm 45^\circ$] ₆
Resistência Máxima (MPa)	192,0	121,0
Tensão Admissível = F_a/S (MPa) (*)	144,0	93,5
Módulo de Elasticidade (MPa)	266,0	104,0

(*) S = Área da secção transversal da amostra

A Tabela 5 mostra a comparação entre diferentes métodos para a determinação do Carregamento Limite (F_a) considerando a junta Compósito 1. Verifica-se que o resultado computacional obtido via Método dos Elementos Finitos é muito próximo do resultado encontrado na literatura (MIL-HDBK-17, 2002) para uma junta metal-compósito similar. O resultado experimental obtido pelo Método do Módulo Secundário Modificado (4070 N) é em torno de 1,2 vezes maior que o resultado computacional (3351 N). Esta diferença pode ser melhor explicada pelas Fig. 8 e Fig. 9.

Tabela 5: Comparação entre os diferentes métodos para determinação do Carregamento Limite (Junta Compósito 1).

Método	Carga Teórica Limite [N]	Carga Experimental Limite [N]
(1) MIL-HDBK-17	3275 (*)	NA
(2) Método dos Elementos Finitos (2)	3351	NA
(3) Método do Módulo Secundário (Modificado)	NA	4070
$\Delta = [(2)-(3) / (3)] \times 100$		17,66%

(*) mecanismo de falha por by-pass;

(NA) Não Aplicável

A Figura 9 mostra o Carregamento Limite considerando a junta Compósito 1 ($[0^\circ/90^\circ]_6$), sendo que, após a análise de falha do elemento mais crítico do modelo computacional, obteve-se uma carga de falha

igual a 3351N, ao passo que o valor experimental para esta carga inicial de falha é igual a 4070N. Uma análise análoga pode ser efetuada para a junta Compósito 2 com base na Fig. 10, onde o valor teórico obtido é menor que o valor experimental.

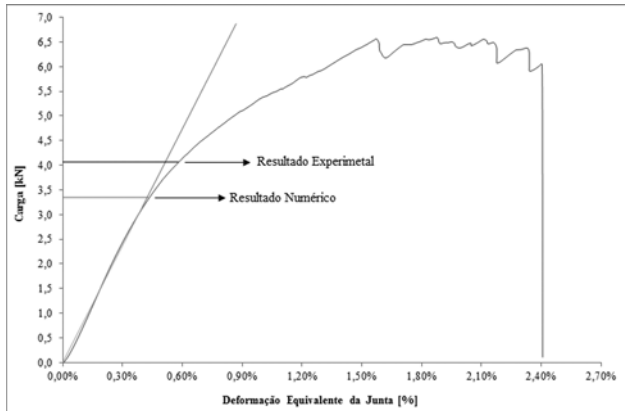


Figura 9: Computacional x Experimental: Junta Compósito 1 - [0 / 90]₆.

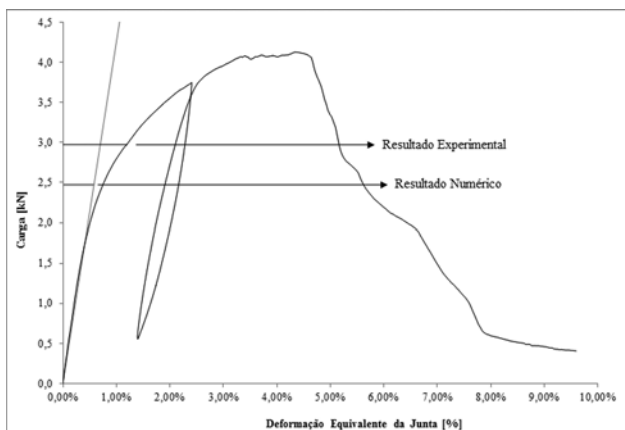


Figura 10: Computacional x Experimental: Junta Compósito 2 - [45]₆.

A diferença entre o Resultado Experimental e o Numérico pode ser explicada pelo fato de que nas análises computacionais não foram adotadas as hipóteses de não linearidade de contato e de material. Ademais, os fixadores foram modelados como elementos rígidos. Dessa forma, a carga aplicada é transmitida diretamente para o furo de forma concentrada e não distribuída, acelerando a falha do material, que também não apresenta aumento de resistência com o aumento da deformação, devido à ausência de um modelo elasto-plástico. Portanto, se as não linearidades fossem incorporadas e, se os fixadores fossem modelados como elementos deformáveis, o modelo computacional apresentaria um valor de tensão

admissível mais próximo do resultado experimental. Por outro lado, o valor de tensão admissível determinado experimentalmente pode estar superestimado. Haja vista que o método do Módulo Secundário é para juntas metal-metal, assim o valor de referência de deformação equivalente igual a 0,04d pode não ser o mais adequado para o projeto da juntas metal-compósito.

CONCLUSÕES

Empregando a metodologia experimental proposta baseada tanto na norma ASTM D5961 como no Método do Módulo Secundário Modificado, pode-se determinar o carregamento limite (F_a), o carregamento máximo (P_{max}) e o módulo de elasticidade (E_{jh}) de juntas metal-compósito. Além disso, pode ser observado o modo de falha investigando os mecanismos de falha causados por *bearing*, *by-pass* ou multimodo (“*multimode*”) (*bearing* com efeito *by-pass*). Por exemplo, este estudo mostrou que juntas metal-compósito com camadas orientadas $0^\circ/90^\circ$ falham por tração simples (“*net-tension*”), enquanto juntas metal-compósito com camadas orientadas a $\pm 45^\circ$ falham por arrancamento (“*tear-out*”). Ademais, juntas com camadas orientadas a $\pm 45^\circ$ falharam com uma carga menor quando comparadas com juntas com camadas orientadas a $0^\circ/90^\circ$. Portanto, é possível avaliar todo o comportamento mecânico de uma dada junção metal-compósito, aplicando o método experimental proposto. Sendo que o referido método é relativamente simples. Todavia, o mesmo pode ser ainda aprimorado, principalmente, quanto ao valor de referência de deformação equivalente igual a $0,04d$ (d é o diâmetro do furo da placa), que é mais apropriado para juntas metal-metal.

As análises computacionais via Método dos Elementos Finitos consistem em uma boa estratégia para prever o comportamento mecânico de juntas metal-compósito a serem ensaiadas, sendo assim recomendadas. Haja vista que empregando o critério de falha de Tsai-Wu para o elemento mais crítico do modelo computacional, foi possível calcular a carga que produz a falha inicial na parte em compósito da junta. Entretanto, é importante ressaltar que esta abordagem subestimou a resistência das juntas, que podem suportar um carregamento mais elevado devido ao fato de não serem incluídos efeitos de não linearidades junto ao modelo. Dessa forma, para melhorar os resultados teóricos é necessário considerar os efeitos de não-linearidade de contato (entre os rebites e o furo) e de não-linearidades do

material (deformações inelásticas e/ou mecanismos de dano em materiais compósitos).

Por fim, o método experimental proposto pode auxiliar engenheiros a projetar junções de estruturas de material compósito com estruturas metálicas, possibilitando uma investigação mais detalhada de parâmetros que influenciam o comportamento dessas juntas, tal como a sequência de empilhamento do laminado.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao Conselho Nacional de Desenvolvimento e Pesquisa – CNPq (Processo n.º. 135652/2009-0) e a Fundação de Apoio a Pesquisa do Estado de São Paulo – FAPESP (Processo n.º. 09/0544-5) pelo financiamento do presente trabalho de pesquisa. Os autores também agradecem ao CELOG/FAB.

REFERÊNCIAS

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **D3039/D3039M-95a - Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials.** [Philadelphia]: ASTM, 2006, 13 p. Disponível em: <http://www-eng.lbl.gov/~dw/projects/DW4234_Material_Testing_234_OriginalFolder/ASTM_D3039.pdf>. Acesso em: 23 ago. 2011.

_____. **D 5961/D 5961M-05 -Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates.** West Conshohocken: ASTM, 2007, 26 p.

_____. **D3518/D3518M-94 - Standard practice for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate.** Philadelphia: ASTM, 2001, 7 p.

BARUT, A.; MADENCI, E. Analysis of bolted–bonded composite single-lap joints under combined in-plane and transverse loading. **Composites Structures**, v. 88, n. 4, May 2009, p. 579-594. Disponível em <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822308001943>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

COUTELLIER, D.; WALRICK, J. C.; GEOFFROY, P. Presentation of a methodology for delamination detection within laminated structures. **Composites Science and Technology**, v. 66, n. 6, May 2006, p. 837-845. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0266353804003525>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

DÁVILA, C. G.; CAMANHO, P. P.; MOURA, M. F. Progressive damage analyses of skin/stringer debonding. In: AMERICAN SOCIETY FOR COMPOSITES, sixteenth technical conference, Sept. 9-12, 2001, Blacksburg, Virginia. **Proceedings...** Blacksburg: Virginia Tech, 2001. Paper n.º 165. Disponível em: <http://ia600607.us.archive.org/8/items/nasa_techdoc_20040086002/20040086002.pdf>. acesso em: 23 ago. 2011.

GRASSI, M., COX, B.; ZHANG, X. Simulation of pin-reinforced single-lap composite joints. **Composites Science and Technology**, v. 66, n. 11-12, Sept. 2006, p. 1623–1638. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0266353805004331>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

IANUCCI, L. Progressive failure modeling of woven carbon composite under impact., **International Journal of Impact Engineering**. v. 32, n. 6, June 2006, p. 1013-1043. Disponível em: <<http://www.mendeley.com/research/progressive-failure-modelling-woven-carbon-composite-under-impact/>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

KABCHE, J. P.; CACCESE V.; BERUBE K. A.; BRAGG, R. Corresponding Author Contact Information Experimental characterization of hybrid composite-to-metal bolted joints under flexural loading. **Composites, Part B**, v. 38, n. 1, Jan. 2007, p. 66-78. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S135983680600059X>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

KOLESNIKOV, B.; HERBECK, L.; FINK, A., CFRP/titanium hybrid material for improving composite bolted joints. **Composite Structures**, v. 83, n.4, June 2008, p. 368–380. Disponível em: < <http://www.mendeley.com/research/cfrptitanium-hybrid-material-improving-composite-bolted-joints/>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

KOSTOPOULOS, V.; MARKOPOULOS, Y. P.; GIANNOPOULOS, G.; VLACHOS D. E., Finite element analysis of impact damage response of composite motorcycle safety helmets. **Composites: part B**, Oxford, v. 33, n. 2 p. 99-107. Disponível em: <<http://www.mendeley.com/research/finite-element-analysis-impact-damage-response-composite-motorcycle-safety-helmets/>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

LESS, J. M.; MAKAROV, G. Mechanical/bonded joints for advanced composite structures. **Proceedings of the Institution of the ICE – Structures and Buildings**, v. 157, n. 1, Jan. 2004, p. 91-97. Disponível em: <<http://www.icevirtuallibrary.com/docserver/fulltext/stbu157-091.pdf?expires=1314197900&id=id&accname=id1572&checksum=A72ED3B8C56BABED44696578DDBE6420>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

MATSUZAKI, R.; SHIBATA, M.; TODOROKI, A. Improving performance of GFRP/aluminum single lap joints using bolted/co-cured hybrid method. **Composites Part A**, v. 39, n. 2, Feb. 2008, p. 154-163.

_____. Reinforcing an aluminum/GFRP co-cured single lap joint using inter-adherend fiber. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, v. 39, n. 5, May. 2008, p. 154-163. Disponível em:

<<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X08000328>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

ESTADOS UNIDOS. Departamento de Defesa. **Military Handbook - MIL-HDBK-17-1F**: Composite Materials Handbook, Volume 1 - Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials. [Philadelphia]: US Department of Defense, 2002, 586p. (v.1). Disponível em: <http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=721>. Acesso em: 22 ago. 2011.

_____. **Military Handbook - MIL-HDBK-17-3F**: Composite Materials Handbook, Volume 3 - Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design and Analysis. [Philadelphia]: US Department of Defense, 2002, 693p. (v.3)

_____. Departamento de Defesa. **Military Handbook - MIL-HDBK-5J**: Metallic Materials Properties Development and Standardization. [Philadelphia]: US Department of Defense, 2003. 1728p.

NIU, Michael Chun-Yung. **Airframe structural design**: practical design information and data on aircraft structures. [Honk Kong]: Conmilit Press, 1988.

PARÍS, Federico. **A Study of failure criteria of fibrous composite materials**. Hampton, VA : National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center ; Hanover, MD, Mar. 2001. (NASA contractor report ; NASA CR-210661). Disponível em: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20010035883_2001050228.pdf>. Acesso em: 23 ago. 2011.

PAEPEGEN, V. W; BAERE, I; DEGRIECK, J. Modeling the nonlinear shear stress-strain response of glass fiber-reinforced composites: experimental results (Part I). **Composites Science and Technology**, v. 66, n. 10, p.1455-1464. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0266353805000965>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

_____. Modeling the nonlinear shear stress-strain response of glass fiber-reinforced composites: model development and finite element simulations (Part II). **Composites Science and Technology**, v. 66, n. 10, p.1465-1478, Aug. 2006. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S026635380500117X>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

RENARD, J.; THIONNET, A. Damage in composites: from physical mechanisms to modeling. **Composite Science and Technology**, v. 66, n. 5, May 2006, p. 642-646. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0266353805003155>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

ROWLANDS, R. E., 1985. Strength (failure) theories and their experimental correlation. In: SIH, G. C.; SKUDRA, A. M. (Ed.). **Failure mechanics of composite**. Amsterdam: North-Holland, 1985, p.71-125.

STEPHEN, R. H; WISNOM, M. R. Numerical investigation of progressive damage and the effect of layup in notched tensile tests”, **Journal of Composite Materials**, v. 40, n. 14, Jul. 2006, p. 1229-1245. Disponível em: <<http://jcm.sagepub.com/content/40/14/1229.abstract>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **AMS 4907h - Titanium alloy, sheet, strip, and plate 6.0Al - 4.0V, extra low interstitial annealed**. [S.I.]:SAE International, 2005. 11 p.

TITA, V; CARVALHO, J; VANDEPITTE, D. Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: experimental and numerical approaches. **Composite Structures**, v. 83, 2008, p. 413-428. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822307001717>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

TSAI, S.W. WU, E. M. A general theory of strength for anisotropic materials. **Journal of Composite Materials**, v. 5, 1971, p. 58-80. Disponível em: <<http://jcm.sagepub.com/content/5/1/58.abstract>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

TURON, A. et al. A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading. **Mechanics of Materials**, v. 38, 2006, p. 1072-1089. Disponível em: <<http://repositorio-aberto.up.pt/bitstream/10216/6762/2/14216.pdf>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

UCSNIK, S. et al., Experimental investigation of a novel hybrid metal-composite joining technology. **Composites**. Part A, v. 41, p. 369-374, 2010.

WILLIAMS, K. V. VAZIRI, R. Application of a damage mechanics model for predicting the impact response of composite materials. **Computer & Structures**, New York, v. 79, n. 10, p. 997-1011, Apr. 2001. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045794900002005>>. Acesso em: 23 ago. 2011.

YU, Q. BAZANT, Zdene k P. LE, Jia-Liang. Scaling of Strength of Metal-Composite Joints – Part I: Experimental Investigation. **Journal of Applied Mechanics**, v. 77, n. 1, Jan. 2010. Disponível em: <<http://www.civil.northwestern.edu/people/bazant/PDFs/Papers/493-494.pdf> >. Acesso em: 23 ago. 2011.

_____. Scaling of Strength of Metal-Composite Joints – Part II: Interface Fracture Analysis. **Journal of Applied Mechanics**, v. 77, n. 1, Jan. 2010, p. 011012. Disponível em: <<http://www.mendeley.com/research/scaling-strength-metalcomposite-jointspart-ii-interface-fracture-analysis-1/>>. Acesso em: 23 ago. 2011.