

Fadiga de materiais e de estruturas – com enfoque na aeronáutica

PAULO M. S. TAVARES DE CASTRO, SÉRGIO M. O. TAVARES¹

RESUMO

A fadiga é a principal causa de falha nos componentes mecânicos em geral, e especialmente no caso das estruturas aeronáuticas. O projecto tendo em vista a resistência à fadiga deste tipo de estruturas evoluiu ao longo do tempo, desde abordagens almejando garantir vida segura (*safe-life*) em que se procurava assegurar que não haveria crescimento de fendas até à rotura no período de vida da aeronave, passando pela subsequente filosofia de segurança na presença de falha (*fail-safe*), até ao corrente paradigma da tolerância ao dano (*damage tolerance*). A última emergiu como a principal filosofia de projecto para estruturas de aeronaves, permitindo economia de peso e aumentando a fiabilidade e a integridade estrutural na eventual presença de danos.

A aplicação da filosofia de projecto *damage tolerant* supõe um profundo conhecimento das propriedades de fadiga e fractura, resistência à corrosão, modos de falha potenciais e técnicas de inspecção não destrutivas, particularmente defeitos mínimos detectáveis e critérios para definir intervalos de inspecção.

A regra da Federal Aviation Administration (FAA) de 2010, estabelecendo um limite de validade (*limit of validity* – LOV) para a operação das aeronaves, coloca um limite na vida operacional indefinida que era permitida pelos regulamentos anteriores. Este requisito, juntamente com o papel decrescente do alumínio nas estruturas de aviões, certamente moldará as direcções da investigação sobre fadiga, fractura e dano mecânico nos próximos anos, expandindo a base de conhecimento sobre a qual a comprovação dos valores de LOV é feita e garantindo a segurança.

O aparecimento persistente da fadiga como a principal causa de falha em componentes mecânicos e estruturais pode sugerir que os outros modos de falha já sejam melhor compreendidos. Apesar do progresso do conhecimento sobre fadiga, desde os trabalhos pioneiros de William Rankine, August Wöhler e outros, passando pelas contribuições do recentemente desaparecido Paul Paris, ainda há lugar para o avanço na compreensão do fenómeno e na prevenção de falhas por fadiga.

Palavras-chave: crescimento de fendas por fadiga; fadiga de aeronaves; fractura; modo misto; regulamentos; tolerância ao dano.

INTRODUÇÃO; FADIGA E O CASO DAS ESTRUTURAS DE AERONAVES

A tolerância a danos (*damage tolerance*) é a principal abordagem de projecto para as estruturas de aeronaves, possibilitando economia de peso e garantia de integridade estrutural na presença de eventuais danos resultantes da fabricação ou desenvolvidos em serviço. A abordagem *damage tolerant* depende de

¹ Departamento de Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, Rua Dr. Roberto Frias, 4200-465 Porto, Portugal

bases de dados de propriedades de fadiga e fractura, comportamento de corrosão, modos de falha e inspecção não-destrutiva, particularmente tamanho mínimo de defeitos detectáveis e intervalos de inspecção. Quando a inspecção é impossível ou não existe redundância de caminhos de carga, então é usada a abordagem de projecto 'safe life', mais antiga, como é o caso do trem de aterragem e de certos elementos da estrutura da aeronave. Uma concisa discussão das filosofias de dimensionamento à fadiga pode ser encontrada em James, [1].

A filosofia de projecto *damage tolerant* é o resultado de uma evolução paralela ao desenvolvimento do conhecimento de fadiga em geral. O projecto estrutural inicialmente era baseado em abordagens do tipo S-N (tensão *versus* número de ciclos até à rotura), e somente na segunda metade do século passado, após o trabalho pioneiro de Paul Paris, os modelos de propagação de fendas de fadiga se tornaram amplamente aceites. Paralelamente, o projecto de fadiga de aeronaves passou de abordagens baseadas em considerações *safe life* (vida segura), em que se procurava assegurar que não haveria crescimento de fendas até à rotura no período de vida da estrutura (ver, *e.g.* Grover, [2]), a abordagem *fail-safe* prevendo segurança face a roturas designadamente através de redundância estrutural (múltiplos caminhos de carga) e/ou uso de detalhes estruturais capazes de deter a propagação de fendas (*crack arresters*). A actual filosofia *damage tolerant* é também associada à danificação em serviço, mas tomando em conta a velocidade de propagação do dano, usada para a definição de intervalos de inspecção periódica. Um interessante artigo de Boller e Buderath nas *Philosophical Transactions of the Royal Society – A* ilustra bem a distinção entre estas filosofias, [3],

A filosofia de projecto baseada na tolerância ao dano (*damage tolerance*) implica que, através de inspecções periódicas, o dano que pode ter sido desenvolvido é detectado bem antes de atingir valores críticos, e a reparação é realizada restaurando a capacidade de carga. O conceito é esquematicamente sugerido na Figura 1, adaptada de Gordon e Boller, [4]. O projecto prevendo a tolerância a danos inclui, portanto, a dimensão da gestão de fadiga em serviço, já que as inspecções periódicas em serviço são inseparáveis das decisões de projecto. Um equívoco fundamental seria pensar no projecto separadamente da inspecção; o projecto tolerante a danificação envolve o ciclo de vida da aeronave, definindo intervalos de inspecção com base em modelos quantificados de crescimento do dano em serviço.

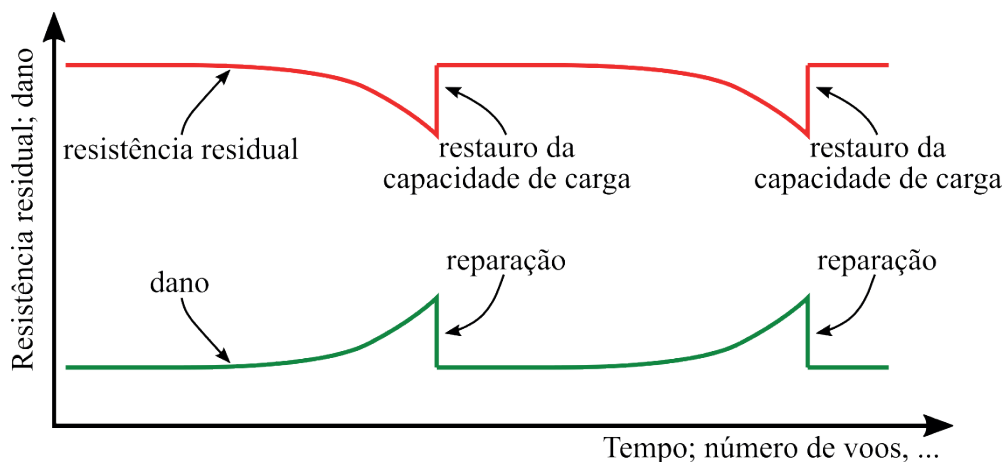


Figura 1 – Representação esquemática da evolução do dano e consequentes reparações. Adaptado de [4].

Enquanto as revisões recentes do assunto são apresentadas por Jones em 2014, [5], e em 2017 por Tavares e de Castro, [6], os estágios iniciais da evolução do dimensionamento à fadiga de aeronaves são documentados, por exemplo, em sucessivos volumes ASTM STP, *e.g.* 203, 274, 338, 404, até ao STP 486 intitulado ‘Damage Tolerance in Aircraft Structures’ [7] em 1971, ou publicações pioneiras da ICAF, como [8-10].

O projecto à fadiga de estruturas de aeronaves envolve a escolha de materiais (ligas de Al incluindo Al-Li, compósitos,...), ensaios e modelação de propagação de fendas em modo I e modos mistos, e tensões residuais particularmente no caso das estruturas metálicas integrais, no contexto da evolução de regulamentos aplicáveis da FAA e da European Aviation Safety Agency (EASA). Distinguem-se as estruturas integrais das diferenciais, em que as primeiras usam a soldadura (*friction stir welding* – FSW, *laser beam welding* – LBW,...) para a junção de partes estruturais com economia de peso, de estruturas diferenciais tipicamente fabricadas recorrendo à tradicional ligação por rebites.

O presente artigo constitui uma oportunidade para actualizar uma anterior comunicação à Academia das Ciências em 2007, [11].

TENSÕES RESIDUAIS

O problema das tensões residuais é de particular importância para as estruturas integrais, como as resultantes do uso de LBW ou FSW, que principiam a ter expressão no fabrico de fuselagens.

As tensões residuais têm um impacto importante no comportamento à fadiga de uma estrutura, já que a velocidade de propagação de fendas por fadiga depende da gama de tensão através das seguintes equações 1 a 4. Estas estão escritas para a situação de inexistência de tensões permanentes (como são as tensões residuais); caso existam, estas devem ser adicionadas às tensões resultantes do carregamento externo, levando a novos valores de tensão máxima e mínima, bem com a alteração da razão de tensão ou de carga $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$ ou $R = P_{\min} / P_{\max}$.

Recorda-se a solução básica para o factor de intensidade de tensão numa placa remotamente traccionada pela tensão σ , perpendicular a uma fenda central de comprimento $2a$ muito menor do que a largura da placa:

$$K = \sigma (\pi a)^{1/2} \quad (1)$$

No caso geral, a equação acima é modificada, com a introdução de uma função Y dependente da geometria e do tipo de carga,

$$K = Y \sigma (\pi a)^{1/2} \quad (2)$$

A lei de Paris relaciona a velocidade de propagação de fendas por fadiga, da/dN , em que a é o comprimento da fenda e N o número de ciclos, com ΔK , gama de valores do factor de intensidade de tensão no ciclo de carga, função de $\Delta \sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$,

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K)^m \quad (3)$$

Na equação acima²,

$$\Delta K = Y \Delta \sigma (\pi a)^{1/2} \quad (4)$$

A medição de tensões residuais pode ser feita com alta precisão usando técnicas de difracção de neutrões ou raios X obtidos em sincrotrão. Recentemente, o chamado método de contorno, inventado por Mike Prime no Los Alamos National Laboratory, [12], tem sido objecto de grande interesse e ganhou ampla aceitação como um método destrutivo capaz de determinar com precisão o estado de tensão residual, *e.g.* [13]. Embora de uso laborioso e demorado, o método do contorno é uma alternativa de baixo custo para a medida do estado de tensão residual, quando comparado com as técnicas mencionadas anteriormente.

O impacto das tensões residuais na velocidade de propagação de fendas por fadiga foi tratado numa comunicação à Academia das Ciências de Lisboa em 2012, [14], centrada nos problemas específicos das estruturas soldadas de aço.

MATERIAIS

As avaliações da vida de fadiga estão no cerne das considerações de segurança no projecto de fuselagens. Para enfrentar a dispersão nas propriedades dos materiais têm sido usadas abordagens conservadoras na avaliação de fadiga de estruturas, considerando o pior cenário ou métodos estatísticos que lidam com a variabilidade das propriedades do material, [15].

Depois da predominância das estruturas metálicas, as estruturas de aeronaves de transporte apresentam agora uma maior variedade de materiais, com crescente uso de materiais compósitos de fibra de carbono (*carbon fibre reinforced polymer* – CFRP). Durante décadas, as ligas de alumínio foram os materiais de escolha para estruturas de aeronaves. Presentemente, novas ligas de Al com propriedades melhoradas, particularmente as de Lítio, procuram responder à crescente competição dos compósitos, ver *e.g.* Tavares *et al.*, [16], Prasad *et al.*, [17] e Prasad e Wanhill, [18, 19].

Estruturas integrais, como as fabricadas com LBW ou FSW, por contraste com estruturas diferenciais, tipicamente rebitadas, são de interesse para a redução do peso nomeadamente em resultado do menor número de componentes envolvidos, *e.g.* Moreira *et al.*, [20]. O titânio também encontra um papel crescente, nomeadamente devido ao seu comportamento de corrosão nas estruturas de CFRP, [21].

Além dos laminados de metal reforçados com fibras (*fibre metal laminate* – FML), desenvolvidos nos Países Baixos – ARALL com fibras de aramida, e GLARE com fibras de vidro, ver *e.g.* Vogeslang, Gunnink, [22], Vlot e Gunnink, [23], Sinmazcelik *et al.* [24] e Alderliesten, [25] – o CFRP encontrou um enorme aumento de interesse nas últimas décadas, sendo objecto de inúmeras publicações, das quais e por exemplo se citam dois livros editados por Camanho *et al.*, [26, 27], ou o trabalho de Tomblin, Seneviratne *et al.* no National Institute for Aviation Research (NIAR) da Wichita State University, [28].

² As equações 1 a 4 foram também incluídas em: P. M. S. T. de Castro, P. F. P. de Matos, P. M. G. P. Moreira, S. M. O. Tavares, V. Richter-Trummer, “Problemas de fractura e fadiga em estruturas de aviões fabricadas em Alumínio,” *Memórias da Academia das Ciências de Lisboa, Classe de Ciências*, tomo XLIII, vol. I, pp. 417-444, 2006-2007, onde por não disponibilização de provas tipográficas aos autores e erro tipográfico, foram publicadas de forma ilegível (equações 1 a 4 do artigo citado, na pág. 423). Aqui fica a respectiva errata.

MODO I E MODO MISTO

Definem-se 3 modos básicos de sollicitação de um sólido com fenda. Ver Figura 2.

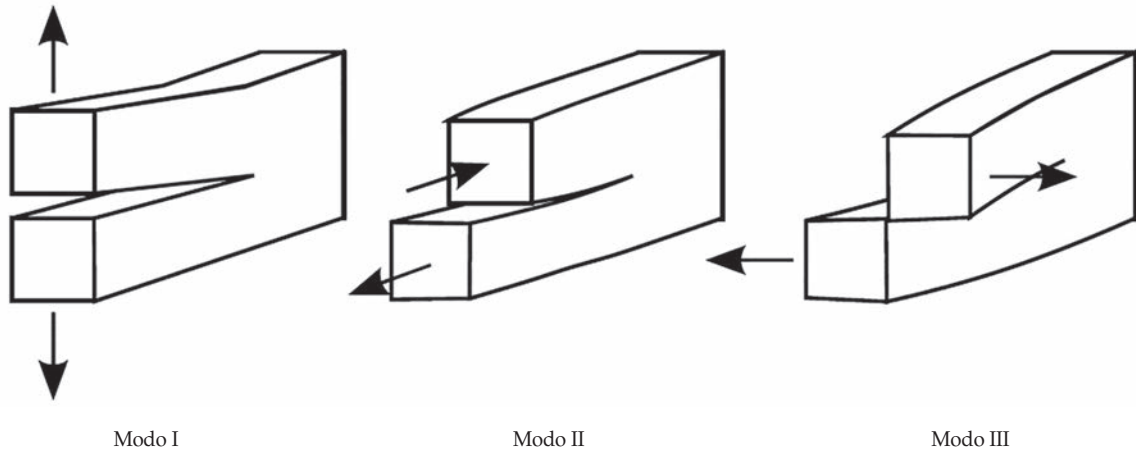


Figura 2 – Modos básicos de carregamento de um sólido fendido.

A maioria dos trabalhos sobre fadiga envolve situações de modo I, mas na prática são frequentemente encontradas situações de modo misto. A Figura 3 regista a notação utilizada em estudos de direcção de propagação de fissuras a partir de uma pré-fenda inicial. Nesta figura σ é a tensão remota aplicada, a é o semi-comprimento da pré-fenda, β é o ângulo entre a tensão σ e o plano da pré-fenda, e ψ é o ângulo da propagação relativamente à direcção da pré-fenda.

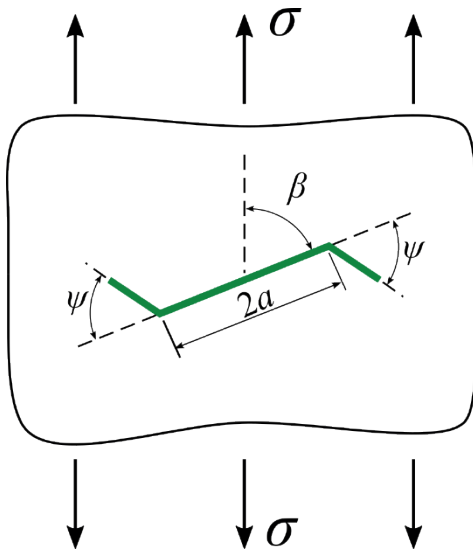


Figura 3 – Notação utilizada em estudos da direcção de propagação de fissuras a partir de uma pré-fenda inicial de comprimento $2a$.

A investigação relativa ao modo misto é mais comum em situações de fractura instável. Recordam-se a propósito as contribuições clássicas de Erdogan e Sih, critério de tensão tangencial máxima (*maximum tangential stress* – MTS), [29], e de Sih, densidade de energia de deformação (*strain energy density* – SED), [30]. Na FEUP esses estudos foram iniciados por Rebelo *et al.*, [31].

A investigação relativa a carregamentos em modo misto é muito menos comum para estudos de crescimento de fendas por fadiga (*fatigue crack growth* – FCG), nomeadamente pela maior complexidade experimental envolvida. Vários estudos de crescimento de fendas de fadiga em modo misto I-II foram recentemente realizados na FEUP, incluindo o uso de provetes do tipo *compact tension* (CT) e flexão em 3 pontos, provetes *compact tension shear* (CTS), bem como o provete de flexão em quatro pontos. Alguns resultados experimentais foram comparados com simulações numéricas usando o método estendido dos elementos finitos (*eXtended Finite Element Method* – XFEM), em que foi prevista com sucesso a trajetória de propagação da fissura em situações de carregamento em modo misto.

O último tipo de provete referido (proвете de flexão em 4 pontos) permite ensaiar uma faixa de valores da relação modo I / modo II (*mixity value*), e, em certas circunstâncias, permite avaliações de modo II puro (de modo semelhante ao provete entalhado Iosipescu). A Figura 4 mostra um entalhe maquinado num provete de liga de Alumínio AA6082 T6 ensaiado em flexão em 4 pontos, com carregamento cíclico e razão de carga R aprox. 0. A partir do entalhe maquinado foi feita crescer uma pré-fenda em modo I. A súbita alteração da direcção de propagação visível na Figura 3 foi causada por se ter criado uma situação de modo II puro, o que neste tipo de provetes se faz mudando de forma adequada a posição dos pontos de aplicação da carga.

A Figura 5, de trabalhos de Baganha Marques *et al.* na FEUP, [32], mostra um provete de alumínio AA6082 T6 para ensaios de flexão em 4 pontos. Em a) mostra-se uma das faces dos provetes, na qual são visíveis diversas marcações auxiliares do ensaio, e em b) a outra face do mesmo provete. De novo, a mudança de direcção de propagação ocorreu quando se criou uma situação de modo II puro.

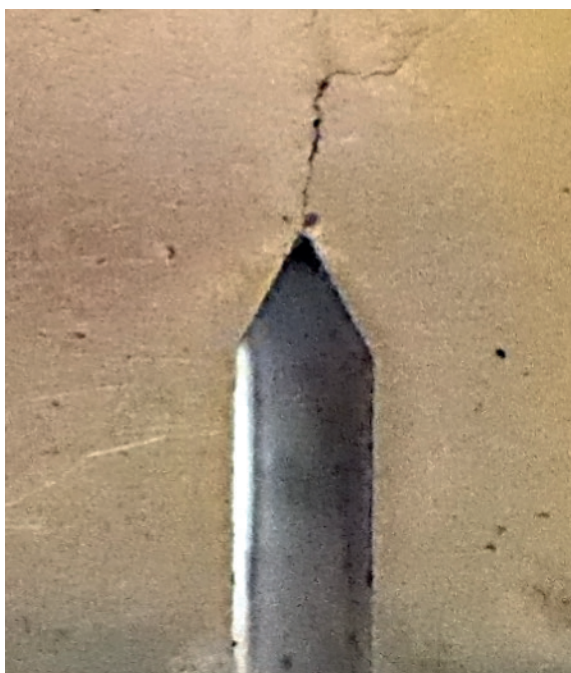


Figura 4 – Exemplo de desvio da direcção de propagação de uma fenda devido a alteração da razão modo I / modo II (*mode mixity*): detalhe de um provete de flexão em 4 pontos de AA 6082 T6 ensaiado na FEUP por L. Gicquel, 2017.



Figura 5 – Exemplo de desvio da direcção de propagação de uma fenda devido a alteração da razão modo I / modo II: provete de flexão em 4 pontos de AA 6082 T6 ensaiado na FEUP por J. Baganha Marques, 2017.

A Figura 6 apresenta resultados experimentais para o ângulo ψ_0 em função da razão K_I/K_{II} . A razão K_I/K_{II} relaciona-se com o ângulo β da situação básica da Figura 2 através da relação:

$$\beta = \arctan\left(\frac{K_I}{K_{II}}\right) \quad (5)$$

Os resultados experimentais obtidos foram comparados com previsões teóricas usando os critérios MTS e SED. Esta figura ilustra a boa concordância encontrada entre a previsão do critério SED (densidade de energia de deformação) para os ângulos da direcção de propagação no início do crescimento a partir da pré-fissura (relação ψ_0 versus β).

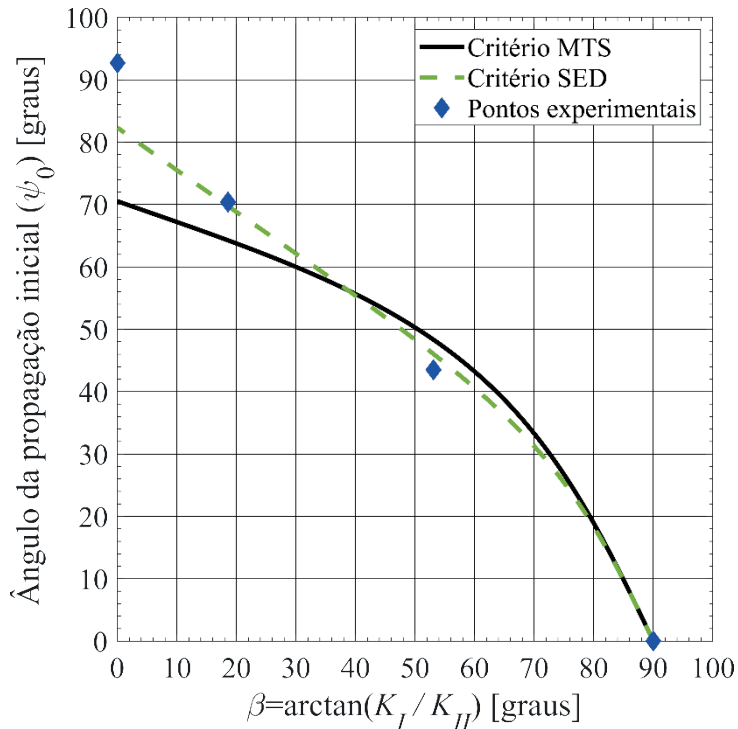


Figura 6 – Previsão teórica do ângulo de propagação a partir de uma pré-fenda inclinada; comparação com resultados experimentais de provetes de flexão em 4 pontos de AA 6082 T6; ensaios de J. Baganha Marques na FEUP [32].

APRENDER COM AS FALHAS

Conforme enfaticamente discutido por Petroski, [33], aprender com os fracassos assumiu e assume um papel importante na evolução da engenharia em geral, e do projecto de fadiga de aeronaves em particular.

Casos marcantes – de Havilland Comet em 1954, General Dynamics F-111 em 1969, Dan Air Boeing 707 em Lusaka em 1977, Aloha Airlines Boeing 737 em 1988, etc. – foram meticulosamente analisados nos relatórios oficiais de acidentes das várias autoridades envolvidas. São também discutidos em inúmeras publicações, e sínteses de amplo interesse para a engenharia incluem artigos de Wanhill *et al.*, [34, 35].

Apenas alguns acidentes, como os acima mencionados, tem um tal impacto na engenharia que levam à alteração de filosofias de projecto ou regulamentos. Porém, a aprendizagem também ocorre através de eventos que não atingem os noticiários e o grande público. A literatura especializada tem abundante cobertura dessas situações, incluindo revistas especializadas como a *Engineering Failure Analysis* e livros, por exemplo Makhoulouf and Aliofkhaezai, [36].

Um problema possível da fuselagem rebitada é a danificação por fadiga ocorrendo em múltiplos locais (*multiple site damage* – MSD), motivando um surto de interesse em modelar este fenómeno, em particular após o acidente com Boeing 737 da Aloha Airlines, ver, por exemplo, Silva *et al.*, [37] e de Castro *et al.*, [38]. Dado o papel das juntas rebitadas da fuselagem numa tão grande percentagem da frota de aeronaves de transporte existente e em operação, é aqui feita referência ao livro de Skorupa e Skorupa relativo ao comportamento das juntas rebitadas da fuselagem da aeronave, [39], e ao trabalho de Matos *et al.* [40] relativo a procedimentos para melhorar a resistência à fadiga dos furos dos rebites, (*cold expansion* também designado *cold work*).

STRUCTURAL HEALTH MONITORING (SHM)

Deve ser feita distinção entre aeronaves de transporte, com condições de serviço mais estáveis, e aeronaves de combate militar, mais ágeis, com variações bruscas de trajectória, de velocidade e de cargas actuando sobre a estrutura. Estas foram, desde há muitos anos, instrumentados com sensores, tais como os ‘sensores’ de fadiga (*fatigue meters*) revistos por Molent e Aktepe, [41], e Molent e Agius, [42]. A designação *fatigue meters* deve ser vista com cautela, porque o que esses instrumentos registam é o número de excedências de certo valor da aceleração, e a relação dessas informações com o dano por fadiga é indirecta. Discussões introdutórias do tópico são dadas, *e.g.* por Hooke e Langford, [43], e por Payne, [44]. Discussões recentes de espectros incluem Heuler e Klätschke, [45], ou Singh e Venkatasubramanyam, [46].

A inseparável ligação entre tolerância ao dano, monitorização em contínuo (ou, no mínimo, periódica), e serviços de manutenção, é amplamente tratada na ‘Encyclopedia of Structural Health Monitoring’ editada por Boller, Chang e Fujino (Wiley, 2009), [47], onde alguns dos capítulos abordam especificamente a questão da tolerância ao dano e da gestão da fadiga das aeronaves, nomeadamente Boller, [48], Gordon e Boller, [4], e Farrar *et al.*, [49]. Estes sublinham que, como os sensores não ‘medem’ danos, o processamento de sinais e a classificação estatística são necessários para converter os dados dos sensores em informações sobre danos. Como discutido por Schmidt e Schmidt-Brandecker, o uso de SHM tem um impacto positivo na redução de peso (em resultado do maior valor da tensão admissível, ou, para o mesmo nível tensão, maior intervalo entre inspecções, conforme esquematicamente sugerido na Figura 7, adaptada de [4, 50].

FONTES DE INFORMAÇÃO

As revistas dedicadas à mecânica da fractura e a tópicos afins publicam frequentemente artigos relevantes, por exemplo, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, *International Journal of Fatigue*, *International Journal of Fracture*, *Engineering Fracture Mechanics*, *Theoretical and Applied Fracture*

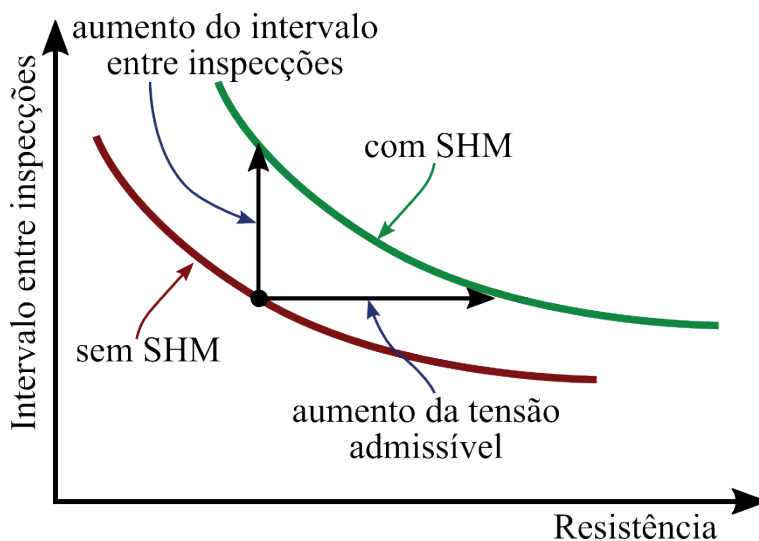


Figura 7 – Representação esquemática dos benefícios resultantes do uso de SHM; adaptado de [4, 50].

Mechanics, Frattura ed Integrità Strutturale (publicada pelo Gruppo Italiano Frattura) ou a *International Journal of Structural Integrity* publicada pela European Aeronautics Science Network (EASN). O tema fadiga é ocasionalmente abordado em revistas do American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) e de outras associações, como a revista *Aerotecnica Missili & Spazio* publicada pela Associazione Italiana di Aeronautica e Astronautica (AIDAA). O Institute of Aviation da Polónia publica uma revista especializada: *Fatigue of Aircraft Structures*. Enciclopédias como [47, 51], alguns volumes da série STP (*special technical publication*, agora designados *selected technical papers* – STP) da American Society for Testing and Materials (ASTM) e publicações do Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), substituído pela NATO-RTO (North Atlantic Treaty Organization – Research and Technology Organization, desde 2012 a Science and Technology Organisation – STO), são importantes fontes de informação sobre o assunto, incluindo apresentações históricas de fadiga de aeronaves, gestão da fadiga, [52], investigação sobre fendas de muito pequenas dimensões [53, 54] ou fadiga por corrosão, [55]. As reuniões do ICAF (International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity) proporcionam um fórum para discutir os avanços neste campo, e.g. [56-60].

O acabado de publicar livro de Tavares e de Castro ‘Damage Tolerance of Metallic Aircraft Structures’, [61], dá uma visão geral e concisa do assunto, expandindo a revisão publicada em 2017 sob o título ‘An overview of fatigue in aircraft structures’ na revista *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures* (FFEMS), [6].

OBSERVAÇÕES FINAIS

A correlação dos avanços nos conhecimentos fundamentais, acidentes marcantes e a evolução dos regulamentos foi brevemente apresentada, e foram abordadas questões levantadas pelas aplicações multi-materiais e perspectivas da evolução do assunto de fadiga de aeronaves.

Uma referência final ao enquadramento regulatório: A regra da FAA de 2010 que estabelece um limite de validade (*limit of validity* – LOV) coloca um limite na vida útil indefinida permitida pelos regulamentos anteriores. Essa exigência, juntamente com o papel cada vez menor das ligas de Al nas estruturas de aeronaves, certamente moldarão as direcções da investigação sobre fadiga, fracturas e dano mecânico nos próximos anos.

Com o desenvolvimento e avanços nos domínios de *Structural Health Monitoring* e de *Self-Healing*, será expectável que surjam novas filosofias de projecto destas estruturas, permitindo um aumento de fiabilidade das mesmas e redução do peso específico, essenciais para tornar o transporte aéreo ainda mais amigável do ambiente.

AGRADECIMENTOS

Os autores reconhecem as contribuições de projectos da União Europeia (UE) e da ESA, projectos portugueses da FCT e QREN, ex-alunos, parceiros e colaboradores. Agradecem em especial os projectos da União Europeia SMAAC, ADMIRE e DATON, e o projecto ESA T401-02MC sobre Al-Li. As recentes teses na Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto de Maria Hermosilla (aluna de intercâmbio da Universidad Politécnica de Cartagena, Espanha), Marco Ferreira e José Baganha Marques, e os estágios na Universidade do Porto do aluno da Polytech Lille Lucas Gicquel (2017) contribuíram para alguns aspectos do trabalho apresentado.

(COMUNICAÇÃO APRESENTADA À CLASSE DE CIÊNCIAS
NA SESSÃO DE 4 DE OUTUBRO DE 2018)

REFERÊNCIAS

1. James, M.N., *Fracture-safe and fatigue-reliable structures*. Frattura ed Integrità Strutturale, 2014. **30**: p. 293-303.
2. Grover, H.J., *Fatigue of Aircraft Structures, NAVAIR 01-1A-13*. 1966: Naval Air Systems Command, Department of the Navy.
3. Boller, C. and M. Buderath, *Fatigue in aerostructures—where structural health monitoring can contribute to a complex subject*. Philosophical Transactions of the Royal Society – A, 2007. **365**: p. 561-587.
4. Gordon, G.A. and C. Boller, *Commercial fixed-wing aircraft*, in *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*, C. Boller, F.-K. Chang, and Y. Fujino, Editors. 2009, John Wiley & Sons.
5. Jones, R., *Fatigue crack growth and damage tolerance*. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2014. **37**(5): p. 463-483.
6. Tavares, S.M.O. and P.M.S.T. de Castro, *An overview of fatigue in aircraft structures*. Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures, 2017. **40**(10): p. 1510-1529.
7. ASTM, *Damage Tolerance in Aircraft Structures, ASTM STP486*. 1971: American Society for Testing and Materials.
8. Schijve, J., J.R. Heath-Smith, and E.R. Welbourne, eds. *Current Aeronautical Fatigue Problems – Proceedings of a Symposium Held in Rome, 23-25 April 1963*. 1965, Pergamon Press.
9. Gassner, E. and W. Schütz, eds. *Fatigue Design Procedures – Proceedings of the 4th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue held in Munich, 16-18 June 1965*. 1969, Pergamon Press.
10. Mann, J.Y. and I.S. Milligan, eds. *Aircraft Fatigue Design, Operational and Economic Aspects – Proceedings of the Symposium Held in Melbourne, 22-24 May 1967*. 1972, Pergamon Press.
11. de Castro, P.M.S.T., et al., *Problemas de fractura e fadiga em estruturas de aviões fabricadas em Alumínio*. Memórias da Academia das Ciências de Lisboa, Classe de Ciências, 2006-2007. tomo XLIII, vol. I: p. 417-444.
12. Prime, M.B., *Cross-sectional mapping of residual stresses by measuring the surface contour after a cut*. Journal of Engineering Materials and Technology, 2001. **123**(2): p. 162-168.

13. Richter-Trummer, V., *et al.*, *Influence of the FSW clamping force on the final distortion and residual stress field*. Materials Science and Engineering A, 2012. **538**: p. 81-88.
14. de Castro, P.M.S.T., *Fadiga e fractura de um aço usado em estruturas soldadas*. Memórias da Academia das Ciências de Lisboa, Classe de Ciências, tomo XLV, p. 341-348, 2018.
15. Tavares, S.M.O. and P.M.S.T. de Castro, *Fatigue crack growth of aircraft structures: Sensitivity to material parameters*. International Journal of Terraspace Science and Engineering, 2014. **6**(2): p. 71-75.
16. Tavares, S.M.O., J.F. dos Santos, and P.M.S.T. de Castro, *Friction stir welded joints of Al–Li Alloys for aeronautical applications: butt-joints and tailor welded blanks*. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2013. **65**: p. 8-13.
17. Prasad, N.E., A.A. Gokhale, and R.J.H. Wanhill, eds. *Aluminum-Lithium Alloys: Processing, Properties, and Applications*. 2014, Elsevier.
18. Prasad, N.E. and R.J.H. Wanhill, eds. *Aerospace Materials and Material Technologies; Volume 1: Aerospace Materials*. 2017, Springer.
19. Prasad, N. and R.J.H. Wanhill, eds. *Aerospace Materials and Material Technologies; Volume 2: Aerospace Material Technologies*. 2017, Springer.
20. Moreira, P.M.G.P., *et al.*, *Fatigue and fracture behaviour of friction stir welded Aluminium–Lithium 2195*. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2012. **60**: p. 1-9.
21. Wanhill, R.J.H. and S. Barter, *Fatigue of Beta Processed and Beta Heat-treated Titanium Alloys*. 2012: Springer.
22. Voegelings, L.B. and J.W. Gunnink, *ARALL: a materials challenge for the next generation of aircraft*. Materials & Design, 1986. **7**(6): p. 287-300.
23. Vlot, A. and J.W. Gunnink, eds. *Fibre Metal Laminates: An Introduction*. 2001, Springer-Science+Business Media.
24. Sinmazçelik, T., *et al.*, *A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods*. Materials and Design, 2011. **32**: p. 3671-3685.
25. Alderliesten, R., *Fatigue and Fracture of Fibre Metal Laminates*. 2017: Springer.
26. Camanho, P.P., *et al.*, eds. *Mechanical response of composites*. 2008, Springer.
27. Camanho, P. and L. Tong, eds. *Composite Joints and Connections: Principles, Modelling and Testing*. 2011, Woodhead Pub. Ltd.
28. Seneviratne, W. and J.S. Tomblin, *Certification of composite-metal hybrid structures using load-enhancement factors*, in *FAA Joint Advanced Materials and Structures (JAMS)*. 2014: Seattle, WA.
29. Erdogan, F. and G.C. Sih, *On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear*. Journal of Basic Engineering, 1963. **85**(4): p. 519-525.
30. Sih, G.C., *Strain-energy-density factor applied to mixed mode crack problems*. International Journal of Fracture, 1974. **10**: p. 305-321.
31. Rebelo, C.A.C.C., A.T. Marques, and P.M.S.T. de Castro, *Fracture characterization of composites in mixed mode loading*, in *Fracture Control of Engineering Structures, Proceedings of ECF6, Amsterdam 15-20 June 1986*. 1986, EMAS. p. 2195-2204.
32. Baganha Marques, J., S.M.O. Tavares, and P.M.S.T. de Castro, *Analysis of mode II and mixed mode I-II in fracture and fatigue: A numerical and experimental study*, in *2nd International Conference on Materials Design and Applications 2018 (MDA 2018), Porto, Portugal, July 5-6, 2018*, L.F.M. da Silva, Editor, "Materials Design and Applications II", 2019, Springer, p. 403-423.
33. Petroski, H., *To Engineer Is Human: The Role of Failure in Successful Design*. 1992: Penguin Random House.
34. Wanhill, R.J.H., *Milestone case histories in aircraft structural integrity, report NLR-TP-2002-521*, in *Comprehensive Structural Integrity*. 2003, Elsevier. p. 61-72.
35. Wanhill, R.J.H., *et al.*, *Milestone case histories in aircraft structural integrity – update 2015, report NLR-TP-2015-193*. 2015.
36. Makhlof, A.S.H. and M. Aliofkhaezrai, eds. *Handbook of Materials Failure Analysis with Case Studies from the Aerospace and Automotive Industries*. 2016, Elsevier.
37. Silva, L.F.M., *et al.*, *Multiple-site damage in riveted lap-joints: experimental simulation and finite element prediction*. International Journal of Fatigue, 2000. **22**: p. 319-338.
38. de Castro, P.M.S.T., *et al.*, *An overview on fatigue analysis of aeronautical structural details: Open hole, single rivet lap-joint, and lap-joint panel*. Materials Science and Engineering: A 2007. **468-470**: p. 144-157.
39. Skorupa, A. and M. Skorupa, *Riveted Lap Joints in Aircraft Fuselage: Design, Analysis and Properties*. 2012: Springer.
40. de Matos, P.F.P., *et al.*, *Numerical simulation of cold working of rivet holes*. Finite Elements in Analysis and Design, 2005. **41**: p. 989-1007.
41. Molent, L. and B. Aktepe, *Review of fatigue monitoring of agile military aircraft*. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2000. **234**: p. 767-785.
42. Molent, L. and J. Agius, *Agile Military Aircraft*, in *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*, C. Boller, F.-K. Chang, and Y. Fujino, Editors. 2009, John Wiley & Sons.

43. Hooke, F.H. and P.S. Langford, *Australian work on aircraft fatigue and life evaluation: A historical review of Australian research in structural fatigue and life assessment of aircraft*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1956. 28(12): p. 408-414.
44. Payne, A., *The fatigue of aircraft structures*. Engineering Fracture Mechanics, 1976. 8(1): p. 157-203.
45. Heuler, P. and H. Klätschke, *Generation and use of standardised load spectra and load-time histories*. International Journal of Fatigue, 2005. 27: p. 974-990.
46. Singh, K.L. and D.V. Venkatasubramanyam, *Techniques to generate and optimize the load spectra for an aircraft*. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2010(6): p. 63-72.
47. Boller, C., F.-K. Chang, and Y. Fujino, eds. *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*. 2009, John Wiley & Sons.
48. Boller, C., *Structural Health Monitoring—an introduction and definitions*, in *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*, C. Boller, F.K. Chang, and Y. Fujino, Editors. 2009, John Wiley & Sons.
49. Farrar, C.R., K. Worden, and J. Dulieu-Barton, *Principles of Structural Degradation Monitoring*, in *Encyclopedia of Structural Health Monitoring* C. Boller, F.-K. Chang, and Y. Fujino, Editors. 2009, John Wiley & Sons.
50. Schmidt, H.-J. and B. Schmidt-Brandecker, *Design benefits in aeronautics resulting from SHM*, in *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*, C. Boller, F.-K. Chang, and Y. Fujino, Editors. 2009, John Wiley & Sons.
51. Blockley, R. and W. Shyy, eds. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*. 2010, John Wiley & Sons.
52. AGARD, ed. *AGARD Conference Proceedings 506 – Fatigue Management (La Gestion de la Fatigue)*. Vol. AGARD-CP-506. 1991.
53. Newman Jr, J.C. and P.R. Edwards, eds. *AGARD report No.732 – Short-Crack Growth Behaviour in an Aluminum Alloy – an AGARD Cooperative Test Programme*. Vol. AGARD-R-732. 1988.
54. Edwards, P.R. and J.C. Newman Jr, eds. *AGARD report No.767 – Short-Crack Growth Behaviour in Various Aircraft Materials*. Vol. AGARD-R-767. 1990, AGARD.
55. NATO, ed. *RTO AGARDograph AG-AVT-140 – Corrosion Fatigue and Environmentally Assisted Cracking in Aging Military Vehicles*. 2011, NATO-RTO.
56. Bos, M.J., ed. *ICAF 2009, Bridging the Gap between Theory and Operational Practice -Proceedings of the 25th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Rotterdam, The Netherlands, 27-29 May 2009*. 2009, Springer.
57. Komorowski, J., ed. *ICAF 2011 Structural Integrity: Influence of Efficiency and Green Imperatives – Proceedings of the 26th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Montreal, Canada, 1-3 June 2011*. 2011, Springer.
58. Brot, A., ed. *ICAF 2013 Symposium: Proceedings of the 27th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity: 5- 7 June 2013, Jerusalem, Israel, 2 vols*. 2013.
59. *ICAF 2015 Structural Integrity: Proceedings of the 34th Conference and 28th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity, 1-5 June 2015, Helsinki, Finland*. 2015.
60. *35th ICAF Conference and 29th ICAF Symposium (ICAF 2017) – Proceedings of a meeting held 5-9 June 2017, Nagoya, Japan*. 2017. VTT Information Service; Curran Associates.
61. Tavares, S.M.O. and P.M.S.T. de Castro, *Damage Tolerance of Metallic Aircraft Structures*. SpringerBriefs in Applied Sciences and Technology. 2019, Cham, Switzerland: Springer International Publishing.