
Aeronavegabilidade Relacionados à Fadiga Estrutural em Aeronaves

Jessica Bello Naressi ^{1,3}, Fabiano Hernandez ²

1 Embraer S.A.

2 ANAC

3 jessicanaressi@gmail.com

RESUMO: Para obtenção de um Certificado de Tipo de uma aeronave categoria transporte civil o fabricante deve demonstrar cumprimento com algumas regras - requisitos de aeronavegabilidade. Dentre estes, o requisito associado à fadiga estrutural (atual §25.571), cujo objetivo principal sempre esteve relacionado com a prevenção de falhas catastróficas durante a vida operacional da aeronave. Ao longo dos anos, o conhecimento relacionado à fadiga evoluiu e paralelamente os requisitos também. Neste trabalho é apresentado como ocorreu a evolução deste requisito, de sua origem até texto atual, e a relação dos mesmos com os acidentes aeronáuticos relacionados ao tema.

Palavras Chave: Fadiga. Requisitos. Tolerância ao Dano.

Evolution of the Airworthiness Requirements Related to Structural Fatigue in Aircraft

ABSTRACT: There are some fatigue evaluation requirements that must be complied with before manufacturers can obtain a type-design certification for a civil transport category airplane. The primary objective of the fatigue requirements (current §25.571) has always been to prevent catastrophic failures due to fatigue during the operational life of the airplane. Over the years, the requirements have changed as the fatigue knowledge base has evolved. The study presents the evolution of the requirements, from the early times until today, and their correlation with some aeronautical accidents.

Key words: Fatigue. Requirements. Damage-tolerance.

Citação: Naressi, JB, Hernandez, F. (2017) Aeronavegabilidade Relacionados à Fadiga Estrutural em Aeronaves. *Revista Conexão Sipaer*, Vol. 8, No. 1, pp. 92-100.

BIOGRAFIA

Jessica Bello Naressi

Discente de Engenharia Mecânica da ETEP Faculdades. Graduada em Manutenção de Aeronaves da Faculdade de Tecnologia Professor Jessen Vidal – FATEC São José dos Campos. Atuou como estagiária no Grupo de Coordenação de Programas (PHT) da Agência Brasileira de Aviação Civil – ANAC. Atualmente é Mecânica Montadora das aeronaves comerciais da família E-Jets E2, na Embraer, em São José dos Campos.

Fabiano Hernandez

Possui graduação em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Itajubá (1996), mestrado (2003) e doutorado (2010) em Engenharia Aeronáutica e Mecânica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Atualmente é engenheiro da Gerência Geral de Certificação Aeronáutica da Agência Brasileira de Aviação Civil - ANAC no grupo de engenharia de estruturas, na área de fadiga e tolerância a dano. Na iniciativa privada trabalhou na Embraer no suporte técnico de estruturas, na Aerodinâmica, e na Qualidade, da Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A. Tem experiência na área de Engenharia Aeroespacial, com ênfase em Estruturas Aeroespaciais, Certificação, Aerodinâmica, Não Conformidade.

1 INTRODUÇÃO

Durante a vida operacional da aeronave, à medida que problemas vão aparecendo, os elementos de sistemas, motores e hélices podem ser substituídos por componentes novos ou revisados. Assim, as vidas destes componentes recomeçam. O mesmo não ocorre com a estrutura do avião. Tipicamente, os danos estruturais acidentais, trincas ou corrosões que ocorrem no decorrer da vida operacional são reparados, mantendo-se o componente original em atividade. Para que o reparo não traga problemas adicionais à estrutura, estes são analisados do ponto de vista de integridade estrutural e aprovados pela Autoridade de Certificação Aeronáutica do País onde opera a aeronave.

Neste trabalho, é focada a questão de fadiga estrutural, a qual normalmente terá como efeito uma trinca na estrutura da aeronave.

Embora uma aeronave possa resistir à aplicação de uma carga elevada oriunda de uma manobra abrupta ou de uma rajada ou mesmo de um pouso duro, isto não significa que possua resistência suficiente para suportar a aplicação repetitiva de cargas de valores bem menores, fenômeno este conhecido como fadiga dos materiais.

Todos os materiais, metálicos ou compostos, da estrutura de um avião estão sujeitos ao fenômeno da fadiga. Alguns com mais intensidade outros com menos. A fadiga ocorre na faixa elástica destes materiais em tensões que vão desde um limite onde elas são completamente inofensivas até valores próximos da tensão de escoamento. Nesta faixa (elástica) após a estrutura deformada, a mesma volta à sua configuração original não restando sinal algum de degradação na mesma. Entretanto se estas tensões ocorrerem seguidamente, após um determinado número de ocorrências, pode acontecer o início de uma falha do material que irá se propagar com uma velocidade que depende do material, do detalhe construtivo, do nível das tensões, etc.

Historicamente, a partir dos anos 30, houve um aumento do uso de revestimentos metálicos, bem como um aumento no tamanho das aeronaves, crescendo assim, a necessidade de se entender melhor este fenômeno. A regulação associada com fadiga evoluiu à medida que houve esta evolução tecnológica, bem como a partir de lições aprendidas com os acidentes aéreos.

É sabido que atualmente exista um aumento cada vez maior do uso de materiais compósitos na aviação (Smith, 2014). Tais materiais, embora tipicamente livres de trincas por fadiga, também são susceptíveis a outros danos por fadiga, e mesma regulação vale para estas aeronaves. A preocupação cada vez maior da comunidade da aviação com envelhecimento das aeronaves de estruturas metálicas é necessária para as aeronaves já voando e novas que estão por vir que devem ser projetadas a fim de evitar problemas relacionados a trincas bem como outros danos por fadiga (no caso de aeronaves que tem suas estruturas primárias de materiais compósitos).

Inicialmente, é feita uma definição dos termos mais usados neste trabalho, para facilitar a compreensão na leitura. Tais definições foram descritas por Eastin e Sippel (2002) com mais detalhes. Em seguida, é descrito cada período de avanço nos requisitos. Além disso, são apresentados, sucintamente, os eventos históricos que serviram de incentivo para as modificações ao regulamento, atual Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) 25 (ANAC, 2014) seção 25.571, cujo equivalente associado estadunidense é o 14 CFR (*Code of Federal Regulations*) Part 25 (Governo dos EUA, 2014) §25.571, e finalmente são apresentadas as conclusões do trabalho.

2 OBJETIVO

Apresentar de maneira clara e objetiva as fases da evolução dos requisitos relacionados à fadiga estrutural em aeronaves, bem como descrever as diversas abordagens para tratamento do assunto desde o pós-Segunda Guerra até os dias atuais. Ainda, relacionar como nasceram e evoluíram estas estratégias, e suas relações com os principais acidentes aéreos associados à fadiga estrutural em aeronaves.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

O trabalho foi desenvolvido utilizando o método de revisão bibliográfica de outros artigos que abordam o tema. Além de artigos, outros documentos também auxiliaram, tais como, *Advisory Circular* (AC), que é um documento de informações sobre vários assuntos, no nosso caso foi utilizada a AC 25-0571D (FAA, 2011), que traz os métodos aceitáveis para cumprimento com requisito §25.571 (do 14 CFR *Part 25*/RBAC 25).

4 DEFINIÇÕES

Nesta seção serão apresentadas algumas definições mínimas necessárias para do trabalho, as quais são uma tradução livre da AC 25-571-1D (FAA, 2011).

Dano por fadiga - é um dano progressivo, pois é oriundo de eventos cumulativos. Ou seja, se inicia com o surgimento de pequenas trincas que crescem sob a ação de cargas repetidas e podem resultar na fratura do elemento estrutural. Ocorrem em locais específicos ou de modo generalizado, em toda a fuselagem. Falha de projeto ou de manufatura, material com defeito, erros na montagem e manutenção inadequada, são os principais causadores de uma falha. Uma estrutura sujeita à fadiga possui sua resistência reduzida e conseqüentemente estará abaixo dos níveis de segurança, o que geralmente resultam em falhas catastróficas.

Safe-life (Vida Limite) - O número de eventos, tais como, ciclos de voo, aterrissagens, ou horas de voo, nos quais a resistência estrutural tem uma baixa probabilidade de se degradar abaixo do seu limite pré-definido no projeto, devido a trincas por fadiga.

Fail-safe (Resistência a Falha) - É o atributo à estrutura que permite que ela mantenha sua resistência residual necessária por um período de uso, sem reparos, após a falha de um elemento principal da estrutura.

Damage Tolerance (Tolerância ao Dano) - A atribuição à estrutura que lhe permite conservar sua resistência residual necessária por um período de tempo após a estrutura ter sofrido um determinado dano (fadiga, corrosão ou danos discretos).

Widespread Fatigue Damage (WFD) (Dano Generalizado por Fadiga) - A presença simultânea de trincas em vários locais da estrutura, que são de tamanho e densidade suficiente para que a estrutura não cumpra com as exigências de resistência residual do § 25.571 (b).

Multiple Site Damage (MSD) – Uma fonte de dano generalizado por fadiga caracterizado pela presença simultânea de trincas por fadiga no mesmo elemento estrutural.

Multiple Element Damage (MED) - Uma fonte de dano generalizado por fadiga caracterizada pela presença simultânea de trincas por fadiga em elementos estruturais adjacentes semelhantes.

Limit of Validity (LOV) – é o limite de validade dos dados de engenharia que suportam o programa de manutenção estrutural - O período de tempo (em ciclos de voo, horas de voo, ou ambos), onde tenha sido demonstrado por ensaios, análises, e se disponível, experiência em serviço, que os danos generalizados por fadiga não ocorrerão na estrutura do avião. A demonstração mencionada na definição acima deve mostrar que, considerando os resultados das avaliações de WFD executadas e as ações de manutenção, ICA (Instruções de Aeronavegabilidade Continuada), relacionadas à MSD/MED, incluídas na ALS (Seção de Limitações de Aeronavegabilidade), um evento de WFD não ocorrerá antes do LOV.

5 EVOLUÇÃO DOS REQUISITOS

Existem três estratégias fundamentais de tratamento da fadiga estrutural que foram reconhecidas na regulamentação de aeronaves civis como abordagens aceitáveis para prevenir falhas catastróficas devido à fadiga. Elas são comumente referidas como: *Safe-Life*, *Fail-Safe*, e *Damage-Tolerance*. Além destes três conceitos históricos, as mudanças mais atuais no §25.571 estão relacionadas ao chamado WFD (*Widespread Fatigue Damage*), que é o dano generalizado por fadiga, e finalmente o LOV (*Limit of Validity*), que é o limite de validade dos dados de engenharia que suportam o programa de manutenção estrutural, número este que se espera não ocorrer um evento de WFD. Eastin e Sippel (2002) é uma boa referência sobre o entendimento de cada um destes conceitos, sendo a referência aqui utilizada. A figura 1 ilustra a evolução dos conceitos, e a seguir é apresentada uma breve descrição de cada conceito.

5.1 *Safe-Life*

Por meados da década de 40, a aviação civil era regulamentada através do requisito estadunidense CAR (*Civil Aviation Requirements* - Regulamentos de Aviação Civil), o qual teve sua primeira edição em 1937 e não fazia nenhuma referência à fadiga. Novas edições ocorreram e também não abordaram esse tema. A primeira preocupação com relação à fadiga surgiu em 1950, por meio do CAR “PART 4b – Aeronavegabilidade de Aviões da Categoria Transporte”, que declarava na edição de 20 de Julho de 1950:

“§ 4b.306 *Material strength properties and design values(d) The structure shall be designed in so far practicable to avoid points of stress concentration where variable stresses above the fatigue limit are likely to occur in normal service.*”;

e posteriormente, na edição de 31 de Dezembro de 1953:

“§ 4b.306 *Material strength properties and design values*

(d) The strength, detail design, and fabrication of the structure shall be such as to minimize the probability of disastrous fatigue failure.

NOTE: Points of stress concentration are one of the main sources of fatigue failure.”

Esse período ficou conhecido como *Safe-life* (Vida Limite) ou, como sugerido por Swift (1999) - *Safety By Retirement* (Segurança por Aposentadoria). Os requisitos acima refletem o pensamento da época, quando se acreditava que tendo uma estrutura capaz de suportar as cargas limites de voo, adicionado de um fator de segurança de 1,5 (fator esse até hoje válido nos requisitos de resistência estrutural), e minimizando pontos de concentração de tensão estar-se-ia livre de uma falha por fadiga.

A estrutura ou qualquer componente que viesse a diminuir a vida limite da aeronave deveria ser “aposentada”, ou seja, retirada de seu funcionamento antes de atingir os limites de fadiga preestabelecidos.

O Comet I, aeronave criada no período da era *Safe-Life*, foi uma aeronave muito avançada tecnologicamente quando comparada as aeronaves da época. Foi projetado para voar a 35 mil pés, o que necessitava de uma atenção elevada quanto à integridade estrutural de sua fuselagem pressurizada. A fuselagem era capaz de suportar 2,5 vezes a pressão diferencial máxima de operação, sem falhas, sendo que os Requisitos de Aeronavegabilidade Civil Britânicos (BCAR) propunham um fator de 2.

Além disso, vários testes foram feitos em um corpo de prova de fuselagem, o que aumentou ainda mais a confiança na estrutura do avião e acreditavam que a fadiga não seria um problema, ainda mais que os requisitos relacionados à fadiga da época declaravam que uma aeronave cuja fuselagem que suportasse duas vezes a pressão interna sem o surgimento de falhas estaria relativamente imune à fadiga.

Porém, em 1954, trincas por fadiga começaram a se propagar na área dos cantos das janelas, local difícil de detectar visualmente. E então duas falhas catastróficas aconteceram (Wanhill. 2002), o primeiro acidente ocorreu em 10 de Janeiro de 1954 e o outro em 8 de Abril de 1954. Longas investigações foram realizadas e concluíram que a causa das rupturas, foi à concentração de tensões na área do canto das janelas. As investigações também mostraram que trincas poderiam surgir muito antes do esperado, devido à falta de análises de fadiga, contudo, observaram que a estratégia do *Safe-Life* não era totalmente

segura, porque apenas previa um tempo de vida limite da estrutura, sem a análise de falhas. Nasce então, em meados de 1956, o conceito *Fail-Safe*, o qual declarava a necessidade de além de prever um tempo de vida seguro e sem falhas, realizar testes e análises na estrutura.

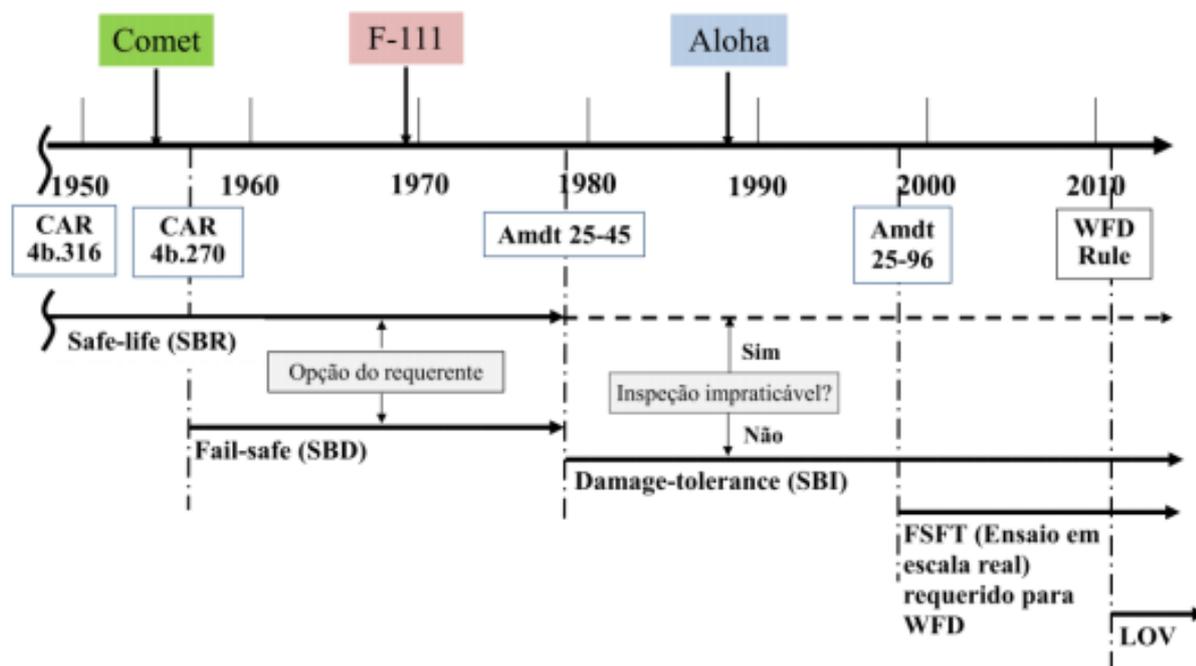


Figura 1 - Evolução dos requisitos de aeronavegabilidade associados à fadiga de aeronaves categoria transporte.

5.2 *Fail-Safe*

A estratégia defendida pela era *Fail-Safe* visa à detecção de falhas óbvias em tempos predeterminados e/ou inspeções em serviço e elimina a vida limite da estrutura, para que com isso se alcance um projeto confiável e seguro durante toda sua vida operacional. Por isso essa era também é intitulada como *Safety-by-Design* - Segurança Por Projeto. Essa era surgiu com a evolução do CAR, onde foi incluído o 4b.270, que tratava do tema de avaliação de fadiga através de duas alternativas, conforme mostra o texto abaixo:

4b.270 General. The strength, detail design, and fabrication of those portions of the airplane's flight structure in which fatigue may be critical shall be evaluated in accordance with the provisions of either paragraph (a) or (b) of this section.

(a) Fatigue strength. The structure shall be shown by analysis and/or tests to be capable of withstanding the repeated loads of variable magnitude expected in service. The provisions of subparagraphs (1) through (3) of this paragraph shall apply.

(b) Fail safe strength. It shall be shown by analysis and/or tests that catastrophic failure or excessive structural deformation, which could adversely affect the flight characteristics of the airplane, are not probable after fatigue failure or obvious partial failure of a single principal structural element. After such failure, the remaining structure shall be capable of withstanding static loads corresponding with the flight loading condition specified in subparagraphs (1) and (2) of this paragraph. These loads shall be multiplied by a factor of 1.15 unless the dynamic effects of failure under static loads are otherwise taken into consideration. In the case of a pressure cabin, the normal operating pressures combined with the expected external aerodynamic pressures shall be applied simultaneously with the flight loading conditions specified in this paragraph.

Em ambas as alternativas eram necessárias demonstrações de cumprimento com a regra por análises ou testes. Desse modo, seria o *Fail-Safe* a estratégia mais segura e mais fácil de ser implementada, por isso foi a mais utilizada nos anos 60 e 70. Porém, no final dos anos 60, essa estratégia começou a ser repensada, e o que influenciou essa tomada de decisão foi o acidente causado por fadiga estrutural, na aeronave F-111 (Wanhill, 2002). Este avião, criado para atender a Força Aérea dos Estados Unidos, tinha uma geometria inovadora e os principais componentes da estrutura eram aços de alta resistência, sendo assim, era considerada uma aeronave resistente e segura. Entretanto, em Dezembro de 1969, com apenas 107 horas de voo, um F-111 perdeu a semiasa esquerda em um voo de treinamento de baixo nível, onde carregava menos da metade do fator de carga limite permitido no projeto.

Após investigações, encontraram uma falha na estrutura inferior da semiasa esquerda. Essa falha tinha se desenvolvido durante a fabricação e apesar de não ser tão pequena, não foi detectada, pois se localizava em local de difícil acesso, ou seja, não era uma falha óbvia.

Surge assim uma grande preocupação com o conceito do Safety-by-design e na conclusão de muitas pesquisas realizadas na época, abordadas por Maxwell (1973) e por O'Brien *et.al.* (1973), outras diretrizes foram tomadas a fim de garantir a integridade estrutural das aeronaves, principalmente as preocupações com relação o conceito *Fail-Safe* predizer que o dano deve ser óbvio. Apareceu então, a preocupação em inspecionar a estrutura da aeronave - essa nova abordagem ficou conhecida como *Damage-Tolerance*. Na aviação militar, a força aérea estadunidense emitiu a norma militar MIL-83444 (1974), que incorporava a filosofia *damage tolerance*.

5.3 Damage Tolerance

Uma nova era se iniciou, por meados de 1970. O CAR, agora chamado de CFR (*Code of Federal Regulations*), foi reavaliado, levando em consideração as experiências negativas com os aviões certificados na era *Fail-Safe*. E na emenda 25-45 do 14 CFR *Part 25*, nasce o conceito de *Damage Tolerance* (Tolerância ao Dano) para aeronaves civis, que exigia ao requerente avaliar toda a estrutura nas áreas possíveis de se propagarem falhas por fadiga e com base nos resultados dessas avaliações, fazer inspeções destinadas a impedir qualquer falha catastrófica durante a vida operacional da aeronave.

Nessa era a estratégia de segurança por aposentadoria ainda estava em vigor, pois ainda era preestabelecido um limite operacional de alguns componentes. Porém, a era *Damage Tolerance* defendia a estratégia de *Safety By Inspection* (Segurança por Inspeção), pois sua estratégia principal era obter uma aeronave segura através da obrigatoriedade de inspeções. Além disso, essa abordagem se difere do *Fail-Safe* em outros aspectos, entre eles, dizia que deveria ser considerado o surgimento de falhas iniciais na estrutura.

Embora a abordagem do *Damage Tolerance* tenha sido eficaz para garantir a segurança estrutural de uma aeronave por um longo tempo, não foi a última palavra sobre a concepção para a integridade estrutural.

Nessa mesma era, em 28 de Abril de 1988, um Boeing 737-200 operado pela Aloha Airlines, sofreu uma descompressão na cabine de passageiros (Wanhill, 2002), o que causou uma desintegração de parte do topo da fuselagem, em pleno voo, devido a presença de trincas em vários pontos de uma junta de revestimento – onde falhas no adesivo estrutural acarretou o aumento de tensões de cisalhamento nos rebites. Esse dano por fadiga, onde se formam trincas em vários locais de um mesmo elemento estrutural é conhecido pelo termo *Multiple Site Damage* (MSD). Este evento, e ações relacionadas, dá o início a era subsequente a *Damage Tolerance*.

5.4 WFD

Essa era começou em 1998, com a alteração no CFR 14 – Part. 25, o qual incluiu a emenda 25-96. Essa alteração foi feita pela autoridade de aviação civil estadunidense (FAA), como efeito de ações que se seguiram após o acidente do Aloha.

Uma mudança importante, no requisito, mas não substancial foi feito com a substituição da frase:

“Damage at multiple sites due to prior fatigue exposure must be included where the design is such that this type of damage can be expected to occur.”;

por esta:

“Special consideration for widespread fatigue damage must be included when the design is such that this type of damage could occur.”

Em ambos os casos, o requerente deve considerar a possibilidade de trincas simultâneas por fadiga em vários locais. Porém, essa ideia só foi explicitamente incluída na emenda 25-96 do 14 CFR Part 25, e nomeada como *Widespread Fatigue Damage* (WFD), que significa, danos generalizados por fadiga.

Existem dois tipos de WFD, o *Multiple Site Damage* (MSD) – que causou o acidente do Aloha Airlines Boeing 737 – onde trincas por fadiga ocorrem em vários locais em um mesmo elemento estrutural; e o *Multiple Element Damage* (MED), que é caracterizado pela presença simultânea de trincas de fadiga nos elementos estruturais adjacentes, de acordo com as definições da AC 120-104 (FAA, 2011).

Os estudos a fim de se evitar o WFD, devem ser feitos de maneira minuciosa, pois os resultados dessa abordagem são falhas súbitas e catastróficas.

Prevenir o WFD requer a identificação das áreas sujeitas a esse dano, com base em ensaios e experiência em serviço; posterior avaliação dos resultados dos testes em escala real, análises, avaliação das possibilidades de inspeção; e ações obrigatórias de manutenção (reparação e substituição). No entanto, vale ressaltar que durante essa era, volta-se a dar atenção à estratégia do *Safety By Retirement*. O *Safety-By-Inspection* ainda continua a estratégia de maior destaque no gerenciamento de fadiga na estrutura, porém a questão da vida limite de alguns componentes ainda está em vigor. Entretanto, em casos onde a inspeção é algo impraticável, utilizam a estratégia *Safe-Life* (segurança por aposentadoria) - por exemplo, na estrutura do trem de pouso.

5.5 LOV

Estudos mais avançados, concluíram que somente o prescrito na regra do WFD não era o mais adequado, pois a exigência de se estabelecer uma vida limite à estrutura e seus componentes tinha uma relevante importância. E então, por meados de 2011, surgiu o termo *Limity of Validity* (LOV), usado até os dias hoje. O LOV engloba conhecimentos do *Damage Tolerance* e WFD,

pois requer ensaios, análises de áreas sensíveis a propagação de trincas, experiências em serviço, entre outros estudos, para que com isso se estabeleça uma vida limite da estrutura, onde seja demonstrado que o WFD não ocorrerá. Na definição correta do termo é o limite de validade dos dados de engenharia que suportam o programa de manutenção estrutural. Depois que se estabeleceu um LOV, este pode ser estendido com base em ensaios e análises adicionais.

O surgimento desse termo nos leva a retroceder ao conceito elementar do *Safety By Retirement* na era do *Safe-Life*, nos dando a ideia de um ciclo nos requisitos relacionados à fadiga.

6 EVENTOS HISTÓRICOS

Os principais acidentes aeronáuticos relacionados a fadiga de aeronaves são os do Comet, do F-111, e do Aloha. Os três são aqui brevemente descritos. Wanhill (2002) traz uma descrição completa destes eventos, sendo uma das referências utilizada para este capítulo.

6.1 Comet

O DeHavilland Comet entrou em operação em 1952, foi o primeiro jato comercial de transporte. Possuía um diferencial de pressão da cabine e um desempenho muito superior aos aviões de transporte da época.

Após dois anos em operação, dois desses jatos se desintegraram enquanto subiam para o nível de cruzeiro, o Comet G-ALYP, em 10 de Janeiro de 1954 e o Comet G-ALYY em 8 de Abril de 1954. Extensas investigações seguiram e foram feitos vários testes. Foi realizado um teste de fadiga, em escala real, uma fuselagem foi submersa em um grande tanque, onde a água era bombeada para dentro do avião, simulando assim, vários ciclos de pressurização da cabine.

Na fuselagem do Comet, existiam várias discontinuidades geométricas, por exemplo, janelas de formatos retangulares e escotilhas de fuga. Medidores de tensões foram instalados próximos às áreas dos cantos das janelas e escotilhas, a fim de aprofundarem estudos sobre a propagação de trincas nessas áreas.

Esses testes revelaram que as trincas nasciam nos furos escareados das cravações próximos às janelas e escotilhas. As medições dos extensômetros indicaram que as tensões nesses locais atingiram seus valores de pico na borda e que perto da linha externa do rebite a tensão era cerca da metade daquela observada na borda. A presença de furos afiados resultou em um campo de tensão elevado que pode ter aumentado ainda mais a tensão localmente.

Após esse evento catastrófico, os aviões passaram a adotar janelas com cantos arredondados, para assim reduzir a concentração de tensão.

A figura 2 mostra a origem da falha nos Comet.

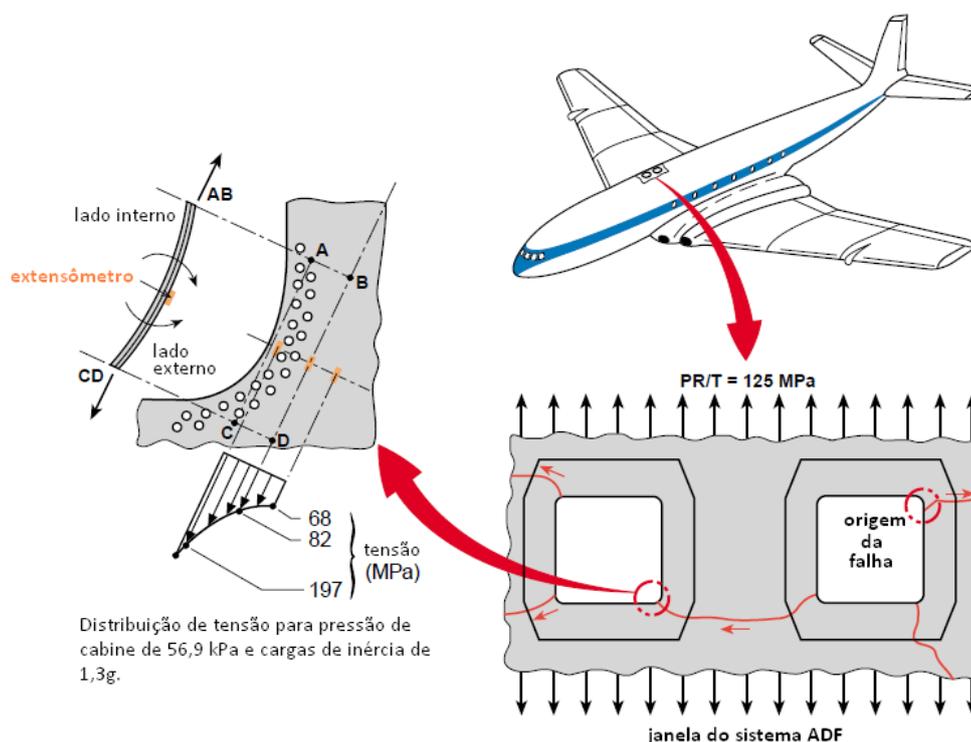


Figura 2 - Origem da falha da aeronave Comet G-ALYP (Wanhill, 2002).

6.2 **F-111**

Em 1964, a General Dynamics Corporation começou a produzir a aeronave F-111, que seria adquirida pela Força Aérea dos Estados Unidos e outras. Essa aeronave possuía uma geometria diferenciada, asas móveis e seus principais componentes estruturais eram de aço de alta resistência, o que aumentava ainda mais a confiança na força desse avião (Buntin, 1977).

Em Dezembro de 1969, com um pouco mais de um ano em operação, uma aeronave da frota perdeu parte de sua asa esquerda durante um voo de baixo nível, enquanto a aeronave carregava menos da metade da carga limite imposta no projeto e com apenas 107 horas de voo.

Investigações mostraram que durante a fabricação e montagem da estrutura, uma falha tinha se desenvolvido e não foi detectada, apesar do tamanho considerável: 23,4 mm X 5,9 mm.

Apesar deste acidente ter sido considerado um caso raro, também foram encontrados outros problemas de fadiga durante as pesquisas, que serviram como impulso para outros estudos e alterações nos requisitos que asseguram a integridade estrutural de aeronaves.

A figura 3 ilustra a origem da falha da aeronave F-111.

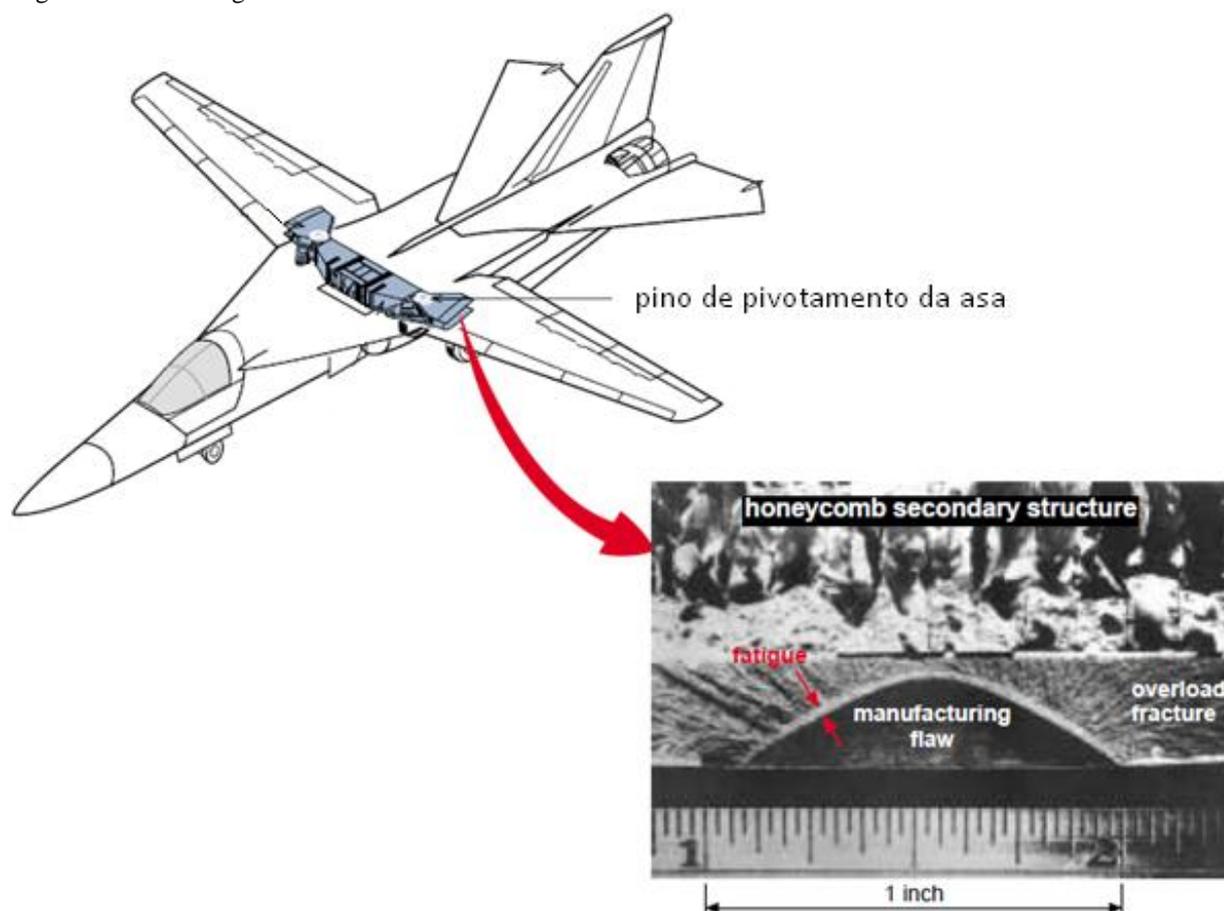


Figura 3 - Origem da falha da aeronave F- 111 #94: uma falha de manufatura na placa inferior de aço de alta resistência da ferragem esquerda do pivotamento da asa (Wanhill, 2002).

6.3 **Aloha**

Em 28 de Abril de 1988, um Boeing 737-297 fazia o voo 243 da companhia Aloha Airlines, nas ilhas havaianas. Era o nono voo daquele dia, descrito minuciosamente no relatório oficial produzido pelo National Transportation Safety Board - NTSB, 1989, foi um voo de 35 minutos, partindo do aeroporto de Hilo em direção a Honolulu, e enquanto subia até a altitude de cruzeiro sofre uma súbita descompressão na cabine de passageiros e perdeu 35 metros quadrados da sua fuselagem.

Os pilotos conseguiram pousar com segurança no Aeroporto de Kahului e salvar todos os noventa passageiros, que estavam presos em seus cintos de segurança, e quatro tripulantes, exceto uma aeromoça que foi sugada para fora.

Esse Boeing fazia muitos voos curtos pelas ilhas e já tinha acumulado 89.680 ciclos de voo (descolagens e aterrissagens) no momento do acidente, sendo que os Boeings da época tinham sido projetados para uma vida operacional de 75.000 ciclos. A fuselagem do Boeing 737-297 era dividida em quatro seções, construídas de cavernas circunferenciais e longarinas longitudinais e eram cobertas por painéis de alumínio rebitados a estrutura. Esses painéis eram sobrepostos e unidos longitudinalmente por uma emenda de três polegadas, feita com resina epóxi e cravada com três fileiras de rebites escareados. Intensas investigações foram feitas e de acordo com os resultados publicados no NTSB concluíram que devido ao ambiente corrosivo a resina epóxi se

descolou, deste modo os rebites ficaram sobrecarregados e trincas surgiram nos furos. Esses furos escareados geravam uma concentração de tensões, deixando o local mais susceptível à fadiga. As trincas que se originaram nos furos cresceram rapidamente e resultaram na grande falha catastrófica.

A figura 4 ilustra os aspectos estruturais associados à falha no Aloha.

Este acidente é provavelmente o caso mais estudado quando o assunto é fadiga de aeronaves, tendo diversos artigos a respeito na literatura (John Downer, 2010), e abriu os olhos da comunidade da aviação (fabricantes de aeronaves e autoridades de aviação civil) para o envelhecimento de aeronaves – Goranson (1993), ATSB - Australian Transport Safety Bureau (2007), Mar (1991).

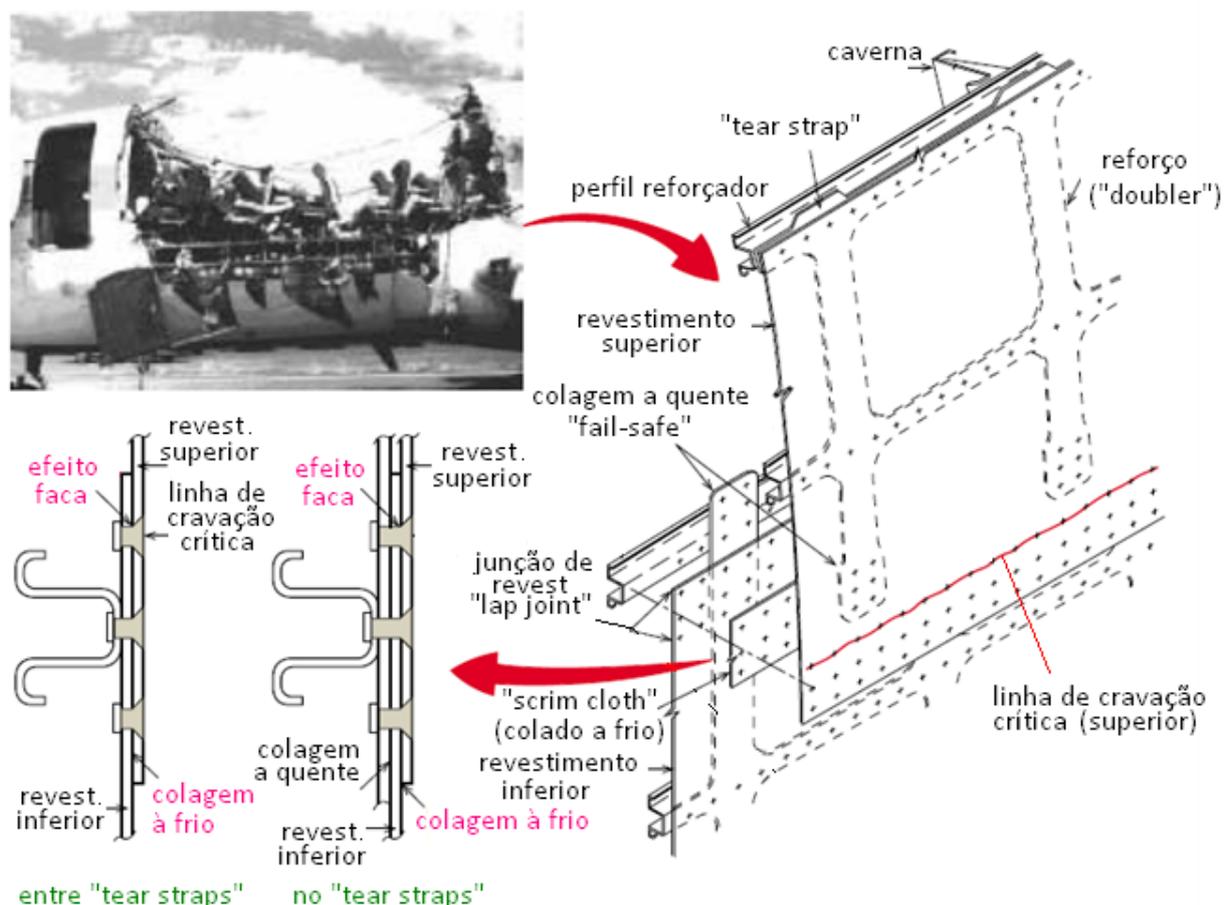


Figura 4 - Aspectos estruturais do acidente do Boeing 737 Aloha: MSD ocorreu na linha de cravação crítica, a partir do efeito faca em rebites desta linha de cravação (Wanhill, 2002).

7 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Considerando a estratégia principal de cada fase da evolução, vimos que a primeira ideia imposta no *Safe-Life* esteve presente em todos os outros períodos subsequentes, porém de modo mais sutil. Entretanto, essa estratégia de predeterminar um limite de vida operacional aos componentes e à estrutura foi se aprimorando em cada fase, e voltou a ganhar forças com a atual era LOV. Como resultados desse trabalho, podemos entender que as principais alterações a partir do CAR 4, foram a adição de alguns aspectos relevantes, tais como: análises de falhas (falhas óbvias); avaliação da estrutura (inspeção) em áreas mais susceptíveis à fadiga; consideração de possíveis falhas e falhas simultâneas na estrutura; entre outros.

8 CONCLUSÃO

Explorando os estudos feitos para este trabalho, pode-se concluir que houve um amadurecimento significativo nos requisitos que abordam o tema de fadiga e que até hoje é um assunto de suma importância para a segurança aeronáutica.

REFERÊNCIAS

- BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). **Regulamento Brasileiro de Aviação Civil – RBAC 25**: Requisitos de aeronavegabilidade: aviões categoria transporte. Brasília. 2014. 300 p.
- ESTADOS UNIDOS. Federal Aviation Administration (FAA). **Advisory Circular AC 25.571-1D**: Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure. Washington. 2011. 41 p.

- ESTADOS UNIDOS. Federal Aviation Administration (FAA). **Advisory Circular AC 120-104**: Establishing and Implementing Limit of Validity to Prevent Widespread Fatigue Damage. Washington, EUA. 2011. 82 p.
- AUSTRÁLIA. Australian Transport Safety Bureau (ATSB). **Aviation Research and Analysis Report - B20050205**: How Old is Too Old? The impact of ageing aircraft on aviation safety. [S.l.: s.n.], 2007. 78 p.
- BUNTIN, W. D. Application of fracture mechanics to the F-111 airplane. In: AGARD CONFERENCE ON FRACTURE MECHANICS DESIGN METHODOLOGY, **Proceedings...** França. 1977. p. 3-1 – 3-12.
- EASTIN, R.G. A Critical Review of Strategies Used to Deal with Metal Fatigue. In: 22nd SYMPOSIUM OF THE INTERNATIONAL COMMITTEE ON AERONAUTICAL FATIGUE. **Proceedings...** Lucerne, Suíça, p. 163-187. 2003.
- SMITH F. The use of composites in aerospace: past, present and future challenges. ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. [S.l.: s.n.], Disponível em: <[http://aerosociety.com/Assets/Docs/Events/693/Presentations/\(7\)DrFayeSmith.pdf](http://aerosociety.com/Assets/Docs/Events/693/Presentations/(7)DrFayeSmith.pdf)>. Acesso em: 05 jan. 2014.
- ESTADOS UNIDOS. **Code of Federal Regulations, Title 14 - Aeronautics and Space, Part 25** - Airworthiness standards: transport category airplanes. Washington. 2014.
- MAR, J. W. Structural integrity of aging airplanes: a perspective. In: ATLURI, S. N.; SAMPATH S. G.; TONG P. **Structural Integrity of Aging Airplanes**. Berlim, Alemanha: Springer-Verlag, 1991. p. 241-262
- DOWNER J. **Anatomy of a Disaster**: Why Some Accidents Are Unavoidable. 2010. 31 p. Discussion Paper - Centre for Analysis of Risk and Regulation, London School of Economics and Political Science, Londres, Reino Unido. 2010.
- MAXWELL, R.D.J. Fail-Safe Philosophy: An Introduction to the Symposium. In: 7th ICAF SYMPOSIUM. **Proceedings...** Londres, Reino Unido. 1973.
- ESTADOS UNIDOS. **Military Specification MIL-A-83444 (USAF)**: Airplane Damage Tolerance Requirements. 1974
- ESTADOS UNIDOS. National Transportation Safety Board (NTSB). **Aircraft Accident Report**: Aloha Airlines Flight 243, Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988. NTSB, Washington, DC, 1989. 295 p.
- O'BRIEN, K. et al. The Impact of Long Service the Fatigue of Transport Aircraft: Airworthiness Aspects. In: ICAF SYMPOSIUM, 7., 1973, Londres. **Proceedings...** Londres: Rae, 1973.
- WANHILL, R. J. H.. Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity. In: ELSEVIER SCIENCE (Holanda). **Comprehensive Structural Integrity**. Amsterdã: Elsevier Science, 2002. p. 61-72.
- EASTIN R. G.; SIPPEL W. **The "WFD Rule" – Have We Come Full Circle?**. Baltimore. 2002.
- S. SWIFT; GNATS AND CAMELS. Proceedings for the 1999 (Seattle) ICAF, Vol. 2, p. 685. U G Goranson. **Damage tolerance - facts and fiction**, 14th Plantema Memorial Lecture, Durability and Structural Integrity of Airframes (ed. A F Blom), Vol. I, pp. 33-105, Engineering Materials Advisory Services Ltd., Warley, Reino Unido. 1993.