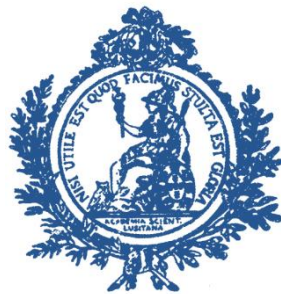


Paulo M S Tavares de Castro

**PROBLEMAS DE FADIGA E FRACTURA EM
ESTRUTURAS DE AVIÕES FABRICADAS EM
ALUMÍNIO**



ACADEMIA DAS CIÊNCIAS DE LISBOA

CLASSE DE CIÊNCIAS

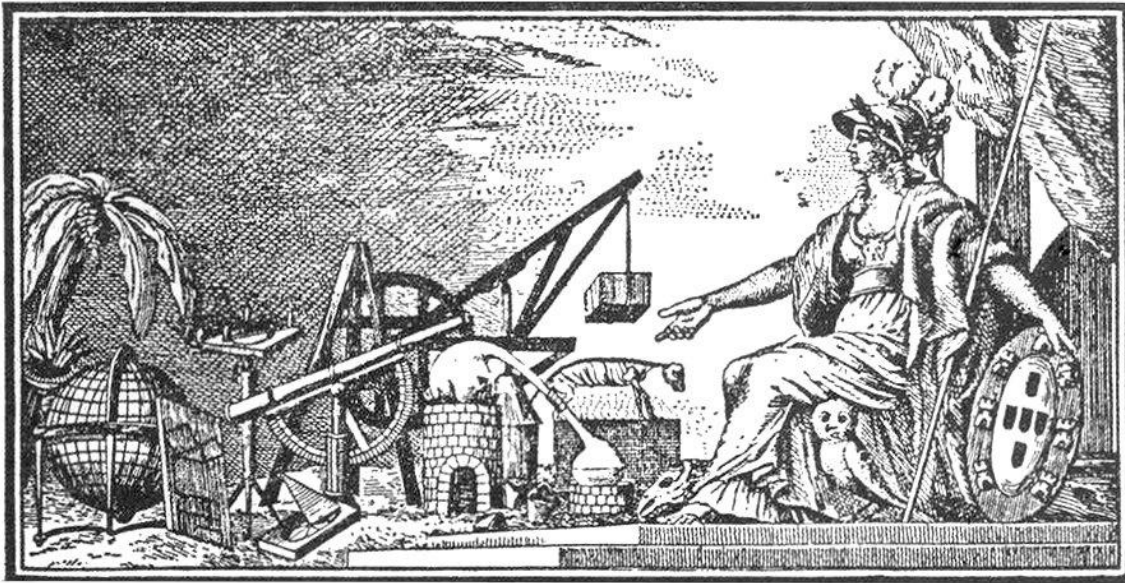
Paulo M S Tavares de Castro

**PROBLEMAS DE FADIGA E FRACTURA EM
ESTRUTURAS DE AVIÕES FABRICADAS EM
ALUMÍNIO**



ACADEMIA DAS CIÊNCIAS DE LISBOA

CLASSE DE CIÊNCIAS



PROBLEMAS DE FADIGA E FRACTURA EM ESTRUTURAS DE AVIÕES FABRICADAS EM ALUMÍNIO

Paulo M S Tavares de Castro

Resumo

Apresentam-se alguns problemas relacionados com o comportamento à fadiga de estruturas de alumínio de aviões. O assunto é contextualizado referindo acidentes causados por fadiga, que originaram evoluções significativas neste domínio - os acidentes dos aviões Comet nos anos cinquenta do século vinte, e o acidente ocorrido com um Boeing 737-100 da Aloha Airlines em 1988. Os primeiros levaram à adopção de filosofias de projecto incorporando tolerância ao dano (*damage tolerant design*), enquanto o segundo alertou para a importância de fenómenos de iniciação múltipla de fendas (*multiple site damage, MSD*).

Através do envolvimento em diversos projectos de investigação da União Europeia, têm sido investigados na Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP) diversos problemas relativos ao comportamento à fadiga de fuselagem rebitada de alumínio. Alguns destes problemas são abordados nesta comunicação, designadamente o efeito da expansão plástica de furos para rebites, a junta de sobreposição com uma coluna de rebites, e o crescimento de fendas em painéis com juntas de sobreposição.

Um tópico de interesse corrente é a utilização de estruturas integrais, com as quais se procura reduzir custo e tempo de fabrico usando técnicas de ligação alternativas à rebitação. É feita referência a trabalhos em curso na FEUP, relativos ao comportamento mecânico de painéis reforçados obtidos por maquinaria de alta velocidade ou por utilização de ligações alternativas à rebitação, designadamente a soldadura laser e a soldadura por fricção linear. Finalmente são feitas diversas observações sobre tendências nesta área, designadamente quanto à monitorização de dano, e uso de outros materiais.

Introdução e contexto

Como noutras áreas da Engenharia, os acidentes com aviões são por vezes fontes de ensinamentos que ajudam a fazer avançar o conhecimento e assim aumentar a segurança do público. Entidades como o National Transportation Safety Board (NTSB) dos Estados Unidos da América documentam detalhadamente os estudos realizados para interpretar as causas desses acidentes. Alguns casos particularmente exemplares, dadas as suas consequências, são concisamente abordados por Wanhill [1], nomeadamente as perdas dos aviões Comet e o acidente ocorrido com o Boeing 737-200 da Aloha Airlines em 1988, que serão seguidamente referidos.

O Comet I, desenvolvido pela de Havilland Aircraft Company do Reino Unido, foi o primeiro avião a jacto comercial. Concebido para alta altitude, entrou em serviço em 1951. Em 1954 ocorreram trágicos acidentes em aviões com 1286 e 903 voos, que tiveram como origem a propagação de fendas de fadiga conduzindo à desintegração da cabine pressurizada. A investigação das causas das perdas destes aviões revelou que, embora concebidos e testados para as condições de serviço, o seu projecto apresentava deficiências do ponto de vista da capacidade para deter a propagação de fendas (*crack arrest capability*). Em particular, qualquer fenda longitudinal atingindo o seu comprimento crítico para propagação, continuaria a propagar-se instavelmente até completa rotura da fuselagem, levando à desintegração da estrutura.

Um segundo problema envolveu os ensaios realizados pelo fabricante, [2,3]. Por economia, uma fuselagem que tinha sido sujeita a ensaio de pressão até ao carregamento último (*ultimate design load*), foi em seguida ensaiada à fadiga. Os resultados do ensaio de fadiga foram assim melhorados pelas tensões residuais de compressão originadas pelo anterior ensaio de pressão: tensões residuais de compressão, resultantes desse carregamento inicial, retardaram o desenvolvimento de fendas de fadiga, e em consequência deste facto não havia indicações de que a fuselagem era inadequada do ponto de vista da resistência à fadiga.

As catástrofes com os Comet revelaram a necessidade de conceber a estrutura da fuselagem dotando-a da capacidade de deter fendas que se possam desenvolver, e – juntamente com um acidente ocorrido com um F-111 da General Dynamics Corporation, em que uma asa se soltou do aparelho devido a propagação instável de uma fenda de fadiga [1] -, contribuíram decisivamente para uma nova filosofia de projecto, incorporando tolerância ao dano.

A presente comunicação aborda este assunto, fazendo a ponte para os mais recentes desenvolvimentos em que se procura utilizar estruturas integrais, em substituição das rebitadas. A necessidade de investigação relativa ao comportamento destas soluções alternativas designadamente quanto à propagação de fendas nestas novas soluções estruturais é também discutida.

Um outro acidente, com muito menos perdas de vidas do que os acidentes com os Comet, mas também com lições importantes quanto à resistência à fadiga, foi o ocorrido com o voo Aloha 243 de Hilo para Honolulu, descrito em pormenor no relatório oficial produzido pelo National Transportation Safety Board, [4].

A cerca de 7300 m de altitude, parte da fuselagem do Boeing 737-200 destacou-se do avião, criando uma súbita descompressão da cabine. O avião perdeu a parte superior da fuselagem, acima do piso da cabina, ao longo de cerca de 5,5m de comprimento desde a porta de entrada. Perderam-se também os reforços da fuselagem em toda essa área, mas, ainda assim, foi possível a aterragem do avião danificado. As investigações das causas do acidente revelaram a ocorrência de fenómenos de danificação na estrutura da fuselagem, particularmente a iniciação de fendas de fadiga em diversas zonas (*multiple site damage*) ao longo de uma junta, que diminuiu severamente a capacidade resistente da estrutura.

Acompanhando o reconhecimento do fenómeno da fadiga, as aeronaves foram sendo projectadas de forma a não desenvolver fendas durante uma vida de serviço previamente definida. Os acidentes com os aviões Comet e o progresso da Mecânica da Fractura a partir da segunda metade do século vinte levaram a que se tenha passado a projectar para tolerância ao dano, que é admitido desde que a sua evolução seja controlada. Desta forma conseguiram-se economias de peso, mas simultaneamente passaram a ser necessárias inspecções periódicas mais cuidadosas durante a vida de serviço da aeronave.

O balanço entre o benefício da estrutura mais leve, e o agravamento de custo representado pelas inspecções periódicas, é positivo do ponto de vista de custos (*direct operating cost - DOC*), [5].

De uma forma geral as filosofias de projecto adoptadas são:

- ‘projecto para tolerância ao dano’ (*fail-safe design*) em que se assume que o componente ou estrutura pode ser operado com segurança mesmo na presença de algum dano, que pode propagar-se até um valor limite antes da retirada de serviço. Nestas estruturas uma eventual fissura poderá crescer mas não leva à rotura final antes de ser detectada. A vida útil é definida por um comprimento limite da fenda (definido pela tenacidade do material, carga limite ou outro critério adequado). Um ingrediente essencial desta abordagem é a quantificação do crescimento de fendas em função das cargas aplicadas, e a realização de inspecções periódicas com frequência que garanta que dano não detectado numa inspecção não crescerá até um valor crítico antes da inspecção seguinte;
- ‘projecto para vida garantida’ (*safe-life design*) em que se visa garantir que o componente ou estrutura não pode desenvolver fendas de fadiga durante o serviço. O projecto é baseado na fase de iniciação de fendas, ocorrência que se visa evitar durante o período de serviço.

O conceito de factor de segurança em projecto para cargas cíclicas do tipo “vida garantida”, difere do aplicável no projecto “tolerante ao dano”. O primeiro implica a avaliação de incertezas quanto ao cálculo da vida, enquanto no segundo incorporam-se processos de monitorização com vista a garantir a continuada integridade estrutural, [6].

Safe life é usado em componentes que não podem ser duplicados – sem incorrer em custo e aumento de peso inaceitáveis – e que podem ser substituídos com relativa facilidade, como por exemplo o trem de aterragem.

Fail-safe é usado para os componentes estruturais principais, susceptíveis de inspecção, como a fuselagem. *Fail-safe* exige a especificação do dano tolerável numa aeronave. A resistência da estrutura pode diminuir desde a resistência necessária para os valores últimos de carregamento (*ultimate loads*) mas não abaixo da necessária para suportar os carregamentos limite (*design limit loads*). A definição destes conceitos, dada pela JAR em “JAR 25.301 loads” é “...*(a) Strength requirements are specified in terms of loading conditions that give rise to limit loads (... maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (... limit loads multiplied by prescribed factors of safety)*”, [6-7].

A Figura 1 ilustra o conceito, mostrando esquematicamente a evolução do dano, e a correspondente diminuição de resistência residual, em função do número de ciclos.

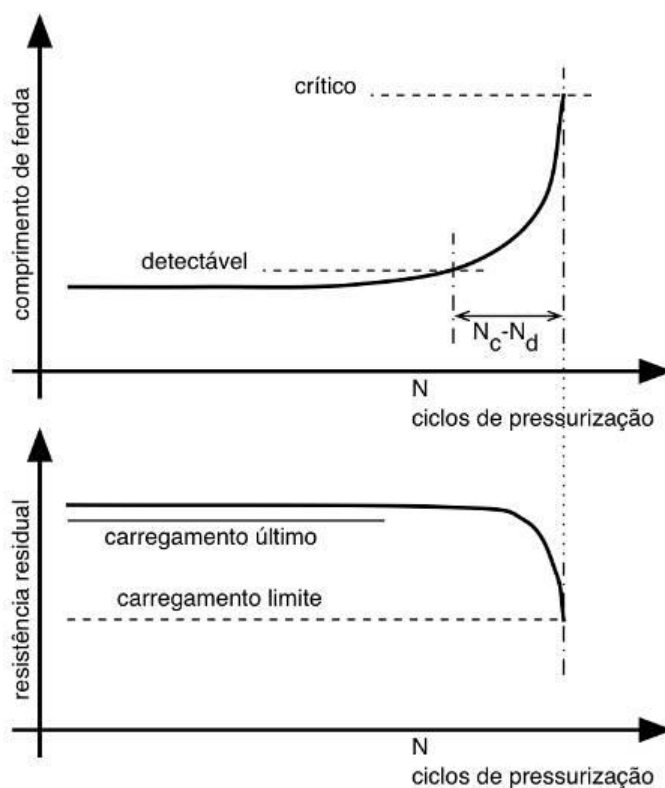


Figura 1 – Diagrama esquemático de tolerância ao dano de uma estrutura típica em aeronáutica

Com aeronaves tolerantes ao dano, o intervalo de inspecção é definido de acordo com a propagação aceitável. Com base num comprimento inicial de fenda, que é o maior que possa não ser detectável por processos convencionais, é calculado o número de ciclos ou tempo necessário para a propagação até o comprimento da fenda se tornar crítico. Este período de tempo ou número de ciclos, dividido por um factor de segurança, é o intervalo entre inspecções adoptado, ver Figura 1, onde o intervalo de inspecção seria $(N_c - N_d)/FS$, e FS é o factor de segurança adoptado.

O acidente do voo Aloha 243, anteriormente referido, revelou a necessidade de tomar em consideração a possível ocorrência de iniciação de fendas em mais do que um furo de rebite ao longo da ligação, (situações ditas de *multiple site damage* ou MSD), e permitiu apreciar que, nessas condições, as considerações anteriores devem ser reformuladas para respeitar os menores intervalos entre a detecção do dano e a situação crítica, [5,8], ver Figuras 2 e 3.

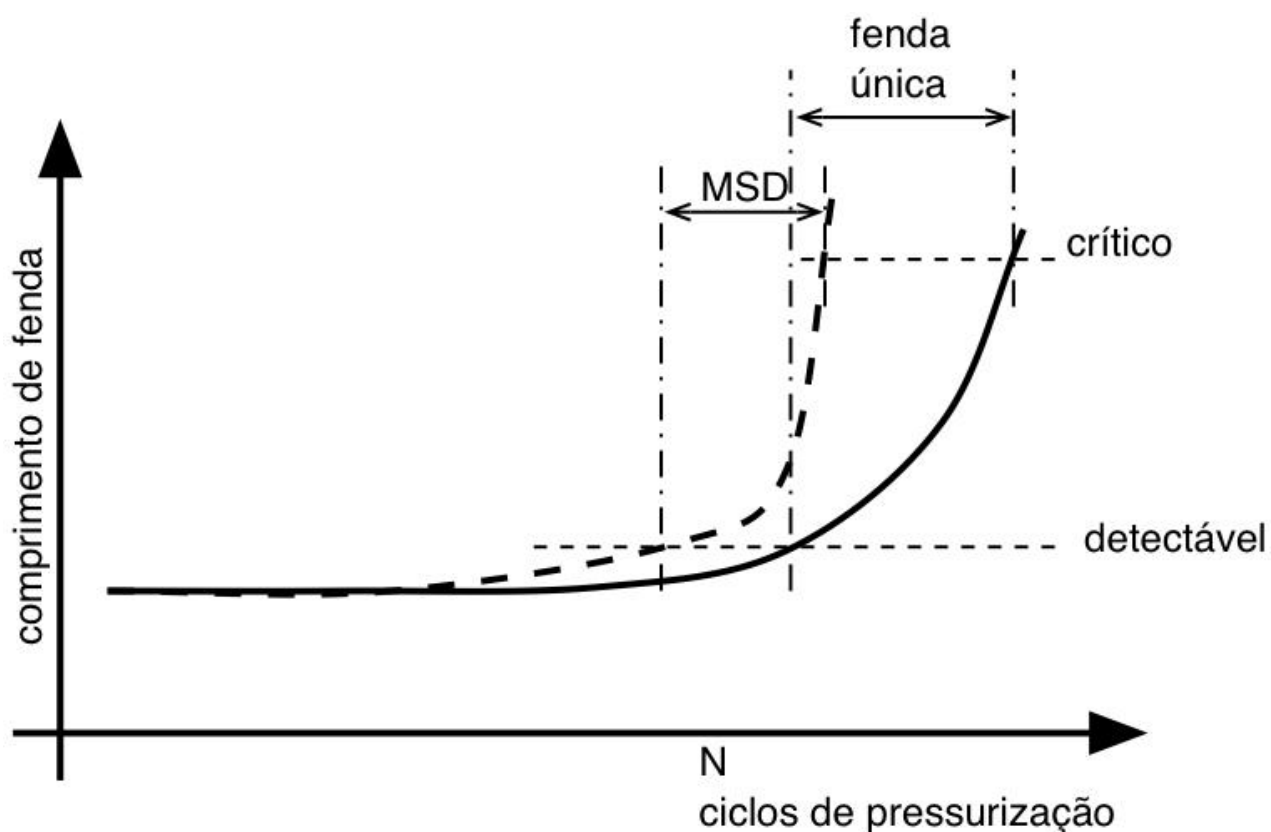


Figura 2 – O problema da iniciação múltipla de fendas de fadiga (*multiple site damage* – MSD)

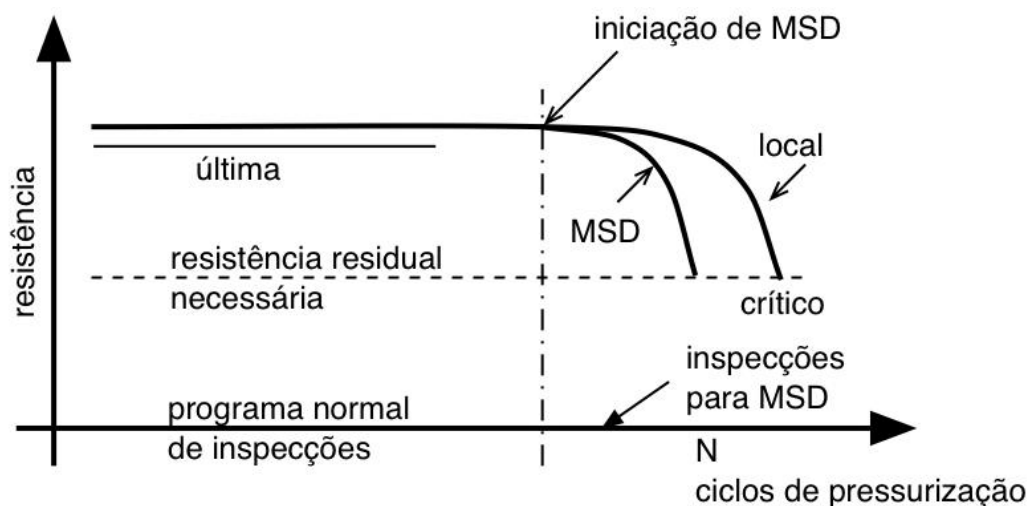


Figura 3 – Consequências do fenómeno de MSD

Vimos que um “ingrediente” essencial para a concepção de fuselagens de aviões é o conhecimento do comportamento de estruturas contendo fendas. É esse o objecto da Mecânica da Fractura.

A Mecânica da Fractura é um capítulo da Resistência dos Materiais, que estuda o comportamento de sólidos contendo fendas; combina teoria matemática, nomeadamente Elasticidade, Plasticidade e métodos numéricos associados, fundamentação experimental, desenvolvimento de métodos de ensaio para caracterização de materiais e aplicações em Engenharia. Com desenvolvimento significativo desde meados do século vinte, continua a merecer um grande esforço de investigação. A propósito, deve ser enfatizado que o sucesso da Mecânica da Fractura, até hoje, baseia-se sobretudo na capacidade de correlacionar fenómenos físicos que decorrem na extremidade da fenda, com modelos e medidas macroscópicas, nomeadamente as resultantes de ensaios para caracterizar a tenacidade à fractura e a velocidade de propagação de fendas. Estas medidas macroscópicas, usadas para avaliar a integridade estrutural de construções e de estruturas, não fazem referência a processos microscópicos e atômísticos de fractura, embora a generalização do acesso a maiores capacidades de computação tenha levado ao interesse por modelar estes processos em escalas muito pequenas.

Na *ASME Timoshenko medal acceptance speech*, J W Hutchinson afirma mesmo que “... I think I am correct in saying that after fifty years of measuring toughness and fatigue crack growth rates experimentally, there is probably not a single instance where a critical application has made use of toughness that has been predicted theoretically. You have to give the earlier developers a great deal of credit for understanding this from

the start – I'll single out George Irwin and Paul Paris as two of our many colleagues who had the great insight to set this into motion. Paris's early contribution was not the Paris law Along with Irwin, his contribution was the recognition that a truly esoteric quantity from elasticity theory, the stress intensity factor, could be used to develop a framework to measure crack growth and predict structural integrity...", [9].

O factor de intensidade de tensão (K) é um parâmetro da Elasticidade que caracteriza o campo de tensões na vizinhança da extremidade de uma fenda. No caso de uma placa infinita com uma fenda central de comprimento $2a$, carregada remotamente pela tensão σ perpendicular à fenda, o seu valor é

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

Em geral, pode-se escrever

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

em que Y é um factor adimensional dependente da geometria e carregamento. Entre muitas outras publicações, uma das primeiras compilações de soluções para K é dada por Paris e Sih, que na Universidade de Lehigh estiveram associados a marcantes desenvolvimentos pioneiros nesta área de conhecimento, [10].

Paris deu a contribuição fundamental para a modelação do comportamento de fendas em sólidos sujeitos a cargas cíclicas, quando verificou que a velocidade de propagação (derivada do comprimento da fenda a em ordem ao número de ciclos de aplicação da carga, N) pode ser descrita por

$$da/dN = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

Na equação acima C e m são constantes a determinar experimentalmente e ΔK é a gama do factor de intensidade de tensão (diferença entre o valor máximo e mínimo por ciclo), (11), que se calcula como

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

onde $\Delta \sigma$ é a gama de tensão.

Paris foi o primeiro a reconhecer que o papel desempenhado pelo parâmetro K na caracterização do campo de tensões na extremidade de uma fenda, poderia ser a chave para a descrição da velocidade de propagação estável por fadiga. Do mesmo modo que quando K atinge um valor crítico K_c , ocorre a propagação instável de uma fenda, também a propagação estável, associada a cargas cíclicas, deveria estar relacionada com ΔK , sendo nomeadamente de esperar que a velocidade da/dN seja a mesma para o corpos fissurados, de um mesmo material mas com geometrias e carregamentos diversos, desde que na extremidade das fendas ΔK seja idêntico.

É interessante registar que o trabalho original de Paris *et al* contendo a lei acima (equação 3), foi recusado para publicação pelas revistas da especialidade mais destacadas da época, tendo assim sido inicialmente divulgado através de uma publicação sem impacto (revista *The Trend in Engineering*), [12].

Muito se progrediu, desde então, na compreensão do fenómeno da propagação de fendas de fadiga.

Um dos desenvolvimentos iniciais foi justamente a apreciação de que a lei acima é apenas aplicável a um certo regime de propagação, ainda que particularmente significativo. A lei de Paris não descreve o comportamento final da propagação, quando a fenda se propaga instavelmente por se ter esgotado a tenacidade do material ou ter ocorrido colapso plástico da secção remanescente, não considera o efeito da tensão média, e não toma em consideração o limiar de ΔK necessário para existir propagação ou o comportamento especial de fendas de muito pequenas dimensões, tópicos que subsequentes estudos viriam a abordar explicitamente.

Contribuições das mais significativas para o desenvolvimento da Mecânica da Fractura foram compiladas pela Society for Experimental Mechanics, e pela American Society for Testing and Materials, em livros que as reproduzem *fac-simile*, incluindo trabalhos difíceis de encontrar mesmo em boas bibliotecas, ver refs. [13-15].

Entre as Academias de Ciências, a Royal Society têm tido significativo envolvimento no desenvolvimento da compreensão da fractura e da fadiga, bastando recordar o artigo fundador de Griffith, um cientista do Royal Aircraft Establishment, publicado nas *Philosophical Transactions of the Royal Society of London* [16].

Griffith formulou a condição para propagação instável de uma fenda pré-existente com base em considerações energéticas envolvendo a energia libertada pela propagação infinitesimal de uma fenda, e a quantidade de energia necessária para a formação de novas superfícies correspondentes à fenda propagada.

As publicações da Royal Society incluem numerosos outros artigos relevantes para o desenvolvimento do tema da fractura e fadiga. Registam-se aqui ainda duas iniciativas daquela instituição, uma de promoção da discussão de aplicações práticas do tema - actas da conferência sobre a aplicação da Mecânica da Fractura organizada por aquela sociedade, publicada com o singularmente adequado título '*Living With Defects*', [17], e outra na promoção do ensino da Mecânica da Fractura, [18], com relevantes recomendações para a introdução deste tema nos *curricula* de engenharia.

A fuselagem rebitada; alguns resultados obtidos na FEUP

Nesta secção serão sumariamente descritos alguns trabalhos realizados na FEUP relativos a fuselagem rebitada, no quadro de projectos europeus de investigação e desenvolvimento 'SMAAC' e 'ADMIRE', ver por exemplo a ref. [19].

Pretende-se ilustrar as diferentes escalas a que os problemas têm de ser tratados, e assim

(i) serão abordados resultados relativos ao comportamento à fadiga de provetes com furo circular da liga de alumínio 2024-T3 em que se pretendeu examinar a influência na resistência à fadiga do processo de expansão plástica do furo. As tensões residuais foram quantificadas por raios X e pelo Método dos Elementos Finitos e, em particular, procurou-se examinar o efeito deste tratamento mecânico no crescimento de fendas de fadiga, o que foi feito recorrendo a

medições da distância entre estrias de fadiga usando microscopia electrónica. Em seguida,

(ii) é referido o comportamento de provetes simples correspondentes a uma junta de sobreposição consistindo numa coluna de 3 rebites, designadamente no que toca à calibração do factor de intensidade de tensão e às consequências do crescimento da fenda nas características de transferência de carga de um tal provete, que pode ser considerado como uma fatia de uma junta mais realista, constituída por diversas linhas e numerosas colunas de rebites. Terminando esta secção da comunicação,

(iii) é discutido o comportamento de painéis com juntas de sobreposição rebitadas, nomeadamente resultados obtidos modelando pelo Método dos Elementos Finitos o comportamento de painéis com 3 linhas e 15 colunas de rebites.

Comportamento à fadiga de placas com furo central; tensões residuais devidas a processo de expansão plástica do furo

Foi estimado que cerca de setenta por cento das fendas de fadiga em estruturas de aeronaves tem origem nos furos de juntas rebitadas, [20]. A resistência à fadiga de furos pode ser melhorada criando tensões residuais circunferenciais de compressão na parede do furo usando o processo de expansão plástica por aumento do seu diâmetro. Neste processo, o diâmetro é aumentado com um mandril, excedendo-se localmente, num anel fino em volta do furo, a tensão de cedência do material. Quando o mandril é retirado, a recuperação elástica do material não afectado obriga o anel deformado plasticamente em volta do furo a recuperar aproximadamente a sua dimensão original, criando-se assim as já referidas tensões residuais de compressão.

A Figura 4 mostra os provetes de 2mm de espessura de 2024-T3 Alclad, com tensão de cedência e de rotura de 312MPa e 440MPa respectivamente, e módulo de Young e coeficiente de Poisson de 78GPa e 0.33 respectivamente, cujos furos foram expandidos (4.5 % do seu diâmetro inicial) usando um mandril, [19].

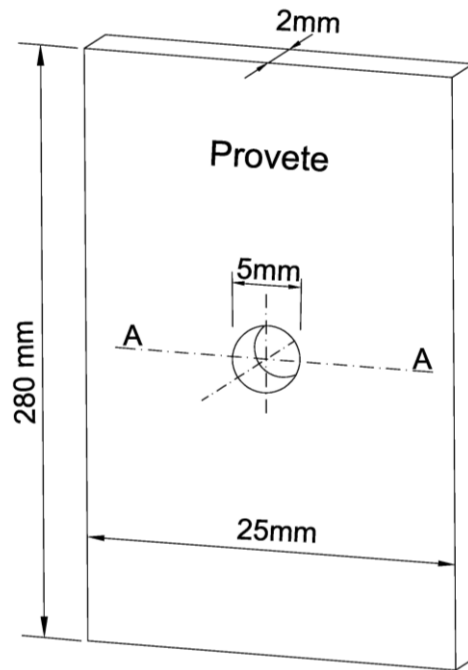


Figura 4 - Provete para estudos de expansão plástica de furos, [19]

Alguns resultados da determinação de tensões residuais recorrendo aos raios X são apresentados na Figura 5, que também mostra a distribuição de tensões residuais estimada recorrendo a um modelo de elementos finitos, usando o *software* ABAQUS [21].

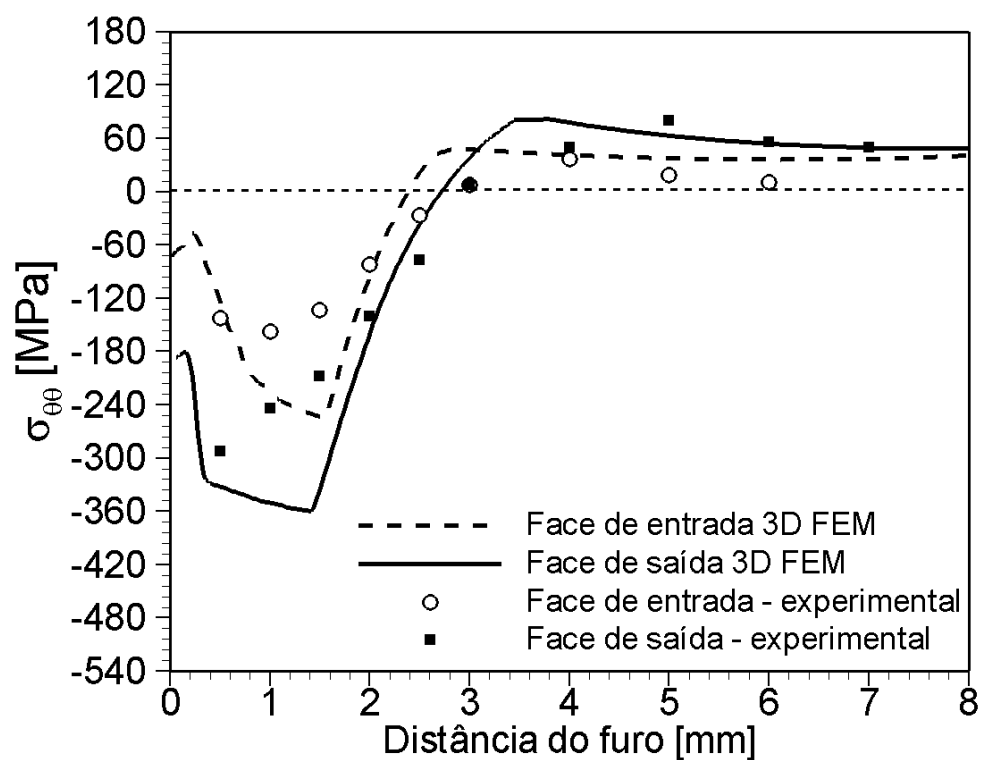


Figura 5 – Tensão residual circunferencial num furo expandido, [19]

Foram ensaiados à fadiga 45 provetes, 24 com e 21 sem tensões residuais, com $R = 0.1$ (R sendo a relação carga mínima / carga máxima) em ar à temperatura ambiente e uma frequência de 10Hz. Os resultados são apresentados na Figura 6 que mostra que o processo de expansão plástica aumentou a vida à fadiga por um factor de cerca de 3 a 10, dependendo do nível de tensão aplicado no ensaio.

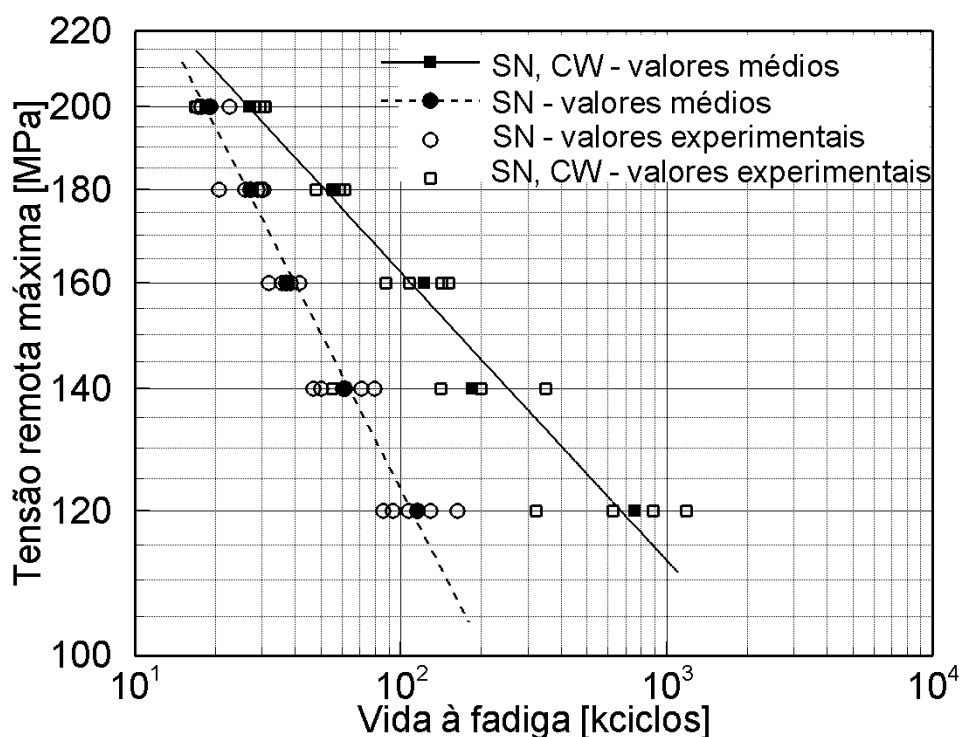


Figura 6 – Curvas SN de provetes contendo furos normais (linha SN) e expandidos plasticamente (linha SN, CW), [19]

A inspecção em microscópio electrónico das superfícies de fractura de provetes com e sem expansão plástica do furo, permitiu medir o espaçamento entre estrias de fadiga. A Figura 7 ilustra como observações à superfície do provete são inadequadas para estudar exaustivamente o crescimento da fenda. Nas condições deste ensaio, em que se procurou comparar o crescimento de fendas num furo normal e num furo sujeito a expansão plástica, é visível a distinção entre observações superficiais, e a reconstituição do crescimento das fendas baseado nas medições de distâncias entre estrias. Torna-se claro comparando o comportamento do provete com e sem tensões residuais, que o efeito da expansão plástica reside numa “travagem” do crescimento da fenda de fadiga.

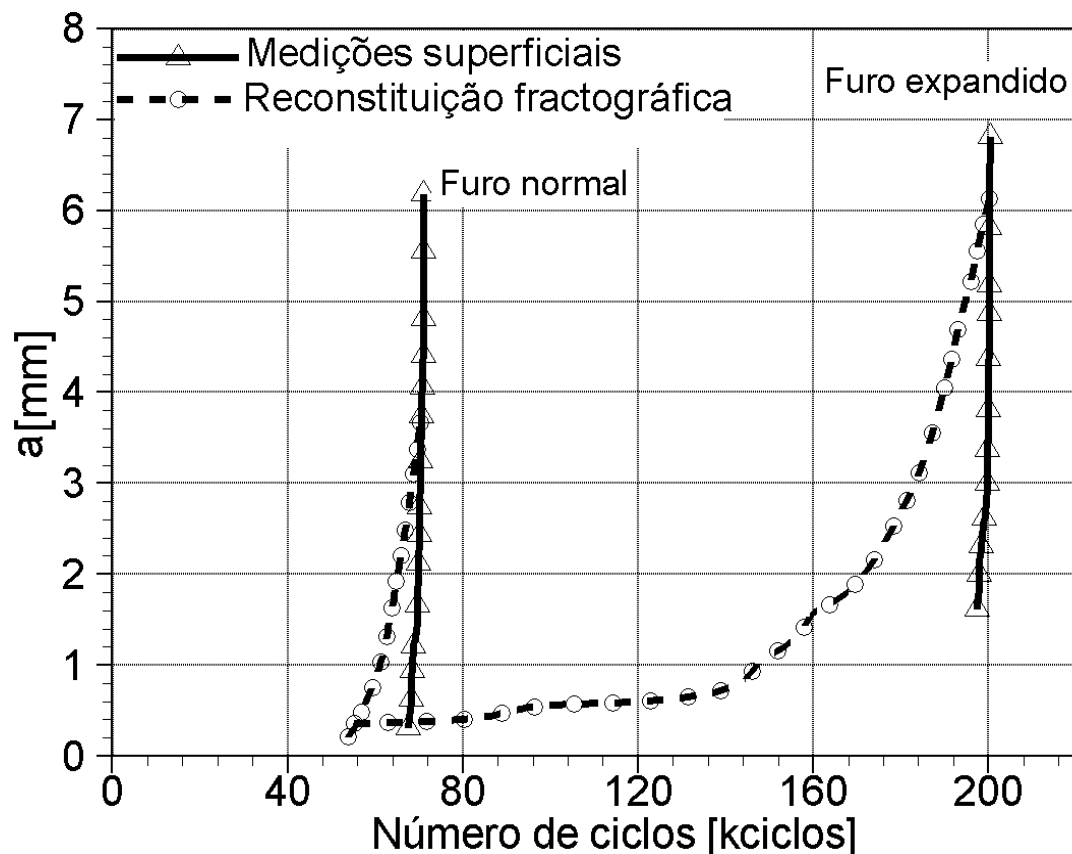


Figura 7 – Propagação de uma fenda em provetes com furos normais e expandidos plasticamente – comparação de medições superficiais com resultado de uma reconstituição fractográfica

Junta de sobreposição com uma coluna de 3 rebites

Passando do pormenor furo para uma ligação, o provete representado na Figura 8 foi ensaiado num programa visando nomeadamente avaliar a comportamento da transferência de carga em função de eventuais fendas desenvolvidas por fadiga, e a aplicação do conceito de fenda inicial equivalente (*equivalent initial flaw size*).

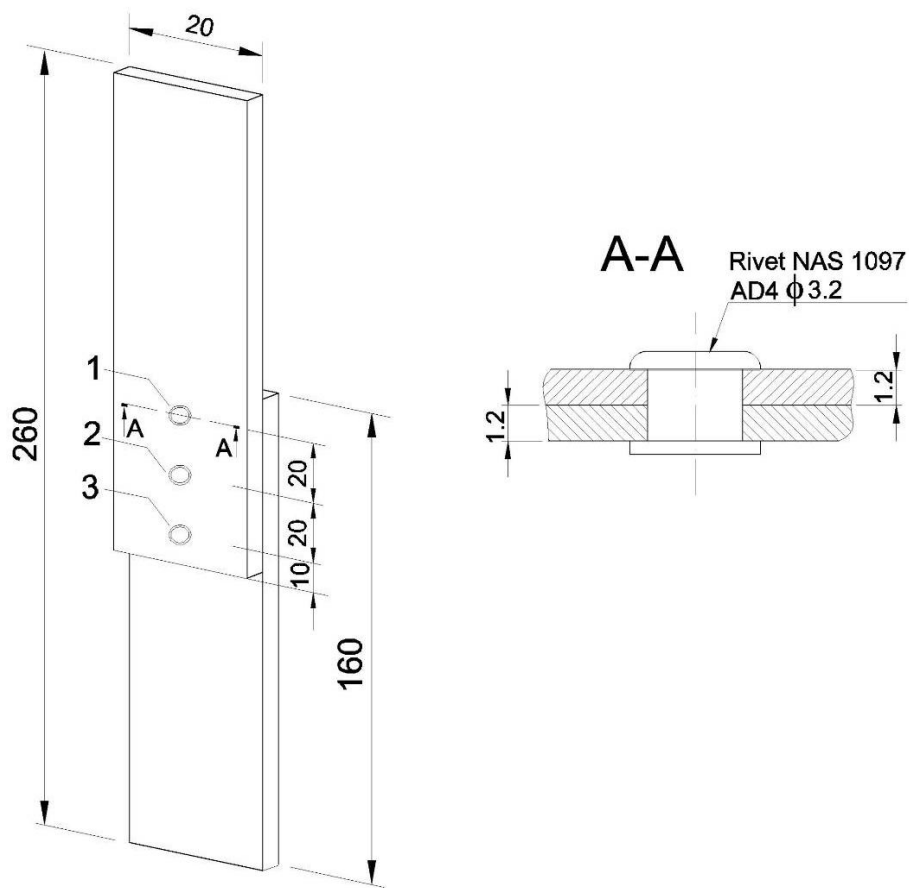


Figura 8 – Provete do tipo junta de sobreposição com uma coluna de 3 rebites, [22]

As características da junta de sobreposição ensaiada são

- material: Alumínio 2024-T3 Alclad;
- comprimento: 260mm, sobreposição 60mm;
- espessura: 1.2mm;
- largura: 20mm (correspondendo a um valor típico de distância entre colunas);
- rebites: NAS 1097 AD4, 3.2 x 7 mm;
- material dos rebites: Alumínio 2117-T4.

Foram realizados 45 ensaios de fadiga à tensão máxima de 160MPa, $R=0.05$ e frequência 10Hz. O valor médio para a vida é de 77688 ciclos com desvio padrão de 18320 ciclos.

Foram realizadas medições da distância entre estrias, em microscópio electrónico de varrimento, designadamente medidas na direcção transversal próximas da parede do furo, e medidas na direcção longitudinal, concluindo-se que as velocidades de crescimento medidas na direcção transversal são aproximadamente constantes, enquanto as velocidades de propagação longitudinais apresentam uma evolução exponencial, e são aproximadamente semelhantes às medidas na direcção transversal para comprimentos de fenda baixos.

A Figura 9 ilustra a evolução da distância entre estrias com o comprimento de fenda, ao

longo da direcção longitudinal da fenda, verificando-se que a velocidade longitudinal aumenta exponencialmente com o comprimento da fenda, [19, 22].

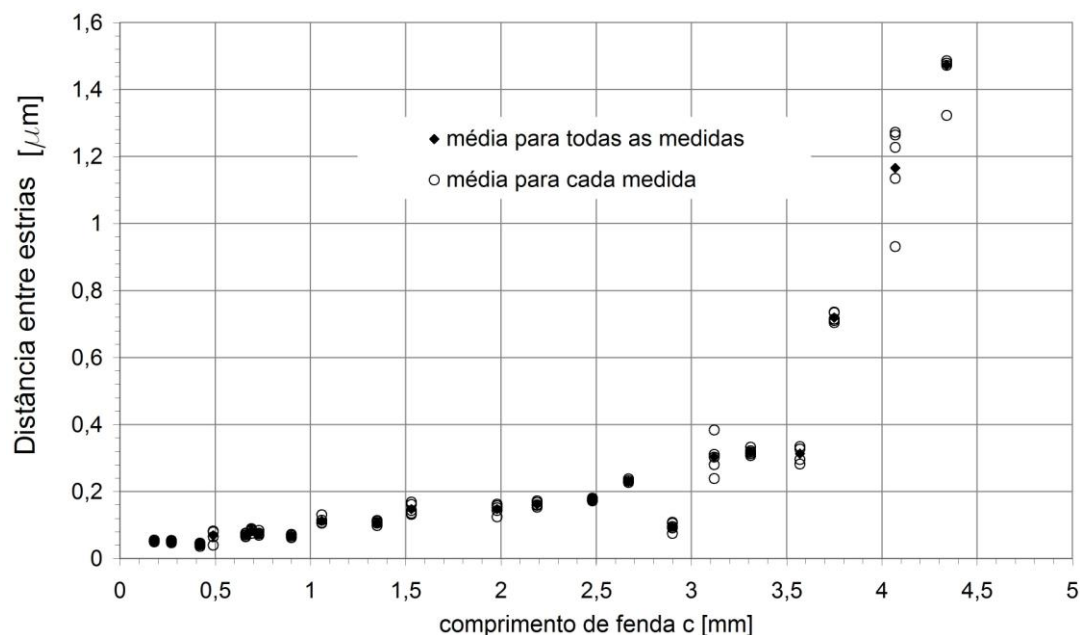


Figura 9 – Distância entre estrias para uma fenda durante o ensaio de fadiga do provete representado na Figura 8, [19]

A complexidade da estrutura e a presença de esforços de flexão exigem uma modelação tri-dimensional, que foi levada a cabo com vista a examinar o comportamento da transferência de carga, [23]. A Figura 10 ilustra a evolução da transferência de carga para os 3 rebites, no caso de um provete com uma

fenda. Devido ao efeito da flexão as fendas de fadiga tendem a ocorrer nos rebites extremos (primeiro ou terceiro), e foi modelada em elementos finitos a existência de fendas simétricas desenvolvidas a partir de um desses furos.

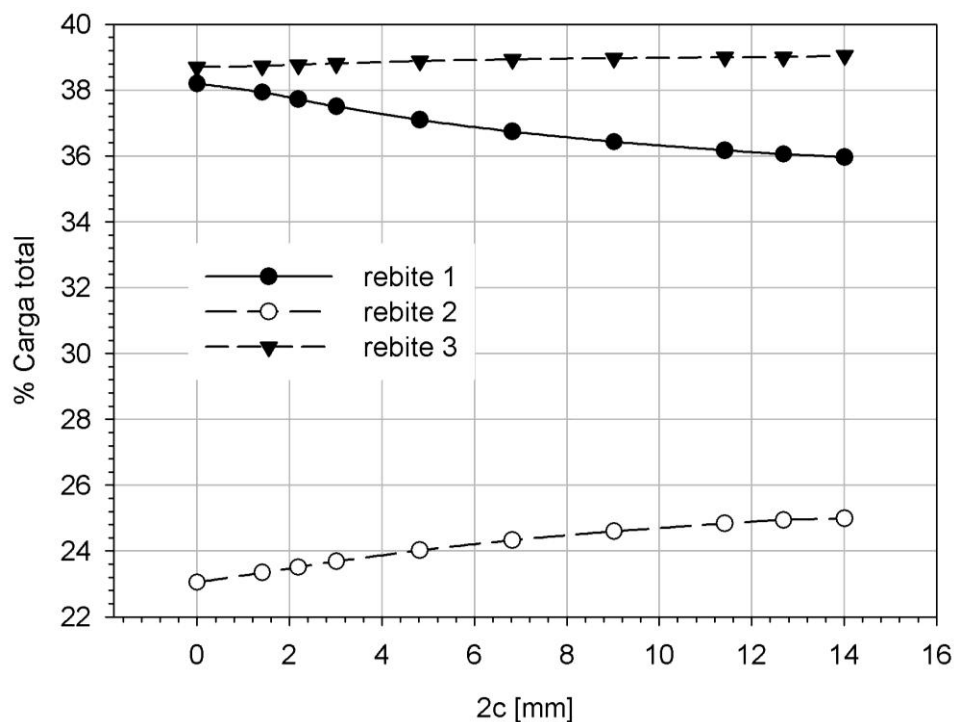


Figura 10 – Redistribuição de carga pelos 3 rebites, em resultado d propagação de fendas de fadiga; caso da fenda simétrica relativamente ao furo, [19, 23]

Verifica-se um aumento da percentagem de carga transferida no rebite do meio e final, e uma diminuição no primeiro.

Os factores de intensidade de tensão determinados para estas situações estão apresentados na Figura 11, para os casos de uma fenda simétrica ou assimétrica

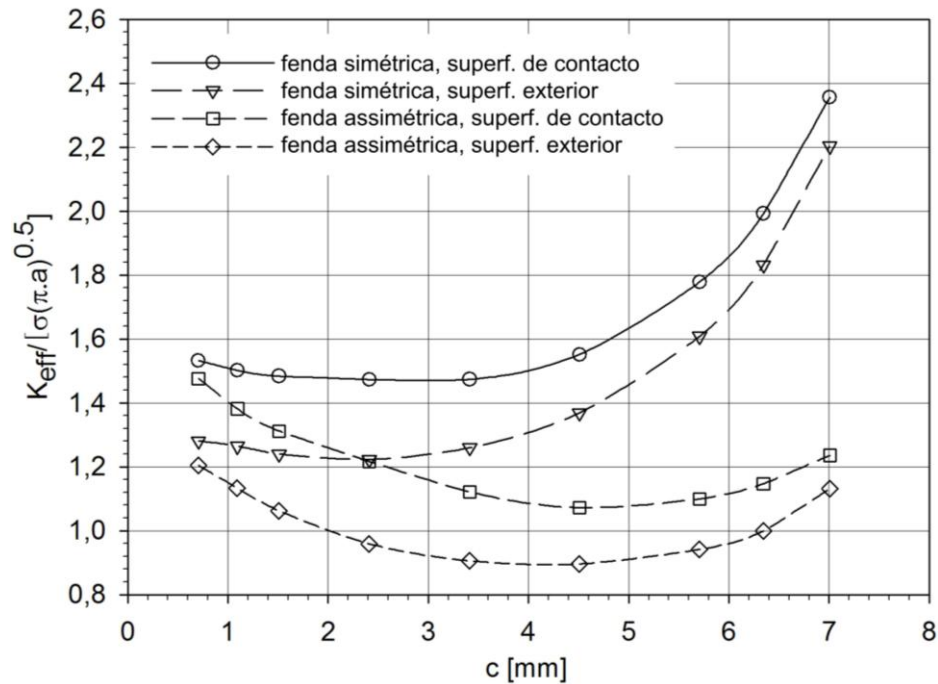


Figura 11 – Calibração do factor de intensidade de tensão para fendas simétricas ou única (assimétrica) crescendo nos provetes representados na Figura 8, [23]

Designadamente em consequência de um acidente com avião militar F111, ocorrido em 1966, no qual uma asa se separou da estrutura devido à propagação instável de uma fenda existente num elemento estrutural, criou-se interesse por conhecer eventuais defeitos iniciais presentes na estrutura em resultado das condições de fabrico, importando naturalmente distinguir os defeitos grosseiros, correspondentes a operações de fabrico inadequadas (*rogue flaws*), de defeitos característicos dos processos de fabrico usuais (*manufacturing flaws*). A USAF especificou mesmo, após o referido acidente, a obrigatoriedade do projecto dos aviões provar resistência admitindo a existência de um defeito inicial de dimensões fixadas, ver por ex. [1].

No quadro de um projecto de investigação e desenvolvimento da União Europeia, projecto ADMIRE, foi examinado o problema de qual o comprimento inicial de um defeito (fenda) que poderia estar associado à vida à fadiga destes provetes. Os ensaios com vista a caracterizar o número de ciclos até à ruptura foram realizados em Pisa, Nápoles e Porto, com coordenação do laboratório de aeronáutica dos Países Baixos NLR [24]. A curva SN resultante do ensaio de cerca de 300 provetes é apresentada na Figura 12, tendo-se utilizado a lei de Paris para determinar o comprimento de uma fenda inicial equivalente. Essa determinação é feita, para cada provete ensaiado, partindo do comprimento final, crítico, da fenda, e usando a lei de propagação para inferir qual o defeito inicial que, nas condições de carga do ensaio, levaria à rotura após o número de ciclos de vida e o comprimento crítico registados. O resultado é apresentado na

Figura 13, onde se observa que não é possível obter um valor único para esses defeito equivalente, já que ele depende desde logo do nível de carregamento, mas também de outros parâmetros, [22].

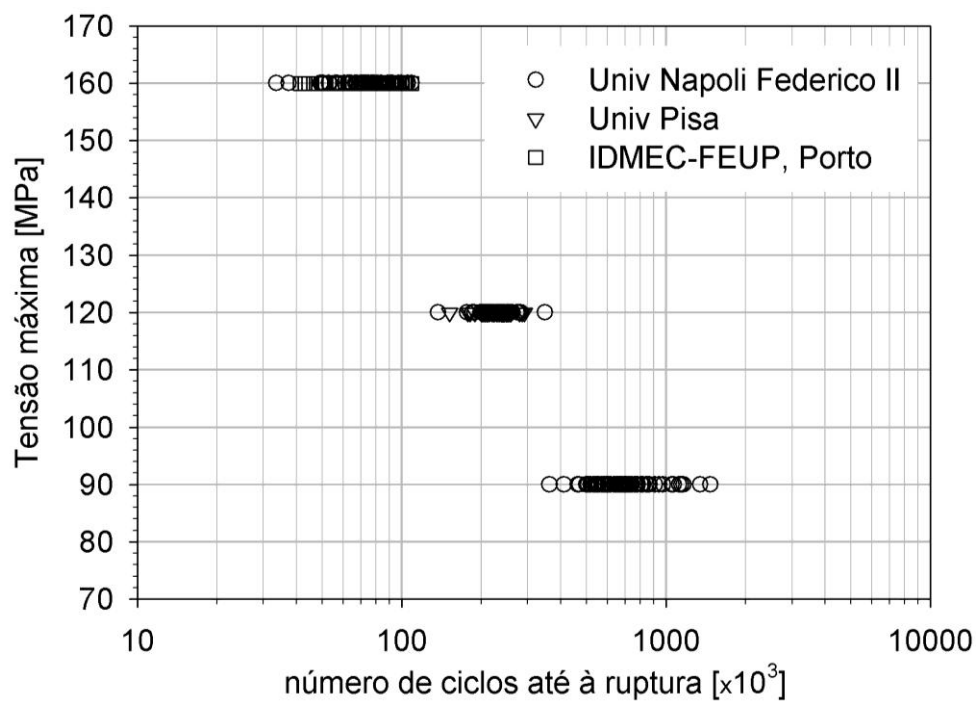


Figura 12 – Curva SN para ensaios de fadiga com provetes representados na Figura 8, [24]

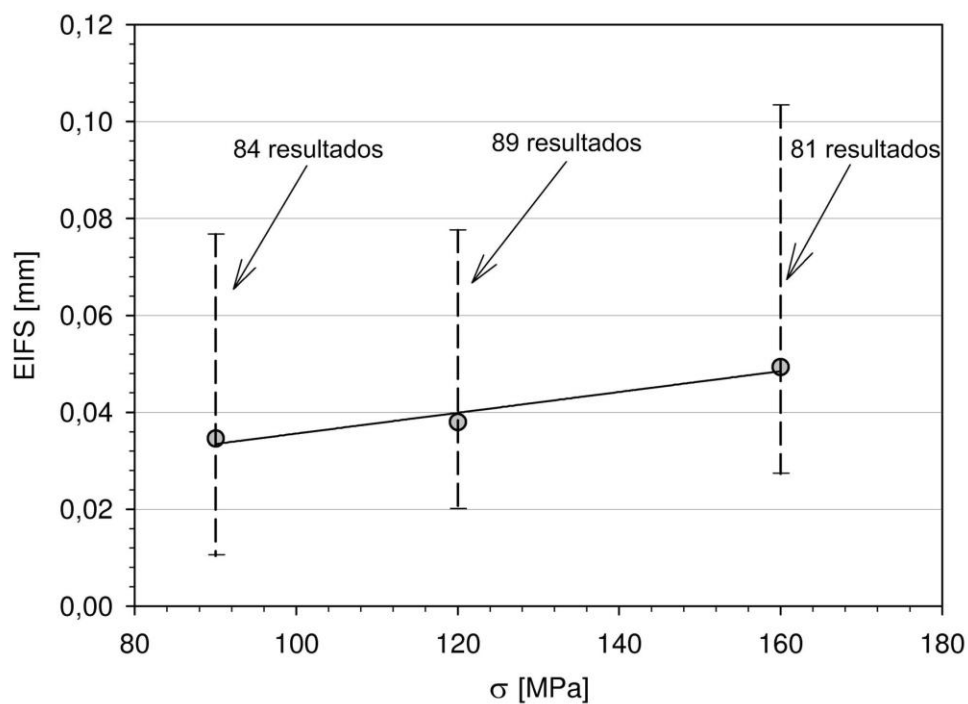


Figura 13 - *Equivalent Initial Flaw Size* (EIFS) para os ensaios de fadiga representados na Figura 12, [22]

Painel rebitado

Como mais próximo de uma aplicação real, foi estudada a propagação de fendas de fadiga num painel constituindo uma junta de sobreposição com 3 linhas e 15 colunas de rebites, usando procedimentos propostos por Silva *et al* em [25].

Foi referido na secção inicial desta comunicação que o interesse por estes estudos desenvolveu-se sobretudo a partir do acidente Aloha Airlines em 1988, e do reconhecimento do fenómeno de desenvolvimento de fendas de fadiga em múltiplas localizações do mesmo elemento estrutural, que podem coalescer formando uma fenda de maiores dimensões (*multiple site damage* - MSD).

A análise do comportamento à fadiga deste tipo de estrutura envolve considerações sobre a forma de transmissão de carga, que inclui flexão e atrito. Ilustra-se aqui a modelação de um painel ensaiado por Cavallini e Lazzeri, [26], usando o *software* de elementos finitos FRANC2D/L e a lei de Paris, seguindo a metodologia apresentada em em [25].

A geometria da junta é apresentada na Figura 14.

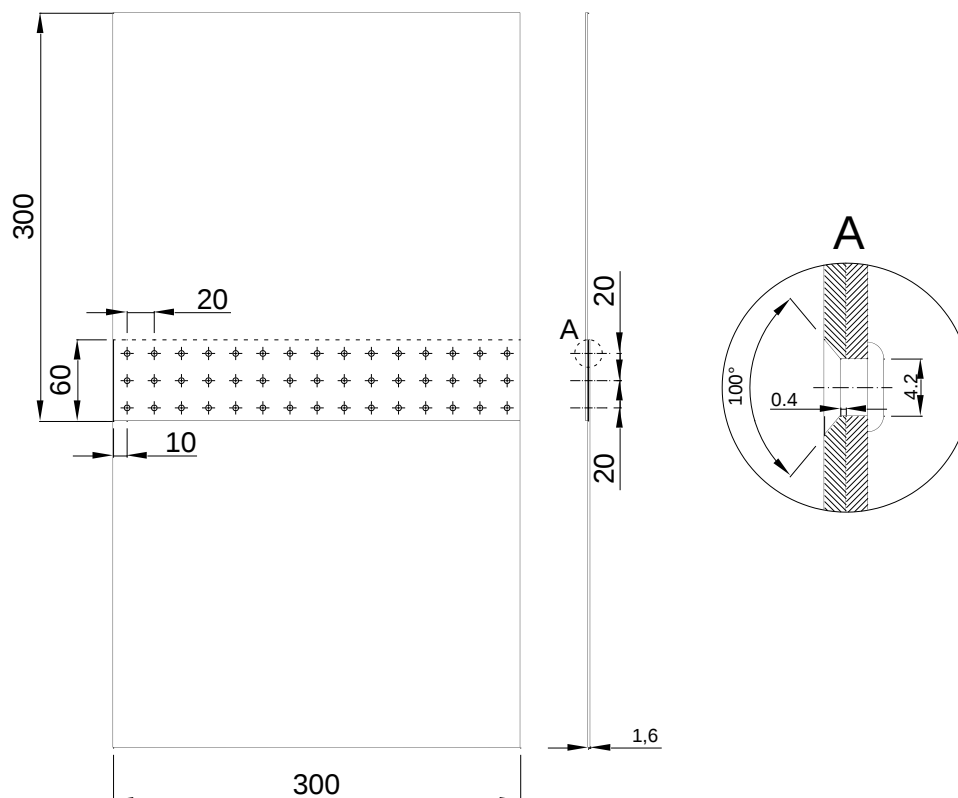


Figura 14 – Painel com junta rebitada de sobreposição, [19]

As placas têm uma espessura de 1.6 mm e alumínio 2024-T351, os rebites MS 20426D5-6 em Al 2017-T3, e o painel foi ensaiado a $\sigma_{max}=110$ MPa com $R=0.1$.

O crescimento de fendas de fadiga foi monitorizado a partir de 132450 ciclos até à rotura a 138450 ciclos. A Figura 13 descreve o estado das fendas ao longo do ensaio de fadiga. A modelação usando o FRANC2D/L, descrita em em [19], permite uma modelação adequada do processo de propagação, como se verifica na Figura 15, onde se compara, para os momentos críticos da vida do painel, os valores experimentalmente medido dos comprimentos das fendas, e os valores previstos pelo método dos elementos finitos.

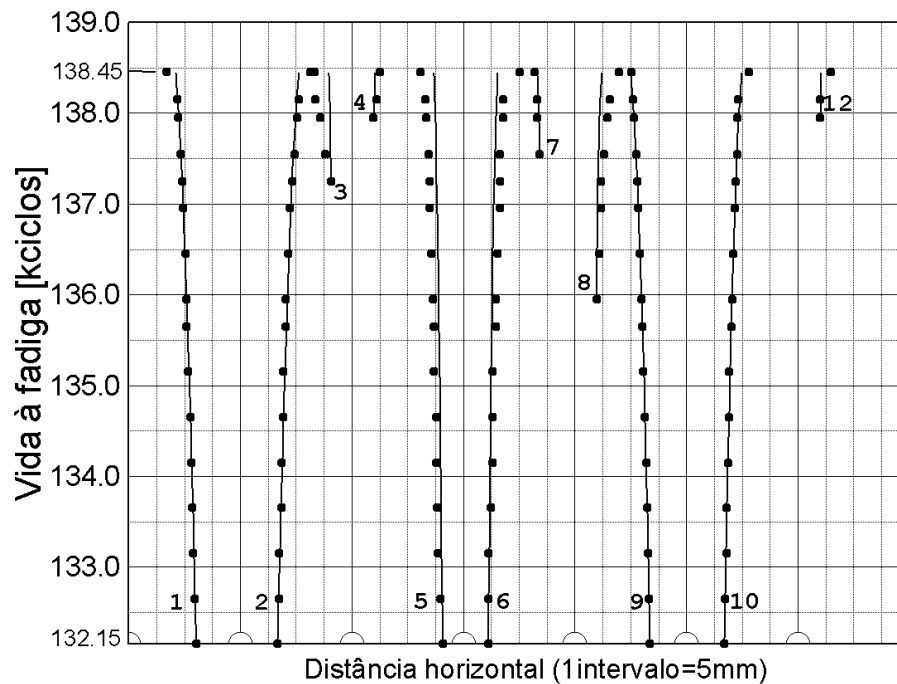


Figura 15 – Detalhe do comportamento à fadiga de um painel representado na Figura 14 ilustrando-se o fenómeno de crescimento de fendas múltiplas e sua modelação numérica, [19]

Tendências de evolução

Economias de custo, de número de componentes e de tempo de fabrico tem levado a indústria aeronáutica a interessar-se por soluções alternativas à rebiteagem. Assim, certos componentes que eram anteriormente produzidos ligando diversos elementos com rebites, são agora fabricados como estruturas integrais, usando maquinagem de alta velocidade, soldadura laser ou soldadura por fricção linear. Esta evolução elimina rebites e seus furos, com consequências positivas do ponto de vista da iniciação de fendas em furos, e também de corrosão. Há porém que reconhecer que, se as características de tolerância ao dano da estrutura rebitada são conhecidas e devidamente aproveitadas em aeronáutica, já a tolerância ao dano de estruturas integrais como as fabricadas pelos processos acima indicados é problemática, em especial no que toca à sua capacidade de deter a propagação de fendas (*crack arrest capability*).

Numa estrutura de fuselagem rebitada, eventuais fendas que se iniciem e propaguem na pele da fuselagem podem ser detidas pelos elementos de reforço. Numa estrutura integral o reforço constitui um caminho para a propagação da fenda, que, dada a continuidade de material, se bifurca continuando a propagar-se na pele e também no reforço, [27].

A FEUP tem estado envolvida no estudo do comportamento destas estruturas em aeronáutica, através do projecto de investigação e desenvolvimento da União Europeia DaToN (Innovative Fatigue and Damage Tolerance Methods for the Application of New Structural Concepts). A investigação envolve trabalho experimental, comparando o desempenho de estruturas fabricadas usando maquinaria de alta velocidade, e as técnicas de soldadura por fricção linear (*friction stir welding*) e por laser (*laser beam welding*), e respectiva modelação numérica. Como exemplo, a Figura 16 apresenta metade do modelo de elementos finitos de um painel com dois reforços bem como de parte das amarras através das quais a carga, paralela aos reforços, é transmitida, [28].

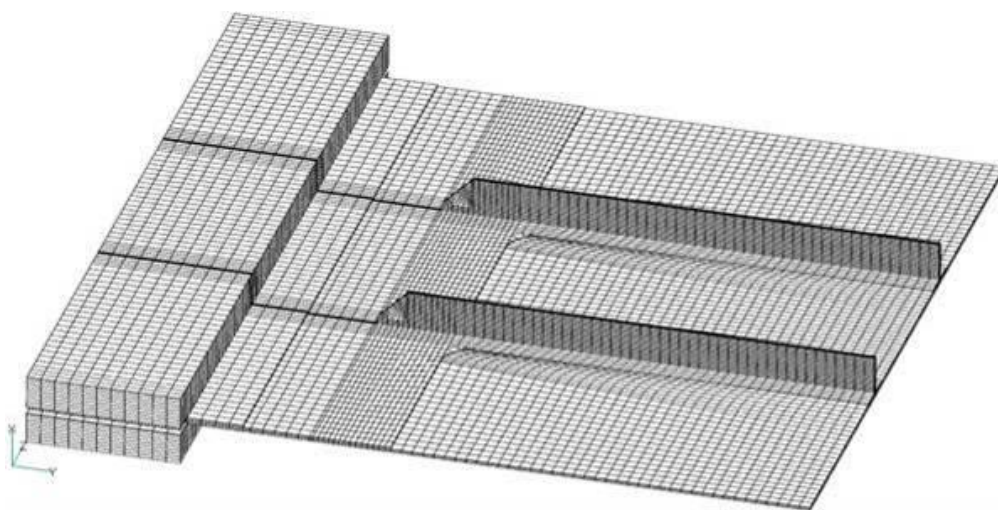


Figura 16 – Metade da malha de elementos finitos para modelação do comportamento de um painel com dois reforços, [28]

O ensaio visou caracterizar o crescimento de uma fenda de comprimento $2a$ existente no meio do provete, orientada perpendicularmente ao carregamento. A Figura 17 ilustra as estrias de fadiga encontradas num dos painéis ensaiados. Para modelação do resultado do ensaio foi obtida uma solução do factor de intensidade de tensão em função do comprimento de fenda, que é representado de forma adimensional na Figura 18, [29].

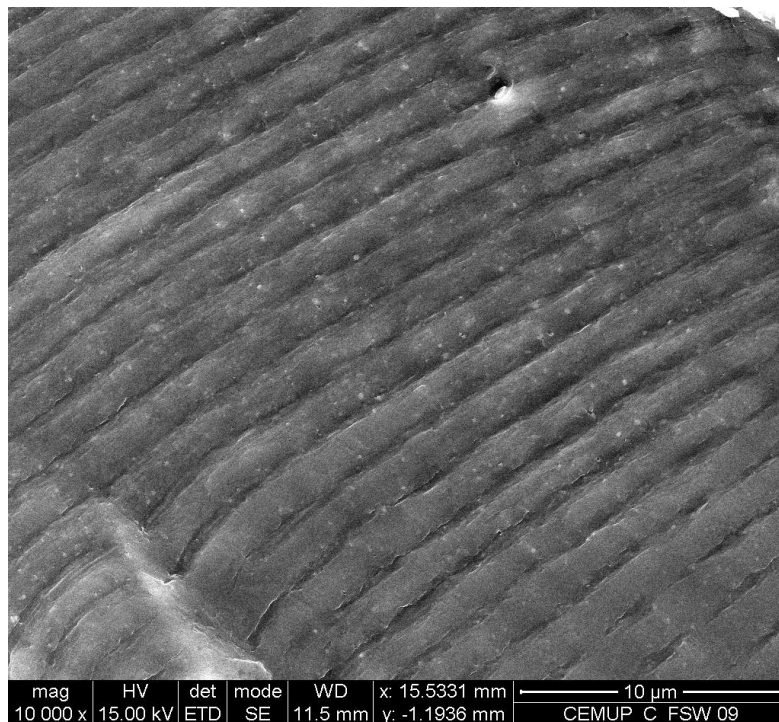


Figura 17 – Exemplo de estrias de fadiga encontradas na superfície de fractura de um provete do tipo representado na Figura 16

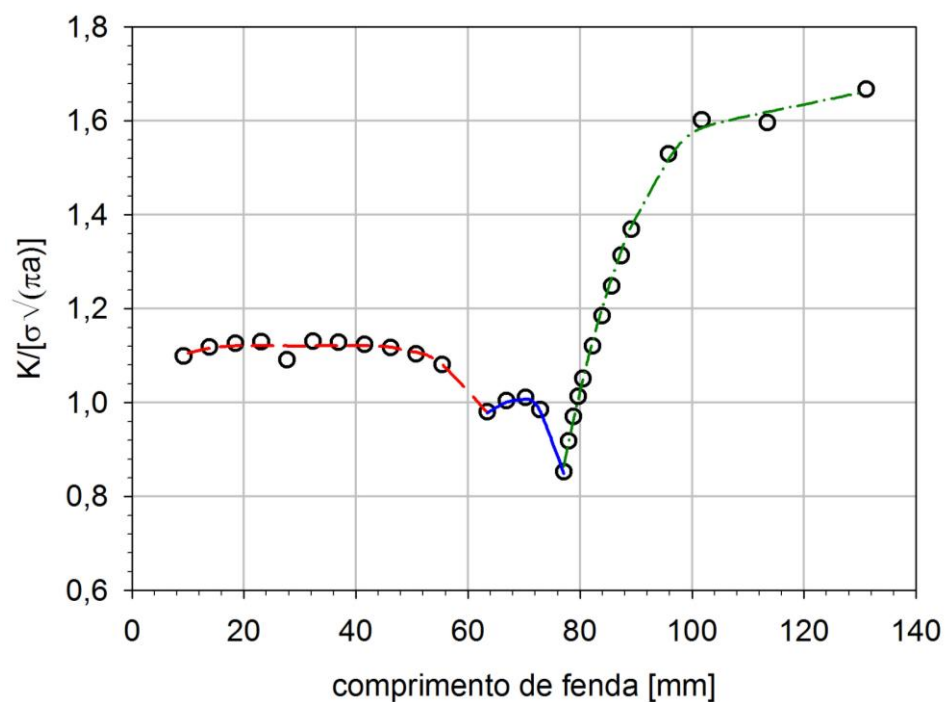
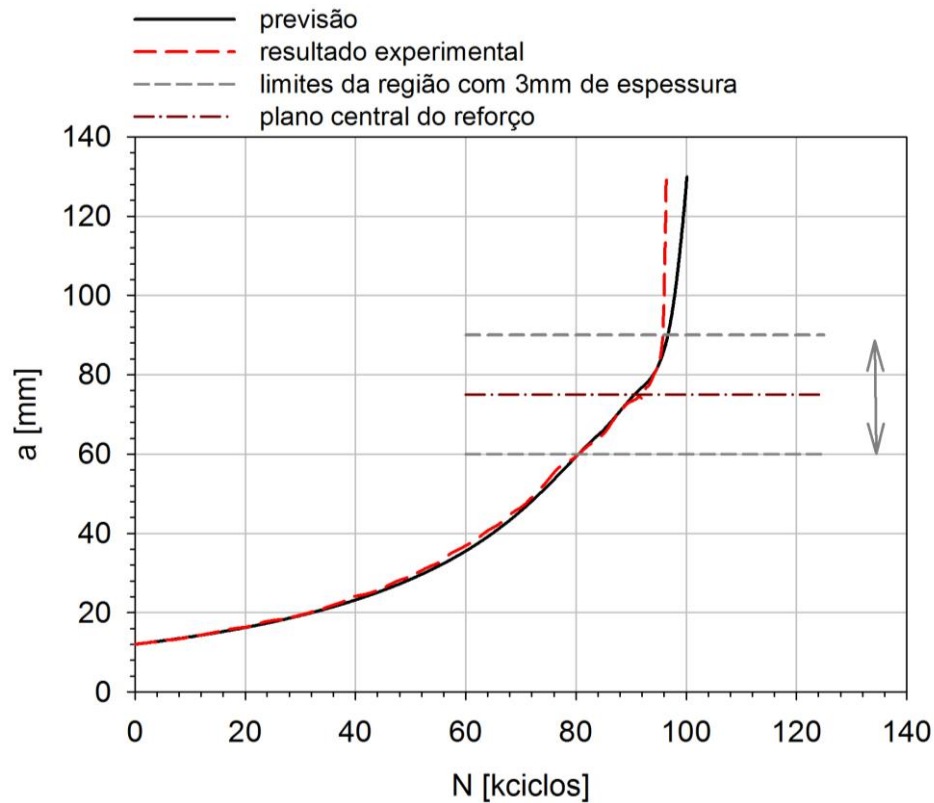
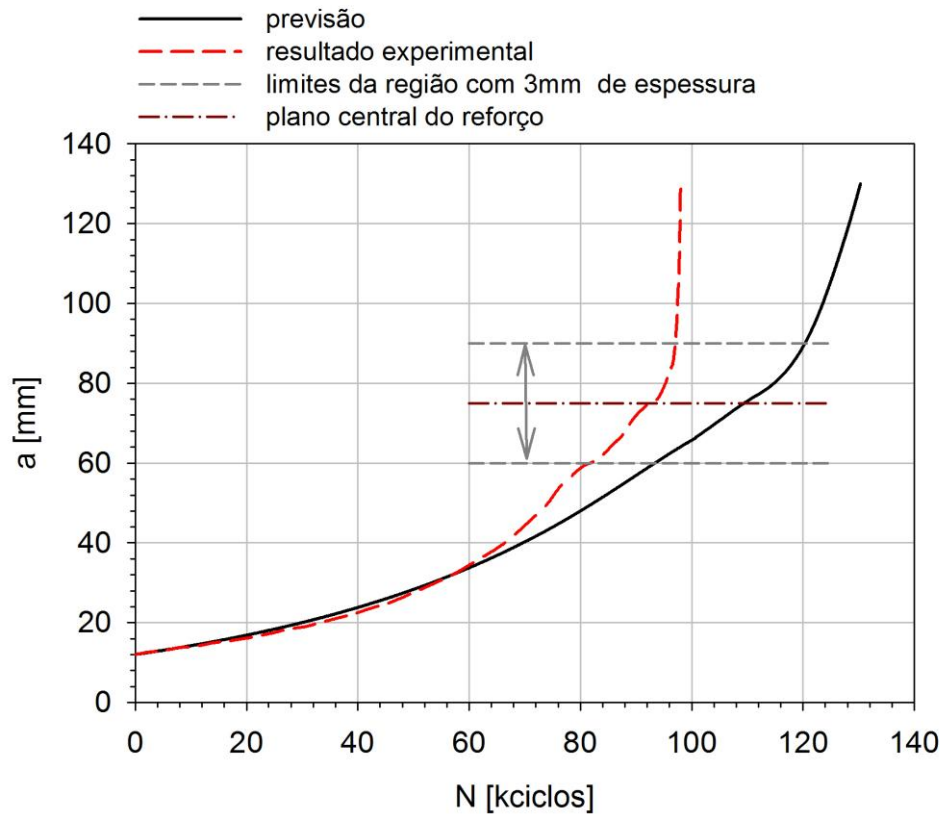


Figura 18 – Calibração do factor de intensidade de tensão para uma fenda central de comprimento $2a$ no painel representado na Figura 16, [29]

A Figura 19 mostra dois exemplos de modelação do comportamento de painéis obtidos por maquinagem de alta velocidade. A Figura 19 a) apresenta os resultados experimentais $a=f(N)$, e respectiva modelação numérica, para um painel sujeito a $\sigma_{\max}=80MPa$ ensaiado com a razão de tensão $R=0,1$ (razão de tensão $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$), enquanto que a Figura 19 b) apresenta esses dados para um painel sujeito a $\sigma_{\max}=110MPa$ ensaiado com a razão de tensão $R=0,5$.



a) $\sigma_{\max}=80MPa$ ensaiado com a razão de tensão $R=0,1$



a) $\sigma_{\max}=110MPa$ ensaiado com a razão de tensão $R=0,5$

Figura 19 – Dois exemplos de comportamento à fadiga de um painel como o representado na Figura 16, e respectiva modelação numérica, [29]

Constata-se a excelente capacidade de modelação do crescimento de fendas de fadiga no primeiro caso, enquanto o segundo apresenta uma razoável semelhança até se chegar ao reforço, divergindo substancialmente a partir daí. De notar porém que os próprios ensaios destes painéis estão sujeitos a dispersão experimental, sendo comum nestes ensaios cerca de 20% de variação no número de ciclos até à rotura, para idênticos provetes e condições de ensaio.

Os resultados acima indicados ilustram a capacidade de modelação do complexo comportamento de propagação de fendas de fadiga em estruturas monolíticas. Ao contrário do que pode suceder com construção rebitada, nota-se que os reforços integrais - soldados ou maquinados directamente - não constituem obstáculos à propagação de fendas. No caso estudado, os reforços não provocam desaceleração significativa da propagação da fenda na pele, [27]. Esta situação ocorre na presença de uma diminuição local do factor de intensidade de tensão, ilustrada para este caso na Figura 18. Revela-se assim de

interesse investigar sistematicamente soluções estruturais que permitam melhorar o comportamento descrito, por exemplo modificando as características geométricas do reforço, nomeadamente sua secção recta.

Observações finais

Structural Health Monitoring

A monitorização do estado da estrutura é usualmente feita por inspecção visual apoiada por meios de controlo não destrutivos como ultrasons e *eddy currents*. É realizada em intervalos regulares, definidos pelo elo mais fraco da estrutura, [5]. Muito do trabalho está relacionado com desmontagem e remontagem da estrutura para ter acesso aos componentes de interesse. O resultado mais frequente destes procedimentos, que originam grande quantidade de informação, é não ser detectado dano. Pode então ser questionado se não haverá meios mais eficientes para garantir a segurança.

O processo de implementar uma estratégia de identificação de dano é designado, em Inglês, por *structural health monitoring* - SHM. Este processo envolve:

- a observação da estrutura ao longo do tempo usando medições periodicamente espaçadas,
- a obtenção de informação relacionada com o dano e a sua análise estatística com vista a avaliar o estado corrente da estrutura, [30].

A longo termo, o resultado deste processo é informação periodicamente actualizada quanto à capacidade da estrutura para continuar a desempenhar a sua função à luz do inevitável envelhecimento e da acumulação de dano resultante do serviço. SHM permitirá que os actuais procedimentos de inspecção periódica evoluam para menos dispendiosos procedimentos de inspecção baseada no estado (em Inglês *condition-based maintenance*).

Condition based maintenance envolve um sistema de sensores que monitorizam a estrutura e notificam o operador quando é detectado dano. Evidentemente, as economias possibilitadas por tais sistemas só se concretizarão caso o sistema de monitorização dê indicações que permitam acções correctivas antes do dano

evoluir para situações críticas. Sublinha-se assim a importância de garantir o correcto funcionamento dos sensores a utilizar neste contexto.

que investigar ?

O uso do alumínio em estruturas de fuselagens rebitadas para aeronáutica civil foi dominante durante décadas. Estão a emergir aplicações em que componentes de alumínio são ligados por soldadura (FSW e LBW) visando-se assim economias de tempo e de custo. O ECLIPSE 500 é um exemplo corrente de uso intensivo de FSW. O uso de compósitos constituídos por finas lâminas de alumínio, separadas por fibra de fibra de vidro (GLARE) é outra evolução dos materiais usados para estruturas de fuselagens, [31]. Embora o GLARE seja um material compósito, apresenta, do ponto de vista de propriedades e fabrico, maior afinidade com os materiais metálicos tradicionais.

Tem aumentado continuamente a incorporação nas estruturas de fuselagens de materiais compósitos, nomeadamente de fibra de carbono, como ilustrado pelo Boeing 787 Dreamliner cujos voos de ensaio devem principiar brevemente. Estruturas de grande dimensão em material compósito, estruturas multifuncionais, e uso de sensores embebidos para monitorização de integridade estrutural e detecção de dano estão entre as áreas de interesse corrente para a concepção de estruturas de fuselagens. As refs. [32, 33] apresentam tendências e necessidades de investigação, incluindo os tópicos acima mencionados entre os merecedores de atenção. Igualmente são referidos em [32, 33] processos emergentes de ligação, designadamente a soldadura FSW.

Uma concisa referência a desenvolvimentos iniciais da Mecânica da Fractura em Portugal é apresentada no editorial de um número especial da revista Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures dedicado a Portugal, [34]. A recente criação do Laboratório Associado em Energia, Transportes e Aeronáutica (LAETA), associando investigadores das Universidades de Coimbra, do Porto e Técnica de Lisboa tem promissor potencial para o desenvolvimento desta área de estudos em Portugal. Os seus investigadores tem dado significativas contribuições para a problemática do dano de estruturas aeronáuticas, quer quanto a soluções estruturais de alumínio, objecto do presente artigo, quer quanto a soluções envolvendo materiais compósitos, bem como, mais geralmente, para o desenvolvimento de outras áreas de conhecimento relevantes para a aeronáutica.

Agradecimentos

Os autores agradecem colaborações recebidas, nomeadamente dos seus Colegas Fernando M F Oliveira, Lucas F M da Silva, e Miguel A V Figueiredo. O primeiro autor agradece à União Europeia o seu envolvimento nos projectos SMAAC, coordenado por Professor Peter Horst, DASA - Hamburg (contrato BRITE BE95-1053), ADMIRE, coordenado por Dr Alfonso Apicella, ALENIA - Pomigliano d'Arco, Nápoles (contracto G4RD-CT-2000-00396), e DATON, coordenado por Professor Peter Horst, Technische Universität Braunschweig (contrato AST3-CT-2004-516053).

Referências

- (1) R J H Wanhill, "Milestone case histories in aircraft structural integrity", in: I Milne, R O Ritchie, B Karihaloo, eds., "Comprehensive structural integrity", Elsevier, vol.1, pp.61-72, ISBN 0-08-044157-2, 2003
- (2) J Schijve, Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but to be tolerated?, Keynote lecture, International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures DTAS2007, Delft, Sept.25-28, 2007, http://www.dtas2007.nl/userfiles/file/Paper%2046_%20Schijve.pdf
- (3) Abe Brot, Y Peleg-Wolfin, "The damage-tolerance behavior of integrally stiffened metallic structures", 48th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences IACAS conference 2008
- (4) National Transportation Safety Board - NTSB Aircraft Accident Report, Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988, National Transport Safety Board, Washington, DC, 1989
- (5) Christian Boller, Matthias Buderath, "Fatigue in aerostructures – where structural health monitoring can contribute to a complex subject", *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, vol.365, pp.561-587, 2007
- (6) J W Bristow, P E Irving, "Safety factors in civil aircraft design requirements, *Engineering Failure Analysis*, vol.14, pp.459-470, 2007
- (7) Joint Aviation Authorities, JAR-25, Airworthiness, Large Aeroplanes, JAR 25.301 loads
- (8) J Schijve, "Multiple site damage in aircraft fuselage structures", *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, vol.18, (3), pp.329-244, 1995
- (9) J W Hutchinson, ASME Timoshenko medal acceptance speech, *ASME Applied Mechanics Division newsletter*, pp.1 and 3-4, summer 2003
- (10) P C Paris, G C Sih, "Stress analysis of cracks", in: "Fracture toughness testing and its applications", ASTM STP381, 1964
- (11) P C Paris, P M Gomez, W E Anderson, "A rational analytic theory of fatigue", *The Trend in Engineering*, vol.13, (1), pp.9-14, 1961
- (12) I Finnie, comunicação privada ao autor, em visita à FEUP a 9 de Julho de 1982
- (13) R J Sanford, B J Thompson, "Selected papers on crack tip stress fields", Society for Experimental Mechanics, Bethel, Connecticut, ISBN 0-912053-56-9, 1997

- (14) R J Sanford, B J Thompson, "Selected papers on foundations of linear elastic fracture mechanics", Society for Experimental Mechanics, Bethel, Connecticut, ISBN 0-912053-55-0, 1997
- (15) J M Barsom, ed., "Fracture mechanics retrospective: early classic papers: 1913-1965", spons. by ASTM Committee E-24 on Fracture Testing, ASTM, Philadelphia, ISBN 0-8031-0483-9, 1987
- (16) A A Griffith, "The phenomena of rupture and flow in solids", *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character*, vol.221, pp.163-198, 1921
- (17) *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 299, No. 1446, Fracture mechanics in design and service: 'Living with defects', 1981
- (18) "Teaching of fracture: a working party report", The Royal Society, ISBN 0 85493 208 8, 1983
- (19) P M S T de Castro, P F P de Matos, P M G P Moreira, L F M da Silva, "An overview on fatigue analysis of aeronautical structural details: Open hole, single rivet lap-joint, and lap-joint panel", *Materials Science and Engineering A*, vol. 468-470, pp.144-157, 2007
- (20) O Bauxbaum, H Huth, "Expansion of cracked fastener holes as a measure of extension of lifetime to repair", *Engineering Fracture Mechanics*, vol.28: pp.689-698, 1987
- (21) ABAQUS User's Manual. Version 6.5, 2004
- (22) P M G P Moreira, P F P de Matos, P M S T de Castro, "Fatigue striation spacing and equivalent initial flaw size in Al 2024-T3 riveted specimens", *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol.43, pp.89-99, 2005
- (23) P M G P Moreira, P F P de Matos, P P Camanho, S D Pastrama, P M S T de Castro, 'Stress intensity factor and load transfer analysis of a cracked riveted lap joint', *Materials & Design*, vol.28, (4), pp.1263-1270, 2007
- (24) M F J Koolloos, P M S T de Castro, R Esposito, G Cavallini, Fatigue testing of single-rivet lap joint specimens, Technical Report ADMIRE-TR-3.1-06-3.1/NLR CR-2003-281, 2003
- (25) L F M. Silva, J P M Gonçalves, F M F Oliveira, P M S T de Castro, "Multiple-site damage in riveted lap-joints: experimental simulation and finite element prediction", *International Journal of Fatigue*, vol.22, (4), pp.319-338, 2000

-
- (26) G Cavallini, R Lazzeri, Report on experimental fatigue crack growth in medium and complex components. ADMIRE project report: ADMIRE-TR-3.0-67-3.1/UP, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, [Università di Pisa](#), 2003
- (27) L Edwards, M E Fitzpatrick, P E Irving, I Sinclair, X Zhang, D Yapp, "An integrated approach to the determination and consequences of residual stress on the fatigue performance of welded aircraft structures", *Journal of ASTM International*, vol.3, No. 2, pp.1-17, February 2006
- (28) P M G P Moreira, S M O Tavares, P M S T de Castro, "Finite Element Analysis of a Stiffened Plate (DaToN Specimen)", DaToN-WD-WP3-1.1/IDMEC, April 13, 2006
- (29) P M G P Moreira, V Richter-Trummer, S M O Tavares, F M F de Oliveira, P M S T de Castro, "Characterization of fatigue crack growth rate of AA6056 T651 and T6. Application to DaToN panels life prediction", DaToN-WD5-WP2-WP3-1.0/IDMEC, 21st December 2007
- (30) C R Farrar, K Worden, "An introduction to Structural Health Monitoring", *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol.365, No. 1851 (February 15, 2007)
- (31) E M Castrodeza, M R W Schneider Abdala, F L Bastian, "Crack resistance curves of GLARE laminates by elastic compliance", *Engineering Fracture Mechanics*, vol.73, (16), 2006, pp.2292-2303
- (32) White Paper on the "Persistent and Critical Issues in the Nation's Aviation and Aeronautics Enterprise", Aerospace Division, ASME, Washington, DC, November 2003
- (33) "Decadal Survey of Civil Aeronautics: Foundation for the Future", National Research Council of the National Academies, The National Academies Press, Washington, D.C., 2006, ISBN 0-309-10158-1
- (34) P M S T de Castro, editor, Portugal special issue, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, vol.27, 2004

(Comunicação apresentada à Classe de Ciências
na sessão de 14 de Junho de 2007)