



Universidade Federal de Uberlândia
Faculdade de Engenharia Mecânica



LUÍS HENRIQUE OLÍMPIO JÚNIOR

**ESTRUTURAÇÃO E MAPEAMENTO DOS PROCESSOS NECESSÁRIOS PARA A
CERTIFICAÇÃO DO ENSAIO DE FADIGA DE UMA AERONAVE COMERCIAL**

UBERLÂNDIA, MG

2022

LUÍS HENRIQUE OLÍMPIO JÚNIOR

**ESTRUTURAÇÃO E MAPEAMENTO DOS PROCESSOS NECESSÁRIOS PARA A
CERTIFICAÇÃO DO ENSAIO DE FADIGA DE UMA AERONAVE COMERCIAL**

Trabalho de Conclusão de Curso desenvolvido na graduação de Bacharelado em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia Mecânica - FEMEC da Universidade Federal de Uberlândia, como sendo um requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientadora: Prof.^a Dr.^a Ana Marta de Souza

UBERLÂNDIA, MG

2022

AGRADECIMENTOS

A Deus, primeiramente, pela oportunidade da vida e por ter me concedido saúde e força para enfrentar as dificuldades.

Aos meus pais, Solange Aparecida do Nascimento Olimpio e Luís Henrique Olimpio, por todo o amor, carinho, apoio e acolhimento. Pela educação que me proporcionaram, pelos conselhos e sugestões. A minha vida e as minhas competências devo a vocês.

Aos meus amigos e familiares, por me ajudarem, apoiarem e me estimularem para a realização desse trabalho, além do incentivo e apoio incondicional, especialmente da minha irmã, Lara do Nascimento do Olimpio e dos meus amigos, Bruno Souza Vasconcelos e Nathália Muniz. Sem o companheirismo e a amizade de vocês eu não teria concluído esta etapa.

A minha orientadora professora Ana Marta de Souza pelo apoio, confiança e paciente orientação na realização deste trabalho.

A todo o corpo docente e técnico do curso de Engenharia Mecânica, que foram essenciais na minha vida acadêmica, me proporcionando experiências e conhecimentos preciosos.

À esta universidade, sua direção e administração, por me proporcionar um ambiente criativo, inovador e agradável para os estudos, pleno de experiências e novas amizades.

A todos aqueles que, de alguma forma, estiveram comigo nesta gratificante jornada acadêmica, tanto presencialmente em Uberlândia quanto no modelo de ensino online, agradeço pelo estímulo e pela parceria no desenvolvimento desta etapa valorosa em minha vida.

RESUMO

O ensaio de fadiga em escala real de uma aeronave é um dos requisitos para a certificação de que a estrutura é capaz de suportar as repetidas cargas de magnitude variável esperadas em serviço, como também visa identificar os possíveis danos e falhas das mais diversas fontes. A estruturação da campanha de certificação de um ensaio estrutural é uma das principais atribuições do engenheiro responsável pelo ensaio de certificação, visto que o mesmo atua criando estratégias de planejamento da campanha e garantindo as interfaces e sinergias entre as equipes envolvidas, bem como organizando as informações, os projetos e os avanços, de modo a progredir constantemente e executar a campanha no menor tempo possível. Este trabalho realiza um estudo para identificar as principais etapas da campanha de certificação do teste de fadiga de uma aeronave comercial, tal como a estruturação e o mapeamento dos processos necessários para a execução da mesma, garantindo o cumprimento com os requisitos aplicáveis. O estudo é baseado nos regulamentos de aviação civil e nas cartilhas de certificação elaboradas pelas autoridades aeronáuticas, levando em consideração também todas as lições aprendidas ao longo da história. A partir das pesquisas realizadas, entende-se cada um dos processos necessários para a realização de um teste com tamanha magnitude e complexidade. Ademais, com a elaboração do presente projeto, descreveu-se e organizou-se, em uma ordem aplicável, os processos necessários para a realização de um ensaio de fadiga de uma aeronave comercial, caracterizando-se as etapas, desde o planejamento até a execução dos processos necessários à certificação da estrutura. Com isso, avista-se a importância desse ensaio para o desenvolvimento, a certificação e a operação da aeronave, bem como a importância do presente trabalho para o esclarecimento do processo de certificação necessário.

Palavras-chave: fadiga, aeronavegabilidade, certificação.

ABSTRACT

The full scale fatigue test of an aircraft is one of the requirements for certifying that the structure is capable of withstanding the repeated loads of varying magnitude expected in service, as well as identifying possible damage and failures from the most diverse sources. The structuring of the certification campaign of a structural test is one of the main tasks of the engineer responsible for the certification test, since he works by creating campaign planning strategies and ensuring the interfaces and synergies between the teams involved, as well as organizing the information, projects and advances, in order to constantly progress and execute the campaign in the shortest possible time. This work carries out a study to identify the main stages of the fatigue test certification campaign of a commercial aircraft, such as the structuring and mapping of the processes necessary for its execution, ensuring compliance with the applicable requirements. The study is based on civil aviation regulations and certification booklets prepared by aeronautical authorities, also taking into account all lessons learned throughout history. Based on the research carried out, each of the processes necessary to carry out a test with such magnitude and complexity is understood. In addition, with the elaboration of this project, the necessary processes to carry out a fatigue test of a commercial aircraft were described and organized, in an applicable order, characterizing the steps, from planning to execution of the processes necessary for the certification of the structure. With this, one can see the importance of this test for the development, certification and operation of the aircraft, as well as the importance of the present work for the clarification of the necessary certification process.

Keywords: fatigue, airworthiness, certification.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Navio tanque (<i>Liberty-ship</i>) que fraturou de maneira frágil.	27
Figura 2 - Falha por fadiga de um parafuso de porca em razão de flexão unidirecional repetida.	29
Figura 3 - Superfície de fratura por fadiga de uma barra conectora forjada de aço AISI 8640.....	30
Figura 4 - BOAC, De Havilland Comet Mark 1 - G-ALYP.....	35
Figura 5 - USAF General Dynamics F-111C com asas estendidas e recuadas.....	37
Figura 6 - Aloha Airlines Boeing 737-200.....	39
Figura 7 - Reconstrução da estrutura do Comet G-ALYP a partir dos destroços encontrados durante a investigação.....	42
Figura 8 - Construção do tanque de água ao redor da fuselagem do Comet G-ALYU para os testes de ciclo pressurização/despressurização.	42
Figura 9 - Fuselagem do Comet G-ALYU imersa no tanque de água para os testes de ciclo pressurização/despressurização.....	43
Figura 10 - Origem da falha estrutural da aeronave a partir da quina da escotilha da antena de ADF no Comet G-ALYP.....	44
Figura 11 - Origem da falha estrutural da aeronave a partir da quina da janela no Comet G-ALYP.....	44
Figura 12 - Furos escareados das cravações próximos às janelas e escotilhas dos Comet I.....	45
Figura 13 - Janela de emergência do Comet, na qual é possível observar o colapso na estrutura da aeronave ensaiada.....	45
Figura 14 - Origem da falha da aeronave F- 111.	47
Figura 15 - Boeing 737 da <i>Aloha Airlines</i> logo após o acidente.	48
Figura 16 - Evacuação da aeronave após o pouso bem sucedido.....	48
Figura 17 - Aspectos de falhas estruturais associados ao acidente do Boeing 737 <i>Aloha</i>	49
Figura 18 - Evolução dos requisitos de aeronavegabilidade associados à fadiga de aeronaves categoria transporte.....	51
Figura 19 - Ensaio de fadiga <i>full scale</i> da fuselagem completa do Bombardier C-Series/A220-100.....	53

Figura 20 - Ensaio de fadiga <i>full scale</i> das semiasas e fuselagem central do Airbus A350-XWB.....	55
Figura 21 - Dispositivos flexionando a semiasa esquerda no ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Airbus A350-XWB.	55
Figura 22 - Ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Airbus A380-800.....	56
Figura 23 - Ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Airbus A380-800.....	56
Figura 24 - Posicionamento da fuselagem do Boeing 787 Dreamliner para o ensaio de fadiga <i>full scale</i>	57
Figura 25 - Ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Boeing 787 Dreamliner.....	57
Figura 26 - Montagem dos dispositivos de aplicação de carga no corpo de prova do ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Boeing 787 Dreamliner.....	58
Figura 27 - Montagem dos dispositivos de aplicação de carga na empenagem vertical do ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Boeing 787 Dreamliner.	58
Figura 28 - Sapatas e árvores de carregamento sobre a semiasa do ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Boeing 787 Dreamliner.	59
Figura 29 - Montagem das sapatas e árvores de carregamento sobre a semiasa do ensaio de fadiga <i>full scale</i> do Boeing 787 Dreamliner.....	59
Figura 30 - Mapa do Processo de Planejamento Inicial da Certificação.	63
Figura 31 - Mapa do Processo de Planejamento de Ensaio.	65
Figura 32 - Mapa do Processo de Projeto de Dispositivos.....	66
Figura 33 - Mapa do Processo de Fabricação de Dispositivos.....	67
Figura 34 - Mapa do Processo de Montagem de Ensaio.	68
Figura 35 - Mapa do Processo de Instrumentação de Ensaio.....	70
Figura 36 - Mapa do Processo de Inspeção de Ensaio.....	71
Figura 37 - Mapa do Processo de Execução de Ensaio.....	73

LISTA DE SIGLAS

AC - Advisory Circular

ADF - Automatic Direction Finder

AIT - Autorização de Inspeção de Tipo

ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil

BOAC - British Overseas Airways Corporation

CAR - Civil Aviation Requirements

CAvC - Divisão de Certificação de Aviação Civil

CAVE - Certificado de Autorização de Voo Experimental

CFR - Code of Federal Regulations

CT - Certificado de Tipo

EASA - European Union Aviation Safety Agency

EUA - Estados Unidos da América

FAA - Federal Aviation Administration

FAR - Federal Aviation Regulations

FC - Flight Cycles

ICAO - International Civil Aviation Organization

IFI - Instituto de Fomento e Coordenação Industrial

NTSB - National Transportation Safety Board

PCF - Pessoa Física Credenciada em Fabricação

PCP - Pessoa Física Credenciada em Projeto

PCR - Plano de Certificação do Requerente

RBAC - Regulamento Brasileiro da Aviação Civil

RIT - Relatório de Inspeção de Tipo

USAF - United States Air Force

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	11
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	13
2.1 A CERTIFICAÇÃO AERONÁUTICA.....	13
2.2 RBAC 21 CERTIFICAÇÃO DE PRODUTOS E ARTIGOS AERONÁUTICOS .	15
2.2.1 PLANO DE CERTIFICAÇÃO DO REQUERENTE (PCR)	15
2.2.2 PROJETO DE TIPO	17
2.2.3 INSPEÇÕES E ENSAIOS	17
2.2.4 ENSAIOS EM VOO	18
2.2.5 ENSAIOS OFICIAIS DE CERTIFICAÇÃO	18
2.2.6 PROPOSTAS DE ENSAIOS	19
2.2.7 TESTEMUNHOS DE ENSAIOS	20
2.2.8 INSPEÇÕES DE CONFORMIDADE	20
2.2.9 INSPEÇÕES DE ENGENHARIA.....	21
2.2.10 EMISSÃO DA AUTORIZAÇÃO DE INSPEÇÃO DE TIPO	21
2.2.11 EMISSÃO DO CERTIFICADO DE TIPO E ESPECIFICAÇÃO DE TIPO.....	23
2.3 RBAC 25 – REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE: AVIÕES CATEGORIA TRANSPORTE	23
2.3.1 SUBPARTE C – ESTRUTURA.....	23
2.3.1.1 Cargas.....	23
2.3.1.2 Fator de Segurança.....	24
2.3.1.3 Forças e Deformações.....	24
2.3.1.4 Prova de Estrutura.....	24
2.3.1.5 Avaliação de Fadiga.....	25
2.3.1.6 Avaliação de Tolerância ao Dano.....	26
2.4 FADIGA	26
2.4.1 FALHA POR FADIGA.....	27
2.4.2 O MECANISMO DE FADIGA	28
2.5 FADIGA ESTRUTURAL EM AERONAVES	30
2.5.1 DEFINIÇÕES	32
2.5.2 EVOLUÇÃO DOS REQUISITOS.....	33
2.5.2.1 <i>Safe-Life</i>	33
2.5.2.2 <i>Fail-Safe</i>	36
2.5.2.3 <i>Damage-Tolerance</i>	38
2.5.2.4 <i>Widespread Fatigue Damage</i>	39
2.5.2.5 <i>Limity of Validity</i>	40

2.5.3 EVENTOS HISTÓRICOS.....	41
2.5.3.1 Comet I.....	41
2.5.3.2 F-111.....	46
2.5.3.3 Boeing 737-297 – <i>Aloha Airlines</i>	47
2.5.4 REQUISITOS X EVENTOS.....	50
2.6 ENSAIO DE FADIGA EM ESCALA REAL	52
2.7 MAPEAMENTO DE PROCESSOS.....	59
3. MATERIAIS E MÉTODOS.....	61
4. RESULTADOS	62
4.1 PLANEJAMENTO INICIAL	62
4.2 PLANEJAMENTO DE ENSAIO	63
4.3 PROJETO DE DISPOSITIVOS.....	65
4.4 FABRICAÇÃO DE DISPOSITIVOS	67
4.5 MONTAGEM DE ENSAIO	67
4.6 INSTRUMENTAÇÃO DE ENSAIO.....	69
4.7 INSPEÇÃO DE ENSAIO.....	70
4.8 EXECUÇÃO DE ENSAIO	71
5. CONCLUSÕES.....	74
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	75

1. INTRODUÇÃO

A segurança na aviação civil sempre foi um fator garantido de forma sistêmica, no qual as autoridades de aviação atuam em todas as atividades relativas à aeronave, desde o projeto e fabricação da aeronave, até a operação e manutenção desta, durante todo o ciclo de vida do produto.

Como parte deste sistema de segurança da aviação civil, as autoridades responsáveis atuam certificando o projeto, as empresas que projetam e fabricam produtos aeronáuticos, as empresas que mantêm e operam as aeronaves, os aeroportos, bem como as pessoas responsáveis pela manutenção e operação das aeronaves (mecânicos e tripulantes) e também certificando as escolas responsáveis pelo treinamento dessas pessoas. Dessa forma, a certificação do projeto, também conhecida como Certificação de Tipo (CT), é um dos elos do sistema de garantia da aviação civil.

O processo de certificação de tipo é complexo e regido por diferentes leis, regulamentos e materiais técnicos que constituem um verdadeiro arsenal de informações publicadas pelas autoridades de aviação civil, como ANAC, FAA e EASA, além de entidades técnicas internacionalmente reconhecidas, fruto de pesquisas científicas e discussões da indústria aeronáutica.

O RBAC 21 é um Regulamento Brasileiro de Aviação Civil que elucida que o requerente faz jus a um CT após demonstrar que o projeto cumpre com os requisitos aplicáveis e a Agência Nacional de Aviação Civil considerar que o projeto de tipo cumpre com os requisitos e que a aeronave não possui nenhum aspecto ou característica que a torne insegura. A ANAC determina se o requerente demonstrou ou não cumprimento com os requisitos e a análise dos documentos de substanciação é o meio pelo qual se comprova o cumprimento do regulamento.

Os dados técnicos apresentados pelo requerente com o objetivo de demonstrar o cumprimento com os requisitos de certificação devem ser claros, completos, suficientes e em formato adequado. Esses dados podem ter diferentes origens, como, por exemplo, ensaios em solo e em voo.

Para a certificação das estruturas aeronáuticas, são realizados diversos testes, de modo a demonstrar a integridade e a robustez. Além do mais, considera-se as cargas estáticas e dinâmicas que as mesmas são submetidas em serviço, a fim de garantir que o projeto é coerente e seguro.

Dessa forma, ao longo do tempo é possível analisar a evolução dos requisitos de operação e certificação, como também dos projetos de estruturas aeronáuticas. A partir disso, é possível notar que a fadiga de estruturas é um dos casos críticos a ser considerado em um projeto, merecendo atenção e um desenvolvimento preventivo minucioso.

A história demonstra que a evolução dos projetos aeronáuticos quanto ao dano por fadiga está intimamente ligada com acidentes transcorridos devido à fadiga, cujos efeitos completos não eram até então completamente conhecidos e estudados. A partir de algumas falhas catastróficas, os requisitos passaram por uma evolução considerável. Dentre as evoluções, surgiu o ensaio de fadiga em escala real, o qual possui o objetivo de demonstrar e certificar que a estrutura não irá falhar durante a vida útil da aeronave.

O ensaio de fadiga do conjunto asa-fuselagem faz parte da demonstração de conformidade da estrutura com os requisitos aplicáveis, especificados nas partes 21 e 25 dos órgãos reguladores de aviação civil, por meio do qual é possível demonstrar a integridade e a segurança operacional da aeronave. O mesmo é solicitado como parte integrante da campanha de certificação de uma nova aeronave e requer organização complexa e planejamento detalhado.

Nesse contexto, para o sucesso da certificação e o cumprimento com os requisitos aplicáveis, é necessário considerar algumas fases e processos ao longo da campanha, iniciando-se na etapa de planejamento e fluindo até a execução, além de um plano de inspeções que são necessárias para garantir a conformidade da estrutura ensaiada, de modo a estressar o corpo de prova da forma prevista, se aproximando ao máximo das cargas reais dos voos que a aeronave será submetida ao longo de sua vida útil.

O presente trabalho tem como objetivo realizar a estruturação e o mapeamento dos processos necessários para a realização de uma campanha de certificação de um ensaio de fadiga de uma aeronave comercial. Dessa forma, o mesmo busca organizar e detalhar o planejamento necessário para a execução correta de cada processo da campanha do ensaio, circunstanciando as etapas necessárias e entendendo que o foco está na representatividade do ensaio para o produto a ser certificado em escala real. Ou seja, o trabalho procura apresentar e esclarecer parte dos processos necessários para a certificação estrutural da aeronave, se baseando nos regulamentos de aviação civil vigentes.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 A CERTIFICAÇÃO AERONÁUTICA

A certificação de aeronaves é, especialmente na aviação civil, uma atividade necessária à segurança do transporte aéreo. A mesma consiste em avaliar e atestar que um determinado produto (aeronave ou seu componente) possui as características mínimas que garantam seu uso seguro para o tipo de operação pretendida (transporte de passageiros, pulverização agrícola, combate a incêndio, transporte exclusivo de carga, operação somente em dia claro, operação noturna, entre outras).

No Brasil, desde 20 de março de 2006, é a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) que possui uma área especialmente destinada para tratar do assunto, chamada de Gerência-Geral de Certificação de Produtos Aeronáuticos. Anteriormente, estava a cargo do Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI), através da antiga Divisão de Certificação de Aviação Civil (CAVC).

A criação da Certificação do Produto Aeronáutico se deu com o objetivo de estabelecer requisitos mínimos de projeto e fabricação que garantam um grau de segurança elevado na aviação. Esses requisitos são detalhados e abrangentes, de forma a assegurar que a probabilidade de falha, ou combinação de falhas, que resulte em catástrofe, seja extremamente baixa.

Embora as recomendações básicas da certificação sejam objeto de um acordo internacional no âmbito da Organização de Aviação Civil Internacional, cada país tem a liberdade de possuir uma certificação própria, desde que se aproxime das recomendações da ICAO, de acordo com as necessidades e a cultura local.

A certificação envolve a avaliação dos produtos de aviação que são tecnologicamente novos e previamente não utilizados ou não testados e dos produtos de aviação reparados e ou modificados. O processo de certificação procura garantir que uma aeronave atenda aos requisitos legais de segurança de voo quando voada por pilotos qualificados, que são tão representativos quanto possível dos usuários finais.

A certificação estabelece 3 motivos que são relevantes para este tipo de procedimento, a saber:

1. Competitividade do Produto – assegura a qualidade do produto e permite o reconhecimento de organismos estrangeiros;
2. Compromissos Internacionais – Convenção de Chicago e Acordos Bilaterais, conforme o artigo 37 desta Convenção, a ICAO adotou normas internacionais

e práticas recomendadas no âmbito da aviação civil internacional, designados como Anexos à Convenção;

3. Imposição Legal – Lei 7.565/86, Código Brasileiro de Aeronáutica (CBA);

Art.66 – Compete à autoridade aeronáutica promover a segurança de voo, devendo estabelecer os padrões mínimos de segurança:

I – Relativos a projetos, materiais, mão de obra, construção e desempenho de aeronaves, motores, hélices e demais componentes.

II – Relativos à inspeção, manutenção em todos os níveis, reparos e operação de aeronaves, motores, hélices e demais componentes aeronáuticos.

Art.67 – Somente poderão ser usadas aeronaves, motores, hélices e demais componentes aeronáuticos que observem os padrões e requisitos previstos nos Regulamentos de que trata o artigo anterior, ressalvada a operação de aeronave experimental.

Segundo a ANAC, a homologação de um produto aeronáutico significa a confirmação, pela autoridade competente, de que o produto está em conformidade com os requisitos estabelecidos pela autoridade aeronáutica, ou, quando se tratar de empresas, o reconhecimento pela autoridade competente de que a empresa tem capacidade para executar os serviços e operações a que se propõe. Numa outra definição, significa estabelecer, através de requisitos, um nível de segurança que deve ser verificado em todo o projeto da aeronave ou produto, e fiscalizar tecnicamente a aplicação desses mesmos requisitos.

De acordo com o artigo 37 da Convenção de Chicago, a ICAO recomenda a maior uniformidade possível em regulamentos, padrões, normas e organização relacionados com as aeronaves, pessoal, aerovias e serviços auxiliares, propiciando maior segurança para a aviação civil. Esse é o objetivo dos Regulamentos Brasileiros de Homologação Aeronáutica (RBHA) ou dos Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil (RBAC), expedidos pela ANAC.

É possível consultar e ver que um dos itens desses documentos, retrata a necessidade de se estabelecer requisitos administrativos e de certificação de empresas relativos a:

- projetos, materiais, mão-de-obra, construção e desempenho de aeronaves, motores, hélices e demais componentes aeronáuticos;
- inspeções, manutenção em todos os níveis, reparos e operação de aeronaves, motores, hélices e demais componentes aeronáuticos.

Diante do exposto, é possível observar a importância de se certificar um determinado produto, sendo que esse processo requer que as recomendações e exigências das autoridades sejam seguidas à risca, e não somente para o produto, mas para todo o projeto da fabricante. Dessa forma, é imprescindível que o mesmo seja acompanhado e avaliado etapa por etapa, a fim de assegurar que a aeronave e todos seus componentes possam atender e cumprir com todos os requisitos. A missão da ANAC é justamente direcionar e promover a segurança de voo da aviação, verificando o cumprimento dos requisitos brasileiros de aeronavegabilidade.

2.2 RBAC 21 CERTIFICAÇÃO DE PRODUTOS E ARTIGOS AERONÁUTICOS

O Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) de nº 21 estabelece os requisitos procedimentais para a emissão e modificações de aprovações de projeto, aprovações de produção, certificados de aeronavegabilidade e certificados de organização de projeto. Suas regras são aplicáveis aos requerentes e detentores de quaisquer aprovações ou certificados referidos anteriormente.

Segundo exposto neste RBAC, a aprovação de aeronavegabilidade significa um documento emitido pela ANAC para uma aeronave, motor de aeronave, hélice, ou artigo, o qual certifica que aquela aeronave, motor de aeronave, hélice, ou artigo está em conformidade com o respectivo projeto aprovado e está em condição de operação segura, salvo especificação em contrário.

Por outro lado, a aprovação de um projeto de tipo é um dos primeiros passos para o processo de obtenção de um Certificado de Tipo (CT) para uma determinada aeronave em certificação. Considera-se que cada Certificado de Tipo inclui o projeto de tipo, as limitações operacionais, a especificação de tipo do produto, os RBAC aplicáveis com os quais foi demonstrado cumprimento e quaisquer outras condições ou limitações estabelecidas para o produto de acordo com esse regulamento. (ANAC, 2018)

2.2.1 PLANO DE CERTIFICAÇÃO DO REQUERENTE (PCR)

O requerente deve submeter um plano de certificação e mantê-lo atualizado ao longo de todo o projeto. Na oportunidade do requerimento, a extensão e profundidade da informação no plano de certificação deve ser suficiente para determinar a viabilidade do cronograma proposto pelo requerente. O plano inicial pode não conter

detalhes de todas as atividades esperadas, no entanto, ele será complementado por outros planos específicos por áreas do conhecimento.

O Plano de Certificação do Requerente deve conter, primordialmente:

- Informações gerais, incluindo identificação do requerente, data do requerimento, designação do modelo do produto, e outras;
- Uma descrição do projeto ou da modificação de projeto proposto, incluindo croquis e esquemas;
- O ambiente do regulamento operacional pretendido. Este deve identificar os tipos de operação para os quais o produto será usado e que tipo de programa de manutenção sob o qual o produto será mantido;
- A base de certificação pretendida, incluindo parágrafos e subparágrafos com os níveis das respectivas emendas, isenções, níveis equivalentes de segurança encontrados e condições especiais;
- Uma descrição de como o cumprimento será demonstrado (teste no solo, teste em voo, análises, similaridades ou outro meio aceitável de cumprimento). A descrição dos meios de cumprimento deve ser suficiente para determinar que todos os dados necessários serão coletados e todos as verificações possam ser feitas;
- Uma lista da documentação que será apresentada para demonstrar cumprimento com a base de certificação aplicável e como o requerente irá assegurar que todas as demonstrações foram feitas;
- Uma lista dos espécimes (protótipos, simuladores de voo, Iron Bird, laboratórios especializados, etc.) e instalações de ensaio a serem utilizados para geração de dados técnicos para demonstrar cumprimento com os requisitos de certificação, com o objetivo de determinar a adequabilidade dessas ferramentas e o nível de envolvimento da autoridade;
- Um cronograma do projeto, incluindo os grandes marcos do programa (*milestones*), tais como: datas da conclusão de ensaios e substanciações, data esperada para o final da certificação, etc., bem como as condições para passar de uma etapa a outra. (ANAC, 2021)

Em geral, um processo de certificação depende de grande troca de informações entre a autoridade de aviação civil e o requerente. Visando criar condições para

facilitar esse processo, o requerente e a autoridade de aviação civil podem estabelecer um acordo de cooperação. Este acordo consiste em uma valiosa ferramenta de gerenciamento e coordenação de atividades entre ambas as partes, pois estabelece um entendimento comum do programa para os requisitos de certificação e o seu planejamento de demonstração e de determinação de cumprimento. (ANAC, 2021)

2.2.2 PROJETO DE TIPO

O projeto de tipo consiste em desenhos e especificações, incluindo uma listagem daqueles necessários para definir a configuração do produto e as características de projeto que devem ser demonstradas de maneira a atender aos requisitos do RBAC aplicável ao produto, bem como informações sobre dimensões, materiais e processos necessários à definição da resistência estrutural do produto.

O projeto de tipo deve apresentar também uma seção de limitações de aeronavegabilidade das instruções para aeronavegabilidade continuada, como requerido pelos demais RBAC (23, 25, 26, 27, 29, 31, 33 e 35), ou como de outra forma requerido pela ANAC, ou, ainda, como especificado nos critérios de aeronavegabilidade aplicáveis para classes especiais de aeronaves de acordo com a seção 21.17(b) do RBAC 21. (ANAC, 2018)

2.2.3 INSPEÇÕES E ENSAIOS

Durante o processo de certificação, se faz imprescindível o acompanhamento do processo pela autoridade aeronáutica. Dessa forma, o requerente deve permitir que a Agência Nacional de Aviação Civil realize quaisquer inspeções e ensaios em voo e no solo necessários à verificação do cumprimento com os requisitos aplicáveis dos RBAC. (ANAC, 2018)

O requerente deve executar todos os ensaios e as inspeções necessários para determinar:

- 1 – O cumprimento com os requisitos de aeronavegabilidade e de proteção ambiental;
- 2 – A conformidade dos materiais e produtos com as especificações do projeto de tipo;

- 3 – A conformidade das peças do produto com os desenhos do projeto de tipo;
- 4 – A conformidade dos processos de fabricação, construção e montagem com aqueles especificados no projeto de tipo.

2.2.4 ENSAIOS EM VOO

Os ensaios em voo são executados pelo requerente no(s) protótipo(s) da aeronave que está sendo desenvolvida. Para realizar esses ensaios, é necessário o CAVE (Certificado de Autorização de Voo Experimental) para pesquisa e desenvolvimento. Nestes ensaios, o requerente deve cobrir todo o envelope de voo da aeronave sem a participação da ANAC.

Os ensaios em voo oficiais da ANAC começam somente após a emissão da AIT (Autorização de Inspeção de Tipo). Entretanto, o requerente conduz estes ensaios e inspeções para verificar se o protótipo a ser submetido para ensaios no solo e em voo cumpre com os requisitos mínimos, se está em conformidade com os dados de projeto e se é seguro para os ensaios planejados.

Os ensaios em voo do requerente conduzidos para cumprir com o RBAC 21 não são declaradamente parte do programa de ensaios da ANAC, a menos que esta última concorde em executar ensaios em conjunto com o requerente e emita uma AIT para o ensaio. O requerente deve controlar a configuração e registrar a conformidade do protótipo em cada ensaio realizado, como uma condição necessária para uma possível aceitação dos correspondentes resultados na substanciação dos requisitos de certificação. (ANAC, 2019)

2.2.5 ENSAIOS OFICIAIS DE CERTIFICAÇÃO

Os ensaios oficiais de certificação no solo e em voo, isto é, aqueles com participação da ANAC, têm por objetivo verificar a demonstração de cumprimento com os requisitos de certificação. Estes ensaios devem ser criteriosamente escolhidos com base no PCR (Plano de Certificação do Requerente) e na análise dos resultados dos ensaios do requerente. Essa participação da ANAC se dá através do testemunho do ensaio.

Estes ensaios devem ter propostas de ensaio aprovadas e inspeções de conformidades realizadas, além do registro dos resultados desses ensaios. A

conformidade do corpo-de-prova, da instalação e dos procedimentos de ensaio e a validação dos resultados do ensaio deve ser estabelecidas para cada ensaio de certificação, visando à demonstração de cumprimento com os requisitos de certificação. (ANAC, 2019)

2.2.6 PROPOSTAS DE ENSAIOS

O requerente deve preparar uma proposta de ensaio para todo ensaio considerado necessário para demonstrar cumprimento com os RBAC. O requerente deve submeter a proposta de ensaio com uma antecedência suficiente para que a Gerência-Geral de Certificação de Produto Aeronáutico examine e faça a aprovação da proposta antes de iniciar o ensaio.

A proposta de ensaio deve abranger: uma definição do(s) item(s) a ser(em) ensaiado(s) e uma lista de todos os equipamentos e montagens necessários para executar o ensaio, quais as conformidades requeridas do corpo de prova e da instalação de testes, uma lista dos requisitos específicos a serem demonstrados, uma descrição de como o cumprimento será demonstrado e um procedimento de testes escrito num formato passo a passo, com os critérios de sucesso ou falha definidos. Caso haja necessidade de calibração, esta deve ser aprovada antes do ensaio. Após o especialista de certificação ou piloto da ANAC aprovar o plano de teste, eles requerem a inspeção de conformidade do corpo de prova e da instalação de teste, para assegurar que estes estão em conformidade com os desenhos de engenharia e a proposta de ensaio.

No entanto, é importante ressaltar que os ensaios de desenvolvimento do produto do requerente não requerem o envolvimento da autoridade aeronáutica.

Cada teste do requerente deve ser conduzido com sucesso antes que a ANAC realize quaisquer ensaios em voo de certificação para validar uma demonstração do requerente. Para determinados ensaios em voo, a ANAC pode decidir conduzir ensaios de certificação em conjunto com o requerente. Para demonstrar cumprimento com regulamento de certificação de tipo, a conformidade do exemplar de teste, a montagem de teste, os procedimentos de testes utilizados e a validade dos resultados de testes devem ser estabelecidos para cada teste/ensaio de certificação. (ANAC, 2019)

2.2.7 TESTEMUNHOS DE ENSAIOS

Conforme o RBAC 21.33(a), o requerente deve permitir que a ANAC testemunhe (diretamente ou através de Pessoa Física Credenciada em Projeto – PCP) a execução dos ensaios que julgar necessários. Se o ensaio for longo, o testemunho

deve abranger no mínimo as partes mais apropriadas ou críticas do ensaio e um exame pós-ensaio. A ANAC deve solicitar uma inspeção de conformidade, para assegurar conformidade com os desenhos de engenharia e com a proposta de ensaio. (ANAC, 2019)

2.2.8 INSPEÇÕES DE CONFORMIDADE

A inspeção de conformidade executada pela autoridade de aviação civil é a validação da conformidade realizada pelo requerente. As inspeções de conformidade são executadas diretamente pela ANAC ou através de seus PCF (Pessoa Física Credenciada em Fabricação). Estas inspeções de conformidade verificam e geram documentação objetiva de que corpos de prova, componentes, conjuntos de instalações, funções e instalação de ensaios estão em conformidade com os dados de projeto. Têm por objetivo também verificar e documentar que aeronave, partes, componentes, sistemas e corpos-de-prova, bem como instalações de ensaio, sistemas de medida e de aquisição de dados, estão de acordo com as correspondentes propostas de ensaio e com outros documentos referenciados. O RBAC 21.33(a) estabelece que o requerente deve permitir que a ANAC conduza quaisquer inspeções de conformidade que ela escolha realizar durante o processo de certificação de tipo.

De acordo com o RBAC 21.33(b): “O requerente deve executar todos os ensaios e as inspeções necessários para determinar:

- (a) O cumprimento com os requisitos de aeronavegabilidade, de ruído e de drenagem de combustível e emissões de escapamento de aviões com motores a turbina;
- (b) Que os materiais e produtos estão conforme as especificações do projeto de tipo;
- (c) Que as peças do produto estão conforme os desenhos do projeto de tipo; e
- (d) Que os processos de fabricação, construção e montagem estão conforme aqueles especificados no projeto de tipo.”

Por conta da natureza complexa do processo de conformidade e a necessidade de inspeções de conformidade de componentes, a ANAC deve ser consultada/informada logo no início do projeto. Isto assegura que as inspeções necessárias sejam programadas em seus devidos tempos. (ANAC, 2019)

2.2.9 INSPEÇÕES DE ENGENHARIA

A inspeção de engenharia pode ser feita para qualquer aspecto do projeto cujo cumprimento com o RBAC aplicável não puder ser claramente determinado através da análise de desenhos e relatórios. É necessário cuidado para que esta inspeção não seja confundida com a inspeção de conformidade.

A inspeção de engenharia objetiva determinar o cumprimento com os RBAC. É também uma oportunidade de analisar a instalação e suas interfaces com outras instalações do mesmo produto. Esta inspeção assegura que os sistemas e seus componentes são compatíveis e cumprem com os requisitos de aeronavegabilidade e operacionais aplicáveis (conforme RBAC 21.33).

Para a realização da inspeção de engenharia, o produto deve estar em conformidade com o projeto de tipo. Os resultados da inspeção devem ser documentados, para serem incluídos como parte do Relatório de Inspeção de Tipo – RIT. (ANAC, 2019)

2.2.10 EMISSÃO DA AUTORIZAÇÃO DE INSPEÇÃO DE TIPO

A Autorização de Inspeção de Tipo (AIT) tem por objetivo autorizar a participação oficial da ANAC nas inspeções e nos ensaios no solo e em voo necessários para satisfazer certos requisitos de certificação. A AIT é emitida quando as análises dos dados técnicos requeridos estiverem completas ou o projeto tenha alcançado um nível de maturidade suficiente em termos de cumprimento com os requisitos de certificação aplicáveis quando a ANAC revisa os resultados dos ensaios em voo realizados pelo requerente e determina sua aceitabilidade.

No caso ideal, para emissão da AIT, o requerente deve ter demonstrado o cumprimento com 100% dos requisitos de certificação aplicáveis. Entretanto, como conceitualmente a ANAC ainda não determinou o cumprimento com os requisitos de certificação, ela não precisa se envolver com revisão e aprovação destes dados técnicos nesta ocasião. Portanto, a AIT pode ser emitida após a Gerência-Geral de Certificação de Produto Aeronáutico analisar os dados técnicos do requerente e

considerá-los aceitáveis. Na prática, pode-se aceitar um percentual menor, desde que o requerente apresente dados técnicos suficientes para mostrar que os requisitos de certificação serão efetivamente cumpridos.

Os aspectos a seguir representam o nível desejável de maturidade no qual o projeto deve se encontrar para ter a AIT emitida, quando aplicáveis:

(a) Ensaios requeridos:

1. Ensaios estruturais: todos os dados técnicos correspondentes às cargas estáticas e dinâmicas (incluindo *flutter*¹ e *buffeting*²) devem ter sido submetidos e aceitos (incluindo todos os dados básicos de engenharia, aerodinâmicos, geométricos e inerciais), refletindo o projeto de tipo atual, bem como as metodologias de obtenção de dados, os programas utilizados e a validação das cargas em voo. Os critérios usados para gerar os casos de carregamento e de seleção de casos críticos devem ter sido analisados. A substanciação da estrutura primária para os casos críticos de carregamento deve estar completa, através de uma combinação de análise e ensaios no solo suficientes. Os ensaios de vibração no solo devem ter sido executados e o modelo dinâmico ajustado. Para liberação total do envelope de voo, os ensaios em voo de *flutter* devem ter sido executados e os dados técnicos analisados; e
2. Ensaios no solo de sistemas e de propulsão relevantes para a execução dos ensaios em voo oficiais de certificação e para a operação e voo seguros da aeronave (incluindo certos ensaios de certificação e qualificação).

- (b) Documentos e dados técnicos de sistemas considerados relevantes, que devem ser apresentados para a execução dos ensaios em voo oficiais de certificação e para operação e voo seguros da aeronave (incluindo certos ensaios de qualificação e de certificação).

¹ *Flutter* pode ser definido como uma autoexcitação de dois ou mais modos de vibração de um sistema, devidamente alterada e realimentada pelo escoamento de um fluido. Pode vir a causar vibrações que crescem exponencialmente levando a estrutura a uma falha dinâmica. (Bisplinghoff, Ashley e Halfman, 1955)

² *Buffeting* é a resposta estrutural à excitação produzida pelo choque induzido por separação do escoamento, ou seja, a separação causada por movimentos turbulentos das camadas de ar em torno da própria aeronave. (Bisplinghoff, Ashley e Halfman, 1955)

- (c) A inspeção de conformidade dos protótipos deve estar concluída. O controle de configuração deve continuar em funcionamento durante a execução deste programa.

Os ensaios, relatórios, dados técnicos e documentos propostos pelo requerente como parte do cumprimento com o RBAC 21.35(a) não necessariamente precisam ser testemunhados, analisados ou aprovados pela ANAC. Eles correspondem às atividades desenvolvidas pelo requerente até a época da emissão da AIT e têm, portanto, nesta etapa do processo, o objetivo de atender à dupla finalidade do requisito e da AIT; ou seja, garantir um nível adequado de segurança da aeronave e uma maturidade suficiente do projeto, a fim de autorizar o início dos ensaios e inspeções oficiais da ANAC. (ANAC, 2019)

2.2.11 EMISSÃO DO CERTIFICADO DE TIPO E ESPECIFICAÇÃO DE TIPO

Quando o requerente cumprir com os requisitos do RBAC 21, o projeto de tipo se torna elegível a um Certificado de Tipo e à respectiva Especificação de Tipo.

A Especificação de Tipo é o documento onde estão relacionadas as limitações definidas pelos requisitos de certificação aplicáveis e quaisquer outras limitações e informações que identifiquem o projeto de tipo aprovado. (ANAC, 2019)

2.3 RBAC 25 – REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE: AVIÕES CATEGORIA TRANSPORTE

O RBAC de nº 25 prescreve os requisitos de aeronavegabilidade para a emissão de certificados de tipo e mudanças a esses certificados para aviões da categoria transporte, tendo editado com base na adoção do *Title 14 Code of Federal Regulations – 14 CFR Part 25*, intitulado “*Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*”, da FAA, autoridade de aviação civil dos Estados Unidos da América. As aeronaves homologadas em acordo com o RBAC 21 devem também demonstrar conformidade com os requisitos aplicáveis nesta parte.

2.3.1 SUBPARTE C – ESTRUTURA

2.3.1.1 Cargas

Segundo a regulamentação § 25.301 (do 14 CFR Part 25/ RBAC 25), os requisitos de resistência são especificados em termos de cargas limite (as cargas

máximas esperadas em serviço) e cargas finais (cargas limite multiplicadas por fatores de segurança prescritos).

As cargas de ar, solo e água especificadas devem ser colocadas em equilíbrio com as forças de inércia, considerando cada item de massa no avião. Essas cargas devem ser distribuídas para aproximar ou representar de forma conservadora as condições reais. Os métodos usados para determinar as intensidades e distribuições de cargas devem ser validados pela medição da carga de voo, a menos que os métodos usados para determinar essas condições de carga sejam confiáveis. (ANAC, 2014)

2.3.1.2 Fator de Segurança

No requisito § 25.303 é exposto que, a menos que especificado de outra forma, um fator de segurança de 1,5 deve ser aplicado à carga limite prescrita, que são consideradas cargas externas na estrutura. Quando uma condição de carregamento é prescrita em termos de cargas finais, um fator de segurança não precisa ser aplicado, a menos que especificado de outra forma. (ANAC, 2014)

2.3.1.3 Forças e Deformações

O requisito § 25.305 determina que a estrutura deve ser capaz de suportar as cargas limites sem deformação permanente prejudicial. Em qualquer carga até cargas limite, a deformação não pode interferir na operação segura.

A estrutura deve ser capaz de suportar as cargas finais sem falhar por pelo menos 3 segundos. No entanto, quando a prova de resistência é demonstrada por testes dinâmicos simulando condições reais de carga, o limite de 3 segundos não se aplica. Os ensaios estáticos conduzidos à carga final devem incluir as deflexões finais e a deformação final induzida pela carga. (ANAC, 2014)

2.3.1.4 Prova de Estrutura

No requisito § 25.307 encontram-se as determinações para ensaios e provas de resistência da estrutura. Segundo o parágrafo (a) do § 25.307, o cumprimento dos requisitos de resistência e deformação desta subparte deve ser demonstrado para cada condição de carga crítica. A análise estrutural só pode ser usada se a estrutura estiver de acordo com aquilo para o qual a experiência mostrou que esse método é

confiável. A autoridade aeronáutica pode exigir testes de carga final nos casos em que os testes de carga limite possa ser inadequados ou insuficientes.

Já o parágrafo (d) especifica, que quando ensaios estáticos ou dinâmicos são utilizados para demonstrar conformidade com os requisitos do § 25.305 para estruturas de voo, fatores de correção de material apropriados devem ser aplicados aos resultados do teste, a menos que a estrutura, ou parte dela sendo testada, tenha características tais que o número de elementos contribua para a resistência total da estrutura e a falha de um elemento resulte na redistribuição da carga através de caminhos alternativos de carga. (ANAC, 2014)

2.3.1.5 Avaliação de Fadiga

Os requisitos para a avaliação da estrutura em relação à tolerância ao dano e à fadiga estão presentes no § 25.571. Segundo essa regulamentação, uma avaliação da resistência, das características de projeto e da fabricação deve demonstrar que a ocorrência de falha catastrófica devido a fadiga, corrosão, defeitos de manufatura ou dano acidental será evitada durante toda a vida operacional do avião.

Cada avaliação requerida deve incluir:

- I. O espectro típico de carregamento, as temperaturas e as umidades que se espera ocorrerem em serviço;
- II. A identificação dos elementos estruturais principais e pontos específicos de projeto, cuja falha poderia causar uma falha catastrófica do avião;
- III. Uma análise, baseada em evidências de ensaio, dos elementos estruturais principais e pontos específicos de projeto.

O limite de validade dos dados de engenharia, que fornecem suporte ao programa de manutenção estrutural (doravante referido como LOV³), declarado como o número total de ciclos ou horas de voo acumulados ou ambos, também deve ser incluído na seção de Limitações de Aeronavegabilidade das Instruções para Aeronavegabilidade Continuada exigidas pela seção 25.1529 do RBAC 25.

Para uma avaliação de fadiga é necessário demonstrar, por meio de análises baseadas em evidências de ensaio, que a estrutura é capaz de resistir aos carregamentos repetitivos de magnitude variável que se espera ocorrerem durante a

³ LOV - *Limity of Validity*

sua vida em serviço, sem a presença de trincas detectáveis. Devem-se aplicar fatores de dispersão apropriados para o conceito de vida segura (*safe-life*). (ANAC, 2014)

2.3.1.6 Avaliação de Tolerância ao Dano

A avaliação de tolerância ao dano deve incluir uma determinação das prováveis localizações e modos de falha devido a fadiga, corrosão ou dano acidental. Também se devem incorporar na avaliação análises de carga repetitiva e análises estáticas baseadas em evidências de ensaio e (se disponível) experiência em serviço. Deve-se dar cuidado especial em relação ao dano generalizado por fadiga (*widespread fatigue damage* – WFD) aos locais onde o projeto é tal que esse tipo de dano possa ocorrer. Deve ser estabelecido um LOV que corresponda ao período de tempo, declarado como o número total de ciclos ou horas de voo acumulados ou ambos, durante o qual é demonstrado que não ocorrerá dano generalizado por fadiga na estrutura do avião.

Essa demonstração deve ser realizada por meio de evidências de ensaio de fadiga da estrutura do avião em escala natural. O certificado de tipo – CT pode ser emitido antes do término do ensaio de fadiga da estrutura do avião em escala natural, desde que a Autoridade de Aviação Civil tenha aprovado um plano para completar os ensaios necessários. Nesse caso, a Seção de Limitações de Aeronavegabilidade das Instruções para Aeronavegabilidade Continuada exigidas pela seção 25.1529 deste RBAC deve informar que nenhum avião pode ser operado além do número de ciclos igual a $\frac{1}{2}$ do número de ciclos acumulados no corpo de prova de fadiga, até que o ensaio seja completado.

A extensão do dano para a avaliação da resistência residual em qualquer momento dentro da vida operacional do avião deve ser consistente com o primeiro instante em que o dano adquire um tamanho detectável e sua subsequente propagação sob carregamentos repetitivos. A avaliação da resistência residual deve demonstrar que a estrutura remanescente é capaz de resistir às cargas. (ANAC, 2014)

2.4 FADIGA

Diversos elementos e mecanismos de máquinas frequentemente falham sob a ação de tensões repetidas ou flutuantes. No entanto, uma análise mais criteriosa pode revelar que as tensões reais máximas estão bem abaixo da resistência última do material e, muito seguidamente, abaixo mesmo da resistência ao escoamento. A característica mais distinguível dessas falhas é que as tensões foram repetidas várias

vezes. Daí a falha ser denominada falha por fadiga. Dessa forma, entende-se que a fadiga do material se trata do acúmulo de dano causado por solicitações cíclicas.

2.4.1 FALHA POR FADIGA

Quando um componente ou uma estrutura são submetidos a esforços de fadiga, os mesmos podem sofrer falhas catastróficas mesmo quando solicitados abaixo dos limites de resistência estática. Quando peças de máquina falham estaticamente, em geral desenvolvem uma deflexão muito grande, visto que a tensão excedeu a resistência ao escoamento e a peça é trocada antes que a fratura realmente ocorra. Assim, muitas falhas estáticas dão um aviso visível antecipadamente. No entanto, o mesmo não ocorre com a falha por fadiga, que é do tipo súbito e total, portanto perigosa e desaconselhável.

Do ponto de vista do material, a falha por fadiga é de natureza frágil mesmo em metais dúcteis, no sentido de que existe pouca deformação plástica generalizada associada com a falha. O processo ocorre pela iniciação e propagação de trincas e, em geral, a superfície de fratura é perpendicular à direção de uma tensão de tração aplicada.

Falhas por fadiga apresentam uma aparência similar à de uma fratura frágil (Figura 1), uma vez que as superfícies de fratura são planas e perpendiculares ao eixo de tensão, com ausência do fenômeno da estricção. As características da fratura proveniente de uma falha por fadiga são bem diferentes daquelas provenientes de uma fratura frágil estática, surgindo de três estágios de desenvolvimento de falha, chamados mecanismos de fadiga.



Figura 1 - Navio tanque (*Liberty-ship*) que fraturou de maneira frágil. (CALLISTER, 2015)

As falhas por fadigas são caracterizadas por meio de diversos fatores, visto que dependem da geometria da peça, das propriedades do material e das cargas atuantes; geralmente são progressivas, isto é, o dano é cumulativo; comumente são localizadas; costumam exigir técnicas especiais para detecção; causam ruptura súbita e a presença de trincas não provoca mudanças drásticas de comportamento mecânico da estrutura até que se esteja próximo à ruptura.

2.4.2 O MECANISMO DE FADIGA

As falhas por fadiga normalmente apresentam uma aparência muito semelhante a uma fratura frágil, visto que as superfícies de fratura são planas e perpendiculares ao eixo de tensão, com a ausência de estrição. Contudo, as características de fratura de uma falha por fadiga são bem distintas das de uma fratura frágil estática. Segundo Shigley (2005), a falha por fadiga se desenvolve a partir de três estágios, sendo eles:

- Estágio I: é a iniciação de uma ou mais micro trincas, devido à deformação plástica cíclica seguida de propagação cristalográfica, que se estende de dois a cinco grãos a partir da origem. As trincas nesse estágio não costumam ser detectáveis a olho nu.
- Estágio II: nesse estágio, a fratura progride micro trincas para macro trincas, formando superfícies de fratura tal qual platôs paralelos, separados por sulcos paralelos. Tais platôs costumam ser lisos e normais na direção de máxima tensão de tração. Essas superfícies podem apresentar bandas onduladas escuras e claras, conhecidas como “marcas de praia”. Durante o carregamento cíclico, essas superfícies fissuradas se abrem e se fecham, atritando umas nas outras, sendo que a aparência das “marcas de praia” depende das mudanças no nível e na frequência do carregamento e da natureza corrosiva do meio. A Figura 2 apresenta a falha por fadiga de um parafuso de porca em razão de flexão unidirecional repetida. Na imagem, é possível visualizar as “marcas de praia” e, analisando-a, é possível verificar que a falha se iniciou na raiz da rosca em A, propagou-se ao longo da maior parte da seção transversal (B), antes da fratura rápida final em C.

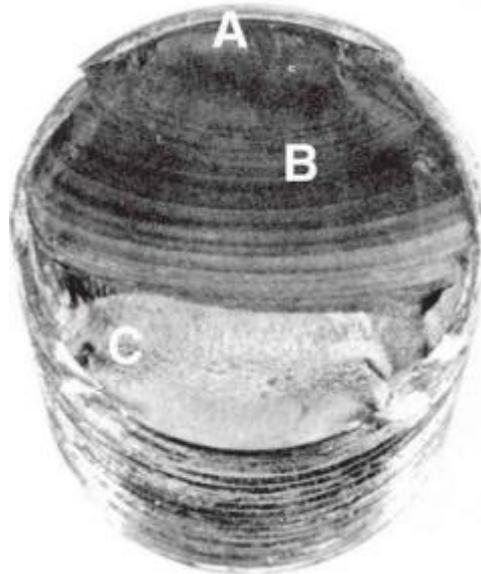


Figura 2 - Falha por fadiga de um parafuso de porca em razão de flexão unidirecional repetida.
(Shigley, 2005)

- Estágio III: esse estágio ocorre no ciclo de tensão final, quando o material já não é mais capaz de suportar as cargas, resultando em uma fratura rápida e repentina. Uma falha de estágio III pode ser frágil, dúctil ou uma combinação de ambas.

Com frequência, as “marcas de praia”, quando existentes, e possíveis padrões na fratura de estágio III, chamadas de “linhas de insígnia” (em V), apontam para as origens das trincas iniciais. Um exemplo disso encontra-se na Figura 3, na qual é plausível visualizar a superfície de fratura por fadiga de uma barra conectora forjada de aço AISI 8640. A origem da trinca por fadiga está na borda esquerda, na linha de rebarbas do forjamento. A trinca por fadiga progrediu meio caminho ao redor do furo de óleo à esquerda, indicado pelas “marcas de praia”, antes que a fratura rápida final ocorresse. É possível observar também o lábio pronunciado de cisalhamento na fratura final na borda direita.

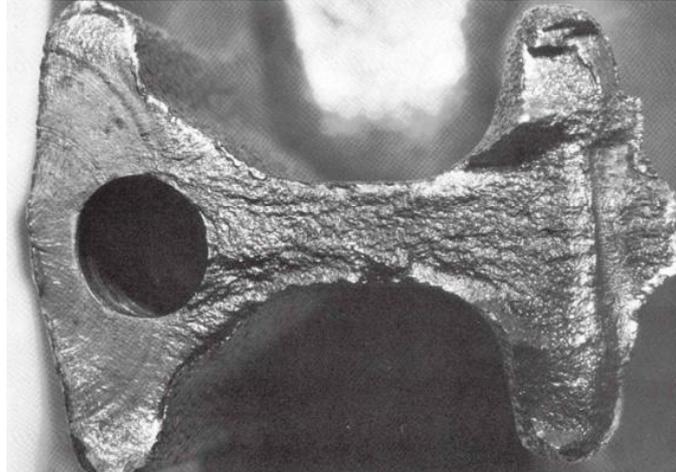


Figura 3 - Superfície de fratura por fadiga de uma barra conectora forjada de aço AISI 8640.
(Shigley, 2005)

A falha por fadiga deve-se à formação de trinca e propagação. Comumente, uma trinca por fadiga se iniciará em uma descontinuidade no material, em que a tensão cíclica é um máximo. Essas descontinuidades podem surgir em razão de diversos fatores, alguns deles são: mudanças rápidas na seção transversal, chavetas, furos, elementos que rolam e/ou deslizam uns contra outros (mancais, engrenagens, cames, etc.) sob altas pressões de contato, descuido com a localização com marcas de identificação, montagens inadequadas e até mesmo a composição do próprio material, processado por rolamento, forja, fundição, extrusão, estiramento, tratamento térmico, etc.

Várias condições são capazes de acelerar o início de trincas, por exemplo, tensões residuais de tratamento, temperaturas elevadas, ciclagem térmica, meio corrosivo e ciclagem de alta frequência.

2.5 FADIGA ESTRUTURAL EM AERONAVES

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 desses componentes recomeçam. No entanto, 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.

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 em que 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 essa evolução tecnológica, bem como a partir de lições aprendidas com os acidentes aéreos.

Sabe-se, atualmente, que existe 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 a mesma regulação vale para estas aeronaves. Segundo Naressi e Hernandez (2017), a comunidade da aviação preocupa-se cada vez mais com o envelhecimento das aeronaves de estruturas metálicas. É importante destacar que essa preocupação é necessária para as aeronaves que já estão voando e para as novas que devem ser projetadas, a fim de se evitar problemas relacionados a trincas bem como outros danos por fadiga (no caso de aeronaves que têm suas estruturas primárias de materiais compósitos).

2.5.1 DEFINIÇÕES

Nesta seção, serão apresentadas algumas definições necessárias para o trabalho, as quais estão presentes na circular consultiva – AC 25-571-1D (FAA, 2011).

- *Fatigue damage* (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, caracterizada 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.
- *Limity 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), em que 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.

2.5.2 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 chamadas por: *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 (*Limity 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. Esses conceitos foram descritos com mais detalhes por Eastin e Sippel (2002), sendo esse uma ótima referência para o entendimento completo de cada um destes conceitos.

2.5.2.1 *Safe-Life*

Segundo Naressi e Hernandez (2017), em meados de 1940, a aviação civil era regulamentada através do requisito estadunidense CAR – *Civil Aviation Requirements* ou Regulamentos de Aviação Civil – o qual teve sua primeira edição em 1937 e não fazia nenhuma referência à fadiga de estruturas. 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 Propriedades de resistência do material e valores de projeto (d). A estrutura deve ser projetada na medida do possível para evitar pontos de concentração de tensão onde é provável que ocorram tensões variáveis acima do limite de fadiga em serviço normal.”⁴

E posteriormente, na edição de 31 de dezembro de 1953:

“4b.306 Propriedades de resistência do material e valores de projeto (d). A resistência, o projeto detalhado e a fabricação da estrutura devem ser tais que minimizem a probabilidade de falha desastrosa por fadiga.

NOTA: Os pontos de concentração de tensão são uma das principais fontes de falha por fadiga.”⁵

Diante do exposto, esse período determinado ficou conhecido como *Safe-Life* (Vida Limite) ou, como sugerido por Swift (1999), *Safety By Retirement* ou 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, evitar-se-ia qualquer possibilidade 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, apresentado na Figura 4, foi uma aeronave fabricada pela empresa aeroespacial De Havilland no período da era *Safe-Life*. Na época, a mesma era muito avançada tecnologicamente quando comparada às aeronaves da época. Foi projetada

⁴ “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.*” (CAR, Part 4b - Airplane Airworthiness Transport Categories)

⁵ “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.” (CAR, Part 4b - Airplane Airworthiness Transport Categories)

para voar a 35 mil pés de altitude, 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.



Figura 4 - BOAC, De Havilland Comet Mark 1 – G-ALYP.
(Wanhill, 2002)

Além disso, vários testes foram feitos em um corpo de prova de fuselagem, o que aumentou ainda mais a confiança na estrutura do avião. Acreditava-se que a fadiga não seria um problema, ainda mais que os requisitos relacionados à fadiga da época declaravam que uma aeronave, cuja fuselagem 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 se detectar em inspeções visuais. E então, duas falhas catastróficas aconteceram (Wanhill. 2002). O primeiro acidente ocorreu com a aeronave de matrícula G-ALYP, em 10 de janeiro de 1954, e o outro com a aeronave de matrícula G-ALYY, em 8 de abril de 1954. Com isso, longas investigações se sucederam e concluíram que a causa das rupturas foram as concentrações de tensão na área do canto das janelas. As investigações também mostraram que algumas trincas poderiam surgir muito antes do esperado, devido à falta de análises de fadiga e, somado a isso, observaram que a estratégia do *Safe-Life* não era totalmente segura, porque era capaz apenas de prever 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.

2.5.2.2 *Fail-Safe*

Na era *Fail-Safe* visava-se uma estratégia de detecção de falhas óbvias em tempos predeterminados e/ou inspeções em serviço e eliminava-se assim a vida limite da estrutura, para que, com isso, se alcançasse um projeto confiável e seguro durante toda sua vida operacional. Por isso, essa era também foi intitulada como *Safety-by-Design* ou Segurança Por Projeto. De fato, essa era surgiu com a evolução do CAR, no qual foi incluído o 4b.270, que tratava do tema de avaliação de fadiga por meio de duas alternativas, conforme mostra o texto abaixo:

“4b.270 Geral. A resistência, o projeto detalhado e a fabricação das partes da estrutura de voo do avião nas quais a fadiga pode ser crítica devem ser avaliadas de acordo com as disposições do parágrafo (a) ou (b) desta seção. (a) Força de fadiga. A estrutura deve ser demonstrada por análise e/ou testes como capaz de suportar as cargas repetidas de magnitude variável esperadas em serviço. Aplicam-se as disposições dos subparágrafos de (1) a (3) deste parágrafo. (b) Resistência à prova de falhas. Deve ser demonstrado por análise e/ou testes que falhas catastróficas ou deformação estrutural excessiva, que poderiam afetar adversamente as características de voo do avião, não são prováveis após falha por fadiga ou falha parcial óbvia de um único elemento estrutural principal. Após tal falha, a estrutura remanescente deverá ser capaz de suportar cargas estáticas correspondentes à condição de carga de voo especificada nos subparágrafos (1) e (2) deste parágrafo. Essas cargas devem ser multiplicadas por um fator de 1,15, a menos que os efeitos dinâmicos da falha sob cargas estáticas sejam levados em consideração de outra forma. No caso de uma cabine pressurizada, as pressões normais de operação combinadas com as pressões aerodinâmicas externas esperadas devem ser aplicadas simultaneamente com as condições de carga de voo especificadas neste parágrafo.”⁶

⁶ “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

Em ambas as alternativas citadas, 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 nas décadas seguintes de 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 fabricados em aços de alta resistência, sendo assim, 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, no qual carregava menos da metade do fator de carga limite permitido no projeto.



Figura 5 - USAF General Dynamics F-111C com asas estendidas e recuadas. (Wanhill, 2002)

Após o incidente, iniciaram-se as investigações e 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 um local de difícil acesso, ou seja, não era simplesmente uma falha óbvia.

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.” (CAR, Part 4b - Airplane Airworthiness Transport Categories)

Surge assim uma grande preocupação com o conceito do *Safety-by-Design* e na conclusão de muitas pesquisas realizadas na época, abordadas por O'Brien, K et.al. (1973), outras diretrizes foram tomadas a fim de garantir a integridade estrutural das aeronaves, principalmente as preocupações com relação ao conceito *Fail-Safe* predizer que o dano deve ser óbvio. Apareceu, então, a preocupação em inspecionar a estrutura da aeronave e 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*.

2.5.2.3 *Damage-Tolerance*

Após essa nova diretriz, iniciou-se uma nova era, em 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 possíveis áreas de propagação de falhas por fadiga e, com base nos resultados dessas avaliações, realizar inspeções destinadas a impedir qualquer falha catastrófica durante a vida operacional da aeronave.

Estava em vigor, ainda nessa era, a estratégia de segurança por aposentadoria, pois ainda era preestabelecido um limite operacional de alguns componentes. Porém, a era *Damage Tolerance* defendia a estratégia de *Safety By Inspection* ou Segurança por Inspeção, pois sua estratégia principal era obter e garantir uma aeronave segura através da obrigatoriedade de inspeções. Além disso, essa abordagem se difere do *Fail-Safe* em outros aspectos, entre eles 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 de aeronaves.

Nessa mesma era, em 28 de abril de 1988, um Boeing 737-200, operado pela *Aloha Airlines* e ilustrado na Figura 6, sofreu uma descompressão na cabine de passageiros (Wanhill, 2002), levando à uma desintegração de parte do topo da fuselagem, em pleno voo, devido à presença de trincas em vários pontos de uma junta de revestimento – na qual falhas no adesivo estrutural acarretaram o aumento de tensões de cisalhamento nos rebites. Esse dano por fadiga, em que se formam trincas

em vários locais de um mesmo elemento estrutural, é conhecido pelo termo *Multiple Site Damage* (MSD). Este evento e ações relacionadas dão início a era subsequente a *Damage Tolerance*.



Figura 6 - Aloha Airlines Boeing 737-200.
(Wanhill, 2002)

2.5.2.4 *Widespread Fatigue Damage*

A era do WFD – *Widespread Fatigue Damage* ou Dano Generalizado por Fadiga – 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 feita com a substituição da frase:

“Danos em vários locais devido à exposição prévia à fadiga devem ser incluídos quando o projeto for tal que este tipo de dano possa ocorrer.”;⁷

Por:

⁷ “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.” (CFR, Title 14 - Aeronautics and Space, Part 25 - Airworthiness standards: transport category airplanes)

“Uma consideração especial para danos generalizados por fadiga deve ser incluída quando o projeto for tal que esse tipo de dano possa ocorrer.”⁸

É factível notar que, 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.

Há dois tipos de WFD: o *Multiple Site Damage* (MSD) – que causou o acidente do Boeing 737 da *Aloha Airlines* – no qual 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).

Percebeu-se, desde então, que os estudos realizados para se evitar o WFD devem ser feitos de maneira minuciosa, pois os resultados dessa abordagem são falhas súbitas e catastróficas.

Para que seja possível a prevenção de WFD, é necessária a identificação das áreas sujeitas a esse dano, com base em ensaios e experiências em serviço, bem como a 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 continuou sendo a estratégia de maior destaque no gerenciamento de fadiga na estrutura, porém, a questão da vida limite de alguns componentes ainda permaneceu em vigor. Entretanto, em casos onde a inspeção é algo impraticável, utiliza-se a estratégia *Safe-Life* (Segurança por Aposentadoria) – por exemplo, na estrutura do trem de pouso.

2.5.2.5 *Limity of Validity*

Com o passar dos anos, surgiram estudos mais avançados e percebeu-se que somente o prescrito na regra do WFD não era o mais adequado, visto que a exigência de se estabelecer uma vida limite à estrutura e seus componentes tinha uma relevante

⁸ “*Special consideration for widespread fatigue damage must be included when the design is such that this type of damage could occur.*” (CFR, Title 14 - Aeronautics and Space, Part 25 - Airworthiness standards: transport category airplanes)

importância. E então, em meados de 2011, surgiu o termo *Limity of Validity* (LOV) ou Limite de Validade, usado até os dias atuais. O LOV engloba conhecimentos do *Damage Tolerance* e do *Widespread Fatigue Damage*, 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, de modo que seja demonstrado que o WFD não ocorrerá. Na definição correta, o termo LOV 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 de fadiga 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 estrutural.

Na prática, o LOV serve de base para se determinar a vida útil de uma aeronave, sendo a mesma medida em ciclos de pressurização, pousos e decolagens e em horas de voo. Cada vez que uma aeronave é pressurizada, a fuselagem, as asas e o restante da estrutura sofrem tensões e se deformam, caracterizando assim os ciclos de fadiga. A vida útil da aeronave é estabelecida pelo fabricante da mesma, sendo geralmente contabilizada por meio dos ciclos de decolagem e aterrissagem, e certificada junto à Autoridade de Certificação Aeronáutica do País.

2.5.3 EVENTOS HISTÓRICOS

Os principais acidentes aeronáuticos relacionados à fadiga de aeronaves são os do De Havilland Comet, do General Dynamics F-111, e do Boeing 737-297 da *Aloha Airlines*. Os eventos são descritos brevemente em ordem cronológica, sendo que Wanhill (2002) traz a descrição completa dos mesmos em sua obra "*Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity*".

2.5.3.1 Comet I

O Comet I, da fabricante inglesa De Havilland, entrou em operação em 1952, ficando mundialmente conhecido por ser o primeiro jato comercial de transporte. Essa aeronave apresentava, desde seu projeto, um diferencial de pressão da cabine e um desempenho superior aos aviões de transporte da época.

Após dois anos em operação, duas catástrofes ocorreram com os jatos. A primeira ocorreu em 10 de janeiro de 1954, quando a aeronave Comet de matrícula G-ALYP, que operava pela companhia *British Overseas Airways Corporation*, se

desintegrou enquanto subia para o nível de cruzeiro. O mesmo aconteceu com o Comet G-ALYY em 8 de abril de 1954, levando as autoridades a suspenderem o certificado de aeronavegabilidade do Comet. Após os ocorridos, extensas investigações foram realizadas, incluindo a reconstrução do G-ALYP com os destroços encontrados. A figura 7 ilustra a reconstrução da estrutura do G-ALYP.



Figura 7 - Reconstrução da estrutura do Comet G-ALYP a partir dos destroços encontrados durante a investigação.
(lessonslearned.faa.gov)

Diversos testes passaram a ser realizados com a finalidade de prever e investigar falhas estruturais nos Comet. Um dos testes foi apresentado nas figuras 8 e 9, ele tinha o intuito de simular um ensaio de fadiga, em escala real. Dessa forma, a fuselagem de uma terceira aeronave da BOAC, o G-ALYU, foi submersa em um grande tanque, onde a água era bombeada para o interior do avião enquanto dispositivos flexionavam as asas, simulando assim a situação de diferença de pressão atmosférica e a fadiga de material advinda dos vários ciclos de pressurização da cabine. O G-ALYU havia completado antes do teste 1121 voos de passageiros, além de 10 voos pressurizados com De Havilland.

Com a realização do teste de pressurização, mais 1826 ciclos simulados foram concluídos antes da falha por fadiga da cabine de pressão, a partir de uma rachadura que cresceu de um orifício de rebite na escotilha de escape da porta dianteira.



Figura 8 - Construção do tanque de água ao redor da fuselagem do Comet G-ALYU para os testes de ciclo pressurização/despressurização.
(lessonslearned.faa.gov)



Figura 9 - Fuselagem do Comet G-ALYU imersa no tanque de água para os testes de ciclo pressurização/despressurização.
(lessonslearned.faa.gov)

Nos estudos realizados acerca do projeto do avião, notou-se que a fuselagem do Comet apresentava várias discontinuidades geométricas, por exemplo, janelas de formatos retangulares e escotilhas de fuga. Com isso, nos ensaios seguintes, 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.

Os testes realizados revelaram que as trincas nasciam nos furos escareados das cravações próximas às janelas e escotilhas. As medições dos extensômetros indicaram que as tensões nesses locais atingiram seus valores máximos nas quinas 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. As figuras 10, 11, 12 e 13 ilustram as origens das falhas citadas.

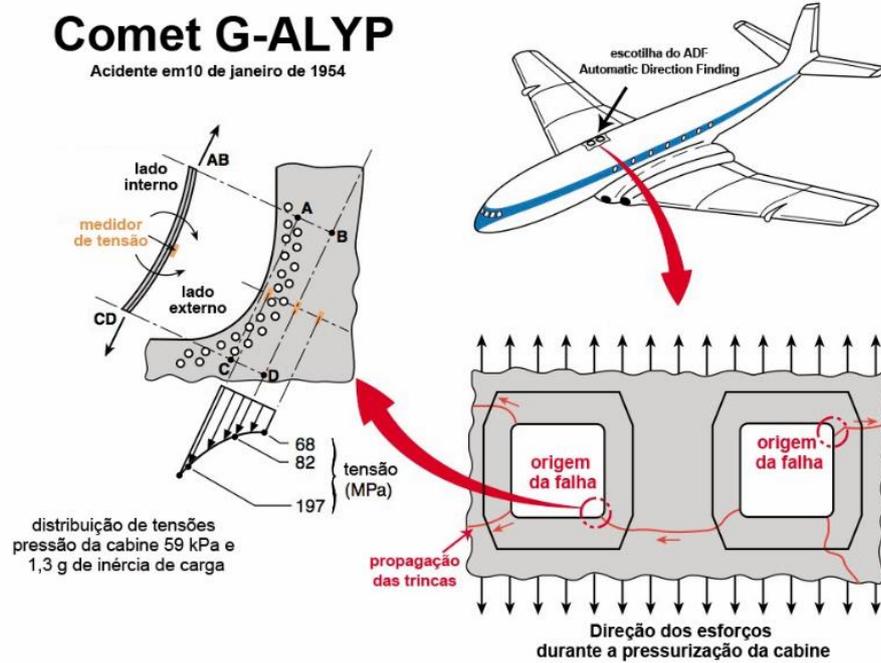


Figura 10 - Origem da falha estrutural da aeronave a partir da quina da escotilha da antena de ADF no Comet G-ALYP.
(Wanhill, 2002)

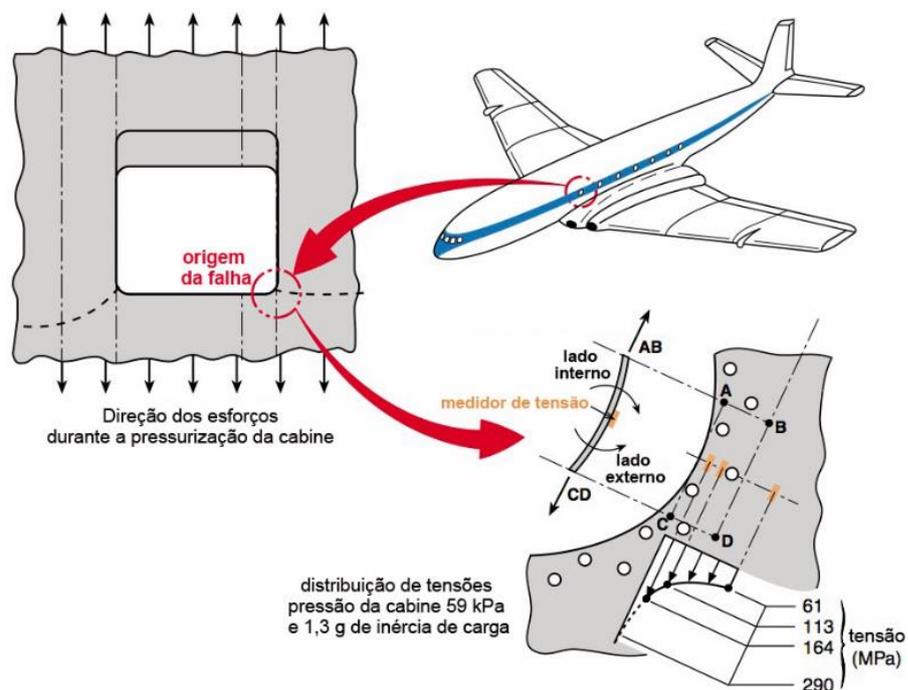


Figura 11 - Origem da falha estrutural da aeronave a partir da quina da janela no Comet G-ALYP.
(Wanhill, 2002)

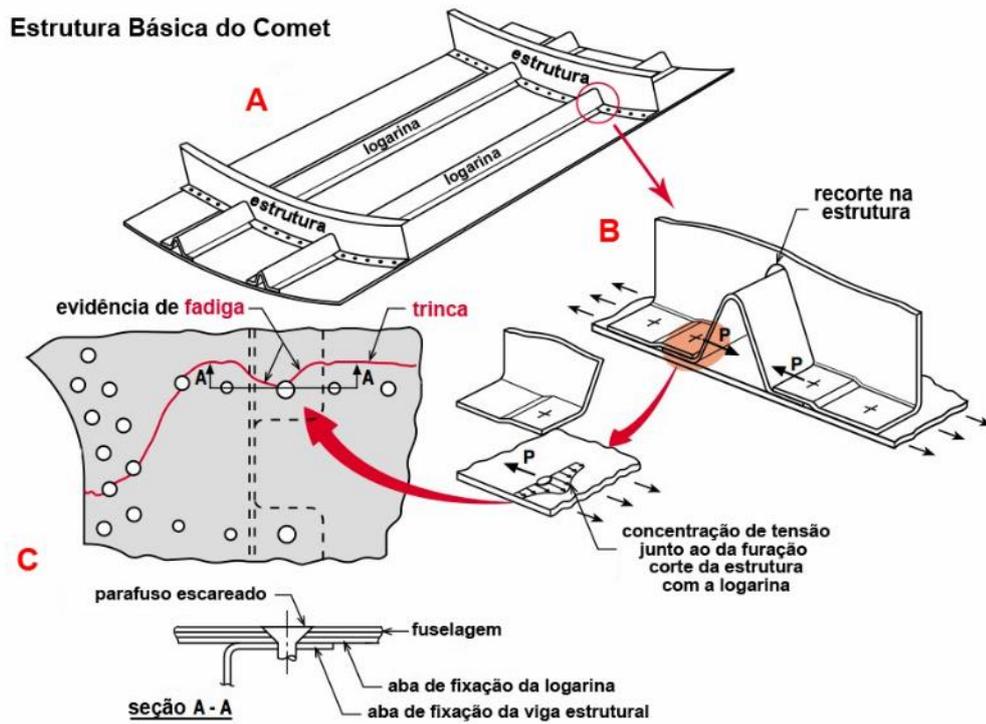


Figura 12 - Furos escareados das cravações próximas às janelas e escotilhas dos Comet I.
(Wanhill, 2002)

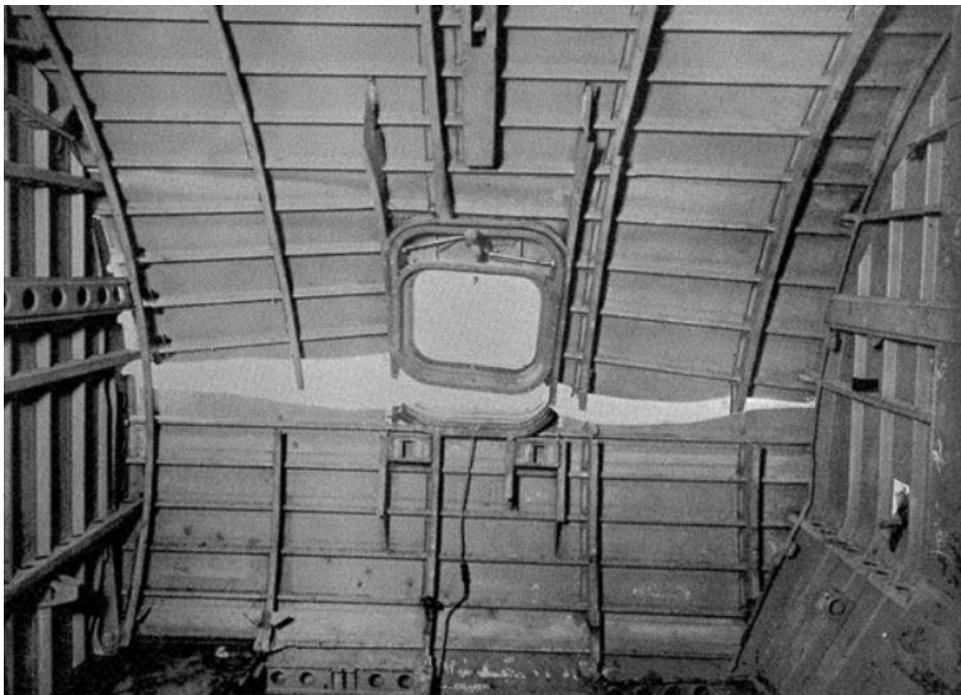


Figura 13 - Janela de emergência do Comet, na qual é possível observar o colapso na estrutura da aeronave ensaiada.
(lessonslearned.faa.gov)

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

eliminar pontos de tensão que pudessem causar a fadiga e o rompimento brusco da fuselagem. Somado a isso, passou-se a adotar inspeções sistemáticas na aviação, conforme a estratégia de requisito adotada (*Fail-Safe*), de modo a garantir que danos e trincas sejam devidamente reportados e reparados, para que não comprometam a segurança na operação da aeronave. No entanto, não foi acrescentado nenhum requisito para se realizar um teste de fadiga em escala real.

2.5.3.2 F-111

A *General Dynamics Corporation* começou a produzir a aeronave F-111 em 1964. A aeronave seria então posteriormente 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 resistência desse avião (Buntin, 1977).

Contudo, em 22 de dezembro de 1969, com pouco mais de um ano em operação, a aeronave #94 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.

Iniciaram-se as investigações e as mesmas mostraram que, durante a fabricação e montagem da estrutura, uma falha na placa inferior do encaixe do pivô da asa esquerda tinha se desenvolvido, e não foi detectada, apesar do tamanho considerável de aproximadamente 23,4 mm x 5,9 mm, conforme ilustrado na figura 14.

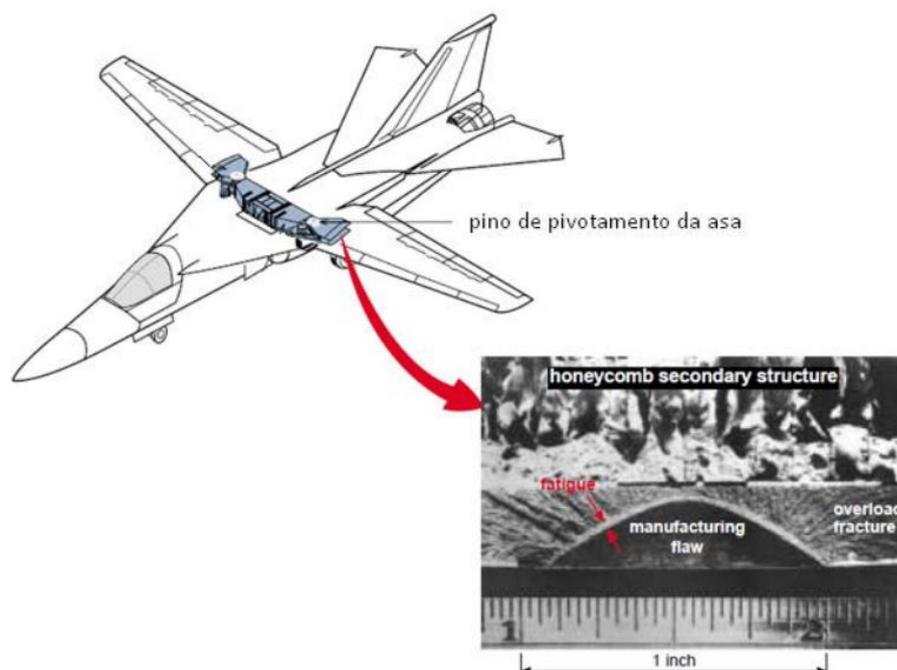


Figura 14 - Origem da falha da aeronave F- 111.
(Wanhill, 2002)

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. Além disso, após tal evento, passou-se a adotar a Tolerância ao Dano (*Damage Tolerance*) como estratégia de requisito, na qual as falhas e as rachaduras na estrutura devem ser consideradas e o foco principal está na segurança, e não mais na durabilidade propriamente dita.

2.5.3.3 Boeing 737-297 – Aloha Airlines

Em 28 de Abril de 1988, um Boeing 737-297 fazia o voo 243 da companhia *Aloha Airlines*, nas ilhas havaianas. A aeronave de registro N73711 decolou do aeroporto da cidade de Hilo, no arquipélago do Havaí, em uma breve viagem de rotina até Honolulu. Era o nono voo daquele dia, descrito minuciosamente no relatório oficial produzido pelo *National Transportation Safety Board* – NTSB, 1989, um voo de 35 minutos. Alguns dos noventa passageiros reclamaram um pouco da turbulência no início do voo mas, minutos depois, o sinal luminoso mandava manter os cintos de segurança atados. Pois, assim que o avião, com dezenove anos de uso, subia e preparava-se para nivelar a 7000 metros, a altitude de cruzeiro prevista para o voo, ouviu-se um forte estrondo e, subitamente, o teto da primeira classe desapareceu no

ar, deixando um rombo de aproximadamente 6 metros na fuselagem acima e ao lado da fileira de assentos, a descompressão explosiva na cabine de passageiros fez com que a aeronave perdesse 35 metros quadrados de sua fuselagem, como pode ser visto na figura 15.

Os pilotos conseguiram realizar o pouso 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 comissária que foi sugada para fora. Nas figuras 15 e 16 é possível visualizar a evacuação da aeronave após a falha e o pouso.



Figura 15 - Boeing 737 da *Aloha Airlines* logo após o acidente.
(Wanhill, 2002)



Figura 16 - Evacuação da aeronave após o pouso bem sucedido.
(Wanhill, 2002)

Essa aeronave Boeing operava há 19 anos e fazia muitos voos curtos pelas ilhas, com exposição prolongada ao ar quente do mar, tendo acumulado 89.680 ciclos de voo (decolagens 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 à 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, concluiu-se que, devido ao ambiente corrosivo, a resina epóxi se descolou e, deste modo, os rebites ficaram sobrecarregados e trincas surgiram nos furos. Esses furos escareados geravam concentrações de tensões, deixando o local mais suscetível à fadiga. As trincas que se originaram nos furos cresceram rapidamente e resultaram na grande falha catastrófica. A figura 17 ilustra os danos por fadiga que levaram à falha.

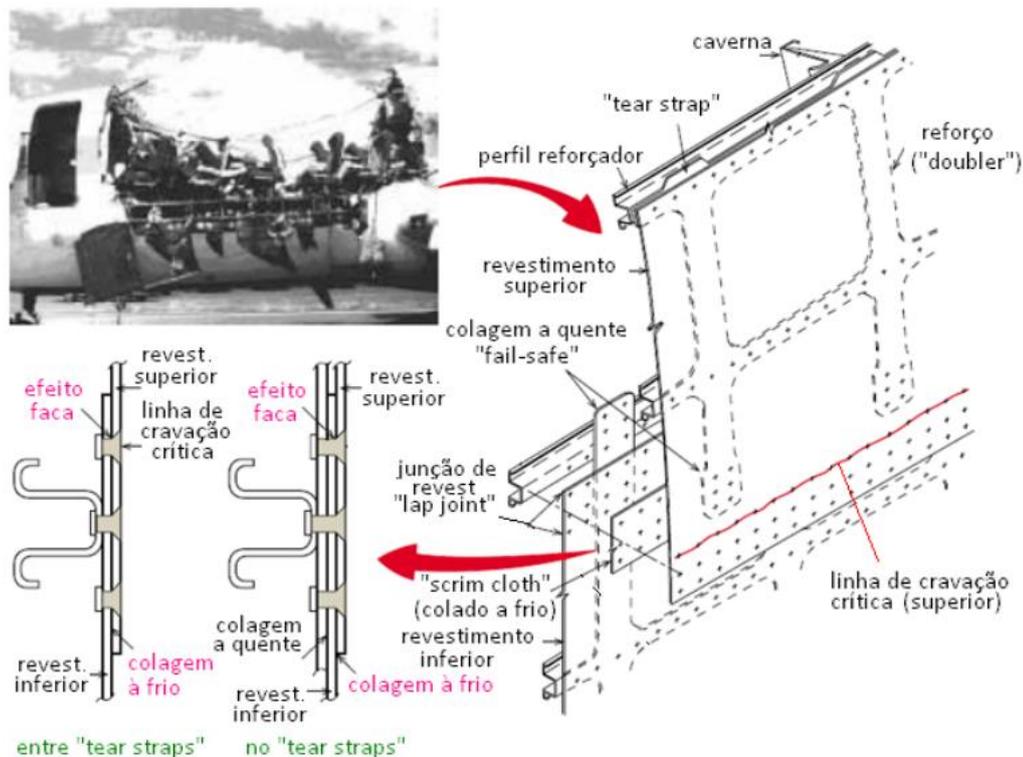


Figura 17 - Aspectos de falhas estruturais associados ao acidente do Boeing 737 Aloha.

(Wanhill, 2002)

Este é um dos casos de acidentes mais estudados quando o assunto é fadiga de aeronaves, tendo diversos artigos a respeito na literatura. No relatório da

investigação, chegou-se à conclusão de que o acidente ocorreu devido a três fatores inter-relacionados, sendo eles:

1. Projeto da emenda dos painéis de revestimento: colado a frio e rebitado para fornecer transferência de carga integral; daí a aceitação de peles relativamente finas, sem dobrador e bordas de facas com furos de rebite;
2. Problemas de colagem: o histórico de serviço inicial da aeronave 737 mostrou algumas ligações suscetíveis à corrosão e descolamentos;
3. Lapso de manutenção: a *Aloha Airlines* negligenciou inspeções regulares e quaisquer reparos necessários nas emendas dos painéis de revestimento.

A principal lição aprendida com esse acidente foi de que é imprescindível o reconhecimento de danos por fadiga generalizados (WFD) em cabines de pressão e também asas e empenagem, visto que os mesmos podem causar perda de *Fail-safe*. Somado a isso, foi realizada uma ação mundial para garantir a segurança e a integridade estrutural de aeronaves envelhecidas, com foco em investigação, regulamentos e circulares consultivos para lidar com o WFD. Passou-se a se considerar substituição ou aposentadoria em vez de inspeções repetitivas e reparos necessários em aeronaves e implementou-se diversos programas de controle de corrosão para aeronaves civis e militares.

2.5.4 REQUISITOS X EVENTOS

Levando-se em consideração a estratégia principal de cada fase da evolução, observa-se 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 LOV. 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.

Apesar dos aspectos citados terem representado uma evolução nos requisitos, ainda se necessitava de testes mais robustos e aprimorados para a certificação estrutural das aeronaves e a consequente operação segura das mesmas.

Diante disso, surgiu, em 1998, o FSFT – *Full Scale Fatigue Test* – solicitado como requisito para a obtenção do Certificado de Tipo da aeronave, a fim de aumentar

a maturidade das estruturas aeronáuticas, bem como garantir a segurança operacional contra danos generalizados por fadiga, sendo a estruturação e o mapeamento dos processos da campanha de certificação de um ensaio de fadiga em escala real os principais objetos de estudo no presente trabalho. A correlação entre a evolução dos requisitos e os eventos ao longo dos anos pode ser vista na figura 18 apresentada a seguir.

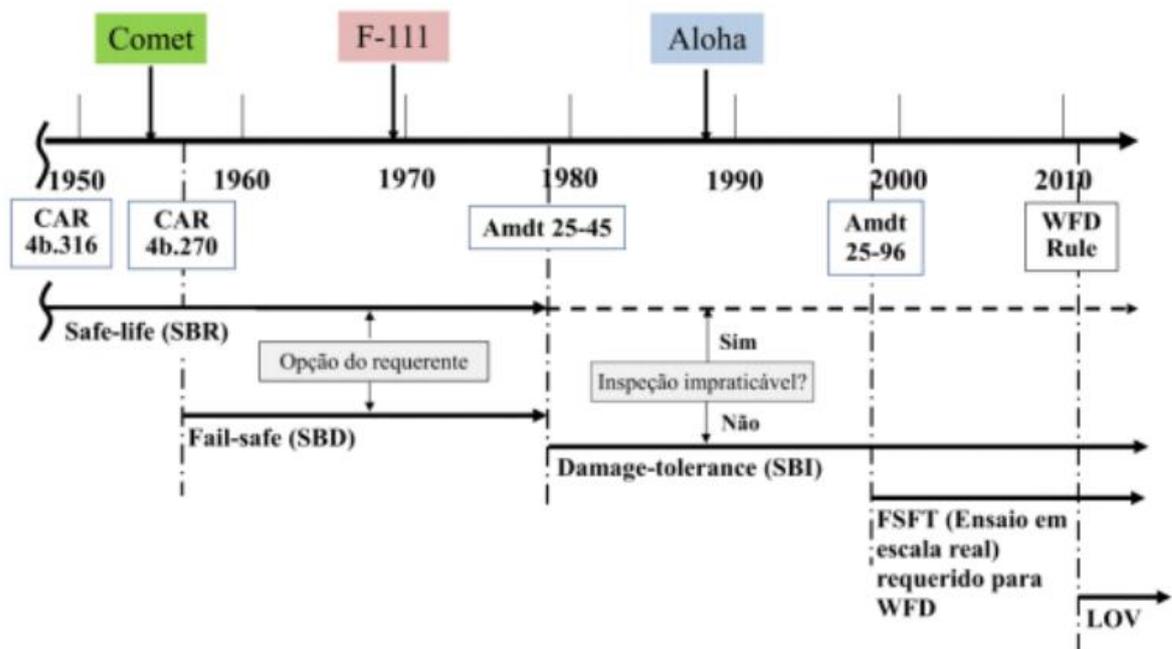


Figura 18 - Evolução dos requisitos de aeronavegabilidade associados à fadiga de aeronaves categoria transporte.
(Wanhill, 2002)

De acordo com o Regulamento Federal de Aviação – *Federal Aviation Regulations* (FAR) – 26.21 estabelecido pelo FAA, a conformidade estrutural é baseada no teste de fadiga em escala real da certificação, ou seja: 2 x LOV ou 2 x 80.000 FC.

A avaliação é baseada em:

- Dados de ensaio de certificação;
- Inspeções de desmontagem;
- Histórico de serviço;
- Análises de tolerância a danos.

2.6 ENSAIO DE FADIGA EM ESCALA REAL

O ensaio de fadiga do conjunto aas-fuselagem em escala real faz parte da demonstração de conformidade da estrutura com os requisitos aplicáveis especificados na parte 25 dos principais órgãos reguladores de aviação civil, por exemplo, ANAC, FAA e EASA, estando presente em suas respectivas bases de certificação. O ensaio de fadiga examina como a estrutura da aeronave responde às cargas em condições que ocorrem em ciclos de voo repetidos – desde a decolagem, subida e cruzeiro, até a descida e pouso. O principal objetivo do teste de fadiga é entender o comportamento estrutural durante a vida útil da aeronave, juntamente com os métodos de inspeção a serem aplicados na identificação de potenciais áreas críticas de fadiga enquanto a aeronave estiver em serviço.

O ensaio de fadiga em escala real certifica o projeto e a análise da estrutura, demonstrando que a mesma é capaz de suportar as repetidas cargas de magnitude variável esperadas em voo, bem como visa identificar as possíveis fissuras das mais diversas fontes, sendo capaz de identificar também potenciais problemas de fadiga e investigar a ocorrência de WFD. Ao longo do ensaio de fadiga, são realizadas inspeções apropriadas para garantir a integridade e continuidade do ensaio e encontrar possíveis inconformidades no corpo de prova ensaiado.

Na figura 19, pode-se visualizar a complexa infraestrutura montada para o ensaio de fadiga *full scale*⁹ da fuselagem completa da aeronave CS100, que na época pertencia a empresa canadense Bombardier e, atualmente, é designada como A220-100 após a aquisição do programa C-Series pela Airbus. O corpo de prova foi submetido à carga de um total de 124 atuadores servo-hidráulicos e os dados de medição foram capturados continuamente para até 1.500 canais. (IABG, 2018)

⁹ *Full Scale*: escala real.



Figura 19 - Ensaio de fadiga *full scale* da fuselagem completa do Bombardier C-Series/A220-100.
(IABG, 2018)

O escopo do teste busca abranger três vidas da aeronave. Para simular as cargas aerodinâmicas utiliza-se atuadores hidráulicos que são conectados à estrutura de duas maneiras: por whiffletrees ou dummies. Para aplicar as cargas corretas a várias partes da estrutura, um mecanismo conhecido como whiffletree é usado para distribuir as cargas de um atuador de carregamento para o corpo de prova. As cargas aplicadas a um ponto central são distribuídas através de uma série de vigas conectadas por pinos, para produzir as cargas conhecidas nas conexões finais. Cada conexão de extremidade é normalmente anexada a uma sapata que é colada à estrutura. As sapatas são coladas na fuselagem, superfícies de comando de voo (estabilizador vertical, leme, profundores, etc.) e revestimentos das asas e estabelecem os pontos de entrada de carga. Os pontos das sapatas são definidos por meio de cálculos, visando garantir uma distribuição uniforme de carga de acordo com a região ensaiada e em conformidade com as cargas de voo. Os dummies são estruturas que têm como objetivo substituir a estrutura real, apresentando condições de carregamento específicas conforme a estrutura a ser ensaiada. Como exemplo, comumente são projetados dummies para simular a estrutura dos motores, da APU, da empenagem horizontal e dos trens de pouso, de modo a reduzir os custos e otimizar os ciclos de carregamento. Geralmente, os atuadores são configurados para trabalharem tracionando e comprimindo a estrutura. É importante ressaltar que esses dispositivos auxiliares de ensaio e o corpo de prova têm seus pesos aliviados, a fim

de garantir uma distribuição e um controle de carga homogêneo e representativo. (SCHWARBERG, F., 2003)

Um ensaio de fadiga *full scale* está sujeito a algumas limitações práticas e suposições simplificadoras que devem ser impostas para permitir a execução do teste em um tempo de duração viável. Diversos cuidados são adotados para minimizar possíveis limitações ou efeitos de simplificações e garantir um ensaio de fadiga adequadamente qualificado e representativo. A redução de cargas de ensaio é uma das simplificações e seu objetivo é definir um espectro de carga de ensaio que não seja tão longo quanto às cargas de fadiga de projeto, para que o teste possa ser executado dentro de um intervalo de tempo apropriado. A redução deve ser aplicada uniformemente às cargas de todo o conjunto de componentes de teste de fadiga estrutural.

A distribuição das cargas de ensaio de fadiga é um processo feito após as cargas de fadiga reduzidas serem definidas para todos os componentes. Consiste em um processo de otimização que resulta na definição das forças a serem aplicadas pelos atuadores para produzir as cargas simulando a operação de serviço da aeronave.

Nas imagens a seguir (20 e 21) tem-se, respectivamente, os ensaios de fadiga *full scale* das semiasas e fuselagem central e da semiasa esquerda da aeronave Airbus A350-XWB, realizados nas instalações da IABG¹⁰ em Erding, na Alemanha. É possível visualizar, em azul, a infraestrutura que suporta os dispositivos e o corpo de prova do ensaio, em amarelo os atuadores que aplicam carga na estrutura e em vermelho identificam-se as árvores de carregamento que realizam as distribuições de carga.

¹⁰ IABG: a *Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH* (IABG) foi criada em 1961 por iniciativa da República Federativa da Alemanha como uma instalação central de análise e teste para a indústria aeroespacial e o Ministério da Defesa. A IABG foi privatizada em 1993 e hoje é uma empresa de tecnologia europeia gerenciada com as principais competências de análise, simulação e teste, bem como operação de instalações e sistemas. A IABG presta serviços técnicos e científicos a clientes privados e públicos nas principais áreas de negócio, com foco em confiabilidade funcional de produtos de alta tecnologia e sistemas de transporte recém-desenvolvidos, bem como segurança do Estado, negócios e sociedade.

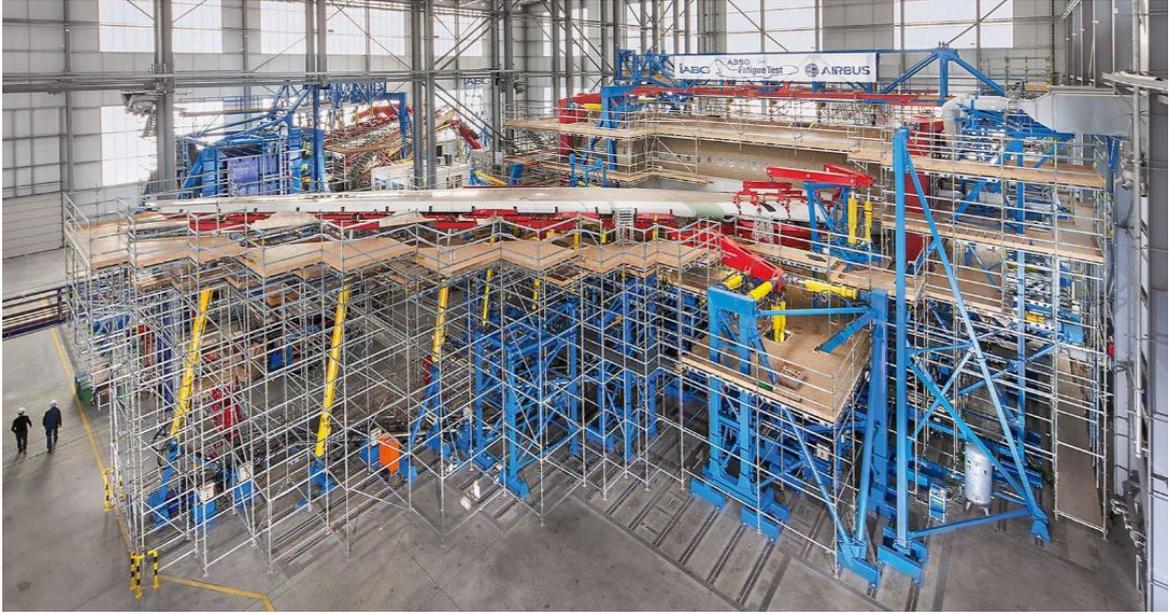


Figura 20 - Ensaio de fadiga *full scale* das semiasas e fuselagem central do Airbus A350-XWB.
(IABG, 2014)



Figura 21 - Dispositivos flexionando a semiasa esquerda no ensaio de fadiga *full scale* do Airbus A350-XWB.
(IABG, 2014)

Já nas imagens 22 e 23 é possível visualizar a infraestrutura do ensaio de fadiga *full scale* em azul, bem como a seção de fuselagem frontal e semiasas do Airbus A380-800 que teve sua fuselagem completa fadigada de 2003 a 2013 nas instalações da IABG em Dresden, também na Alemanha, conforme a campanha de certificação exigida para a aeronave.



Figura 22 - Ensaio de fadiga *full scale* do Airbus A380-800.
(IABG, 2013)



Figura 23 - Ensaio de fadiga *full scale* do Airbus A380-800.
(IABG, 2013)

Como último exemplo, em meados de 2009, a Boeing deu início à certificação estrutural da aeronave 787 Dreamliner. O ensaio de fadiga *full scale* do Boeing 787 Dreamliner foi realizado a céu aberto na unidade da companhia em Everett, EUA. Na figura 24 encontra-se o posicionamento da fuselagem a ser fadigada. Já nas figuras 25, 26, 27, 28 e 29 é possível visualizar a configuração de ensaio montada para a execução dos ciclos de fadiga, com as árvores de carregamento e a infraestrutura dedicada para suportar todos os dispositivos e o corpo de prova.



Figura 24 - Posicionamento da fuselagem do Boeing 787 Dreamliner para o ensaio de fadiga *full scale*.
(Boeing, 2009)



Figura 25 - Ensaio de fadiga *full scale* do Boeing 787 Dreamliner.
(Boeing, 2009)



Figura 26 - Montagem dos dispositivos de aplicação de carga no corpo de prova do ensaio de fadiga *full scale* do Boeing 787 Dreamliner.
(Boeing, 2009)



Figura 27 - Montagem dos dispositivos de aplicação de carga na empennagem vertical do ensaio de fadiga *full scale* do Boeing 787 Dreamliner.
(Boeing, 2009)



Figura 28 - Sapatas e árvores de carregamento sobre a semiasa do ensaio de fadiga *full scale* do Boeing 787 Dreamliner.
(Boeing, 2009)



Figura 29 - Montagem das sapatas e árvores de carregamento sobre a semiasa do ensaio de fadiga *full scale* do Boeing 787 Dreamliner.
(Boeing, 2009)

2.7 MAPEAMENTO DE PROCESSOS

O mapeamento de processos foi desenvolvido e implementado inicialmente pela General Eletric (GE) como parte integrante das estratégias de melhoria

significativa de desempenho, o qual era utilizado para descrever, em fluxogramas e textos de apoio, cada passo vital dos seus processos de negócio. (Hunt, 1996)

No entanto, o mapeamento de processos teve suas origens em uma variedade de áreas, sendo que, a origem da maioria das técnicas, como o diagrama de fluxo, o diagrama de cadeia, o diagrama de movimento, os registros fotográficos, os gráficos de atividades múltiplas e os gráficos de processo, podem ser atribuídas a Taylor e a seus estudos de melhores métodos de se realizar tarefas.

Segundo Diogo et al. (2012), o Mapeamento de Processos pode ser definido como a capacidade de se identificar, entender e documentar as atividades de uma organização de forma simples, clara e padronizada, com o objetivo de tornar esse conhecimento reaproveitável e útil para os envolvidos e interessados.

Dessa forma, tem-se que os benefícios do Mapeamento de Processos incluem a redução nos custos de desenvolvimento de serviços e produtos, a redução de falhas na integração de sistemas, uma melhor compreensão do processo, e, sobretudo, a melhoria nas operações das empresas. (Hunt, 1996)

A partir disso, os conceitos básicos do mapeamento de processos podem ser sumarizados pelos seguintes pontos chave:

- Entender um processo ou sistema pela criação de um Mapa de Processo, que, graficamente, mostra o fluxo correspondente (objetos e/ou informações) e atividades (realizadas por homens ou máquinas). O mapa do processo é desenhado para relatar corretamente tanto informações quanto atividades;
- Distinguir que funções um sistema deve realizar a partir de como o sistema é construído para realizar essas funções. A distinção deve ser claramente evidente no mapa do processo;
- Estruturar o mapa do processo como uma hierarquia com funções principais no topo e sucessivos níveis do mapa do processo, revelando detalhes bem delimitados. Cada mapa do processo deve ser consistente internamente;
- Estabelecer um ciclo de revisão informal do mapa do processo para atualizar e aprimorar o mapa e registrar todas as decisões por escrito. (Hunt, 1996)

É possível elencar que, dentre os diversos benefícios da atividade de mapeamento, seus principais objetivos são:

1. Maximizar a capacidade de comunicação de uma organização, tanto interna quanto externamente;
2. Tornar impessoal e não proprietário o conhecimento do funcionamento de uma organização;
3. Identificar melhorias nas atividades de uma organização;
4. Melhor compreensão da realidade e padronização de execução das mesmas. (Diogo et al., 2012)

3. MATERIAIS E MÉTODOS

Para atingir os objetivos propostos, elaborar um mapeamento de processos representativo e o planejamento necessário para a estruturação da campanha de certificação de um ensaio de fadiga da estrutura de uma aeronave comercial, foi necessário uma revisão bibliográfica completa dos Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil (RBAC) e demais regulamentos aplicáveis. Bem como de literaturas e artigos que abordam o histórico da evolução dos requisitos de aeronavegabilidade e detalham caso a caso.

Na sequência, procedeu-se ao estudo da cartilha de Certificação de Projeto de Tipo elaborada pela ANAC, realizando-se o levantamento das etapas necessárias para a estruturação e confecção dos processos.

Em cada uma das etapas estudadas e consideradas necessárias para a realização do ensaio, foi possível elencar os principais processos e suas entregas, como também suas sequências, de modo a estabelecer e criar fluxos compreensíveis e, que estabelecessem a correta passagem de informações entre as etapas.

Em seguida, iniciou-se o estudo e detalhamento de cada uma das etapas, visando a melhor compreensão e organização dos processos. Após discretizar cada etapa necessária para a execução do ensaio, realizou-se uma verificação de coerência e amarração entre as etapas, de modo a garantir a lógica e a representatividade em cada processo estruturado e mapeado para o ensaio.

À medida que os estudos e análises amadureceram, tornou-se possível organizar as etapas em fluxogramas, de modo a dar forma para o mapa de cada processo estruturado e possibilitar uma melhor interpretação, bem como facilitar a compreensão visual dos processos. Com a visualização do mapa por meio do

fluxograma, pode-se conceber ajustes e implementar melhorias nos processos, de modo a deixá-los mais robustos e inteligíveis.

Com a compreensão do fluxo das etapas foi possível entender cada uma das ações e responsabilidades das partes envolvidas, requerente e autoridade, e a interatividade necessária de ambas para a realização da campanha, como pode ser observado nos resultados obtidos. Ou seja, ilustrou-se com o auxílio dos fluxogramas, as etapas dos processos pelos quais se avalia e aprova a estrutura projetada para uma aeronave contra as normas de aeronavegabilidade estabelecidas, de uma forma planejada que culmina com a emissão do Certificado de Tipo, sendo este o documento que reconhece então as aeronaves produzidas pelo projeto assim aprovado.

4. RESULTADOS

Com base nos estudos realizados, foram levantadas as fases e os processos necessários para a estruturação da campanha de certificação de uma aeronave comercial. O programa será focado no ensaio de fadiga *full scale*, tido como um requisito vital para a certificação estrutural da aeronave.

4.1 PLANEJAMENTO INICIAL

A certificação de uma aeronave visa garantir que a mesma possua um nível de segurança aceitável para seus ocupantes e para as pessoas em solo. O processo de certificação de uma aeronave se inicia com a reunião do requerente junto a autoridade de aviação civil. Nesta primeira reunião, o requerente apresenta as características físicas e operacionais da aeronave, bem como demais informações relevantes para o entendimento e conhecimento do projeto por parte da autoridade. Este contato inicial é também uma oportunidade para que o requerente possa compreender o processo de certificação, antes de entrar com o requerimento formalmente.

Após o contato inicial, o requerente será orientado, em uma reunião de pré-aplicação, quanto ao tipo de aprovação a ser requerida e quanto aos procedimentos de certificação. Esta orientação deve explicar a necessidade da certificação, o processo de certificação, o papel da autoridade e as responsabilidades do requerente. O principal intuito desta etapa é estabelecer uma parceria com o requerente e fornecer uma oportunidade para desenvolver o conhecimento do processo de certificação de tipo a ser aplicado.

Após a pré-aplicação, realiza-se a familiarização inicial, na qual o requerente tem a oportunidade de descrever seu projeto antes de dar entrada ao requerimento de certificação de tipo. O objetivo dessa reunião de apresentação do projeto é apresentar o projeto à autoridade, em seu estágio de desenvolvimento atual. Devem ser apresentadas as características de projeto e de produção, dando ênfase em características inéditas ou não usuais, operações pretendidas, grandes fornecedores, agenda do projeto, construção de protótipos e uso de profissionais credenciados ou de organizações credenciadas.

O processo de certificação de tipo será então iniciado formalmente com o recebimento do requerimento para certificação de tipo pela autoridade. Esse requerimento deve estar acompanhado de algumas informações relevantes para a avaliação da autoridade, como desenhos de três vistas da aeronave, descrição da aeronave (incluindo métodos construtivos, premissas de projeto e dimensões principais e tipos de operação pretendidos), limitações, dados de desempenho e o Plano de Certificação do Requerente.

A partir dessa fase, a autoridade irá analisar o projeto, familiarizar-se tecnicamente com o mesmo, identificar pontos de melhorias ou que mereçam atenção e definir a base de certificação aplicável para o projeto de tipo da aeronave, bem como analisar condições especiais, isenções e níveis equivalentes de segurança. A base de certificação definirá os ensaios necessários que o requerente deverá realizar, com o intuito de verificar o cumprimento com os requisitos de certificação ou de coletar dados visando à certificação. Na figura 30, é possível visualizar o mapa elaborado para o processo de planejamento inicial.

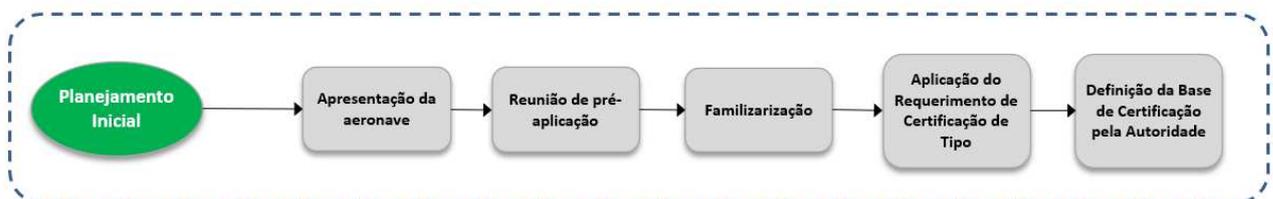


Figura 30 - Mapa do Processo de Planejamento Inicial da Certificação.
(Desenvolvido pelo autor)

4.2 PLANEJAMENTO DE ENSAIO

Quando uma nova aeronave está sendo desenvolvida, realiza-se uma avaliação junto às demais equipes de engenharia de desenvolvimento de produto,

órgãos e autoridades competentes, para o levantamento das informações, recursos e prazos necessários para a execução do desenvolvimento conjunto, englobando toda a certificação necessária.

Nas fases iniciais, são realizados estudos conceituais e preliminares, nos quais são analisadas as definições gerais sobre a aeronave e o escopo do desenvolvimento do produto. Nesta etapa, a área responsável pelos ensaios estruturais é acionada para elaborar os cronogramas preliminares. Esta versão inicial de cronograma é considerada macro, ou seja, elaborada ainda sem grandes detalhes sobre os ensaios a serem realizados, porém com premissas e restrições estabelecidas e registradas.

Na fase seguinte, são estabelecidas algumas definições de escopo, pois passa-se a ter maior conhecimento sobre as informações estruturais. A campanha de ensaios passa então por um detalhamento. Procura-se definir, nesta etapa, os acordos e contratos necessários, incluindo negociações e cotações de mão de obra, ferramentas, infraestrutura, materiais de consumo e investimentos em equipamentos. São levadas em consideração, também, a busca e contratação de fornecedores ou até mesmo, se for o caso, parceiros.

Na sequência, verifica-se a consistência do orçamento e cronograma criado anteriormente, baseado na evolução das definições estruturais da aeronave. Nesta fase também podem ser realizados ensaios de desenvolvimento para validação de algumas soluções estruturais. Conforme a evolução do programa, podem surgir alterações nas definições estruturais da aeronave, demandando cotações de novas etapas.

Na fase seguinte, a área responsável pelos ensaios inicia o detalhamento do cronograma, o projeto e o desenvolvimento dos dispositivos de ensaios, baseados em informações fornecidas pela engenharia de estruturas. Com os dispositivos de ensaios prontos e tendo à disposição os corpos de provas a serem ensaiados no ensaio de fadiga, inicia-se a montagem, instrumentação e execução dos ensaios contemplados na campanha de certificação. Nesta fase, geralmente está incluída a maior demanda de mão de obra da área de ensaios.

Para a consolidação do planejamento do programa, as atividades a serem realizadas pela área de ensaios dependem das entradas fornecidas por outras. Dessa forma, é imprescindível a sinergia entre as áreas para fins de alinhamento e coordenação. Com isso, as informações estruturais, desenhos e documentos devem ser elaborados de forma avançada e em constante visibilidade para os envolvidos.

Com todas as informações alinhadas, a campanha de certificação é formalizada por meio da elaboração da proposta de ensaio. Na proposta de ensaio estarão contidas todas as informações relevantes que dizem respeito ao ensaio, como escopo, especificações do corpo de prova, configurações de ensaio, cargas envolvidas, procedimentos de execução do ensaio, instrumentações, inspeções e conformidades necessárias, bem como os critérios de aceitação baseados nos requisitos presentes nos regulamentos de aviação civil, principalmente os que dizem respeito a danos de fadiga generalizados.

Após a elaboração, a proposta de ensaio é apresentada à autoridade de aviação civil, de modo que a autoridade possa contribuir com sugestões, solicitações e melhorias que sejam passíveis de serem implementadas e contribuam para o amadurecimento da proposta. A proximidade com a autoridade nesta etapa é fundamental, para que a mesma esteja ciente dos detalhes e do planejamento elaborado para a campanha de ensaio.

Com a formalização da proposta de ensaio, a campanha de ensaio é oficialmente iniciada, seguindo-se para as demais etapas: projeto e fabricação de dispositivos, montagem, instrumentação e inspeção do corpo de prova e execução do ensaio.

Na Fig. 31, está exposto o mapa do processo de planejamento do ensaio de certificação estrutural de fadiga *full scale*, passando por cada etapa descrita.

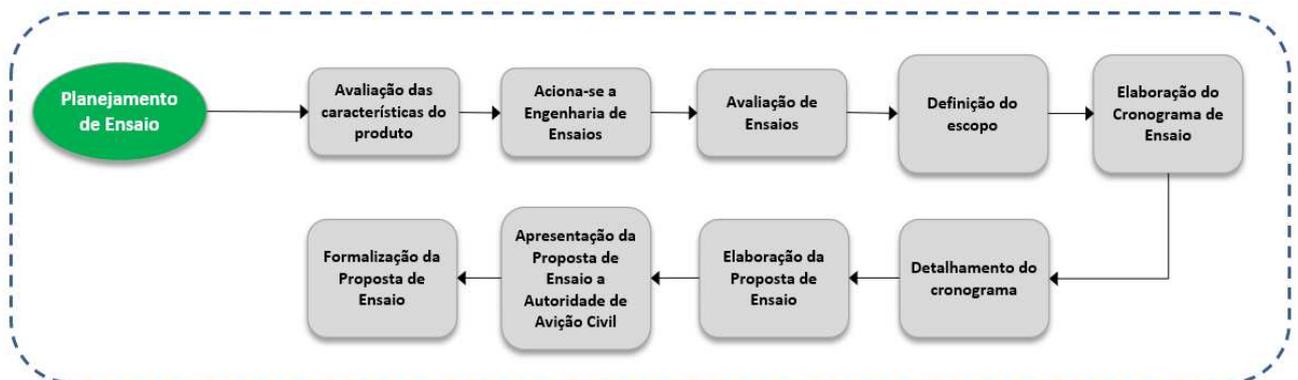


Figura 31 - Mapa do Processo de Planejamento de Ensaio.
(Desenvolvido pelo autor)

4.3 PROJETO DE DISPOSITIVOS

Para dar início ao projeto de dispositivos a serem utilizados no ensaio de fadiga, os responsáveis pela tarefa, engenheiros e projetistas, necessitam ter conhecimento

a respeito do planejamento previsto para o ensaio, bem como estar familiarizados com a proposta de ensaio. Após o início, são necessárias análises preliminares das informações, bem como uma avaliação do nível de detalhamento a ser adotado para o projeto, sendo o mesmo também acompanhado pela autoridade de aviação civil.

Após a fase inicial, a engenharia responsável pelo ensaio elabora as especificações de projeto necessárias e estabelece um plano de acompanhamento e detalhamento dos projetos.

Na sequência, a fase de projeto 3D é iniciada, seguida de diversos estágios de avaliações, para fins de melhorias e modificações, antes de se iniciar a etapa de fabricação. Com o projeto 3D aprovado pela engenharia, a equipe de projeto inicia a elaboração e o detalhamento dos desenhos 2D, que serão enviados para o fornecedor responsável pela fabricação dos dispositivos. No entanto, antes do envio dos desenhos, são necessárias mais algumas reuniões para alinhamento e identificação de possíveis melhorias.

Caso sejam identificados pontos de melhorias no projeto, se faz necessária a revisão do projeto. Dessa forma, atualizam-se os desenhos antes de sua liberação. É imprescindível salientar a importância dessa avaliação antes da liberação dos desenhos para a fabricação, visto que se evita retrabalhos e custos adicionais no futuro.

Na Figura 32, tem-se o mapa dos processos descritos na etapa de projeto de dispositivos.

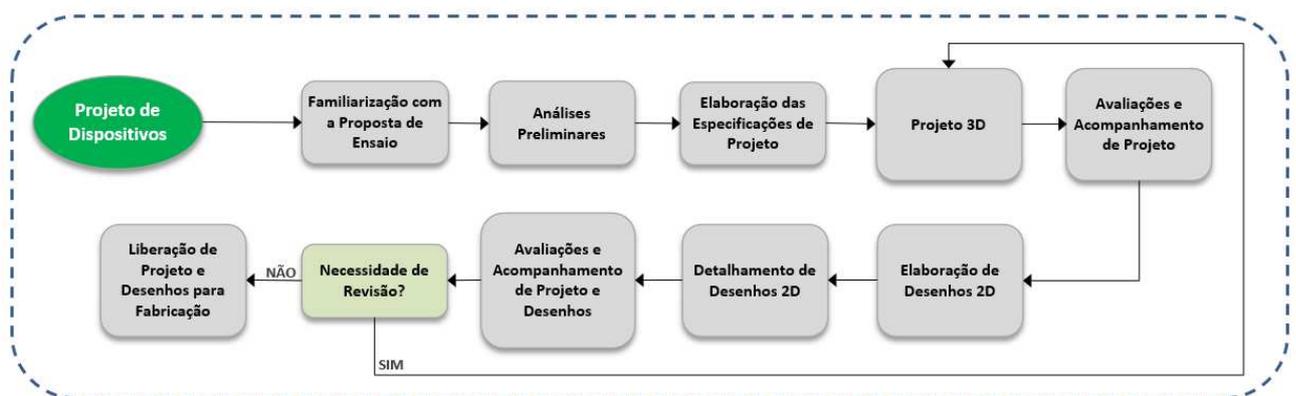


Figura 32 - Mapa do Processo de Projeto de Dispositivos.
(Desenvolvido pelo autor)

4.4 FABRICAÇÃO DE DISPOSITIVOS

A equipe responsável pela fabricação dos dispositivos a serem montados no ensaio de fadiga *full scale* recebe o projeto e os desenhos aprovados de cada dispositivo cuja fabricação se faz necessária.

Após o recebimento das informações, avaliam-se as matérias-primas a serem utilizadas na fabricação, bem como os processos de fabricação necessários. Com tais definições, a preparação e a fabricação, propriamente ditas, são iniciadas.

Para alguns casos, são indispensáveis detalhamentos adicionais e inspeções minuciosas nos dispositivos fabricados, a fim de garantir que todos estejam conforme as tolerâncias especificadas no projeto e não gerem atrasos ou interferências indesejadas no processo de montagem. É necessário realizar uma análise de interferência, levando em consideração a cinemática e os deslocamentos esperados do corpo de prova durante a execução do ensaio, bem como a viabilidade de montagem do dispositivo. Se houver a necessidade de retrabalhos ou modificações nos dispositivos fabricados após as inspeções, os mesmos podem ser devolvidos à equipe de fabricação.

Com os dispositivos fabricados e aprovados, os mesmos são entregues à equipe responsável pela montagem do ensaio. O mapa do processo de fabricação encontra-se na Figura 33.

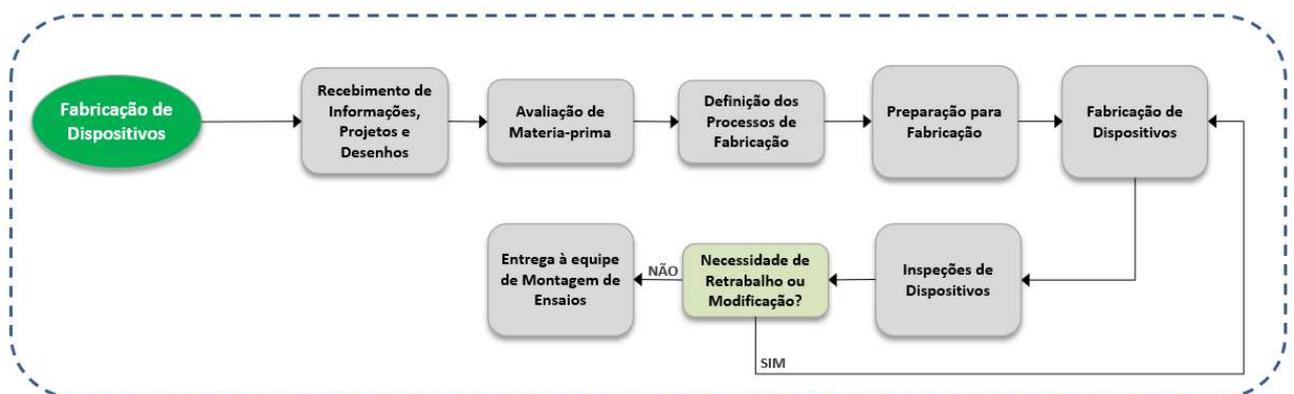


Figura 33 - Mapa do Processo de Fabricação de Dispositivos.
(Desenvolvido pelo autor)

4.5 MONTAGEM DE ENSAIO

No processo de montagem, a equipe dedicada a este processo recebe as informações, projetos, desenhos e os dispositivos fabricados para a execução do ensaio e os documentos elaborados pela engenharia de ensaio, que descrevem e

detalham os roteiros e guias de montagem. Nessa etapa, podem ser realizadas reuniões semanais de alinhamento e planejamento com a engenharia, a fim de identificar e propor modificações que se façam necessárias.

Para que a montagem ocorra com maior fluidez, recomenda-se a elaboração de um cronograma estratégico de montagem, levando-se em consideração a melhor sequência para posicionamento dos corpos de prova e montagem dos dispositivos de ensaio. Com isso, é imprescindível uma análise detalhada do projeto, dos acessos necessários, da ordem de montagem, bem como uma análise para a identificação das ferramentas e equipamentos necessários para a execução e divisão das tarefas de montagem.

Na primeira etapa de montagem, prioriza-se o posicionamento do corpo de prova e, na sequência, a montagem da infraestrutura, de dispositivos, de sistemas de aplicação de carga, de sistemas auxiliares (hidráulicos, pneumáticos e etc.) e de sistemas de segurança.

Após a finalização de cada etapa da montagem, o grupo responsável pelas inspeções verificam a conformidade da montagem, a fim de garantir que tudo está sendo montado conforme o planejado e projetado para o ensaio. Além disso, ao longo das etapas de montagem, o grupo responsável realiza alguns testes para assegurar que a montagem e os sistemas se encontram em pleno funcionamento, conforme o especificado nos roteiros de montagem.

Quando a montagem estiver totalmente finalizada e testada, o grupo de inspeção é acionado para inspecionar e emitir a conformidade de acordo com os requisitos de certificação, possibilitando assim seguir a sequência para a próxima etapa de instrumentação do ensaio. O mapa do processo de montagem do ensaio encontra-se a seguir, na Figura 34.



Figura 34 - Mapa do Processo de Montagem de Ensaio.
(Desenvolvido pelo autor)

4.6 INSTRUMENTAÇÃO DE ENSAIO

O processo de instrumentação se inicia com a entrada do planejamento que estipula e valida o cronograma de instrumentação junto à equipe responsável. Após a etapa de planejamento, são realizadas algumas análises das demandas do ensaio e definem-se os equipamentos, transdutores e sistemas de aquisição necessários para o atendimento ao ensaio.

Após a definição das necessidades de instrumentação do ensaio, a equipe de instrumentação reúne-se com a engenharia responsável, com o propósito de alinhar e solicitar a elaboração dos desenhos de instrumentação necessários. Com os desenhos aprovados, os instrumentistas aguardam até que o ensaio seja disponibilizado para iniciar as atividades de instrumentação. Nesse período, os mesmos realizam a separação e a calibração dos instrumentos e equipamentos, como células de carga, hastes de reação e transdutores de deslocamento, além de atuarem também na preparação de toda a cablagem que será utilizada.

Quando a equipe de instrumentação se encontra apta a iniciar as tarefas, a mesma inicia a instalação dos extensômetros elétricos, o posicionamento e a instalação dos equipamentos. Na sequência, configuram-se os equipamentos, instalando-os no software que realizará a aquisição de dados, de modo a validar sua operacionalidade. Nessa etapa, realiza-se ainda uma verificação de calibração dos equipamentos, a fim de garantir a confiabilidade dos dados que serão adquiridos. Realiza-se ainda uma verificação em toda a instrumentação montada, com o objetivo de identificar possíveis correções e estabelecer melhorias.

Por se tratar de um ensaio de certificação, é necessário levar em consideração a necessidade e a importância de garantir um tempo hábil para que todas as Declarações de Conformidade solicitadas pela autoridade de aeronáutica sejam emitidas de acordo com o cronograma de preparação e execução do ensaio.

A seguir, encontra-se a ilustração (Fig. 35) do mapa dos processos definidos para a etapa de instrumentação do ensaio.

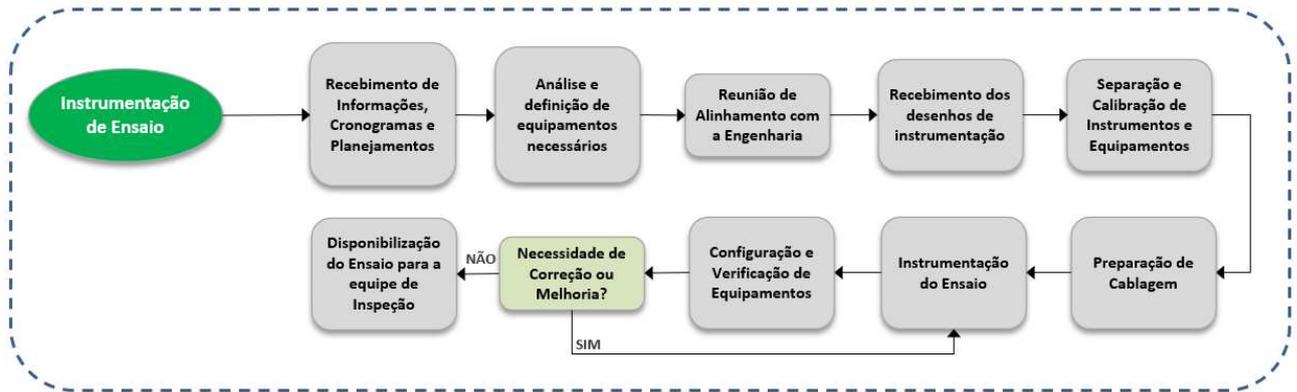


Figura 35 - Mapa do Processo de Instrumentação de Ensaio.
(Desenvolvido pelo autor)

4.7 INSPEÇÃO DE ENSAIO

A inspeção de ensaio é fundamental para a garantia de conformidade com a proposta definida para ensaiar o corpo de prova. Para ensaios de maior duração, como o ensaio de fadiga, define-se a periodicidade de inspeção, em que as estruturas são avaliadas e as falhas encontradas são reportadas. Neste caso, zela-se por manter o ensaio em execução o maior tempo possível, de modo a cumprir com os cronogramas elaborados pela engenharia, mas sem colocar em risco a integridade do corpo de prova e dos dispositivos que ensaiam o mesmo.

Na elaboração do cronograma e planejamento do ensaio, também podem ser definidos os planos de inspeção, que caracterizam as regiões do corpo de prova a serem inspecionadas, como também os métodos de inspeção necessários e suas periodicidades. O mesmo deve constar na proposta de ensaio, sendo elaborado e programado pelas engenharias de estruturas, de ensaios e grupo de inspeção de ensaios. É importante que o plano de inspeção também contemple possíveis desmontagens que se façam necessárias para sua execução.

Após a definição do cronograma e dos planos de inspeção, os inspetores passam a atuar a partir da chegada e posicionamento do corpo de prova. Primeiramente, realiza-se uma inspeção detalhada no corpo de prova antes do início da montagem, para garantir que o mesmo se encontra íntegro, alinhado e em condições de ser fadigado com a execução do ensaio.

Na próxima etapa, realiza-se a inspeção da montagem de dispositivos de carregamento e de estruturas auxiliares montadas para a execução do ensaio. Na sequência, inspeciona-se os sistemas de aplicação de carga, a fim de garantir a

ausência de folgas e verificar se os sistemas estão conforme o especificado e dentro das tolerâncias aceitas e aprovadas.

Quando as etapas de montagem e a instrumentação do ensaio estiverem concluídas, o grupo de inspetores verifica a instalação e o posicionamento dos transdutores solicitados.

Com o ensaio em execução, o grupo de inspeção realiza as inspeções periódicas em busca de danos e inconformidades, por exemplo trincas. Durante a execução, realizam-se paradas periódicas para inspeções, sendo que algumas são mais longas que outras, de acordo com o nível de detalhe, quantidade de regiões a serem inspecionadas ou necessidade de inspeção. É válido ressaltar que as paradas de inspeção são elaboradas estrategicamente, de forma que sejam realizadas com máxima eficiência, no sentido de não gerar atrasos para o cronograma de execução do ensaio.

As inspeções de conformidade são realizadas junto à autoridade aeronáutica e visam demonstrar o cumprimento com os requisitos de certificação aplicáveis. No Brasil, tais inspeções são realizadas junto à Agência Nacional de Aviação Civil. O inspetor de ensaio acompanha o inspetor certificado da ANAC, verificando se o produto e o ensaio estão conforme desenhos, especificações, processos de fabricação e processos especiais.

O fluxo do mapa do processo de Inspeção de Ensaio encontra-se na Figura 36.

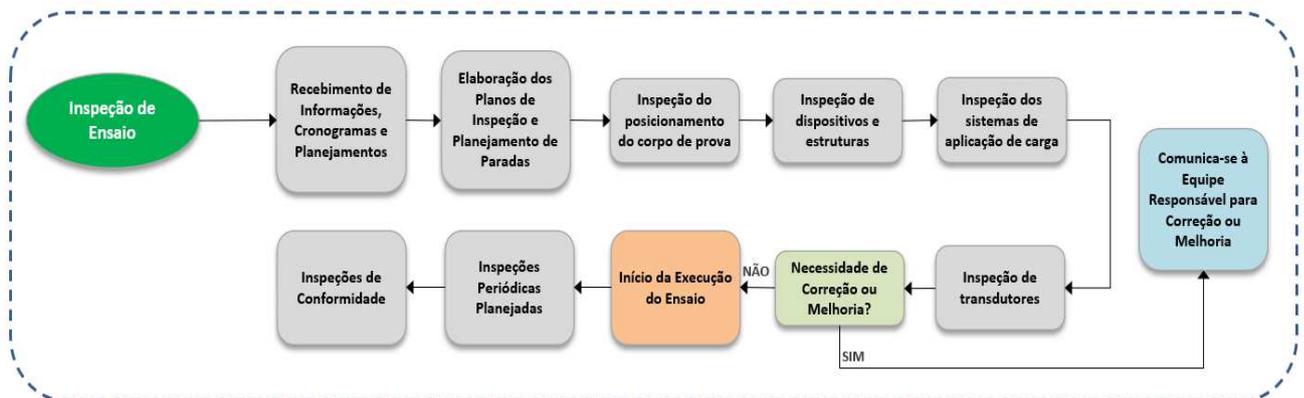


Figura 36 - Mapa do Processo de Inspeção de Ensaio.
(Desenvolvido pelo autor)

4.8 EXECUÇÃO DE ENSAIO

Para iniciar a etapa de execução do ensaio, é necessário que as etapas dos processos anteriores tenham sido integralmente concluídas e validadas, de modo a

garantir a conformidade com os requisitos de aviação civil aplicáveis, a concordância do ensaio montado com a proposta do mesmo e a representatividade que se objetiva na execução do ensaio de fadiga da estrutura. Nessa primeira etapa, a equipe responsável pela execução realiza os últimos alinhamentos de informações e testes de softwares e equipamentos.

Antes do início das aquisições de dados oficiais, que são coletadas para fins de certificação da aeronave, efetuam-se alguns testes para verificar possíveis ajustes ou modificações que se façam necessárias e que beneficiem a melhor execução do ensaio. Dessa forma, realizam-se algumas aquisições extras que serão analisadas para verificar a coerência dos dados adquiridos e garantir que não haja inconformidades ou interferências de montagem, pois essas podem invalidar os resultados e atrapalhar a plena execução.

Na sequência, inicia-se a execução do ensaio. Quando for necessário, o ensaio pode ser interrompido, seja para inspeções programadas ou para a verificação da necessidade de ajustes ou inspeções adicionais. É importante que sempre que o ensaio for interrompido, o motivo e as atividades que foram realizadas sejam registradas em um banco de dados, para fins de rastreabilidade de informações ao longo da campanha. As falhas que são encontradas no corpo de prova ao longo da execução e inspeção do ensaio também são reportadas e avaliadas pelas engenharias de produto e de ensaio, bem como todas as falhas envolvendo dispositivos auxiliares, componentes e equipamentos de ensaio.

A engenharia de produto e a engenharia de ensaio mantêm sinergia constante durante a execução dos ciclos de ensaio, assegurando prontidão para atender as ocorrências que são registradas nas inspeções e nas interrupções, com o propósito de poupar o máximo possível de tempo com o ensaio parado.

Após a conclusão da execução de todos os ciclos definidos para o ensaio, compilam-se os dados coletados e inicia-se a etapa de análise e validação. É importante ressaltar que, por se tratar de um ensaio de longa duração, definem-se períodos específicos para a análise de dados e elaboração de relatórios parciais, a fim de acelerar a síntese final dos dados.

A Fig. 37 ilustra no mapa a sequência dos processos de execução do ensaio de fadiga na campanha de certificação.

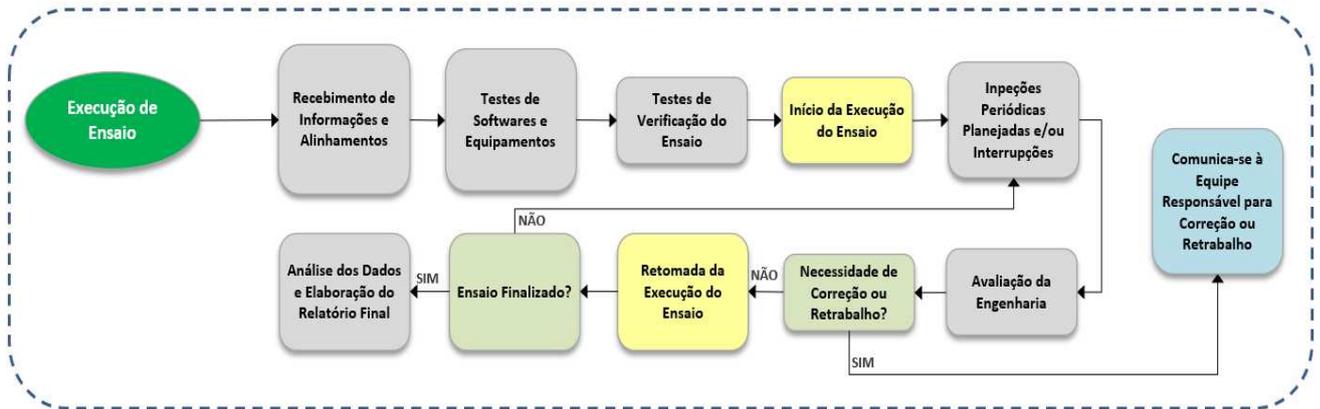


Figura 37 - Mapa do Processo de Execução de Ensaio.
(Desenvolvido pelo autor)

Com a conclusão das análises e a organização dos dados, os mesmos podem ser disponibilizados para a autoridade aeronáutica. Nesta sequência, formaliza-se o processo de validação junto ao órgão certificador, que avaliará e certificará a aeronave, por meio de documentos oficiais que são anexados junto aos demais documentos elaborados e requeridos para a certificação de tipo da aeronave.

5. CONCLUSÕES

Por meio deste trabalho, foi possível notar a complexidade do processo de certificação de uma aeronave e o quanto o mesmo é longo e minucioso. A certificação requer diversas análises e testes de resistência estrutural, desempenho, estabilidade, qualidade de voo, comportamento da aeronave em situações de alto risco e proteção aos passageiros. Todos estes aspectos são avaliados, visando garantir a solidez do projeto e a segurança dos que voarão naquele veículo de transporte aéreo.

O objetivo geral era compreender cada etapa dos processos para realização de um ensaio de fadiga, bem como discretizar as etapas para a realização de um ensaio em escala real, visto que o mesmo apresenta vital importância para a certificação. Parte da complexidade do ensaio é em virtude da preocupação com a representatividade que sua proposta carrega: simular os ciclos de voos da vida útil de uma aeronave comercial. Além disso, o estudo demonstrou a relevância do ensaio de fadiga para a certificação estrutural da aeronave, conforme é possível perceber por meio da análise de evolução dos requisitos de aeronavegabilidade ao longo da história.

Após as etapas iniciais de estudo e análise dos requisitos de certificação e regulamentos de aviação civil, foi possível a elaboração de cada processo necessário para a realização de um ensaio de fadiga. Posteriormente, foi feito o detalhamento e a discretização em etapas para cada processo da campanha de certificação. A partir disso, enxergou-se também a necessidade de organizar cada processo em etapas por meio de fluxogramas, de modo a facilitar a visualização e a compreensão de cada uma das fases necessárias para a execução do ensaio.

Conclui-se que os estudos realizados e os resultados obtidos foram satisfatórios e atingiram os objetivos previamente propostos, uma vez que, com a elaboração do mesmo, os processos necessários para a realização de um ensaio de fadiga de uma aeronave comercial foram descritos e organizados, caracterizando-se as etapas, desde o planejamento até a execução do ensaio necessário para a certificação da estrutura. O trabalho foi útil também para demonstrar que a obtenção de um Certificado de Tipo é resultado de um processo interativo e iterativo entre requerente e autoridade aeronáutica, pois conta com diversas atividades de engenharia, dentre elas análises de dados, testes, ensaios e inspeções que variam de acordo com a complexidade do projeto da aeronave, podendo atingir uma ordem de grandeza de dezenas e até mesmo de milhares de atividades.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). Regulamento Brasileiro de Aviação Civil – RBAC 21: Certificação de produto e artigo aeronáuticos. Brasília. 2018.

BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). Regulamento Brasileiro de Aviação Civil – RBAC 25: Requisitos de aeronavegabilidade: aviões categoria transporte. Brasília. 2014.

BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). Cartilha com Orientações para Certificação de Projeto de Tipo. Brasília, 2019.

BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). Instrução Suplementar – IS Nº 21-001, Rev. A - Orientações sobre Certificação de Tipo. Brasília, 2021.

ESTADOS UNIDOS. Federal Aviation Administration (FAA). Advisory Circular AC 25.571-1D: Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure. Washington. 2011.

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.

ESTADOS UNIDOS. Civil Aviation Requirements, Part 4b - Airplane Airworthiness Transport Categories. Washington. 1953.

ESTADOS UNIDOS. Code of Federal Regulations, Title 14 - Aeronautics and Space, Part 25 - Airworthiness standards: transport category airplanes. Washington. 2014.

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.

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. Aeroelasticity. 1 ed. New York: Addison-Wesley Publishing Co., 1955.

WANHILL, R. J. H. Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity. In: ELSEVIER SCIENCE (Holanda). Comprehensive Structural Integrity. Amsterdã: Elsevier Science, 2002.

BUNTIN, W. D. Application of fracture mechanics to the F-111 airplane. In: AGARD CONFERENCE ON FRACTURE MECHANICS DESIGN METHODOLOGY. França. 1977.

SMITH F. The use of composites in aerospace: past, present and future challenges. ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. 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.

O'BRIEN, K. et al. The Impact of Long Service the Fatigue of Transport Aircraft: Airworthiness Aspects. In: ICAF SYMPOSIUM, 7. Londres. 1973.

SHIGLEY, Joseph E.; MICHKE, Charles R.; BUDYNAS, Richard G. Projeto de engenharia mecânica. 7ª Ed. Porto Alegre: Bookman, 2005.

NARESSI, JB, HERNANDES, F. Aeronavegabilidade Relacionados à Fadiga Estrutural em Aeronaves. *Revista Conexão Sipaer*, Vol. 8, No. 1. 2017.

CALLISTER JR., W. D.; RETHWISCH, D. G. Ciência e Engenharia dos Materiais: Uma Introdução. LTC, 9ª Edição, 2015.

DIOGO, T; CASTELLANI, D; OLÍMPIO, B. Relato: Mapeamento de processos como ferramenta de Transparência e Governança de TI. Niterói: UFF, 2012.

HUNT, V. Daniel. Process mapping: how to reengineer your business processes. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1996.

SCHWARBERG, F.; HOFSTETTER, M; GUILLAUME, M. A modern and efficient full scale fatigue test for the Swiss F/A-18, ICAF, 2003.

De Havilland DH-106 Comet 1, Accident Overview. Federal Aviation Administration, Estados Unidos da América. Disponível em: https://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=2&LLID=28&LLTypeID=2. Acesso em 03/07/2022.

Fatigue strength test for the Bombardier C Series: IABG simulates 180.000 flights. IABG, Alemanha, 15 de maio de 2018. Disponível em: <https://www.iabg.de/en/news-events/details/fatigue-strength-test-for-the-bombardier-c-series-iabg-simulates-180000-flights-1>. Acesso em 27/08/2022.

Boeing 787 Conducts Fatigue Testing. Boeing, Estados Unidos da América, 12 de maio de 2011. Disponível em: <https://secure.boeingimages.com/archive/Boeing-787-Conduct-Fatigue-Testing-2JRSXLJDI1XO>. Acesso em 28/08/2022.