

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
ENGENHARIA AEROESPACIAL

HELOÍSE VIEIRA SÔNEGO FURTADO

MONITORAMENTO DA SAÚDE ESTRUTURAL NA AVIAÇÃO: ESTUDO
COMPARATIVO DE MÉTODOS DE DETECÇÃO DE FALHAS SOB AS
PERSPECTIVAS TÉCNICA, NORMATIVA E OPERACIONAL

Joinville
2026

HELOÍSE VIEIRA SÔNEGO FURTADO

MONITORAMENTO DA SAÚDE ESTRUTURAL NA AVIAÇÃO: ESTUDO
COMPARATIVO DE MÉTODOS DE DETECÇÃO DE FALHAS SOB AS
PERSPECTIVAS TÉCNICA, NORMATIVA E OPERACIONAL

Trabalho apresentado como requisito para
obtenção do título de Bacharel em Enge-
nharia Aeroespacial, no Curso de Enge-
nharia Aeroespacial, do Centro Tecnoló-
gico de Joinville, da Universidade Federal
de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Marcos Alves Rabelo

Joinville
2026

HELOÍSE VIEIRA SÔNEGO FURTADO

MONITORAMENTO DA SAÚDE ESTRUTURAL NA AVIAÇÃO: ESTUDO
COMPARATIVO DE MÉTODOS DE DETECÇÃO DE FALHAS SOB AS
PERSPECTIVAS TÉCNICA, NORMATIVA E OPERACIONAL

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi
julgado adequado para obtenção do título
de Bacharel em Engenharia Aeroespacial,
no Centro Tecnológico de Joinville, da Uni-
versidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 18 de junho de 2026.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Marcos Alves Rabelo
Orientador/Presidente
UFSC

Prof. Dr. Andrea Piga Carboni
Membro(a)
UFSC

Prof. Dr. Luis Fernando Peres Calil
Membro(a)
UFSC

Este trabalho é dedicado à minha família, de sangue ou não, que sempre acreditaram
em mim.

RESUMO

Este trabalho apresenta uma análise comparativa de métodos aplicados ao monitoramento da saúde estrutural (SHM) em estruturas aeronáuticas, com foco na detecção de falhas de fadiga em ligas de alumínio e delaminações em materiais compósitos. O estudo parte da identificação do problema relacionado à crescente demanda por aeronaves mais seguras, eficientes e com custos de manutenção reduzidos, justificando-se pela relevância do tema frente à complexidade e criticidade dos sistemas estruturais em voo. O objetivo principal é identificar e comparar a eficácia de diferentes tecnologias de sensores e algoritmos de processamento sob a ótica da Probabilidade de Detecção (POD). Para tal, a metodologia fundamenta-se em uma revisão sistemática da literatura e na análise de normas fundamentais como a SAE ARP6461 e a MIL-HDBK-1823A, avaliando métodos como Ondas de Lamb, Sensores de Fibra Óptica (FBG), Emissão Acústica e Análise de Vibração. Os resultados demonstram que, embora as tecnologias apresentem alta sensibilidade em ambiente laboratorial, a transição para a manutenção baseada na condição (CBM) em larga escala ainda enfrenta desafios de robustez ambiental e certificação normativa. Conclui-se que a integração de sistemas híbridos e a quantificação estatística da confiabilidade do diagnóstico são os pilares para a viabilidade operacional do SHM na aviação moderna.

Palavras-chave: monitoramento de saúde estrutural. detecção de falhas. aviação. probabilidade de detecção. manutenção baseada na condição. materiais compósitos. fadiga estrutural.

ABSTRACT

This paper presents a comparative analysis of methods applied to Structural Health Monitoring (SHM) in aeronautical structures, focusing on the detection of fatigue damage in aluminum alloys and delamination in composite materials. The study begins by identifying the problem associated with the growing demand for safer, more efficient aircraft with reduced maintenance costs, which is justified by the relevance of the topic given the complexity and criticality of in-flight structural systems. The primary objective is to identify and compare the effectiveness of different sensor technologies and processing algorithms from the perspective of Probability of Detection (POD). To this end, the methodology is based on a systematic literature review and the analysis of key standards such as SAE ARP6461 and MIL-HDBK-1823A, evaluating methods such as Lamb Waves, Fiber Bragg Grating (FBG) sensors, Acoustic Emission, and Vibration Analysis. The results demonstrate that although these technologies exhibit high sensitivity in laboratory environments, the transition to large-scale Condition-Based Maintenance (CBM) still faces challenges regarding environmental robustness and regulatory certification. It is concluded that the integration of hybrid systems and the statistical quantification of diagnostic reliability are the fundamental pillars for the operational viability of SHM in modern aviation.

Keywords: Structural Health Monitoring . Probability of Detection POD. Condition-Based Maintenance. Composite Materials. Fatigue Damage.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Fluxograma PRISMA: Seleção de 34 artigos científicos e 8 normas/- manuais técnicos.	28
Figura 2 – Vale da morte da certificação: investimento necessário vs. nível de prontidão tecnológica (TRL) para sistemas SHM aeroespaciais. . . .	30
Figura 3 – Curvas de dispersão das Ondas de Lamb em placa de alumínio. . .	32
Figura 4 – Perfis de deslocamento dos modos fundamentais das Ondas de Lamb em placa isotrópica.	34
Figura 5 – Impacto das vibrações HA-LFV no sinal de Ondas de Lamb: (a) Sinal bruto dominado pela vibração; (b) Sinal de referência limpo; (c) Persistência de ruído coerente após filtragem.	37
Figura 6 – Princípio de operação de um sensor FBG.	38
Figura 7 – Curva de Probabilidade de Detecção (POD) típica.	50
Figura 8 – Propagação de trinca de fadiga.	56
Figura 9 – Integração de sensor FBG em estrutura de compósito.	57
Figura 10 – Hierarquia do Gerenciamento de Saúde da Aeronave (AHM) con- forme a norma SAE ARP6461.	58
Figura 11 – Arquitetura de sistema SHM para fuselagem e asa combinando re- des de sensores e processamento de dados (Projeto METI).	63

LISTA DE QUADROS

Quadro 4.1 – Matriz Comparativa: Tecnologias, Maturidade (TRL) e Estudos de Caso.	29
Quadro 4.2 – Estratégias de compensação ambiental por método de SHM. . . .	47
Quadro 4.3 – Recomendações de aplicação de SHM por tipo de falha e material. .	55
Quadro 4.4 – Síntese de estudos de caso e ganhos operacionais em SHM. . . .	57
Quadro 4.5 – Análise de Compromisso (<i>Trade-off</i>) entre os Principais Métodos. .	65
Quadro 4.6 – Matriz de Decisão Baseada na Eficiência Técnica e Normativa. . .	66

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AHM	<i>Aircraft Health Management</i>
BVID	<i>Barely Visible Impact Damage</i>
CBM	<i>Condition-Based Maintenance</i>
CFRP	<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>
CVM	<i>Comparative Vacuum Monitoring</i>
CWT	<i>Continuous Wavelet Transform</i>
EA	Emissão Acústica
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FBG	<i>Fiber Bragg Grating</i>
HA-LFV	<i>High-Amplitude Low-Frequency Vibration</i>
IAT	<i>Individual Aircraft Tracking</i>
MSG-3	<i>Maintenance Steering Group-3</i>
NDT	<i>Non-Destructive Testing</i>
PFA	<i>Probability of False Alarm</i>
POD	<i>Probability of Detection</i>
PZT	Titanato Zirconato de Chumbo
ROI	<i>Return on Investment</i>
RUL	<i>Remaining Useful Life</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
SHM	<i>Structural Health Monitoring</i>
SNR	<i>Signal-to-Noise Ratio</i>
SVM	<i>Support Vector Machine</i>
TRL	<i>Technology Readiness Level</i>
WDM	<i>Wavelength Division Multiplexing</i>

WSN	<i>Wireless Sensor Network</i>
ZST	<i>Zero-Strain Trajectories</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Tamanho da falha ou trinca (comprimento)
$a_{90/95}$	Tamanho de dano detectável com 90% de probabilidade e 95% de confiança
c_g	Velocidade de grupo
c_p	Velocidade de fase
c_L	Velocidade da onda longitudinal
c_T	Velocidade da onda transversal (cisalhamento)
d	Espessura total da placa ou componente estrutural
h	Metade da espessura da placa ($d/2$)
k	Número de onda (<i>wavenumber</i>)
n_{eff}	Índice de refração efetivo do núcleo da fibra
p	Parâmetro de onda longitudinal (equações de Rayleigh-Lamb)
q	Parâmetro de onda transversal (equações de Rayleigh-Lamb)
ϵ	Deformação estrutural (<i>strain</i>)
Λ	Período da grade de Bragg
λ_B	Comprimento de onda de Bragg
$\Delta\lambda_B$	Deslocamento do comprimento de onda de Bragg
ν	Coeficiente de Poisson
ρ	Densidade do material
ω	Frequência angular ($2\pi f$)
A_n	Modos antissimétricos de Ondas de Lamb (ordem n)
A_0	Modo antissimétrico fundamental (flexural)
S_n	Modos simétricos de Ondas de Lamb (ordem n)
S_0	Modo simétrico fundamental (extensional)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	OBJETIVOS	16
1.1.1	Objetivo geral	16
1.1.2	Objetivos Específicos	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	SAÚDE ESTRUTURAL EM SISTEMAS AERONÁUTICOS	17
2.1.1	Importância e desafios da integridade estrutural	17
2.1.2	A transição para manutenção baseada na condição (CBM)	17
2.2	CONCEITOS E TÉCNICAS DE SHM	18
2.2.1	Métodos de detecção utilizados	19
2.2.2	Confiabilidade e métricas de desempenho	20
2.3	FALHAS ESTRUTURAIS EM AERONAVES	21
2.3.1	Trincas por fadiga	21
2.3.2	Delaminações em materiais compósitos	22
2.4	NORMAS TÉCNICAS E DIRETRIZES APLICADAS AO SHM	23
3	METODOLOGIA	25
3.1	ESTRATÉGIA DE PESQUISA BIBLIOGRÁFICA	25
3.2	SELEÇÃO DE FONTES E CRITÉRIOS DE ANÁLISE	26
3.3	ANÁLISE DE ESTUDOS DE CASO	27
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	28
4.1	PANORAMA DOS ESTUDOS SELECIONADOS E VALIDAÇÃO PRÁTICA	28
4.2	ANÁLISE DA MATURIDADE TECNOLÓGICA E LIÇÕES APRENDIDAS	29
4.3	ANÁLISE COMPARATIVA POR MÉTODO DE SHM	30
4.3.1	Ondas Guiadas por Ultrassom (PZT/Lamb)	30
4.3.1.1	Mecanismos de Propagação e Dispersão	31
4.3.1.2	Interação com Danos e Seleção de Modos	32
4.3.1.3	Sensibilidade e Desempenho	34
4.3.1.4	Capacidade de Localização e Cobertura	35
4.3.2	Sensores de Fibra Óptica (FBG)	37
4.3.2.1	Princípio de Operação e Sensibilidade	37
4.3.2.2	Aplicação em Materiais Compósitos e Reparos Estruturais	38
4.3.2.3	Monitoramento Local, Multiplexação e IAT	39
4.3.3	Emissão Acústica (EA)	40
4.3.3.1	Princípio de Detecção e Sensibilidade Temporal	40

4.3.3.2	Localização de Eventos e Custo Computacional	40
4.3.3.3	Desafios de Implementação e Redução de Dados	41
4.3.4	Análise de Vibração	41
4.3.4.1	Princípio de Operação e Parâmetros Modais	41
4.3.4.2	Maturidade Tecnológica, Aplicações e Limitações	42
4.3.5	Inteligência Artificial e Processamento de Sinais no SHM	42
4.3.5.1	Classificação via Support Vector Machines (SVM) e Redução de PFA	43
4.3.5.2	Identificação por Transmissibilidade e Diagnóstico <i>Reference-Free</i>	43
4.3.5.3	Sistemas Híbridos e Wave Propagation Imaging (WPI)	44
4.4	ANÁLISE SOB O VIÉS NORMATIVO E CONFIABILIDADE	45
4.4.1	Fundamentação Estatística e Confiabilidade (MIL-HDBK-1823A)	45
4.4.2	Impacto das Variáveis Ambientais na Métrica $a_{90/95}$	46
4.4.3	Conformidade com a FAA AC 25.571-1D e SAE ARP6461	47
4.5	O CAMINHO CRÍTICO PARA CERTIFICAÇÃO: ANÁLISE DE CASO COM A MÉTRICA $a_{90/95}$	48
4.6	ANÁLISE DE VALIDAÇÃO INDUSTRIAL E CASOS PRÁTICOS	50
4.6.1	Monitoramento de Trincas em Frotas Comerciais: O Caso Boe- ing 737NG	50
4.6.2	Extensão de Vida Útil e Reparos Inteligentes: F-111C e <i>Smart Patches</i>	51
4.6.3	Monitoramento de Impacto em Estruturas de Compósito: Pro- jeto METI	51
4.7	DIRETRIZES PARA SELEÇÃO DE MÉTODOS BASEADAS NO TIPO DE FALHA	51
4.7.1	Monitoramento de Fadiga em Estruturas Metálicas	52
4.7.2	Monitoramento de Delaminação em Estruturas de Compósitos	53
4.7.3	Quadro Resumo de Aplicabilidade e Eficácia	54
4.7.4	Aplicação em Cenários Estruturais Típicos e Tomada de Decisão	55
4.7.4.1	Cenário A: Longarina de Asa em Alumínio (<i>Aging Fleet</i>)	56
4.7.4.2	Cenário B: Painel de Fuselagem em Compósito (Nova Geração)	56
4.7.4.3	Análise Comparativa de Ganhos Operacionais	57
4.8	VIABILIDADE OPERACIONAL E IMPACTO NA MANUTENÇÃO	58
4.8.1	Integração com o Modelo CBM e Protocolo ATA MSG-3	58
4.8.2	Análise de Viabilidade Econômica	59
4.8.2.1	O Custo do Acesso: Desmontagem como Principal Inibidor	60
4.8.2.2	O Custo da Indisponibilidade: Lucro Cessante e Riscos Estruturais	60
4.8.2.3	Gestão Individual de Frota e Extensão de Vida Útil	61
4.8.2.4	Estratégia de Implementação: <i>Retrofitting</i> vs. <i>Line-fit</i>	62
4.8.3	Desafios de Gestão de Dados e Logística Operacional	62

4.9	SÍNTESE COMPARATIVA E DISCUSSÃO FINAL	64
4.9.1	Matriz de Decisão Integrada e Recomendações Estratégicas . .	66
4.9.2	Discussão dos Resultados e Recomendações Estratégicas . . .	67
4.9.3	Limitações do Estudo e Trabalhos Futuros	69
5	CONCLUSÃO	71
5.1	SÍNTESE DOS OBJETIVOS ALCANÇADOS	71
5.2	CONTRIBUIÇÕES E VISÃO CRÍTICA	72
5.3	LIMITAÇÕES DO ESTUDO E RECOMENDAÇÕES FUTURAS . . .	72
	REFERÊNCIAS	75

1 INTRODUÇÃO

A engenharia aeronáutica estabelece como um de seus alicerces a garantia da confiabilidade estrutural, compreendida como a capacidade de um sistema ou componente desempenhar suas funções sem ocorrência de falhas ao longo do tempo e sob condições operacionais específicas (ISO, 2004). Esse conceito está diretamente relacionado à segurança das operações, à eficiência dos sistemas e à conformidade normativa, sendo essencial ao longo de todo o ciclo de vida da aeronave, desde o projeto até a desativação (Sause *et al.*, 2021).

Um dos principais desafios enfrentados pelas companhias aéreas refere-se ao modelo de manutenção adotado. A manutenção de aeronaves é onerosa, estima-se que até 20% dos custos operacionais diretos de aeronaves civis estejam associados às atividades de manutenção e inspeção (IATA, 2018). Além do impacto econômico, os métodos convencionais de manutenção, baseados em inspeções visuais e testes periódicos, são limitados pela dependência de mão de obra especializada, pela rigidez dos cronogramas e, sobretudo, pela reduzida eficácia na detecção de falhas internas, como trincas por fadiga e delaminações incipientes, muitas vezes caracterizadas como danos por impacto quase invisíveis (BVID *Barely Visible Impact Damage*) em estruturas de material compósito (Pant *et al.*, 2021).

A fim de superar essas limitações, foi desenvolvido o conceito de Monitoramento da Saúde Estrutural (SHM *Structural Health Monitoring*), uma abordagem que emprega sensores embarcados para acompanhar a condição da estrutura de maneira contínua ou periódica. Essa estratégia permite antecipar falhas, otimizar planos de manutenção e aumentar a disponibilidade das aeronaves, alinhada às diretrizes internacionais para manutenção baseada na condição da estrutura (Sause *et al.*, 2021; ISO, 2018).

O SHM favorece a transição de uma manutenção baseada no tempo para uma manutenção baseada na condição (CBM *Condition-Based Maintenance*). Conforme as normas ISO 22096:2007 (Condition monitoring and diagnostics of machines - Acoustic emission) e ISO 17359:2018 (Condition monitoring and diagnostics of machines - General guidelines), essa abordagem se sustenta na detecção, localização e acompanhamento de falhas incipientes, permitindo intervenções apenas quando necessário e antes que um dano represente um risco operacional, maximizando o retorno sobre investimento (ROI) operacional.

Para implementar o SHM, diversas técnicas são utilizadas, destacando-se emissão acústica, ultrassom com ondas guiadas, análise de vibração e sensores de fibra óptica. Cada método possui características distintas em termos de sensibilidade, aplicabilidade e custo, o que reforça a necessidade de compará-los de forma qualifi-

cada (Aggelis *et al.*, 2021; U.S. Department of Defense, 2009; Limongelli *et al.*, 2021; Samaitis *et al.*, 2021; Vanlanduit *et al.*, 2021).

Apesar da variedade de técnicas disponíveis, uma análise da literatura revela que são escassos os estudos que realizam comparações sistemáticas e integradas entre os métodos de SHM sob um viés simultaneamente técnico, normativo e operacional. Embora existam revisões clássicas, como a de Diamanti e Soutis (2010) sobre estruturas de compósitos, ou a análise de Staszewski *et al.* (2009) sobre ondas guiadas, estas frequentemente se aprofundam em um tipo de material ou em uma única família de tecnologias. Mesmo esforços consolidados mais recentes, como os de Sause e Jasiunienė (2021) e a revisão de Yu *et al.* (2025), embora avancem significativamente na integração multissensorial e na discussão de sistemas híbridos, tendem a tratar a certificação e o arcabouço normativo (como as diretrizes da SAE ARP6461: 2013, Guidelines for Implementation of Structural Health Monitoring on Fixed Wing Aircraft) como tópicos complementares, e não como critérios seletivos e restritivos de projeto estrutural. Persiste, portanto, uma lacuna quanto à sistematização desses métodos em uma tríple convergência que una a física do dano, o rigor estatístico exigido pelas autoridades aeronáuticas, especialmente os requisitos de POD (Probabilidade de Detecção) da MIL-HDBK-1823A: 2009 (Nondestructive Evaluation System Reliability Assessment), e a viabilidade de manutenção em frotas ativas.

1.1 OBJETIVOS

Diante da diversidade de métodos de SHM e dos rigorosos requisitos de segurança do setor aeronáutico, evidencia-se a necessidade de uma avaliação sistemática para a seleção da tecnologia mais adequada. Esta exigência por uma análise criteriosa é corroborada por diretrizes da indústria, como a SAE ARP6461, que orientam o complexo processo de implementação de sistemas de monitoramento em aeronaves (SAE, 2013). Nesse contexto, para endereçar a lacuna identificada e prover os subsídios para essa avaliação, este trabalho estabelece os seguintes objetivos:

1.1.1 Objetivo geral

Analisar comparativamente os principais métodos de monitoramento de saúde estrutural (SHM) aplicados à aviação, com foco na detecção de trincas por fadiga e delaminação.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Identificar e categorizar os principais métodos de SHM (Ondas Guiadas, Emissão Acústica, Sensores de Fibra Óptica e Análise de Vibração) aplicáveis à detecção de fadiga e delaminação em estruturas aeronáuticas;
- Avaliar os requisitos normativos e de certificação, com foco nos critérios de Probabilidade de Detecção (POD) da MIL-HDBK-1823A e nas diretrizes de implementação da SAE ARP6461;
- Comparar o desempenho técnico dos métodos selecionados em termos de sensibilidade ao dano, imunidade a ruídos operacionais e capacidade de localização de falhas;
- Sugerir futura análise de viabilidade operacional e econômica das tecnologias, considerando fatores como penalidade de peso, complexidade de instalação e custos de manutenção em comparação aos métodos de inspeção convencionais;
- Consolidar os resultados em uma matriz de decisão comparativa, utilizando tabelas e gráficos para indicar a adequação de cada método aos diferentes cenários de monitoramento estrutural.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O SHM tem ganhado destaque nas últimas décadas como ferramenta essencial para aumentar a segurança, reduzir custos e otimizar a manutenção de sistemas aeronáuticos. Este capítulo apresenta os principais conceitos, normas e métodos relacionados ao tema, servindo de base para a análise comparativa proposta neste trabalho.

2.1 SAÚDE ESTRUTURAL EM SISTEMAS AERONÁUTICOS

O conceito de saúde estrutural em sistemas aeronáuticos é um pilar da engenharia moderna, abrangendo tanto a condição física dos componentes quanto as estratégias de manutenção adotadas para garantir a segurança e a vida útil da aeronave. Esta seção aborda os dois aspectos centrais deste tema: primeiramente, a importância fundamental da integridade estrutural e seus desafios e, em seguida, a CBM, que representa a evolução das práticas do setor (Sause; Jasiunienė, 2021).

2.1.1 Importância e desafios da integridade estrutural

A integridade estrutural das aeronaves é uma prioridade crítica na aviação moderna, uma vez que falhas não detectadas em componentes estruturais podem comprometer severamente a segurança do voo e provocar acidentes com consequências catastróficas. Além disso, a identificação precoce de danos é fundamental para a eficiência operacional das companhias aéreas, visto que a manutenção corretiva gera interrupções imprevistas, altos custos e baixa disponibilidade de aeronaves em operação (IATA, 2018).

Para lidar com essas exigências, a indústria aeronáutica tem adotado métodos de monitoramento contínuo, incorporando sensores às estruturas para coletar dados sobre seu comportamento ao longo do tempo (ISO, 2018). Essa abordagem permite identificar alterações sutis que indicam o início de um dano antes que ele se torne crítico (FAA, 2011). Assim, o monitoramento contribui diretamente para a segurança e longevidade das aeronaves, sendo um dos pilares da transição de uma manutenção baseada em tempo para uma baseada na condição (U.S. Department of Defense, 2009).

2.1.2 A transição para manutenção baseada na condição (CBM)

Tradicionalmente, a manutenção aeronáutica era pautada em cronogramas fixos definidos por tempo ou ciclos de voo, seguindo os princípios da manutenção preventiva. Nessa abordagem, substituições e inspeções são realizadas mesmo que o

componente ainda esteja em boas condições, o que pode resultar em custos elevados e uso ineficiente de recursos. Em contrapartida, a manutenção preditiva busca monitorar o estado real dos componentes com base em dados coletados, intervindo apenas quando há evidência de degradação significativa. Nesse contexto, o SHM torna-se uma ferramenta para viabilizar a CBM, que permite estender a vida útil de componentes e otimizar a utilização de recursos ao prever falhas com antecedência, com base em medições contínuas e na análise de tendências de degradação estrutural (ISO, 2018).

A eficiência operacional dessa transição é demonstrada em casos reais de certificação. A implementação de sensores permanentes em áreas de difícil acesso, como a antepara de pressão traseira (APB) do Boeing 737NG, permitiu reduzir o tempo de inspeção estrutural de 24 horas para apenas 15 minutos, eliminando a necessidade de desmontagens intrusivas de interiores e isolamentos (Tidwell *et al.*, 2022).

A transição para CBM é caracterizada por uma mudança de foco, da confiabilidade estatística para a condição real do sistema. O SHM atende plenamente esse princípio, ao informar em tempo real por meio de sensores instalados nas estruturas críticas, possibilitando a antecipação de falhas, a priorização de intervenções e a redução de inspeções desnecessárias (Air Transport Association, 2015).

As normas ISO 17359:2018 e ISO 22096:2007 reforçam essa diretriz ao estabelecerem as bases conceituais e técnicas para a implementação de estratégias de manutenção condicionada. Segundo essas normas, os sistemas devem ser capazes de detectar alterações no comportamento estrutural, identificar falhas incipientes e recomendar ações corretivas com base em diagnósticos confiáveis. Com isso, a aplicação do SHM como suporte à CBM representa uma evolução significativa na forma como a integridade estrutural é gerenciada, reduzindo custos operacionais, aumentando a segurança e elevando o nível de automação na manutenção aeronáutica.

2.2 CONCEITOS E TÉCNICAS DE SHM

O Monitoramento de Saúde Estrutural é definido como o processo de coleta, análise e interpretação de dados provenientes de sensores integrados a estruturas, com o objetivo de identificar alterações que possam indicar danos ou degradação em componentes críticos. Esse monitoramento é realizado de forma contínua ou periódica e visa garantir a integridade estrutural ao longo da vida útil do sistema, possibilitando intervenções baseadas em evidências e não apenas em intervalos predefinidos de manutenção (Sause *et al.*, 2021; ISO, 2018).

Segundo a ISO 17359:2018, o SHM é uma extensão dos programas de manutenção preditiva, voltado especificamente à avaliação estrutural, sendo estruturado em quatro fases principais: aquisição de dados, processamento de sinais, extração de

características e diagnóstico/prognóstico. A ISO 22096:2007 complementa essa definição ao especificar diretrizes para sensores embarcados, confiabilidade dos dados e análise de falhas.

O princípio fundamental do SHM reside na comparação contínua entre o estado atual da estrutura e um estado de referência considerado saudável. Essa comparação permite a identificação de mudanças sutis que podem indicar o surgimento de trincas, delaminações, corrosão ou outros tipos de falha estrutural. Para isso, o SHM depende da aplicação de sensores apropriados, algoritmos de análise robustos e critérios normativos bem estabelecidos (Sause *et al.*, 2021).

Além de melhorar a segurança, o SHM também contribui para a sustentabilidade da operação aeronáutica ao reduzir o número de desmontagens e inspeções invasivas, minimizando o desperdício de peças e o uso excessivo de recursos. Sua implementação viabiliza a manutenção baseada na condição e a tomada de decisões mais eficazes quanto à integridade estrutural das aeronaves (Pant *et al.*, 2021).

2.2.1 Métodos de detecção utilizados

Diversos métodos têm sido aplicados no âmbito do SHM para detectar, localizar e acompanhar o crescimento de falhas estruturais em aeronaves. Cada técnica possui características específicas quanto à sensibilidade, aplicabilidade, complexidade e custo. A seguir, são apresentados os principais métodos comumente empregados:

- **Emissão acústica (AE):** baseia-se na detecção de ondas elásticas geradas pela liberação de energia durante a propagação de trincas ou outros danos internos, sendo sensível a falhas ativas e podendo ser aplicada em tempo real para identificar o surgimento de trincas por fadiga em materiais metálicos (Aggelis *et al.*, 2021);
- **Ultrassom com ondas guiadas:** utiliza ondas ultrassônicas que se propagam ao longo de superfícies ou interfaces da estrutura, permitindo a inspeção de grandes áreas com poucos sensores e sendo especialmente útil para estruturas de difícil acesso, embora requeira conhecimento prévio da geometria e possa ser sensível a variações ambientais (Samaitis *et al.*, 2021);
- **Análise de vibração:** detecta alterações no comportamento dinâmico da estrutura, como mudanças nas frequências naturais ou nos modos de vibração, podendo indicar perda de rigidez causada por falhas internas e, apesar da baixa resolução espacial, é útil para o monitoramento global da estrutura (Limongelli *et al.*, 2021);
- **Monitoramento por deformações (*strain*):** emprega sensores de deformação (como extensômetros elétricos ou piezoelétricos) que medem variações locais

no campo de deformações, indicando o início ou o crescimento de falhas, sendo amplamente utilizados por sua confiabilidade e boa repetibilidade em pontos críticos (Vanlanduit *et al.*, 2021);

- **Sensores de fibra óptica (FBG):** utilizam redes de Bragg gravadas em fibras ópticas para medir deformações e temperaturas com alta precisão e imunidade eletromagnética, permitindo multiplexação e sendo ideais para ambientes hostis ou aplicações de longa duração (Vanlanduit *et al.*, 2021).

A escolha do método depende de fatores como o tipo de material, o local monitorado, a frequência de aquisição de dados, os requisitos normativos e os recursos disponíveis para implementação. Em muitos casos, combinações de técnicas são empregadas para aumentar a confiabilidade da detecção e permitir redundância nos diagnósticos.

Sistemas híbridos, como a integração de ondas guiadas com sensores FBG explorada no Projeto METI (Japão), demonstram maior precisão na localização de danos em geometrias complexas de materiais compósitos (Tidwell *et al.*, 2022).

2.2.2 Confiabilidade e métricas de desempenho

A avaliação da eficácia de um sistema de monitoramento de saúde estrutural (SHM) requer o uso de métricas padronizadas que permitam quantificar sua capacidade de detectar falhas reais sem gerar alarmes falsos. Entre as principais métricas utilizadas, destacam-se:

- **Probabilidade de detecção (POD *Probability of Detection*):** representa a probabilidade de que um sistema SHM detecte corretamente uma falha de determinada severidade. É uma métrica essencial para garantir a confiabilidade do sistema e costuma ser expressa como uma curva que relaciona a dimensão da falha com a probabilidade de detecção (U.S. Department of Defense, 2009);
- **Probabilidade de alarme falso (PFA *Probability of False Alarm*):** mede a frequência com que o sistema indica uma falha inexistente. Altas taxas de alarme falso comprometem a credibilidade do sistema e aumentam custos operacionais devido à necessidade de inspeções desnecessárias (U.S. Department of Defense, 2009);
- **Probabilidade de falha na detecção (*Probability of Missed Detection*):** complementar à POD, refere-se à chance de o sistema não detectar uma falha real. Deve ser minimizada, pois representa risco à segurança estrutural (U.S. Department of Defense, 2009);
- **Curvas ROC (*Receiver Operating Characteristic*):** são utilizadas para avaliar o desempenho do sistema considerando simultaneamente a taxa de verdadeiros

positivos e a taxa de falsos positivos, permitindo uma análise mais ampla da confiabilidade (U.S. Department of Defense, 2009);

- **Tempo médio entre falhas (MTBF *Mean Time Between Failures*):** embora mais comum em sistemas eletrônicos, essa métrica pode ser usada para avaliar a confiabilidade de sensores e equipamentos de SHM em longos períodos de operação (U.S. Department of Defense, 2009).
- **Métrica $a_{90/95}$:** refere-se ao tamanho de dano que o sistema é capaz de detectar com 90% de probabilidade e 95% de limite de confiança inferior. Estudos de certificação para o Boeing 737NG demonstraram que sistemas SHM baseados em sensores CVM (Comparative Vacuum Monitoring - Monitoramento de Vácuo Comparativo) podem atingir um $a_{90/95}$ de 3.88 mm (0,153 polegadas), superando os requisitos de 5.08 mm (0,200 polegadas) das técnicas convencionais de NDT (Tidwell *et al.*, 2022).

O manual MIL-HDBK-1823A apresenta diretrizes detalhadas para conduzir estudos de POD em sistemas de detecção de falhas, incluindo recomendações estatísticas para validação experimental. A adoção dessas métricas é fundamental para garantir que os métodos de SHM implementados atendam aos requisitos regulatórios e operacionais da aviação, contribuindo de forma efetiva para a segurança e manutenção preditiva das aeronaves.

2.3 FALHAS ESTRUTURAIS EM AERONAVES

A compreensão das falhas estruturais é essencial para a aplicação eficaz de sistemas de monitoramento de saúde estrutural (SHM). Em aeronaves, essas falhas podem surgir devido à fadiga do material, degradação por envelhecimento, impactos acidentais, delaminações em materiais compósitos, entre outros mecanismos. A criticidade desses danos é elevada, pois podem evoluir de forma silenciosa e levar a consequências catastróficas, como no caso de acidentes históricos causados por trincas de fadiga (Pollock *et al.*, 2021). A delaminação, em particular, tornou-se uma preocupação central com o avanço dos materiais compósitos, dada a dificuldade de sua detecção por métodos convencionais (Diamanti; Soutis, 2010). A seguir, são apresentados os dois tipos de falhas mais relevantes para este estudo.

2.3.1 Trincas por fadiga

As trincas por fadiga são um dos modos de falha mais críticos em estruturas aeronáuticas metálicas, e ocorrem devido à aplicação repetitiva de cargas cíclicas que, mesmo abaixo do limite elástico do material, promovem a nucleação e o crescimento gradual de trincas ao longo do tempo. Essas trincas podem iniciar em descontinuidades

des superficiais, como entalhes, furos e áreas de concentração de tensão, e evoluir de forma silenciosa até atingirem dimensões críticas (Vanlanduit *et al.*, 2021).

A detecção precoce dessas trincas é vital para evitar falhas catastróficas, sendo o principal objetivo de sistemas SHM baseados em sensores de emissão acústica, ultrassom com ondas guiadas e fibra óptica. Conforme a norma ISO 13381-1:2015, é recomendável que os sistemas de monitoramento incluam estratégias de prognóstico que permitam não apenas identificar a trinca, mas também estimar sua evolução ao longo do tempo.

Em frotas envelhecidas, como o Boeing KC-135, testes de fadiga revelaram que trincas podem surgir muito antes do previsto (reduzindo a vida segura de 55.000 h para 13.000 h em seções de asa), reforçando a necessidade de monitoramento contínuo em furos de fixação (O'Brien, 2018).

2.3.2 Delaminações em materiais compósitos

Com o avanço do uso de materiais compósitos na aviação, especialmente em estruturas de asas, estabilizadores e fuselagem, falhas como a delaminação tornaram-se cada vez mais relevantes. A delaminação ocorre quando há separação entre as camadas do laminado devido a impactos de baixa energia, falhas de adesão ou tensões interlaminares elevadas (Diamanti; Soutis, 2010).

Diferente das trincas metálicas, as delaminações são de difícil detecção visual, mesmo quando avançadas, e podem comprometer significativamente a rigidez e resistência da estrutura.

Pesquisas conduzidas pelo NASA Langley Research Center em componentes representativos de rotorcraft (helicópteros) indicam que a delaminação por fadiga muitas vezes não se inicia em defeitos internos, mas sim em descontinuidades geométricas inerentes à fabricação, como lacunas e sobreposições de camadas (*ply gaps* e *ply overlaps*). Essas irregularidades criam estados de tensão complexos que favorecem a migração de trincas de matriz para as interfaces entre as lâminas (O'Brien, 2018).

Por isso, técnicas de SHM baseadas em ultrassom e sensores embutidos têm sido amplamente aplicadas para monitorar esse tipo de falha (Diamanti; Soutis, 2010).

Além disso, sensores de deformação distribuída e técnicas baseadas em ondas guiadas podem fornecer informações precisas sobre a localização e extensão da delaminação. A norma ISO 22096:2007 orienta o uso de sensores embarcados e análise de resposta dinâmica para a detecção de falhas em estruturas compósitas. A análise de ambas as falhas (trincas por fadiga e delaminações) permite avaliar o desempenho dos métodos de SHM em diferentes contextos estruturais, fornecendo uma base sólida para a comparação proposta neste trabalho.

2.4 NORMAS TÉCNICAS E DIRETRIZES APLICADAS AO SHM

A aplicação de SHM requer aderência a normas técnicas e diretrizes internacionais que garantam a padronização, confiabilidade e rastreabilidade dos métodos adotados. Essas normas são fundamentais para orientar a seleção de sensores, a validação dos dados coletados, a avaliação do desempenho dos sistemas e a interpretação dos resultados. A seguir, são descritas as principais diretrizes pertinentes a este trabalho.

- **ISO 13381-1:2015:** complementa a norma anterior ao focar no prognóstico de falhas, orientando como prever a evolução de um dano ao longo do tempo. É especialmente útil para estimar a vida útil residual de componentes críticos (ISO, 2004);
- **ISO 22096:2007:** trata especificamente da implementação de sensores embarcados em estruturas de materiais compósitos. Orienta sobre o posicionamento dos sensores, critérios de sensibilidade, calibração e limites operacionais, sendo particularmente relevante para aeronaves modernas (ISO, 2007);
- **ISO 13379-1:2012:** apresenta diretrizes para a interpretação e diagnóstico de condições com base nos dados coletados por sistemas de monitoramento. Detalha como transformar dados brutos em informações úteis para a tomada de decisão, reforçando a importância da análise automatizada (ISO, 2012);
- **ISO 17359:2018:** fornece diretrizes gerais para a aplicação de estratégias de manutenção baseada em condição (CBM). Descreve o processo completo, desde a seleção de parâmetros a serem monitorados até a análise e interpretação dos dados (ISO, 2018). Embora não seja exclusiva para o setor aeronáutico, seus princípios são diretamente aplicáveis ao SHM;
- **Documentos da FAA (*Issue Papers*):** para a certificação de sistemas SHM em aeronaves comerciais, a FAA tem utilizado *Issue Papers* específicos (como o desenvolvido para o Boeing 737) em vez de circulares consultivas genéricas. Estes documentos estabelecem os métodos de conformidade para desempenho, durabilidade e aeronavegabilidade continuada (Tidwell *et al.*, 2022);
- **Outras diretrizes aplicáveis:** além das normas ISO, documentos como o ATA MSG-3, que estrutura o planejamento da manutenção (Air Transport Association, 2015), e o manual MIL-HDBK-1823A, para avaliação de confiabilidade (U.S. Department of Defense, 2009), são cruciais e complementam o arcabouço normativo para a validação de sistemas SHM.

No contexto europeu, a *European Union Aviation Safety Agency* (EASA) regula a aeronavegabilidade por meio da norma CS-25 (*Certification Specifications for Large Aeroplanes*), equivalente funcional da AC 25.571-1D da FAA. Para sistemas SHM, a EASA utiliza *Special Conditions* emitidas caso a caso, reconhecendo que a

regulamentação genérica ainda não acompanhou o ritmo de evolução tecnológica do setor. Essa lacuna normativa é particularmente relevante para aeronaves como o Airbus A350 XWB, certificado primariamente pela EASA, e reforça a necessidade de harmonização regulatória internacional entre FAA e EASA como pré-requisito para a adoção em larga escala do SHM em frotas comerciais globais.

3 METODOLOGIA

A metodologia adotada neste trabalho é de caráter qualitativo e exploratório, estruturada por meio de uma revisão sistemática da literatura e análise de evidências práticas sobre métodos de monitoramento da saúde estrutural (SHM) aplicados à aviação. O objetivo central é analisar comparativamente diferentes técnicas de detecção de falhas estruturais (especialmente trincas por fadiga e danos em compósitos) com base em critérios técnicos, normativos e operacionais, integrando dados teóricos a estudos de caso de validação industrial.

3.1 ESTRATÉGIA DE PESQUISA BIBLIOGRÁFICA

A pesquisa bibliográfica foi conduzida seguindo um protocolo adaptado das diretrizes PRISMA (*Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses*), visando garantir transparência e reprodutibilidade. O levantamento resultou na análise de 42 fontes principais, distribuídas entre artigos científicos, manuais técnicos e normas. As buscas foram realizadas entre janeiro e maio de 2025 nas seguintes bases de dados:

- IEEE Xplore;
- ScienceDirect;
- Web of Science;
- Scopus;
- Compendex;
- NASA Technical Reports Server (NTRS).

As buscas foram realizadas por meio das seguintes combinações de termos, aplicadas em inglês e português:

- “*structural health monitoring*” AND “*aerospace*”;
- “*Lamb waves*” AND “*fatigue crack detection*”;
- “*FBG sensor*” AND “*composite structures*” AND “*SHM*”;
- “*probability of detection*” AND “*SHM*” AND “*certification*”;
- “*acoustic emission*” AND “*aircraft*” AND “*fatigue*”;
- “*condition-based maintenance*” AND “*aviation*”;
- “*POD curve*” AND “*MIL-HDBK-1823*”.

Foram aplicados filtros de idioma (inglês e português) e de período de publicação (2009–2025), com exceção de referências normativas e estudos de caso clássicos de reconhecida relevância histórica para o campo.

3.2 SELEÇÃO DE FONTES E CRITÉRIOS DE ANÁLISE

Após a aplicação de filtros de relevância e critérios de exclusão (duplicidade e falta de aderência ao setor aeroespacial), a base de dados final para esta revisão foi composta por:

- **34 artigos científicos e estudos primários:** Com foco no estado da arte de sensores (FBG, PZT, CVM) e algoritmos de processamento de sinais.
- **8 documentos institucionais e normativos:** Incluindo manuais da NASA, normas da *Society of Automotive Engineers* (SAE) como a ARP6461, diretrizes da IATA e regulamentos da FAA (como a AC 25.571-1D) e do DoD (MIL-HDBK-1823A e MIL-STD-1530D).
- **Normas ISO:** Foram utilizadas como base de vocabulário e diretrizes gerais as normas ISO 22096:2007 (Emissão Acústica), ISO 13372:2004 (Vocabulário), ISO 13381-1:2015 (Prognóstico) e ISO 17359:2018 (Diretrizes gerais).

Os critérios de inclusão envolveram publicações que abordassem aspectos de detecção, sensoriamento, confiabilidade (POD - *Probability of Detection*), aplicação normativa ou análise de viabilidade econômica (ROI).

Os critérios de exclusão aplicados foram: (a) trabalhos sem revisão por pares, exceto documentos normativos e relatórios técnicos de agências reconhecidas (NASA, FAA, DoD); (b) estudos fora do domínio aeroespacial ou de integridade estrutural de células (*airframe*); (c) publicações duplicadas entre bases de dados; e (d) artigos sem acesso ao texto completo.

A classificação dos níveis de prontidão tecnológica (TRL) atribuídos no Quadro 4.4 seguiu a escala de nove níveis definida pela norma ISO (2013), que estabelece os critérios formais de avaliação para cada nível, e pelas diretrizes originais da NASA (2012), que descrevem as condições de demonstração exigidas do TRL 1 (princípios básicos observados) ao TRL 9 (sistema comprovado em missão operacional). A aplicação prática dessa escala a sistemas SHM em estruturas aeronáuticas foi adotada conforme Baker *et al.* (2009), que exemplifica o uso dos critérios TRL para caracterizar o estágio de maturidade de tecnologias de monitoramento embarcadas. Com base nessas referências, os valores atribuídos a cada tecnologia neste trabalho resultam da avaliação do nível de demonstração reportado nos estudos de caso analisados verificando, para cada método, se sua validação ocorreu em ambiente laboratorial controlado (TRL 4–5), em demonstrador representativo (TRL 6–7) ou em operação real certificada (TRL 8–9) e refletem o estado de maturidade de cada tecnologia especificamente no contexto de aplicação em estruturas aeronáuticas certificadas.

3.3 ANÁLISE DE ESTUDOS DE CASO

Diferente de uma revisão puramente teórica, esta metodologia incluiu a análise detalhada de estudos de caso reais de implementação de SHM, visando identificar o nível de maturidade tecnológica (*Technology Readiness Level* - TRL) de cada método. Foram selecionados casos emblemáticos de aplicação em frotas operacionais e testes de larga escala, tais como:

- Monitoramento da antepara de pressão traseira do Boeing 737NG com sensores de vácuo comparativo (CVM);
- Aplicação de *Smart Patches* em aeronaves militares (F-111 e C-130 Hercules) para gestão de vida em fadiga;
- Testes de detecção de danos por impacto em estruturas de grande porte (como o projeto METI no Japão e componentes de asas da NASA).

Esta abordagem permite confrontar as promessas acadêmicas das novas tecnologias com os desafios práticos de certificação e manutenção no ambiente aeronáutico real.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

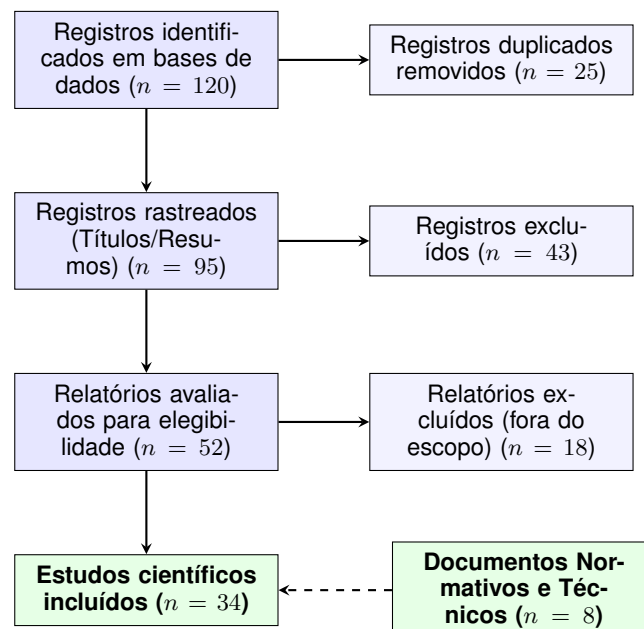
Este capítulo apresenta os resultados obtidos por meio da revisão sistemática da literatura, estruturados para atender aos objetivos de comparação técnica, normativa e operacional dos métodos de SHM selecionados.

4.1 PANORAMA DOS ESTUDOS SELECIONADOS E VALIDAÇÃO PRÁTICA

A aplicação do protocolo PRISMA resultou na seleção de 34 estudos primários e 8 documentos normativos e técnicos, totalizando uma base analítica de 42 referências. A análise temática revelou que as tecnologias de Ondas de Lamb (*Guided Waves*) e Sensores de Fibra Óptica (FBG) são predominantes, representando 44.1 % da amostra de artigos (15 estudos).

Diferente de revisões puramente acadêmicas, este trabalho integrou a análise de normas da FAA, DoD e NASA para contrastar a sensibilidade dos sensores com a confiabilidade operacional exigida para certificação. A Figura 1 detalha o fluxo de seleção das fontes.

Figura 1 – Fluxograma PRISMA: Seleção de 34 artigos científicos e 8 normas/manuais técnicos.



Fonte: Autoria própria (2026).

O Quadro 4.1 sintetiza as tecnologias analisadas, cruzando o nível de prontidão tecnológica (TRL) com os estudos de caso que validam sua aplicação em ambiente operacional.

Quadro 4.1 – Matriz Comparativa: Tecnologias, Maturidade (TRL) e Estudos de Caso.

Tecnologia	Modo	TRL	Estudo de Caso Principal	Ref. Normativa
Sensores CVM	Passivo	8-9	Antepara de pressão do Boeing 737NG (Delta/Boeing)	ARP6461
Sensores FBG	Passivo	7-8	Monitoramento de carga e deformação em asas (NASA Ikhana)	AC 25.571-1D
Ondas de Lamb (PZT)	Ativo	6-7	Deteção de impacto e BVID em painéis de compósito (Projeto METI)	MIL-HDBK-1823A
Smart Patch (PZT)	Ativo	7	Reparo e monitoramento de trincas em aeronaves militares (F-111C)	MIL-STD-1530D
Emissão Acústica	Passivo	4-5	Monitoramento de trinca em voo (Testes laboratoriais NASA)	ISO 22096

TRL 7-8 refere-se à aplicação de FBGs em monitoramento de carga e deformação em plataformas de pesquisa (ex.: NASA Ikhana UAV). Para a aplicação como sistema de detecção de danos estruturais em aeronaves comerciais certificadas, o escopo do Quadro 4.6 a maturidade efetiva situa-se entre TRL 5-6, refletindo os desafios ainda não resolvidos de correlação direta entre gradiente de deformação e tamanho de dano ($a_{90/95}$).

Fonte: Autoria própria (2026).

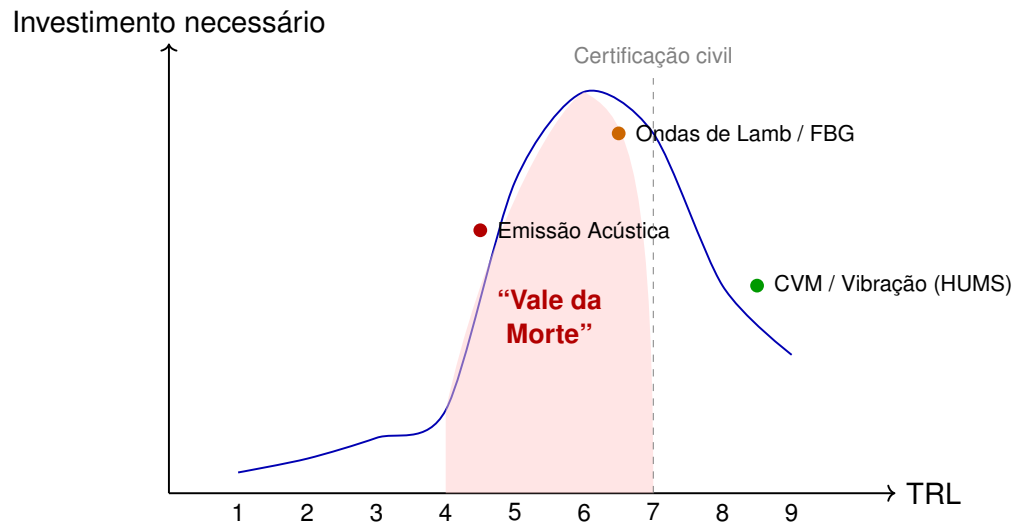
4.2 ANÁLISE DA MATURIDADE TECNOLÓGICA E LIÇÕES APRENDIDAS

A transição das tecnologias de SHM do ambiente laboratorial para o operacional é evidenciada pelos níveis de TRL observados. Os sensores de Vácuo Comparativo (CVM) destacam-se com TRL 9, já integrados aos manuais de manutenção comerciais, permitindo que inspeções que antes levavam 24 h sejam reduzidas para 15 min.

Por outro lado, métodos baseados em Ondas de Lamb e Emissão Acústica ainda enfrentam o “vale da morte” da certificação (TRL 5-6). O principal desafio identificado é a filtragem do ruído operacional (vibração e aeroacústica) e a garantia de que o sistema de monitoramento não introduza novos modos de falha na estrutura original (Tidwell *et al.*, 2022; Takeda, 2008).

A Figura 2 ilustra conceitualmente essa dinâmica: o investimento necessário para avançar do estágio de demonstração em laboratório (TRL 4-5) para a validação em ambiente operacional real (TRL 7+) aumenta exponencialmente, criando uma barreira que restringe o avanço às organizações com capacidade financeira e técnica para conduzir campanhas extensivas de testes de POD.

Figura 2 – Vale da morte da certificação: investimento necessário vs. nível de prontidão tecnológica (TRL) para sistemas SHM aeroespaciais.



Fonte: Autoria própria (2025), com base no conceito de *Technology Readiness Level* (TRL) e nos dados de maturidade discutidos em (Tidwell *et al.*, 2022; Khodaei; Grigg, 2021).

4.3 ANÁLISE COMPARATIVA POR MÉTODO DE SHM

Esta seção apresenta uma análise detalhada de cada método de SHM, agregando informações sobre seus princípios de operação, desempenho técnico e desafios específicos. A abordagem comparativa aqui adotada foca na relação entre a fenomenologia física do dano e a capacidade de resposta transdutiva de cada tecnologia, considerando que a eficácia de um sistema de monitoramento é intrinsecamente dependente das propriedades do material (metálico ou compósito) e da geometria da estrutura.

4.3.1 Ondas Guiadas por Ultrassom (PZT/Lamb)

As Ondas Guiadas por Ultrassom, especificamente as Ondas de Lamb, constituem o estado da arte para o monitoramento de grandes áreas em estruturas de paredes finas, como peles de fuselagem e painéis de asa. Diferente dos métodos de ultrassom convencionais (*bulk waves*), que exigem o posicionamento do transdutor diretamente sobre a região de interesse, as ondas guiadas utilizam a própria estrutura como um guia de onda.

Conforme detalhado por Yu *et al.* (2025), a eficácia deste método reside na capacidade das ondas de percorrerem longas distâncias com baixa atenuação, permanecendo confinadas entre as superfícies geométricas da estrutura. Essa característica permite a implementação de redes de sensores esparsas, onde um número reduzido de transdutores piezoelétricos (PZT) é capaz de monitorar extensas áreas estruturais,

tornando o método altamente eficiente sob o ponto de vista de peso e complexidade de cabeamento.

4.3.1.1 Mecanismos de Propagação e Dispersão

A complexidade técnica do SHM baseado em ondas de Lamb advém de sua natureza dispersiva e multimodal. Diferente das ondas volumétricas (*bulk waves*), cujas velocidades dependem apenas das propriedades elásticas do meio, a velocidade de fase (c_p) e a velocidade de grupo (c_g) das ondas guiadas não são constantes. Elas dependem intrinsecamente do produto entre a frequência de excitação (f) e a espessura da placa (d). Essa relação fundamental é governada pelas equações de Rayleigh-Lamb, que descrevem a propagação de ondas em meios com fronteiras livres:

$$\frac{\tan(qh)}{\tan(ph)} = - \left[\frac{4k^2 pq}{(k^2 - q^2)^2} \right]^{\pm 1} \quad (1)$$

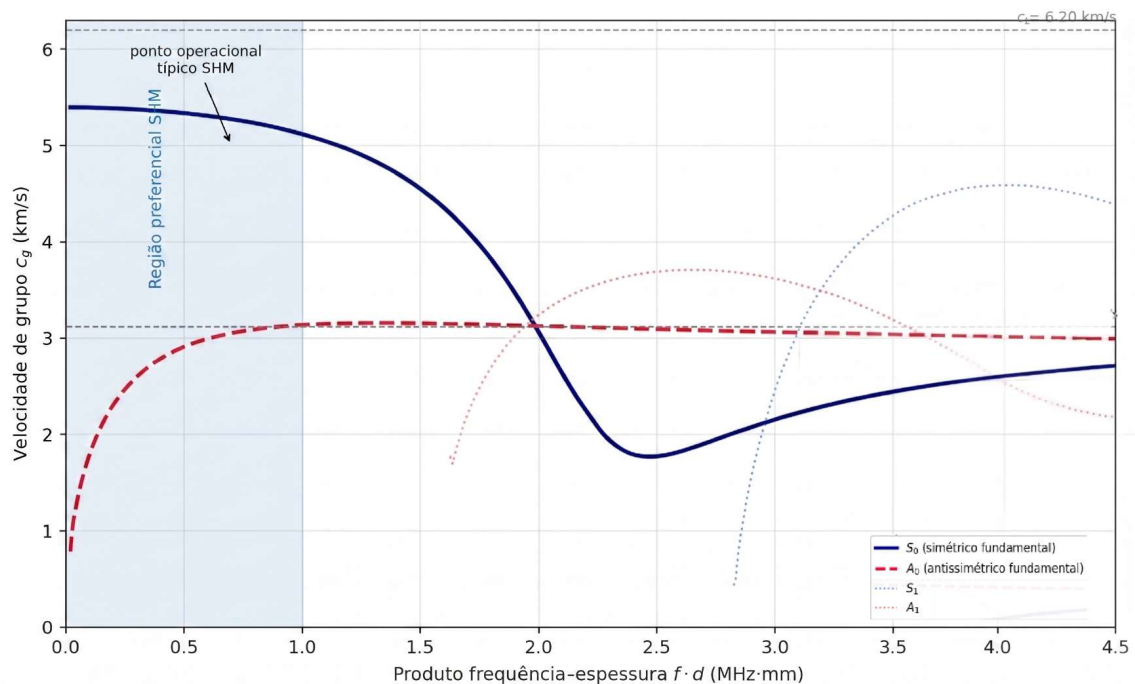
Nesta formulação, h representa a metade da espessura da placa ($d/2$), k é o número de onda, e os parâmetros p e q são definidos em função das velocidades das ondas longitudinais (c_L) e transversais (c_T) do material, conforme as relações:

$$p^2 = \frac{\omega^2}{c_L^2} - k^2 \quad \text{e} \quad q^2 = \frac{\omega^2}{c_T^2} - k^2 \quad (2)$$

Onde ω é a frequência angular ($2\pi f$). Adotando a convenção de Samaitis *et al.* (2021), o expoente -1 na Equação 1 representa os modos simétricos (S_n), onde o deslocamento ocorre em fase em relação ao plano médio, e $+1$ os modos antissimétricos (A_n), caracterizados por um deslocamento flexural. Cabe notar que a convenção de sinais varia na literatura; a formulação aqui adotada segue a referência normativa principal deste trabalho.

A natureza dispersiva implica que pacotes de onda com diferentes frequências viajam a velocidades distintas (ilustrado na figura 3), resultando no alargamento temporal do sinal à medida que ele percorre a estrutura. Esse fenômeno impõe um desafio significativo ao processamento de sinais, pois a distorção da forma de onda dificulta a aplicação de algoritmos de correlação e a determinação precisa do Tempo de Voo (*Time-of-Flight* - ToF).

Figura 3 – Curvas de dispersão das Ondas de Lamb em placa de alumínio.



Velocidade de grupo (c_g) dos modos S_0 e A_0 em função do produto frequência–espessura ($f \cdot d$). A região abaixo de 1 MHz·mm, onde apenas os modos fundamentais estão presentes, é a preferencial para aplicações SHM aeroespaciais.

Dados do Alumínio: $E = 70$ GPa, $\nu = 0,33$, $\rho = 2700$ kg/m³. O modo A_1 emerge acima de $f \cdot d \approx 1,5$ MHz·mm; o modo S_1 , acima de $f \cdot d \approx 2,8$ MHz·mm.

Fonte: Adaptado de Samaitis et al. (2021) pelo autor (2026).

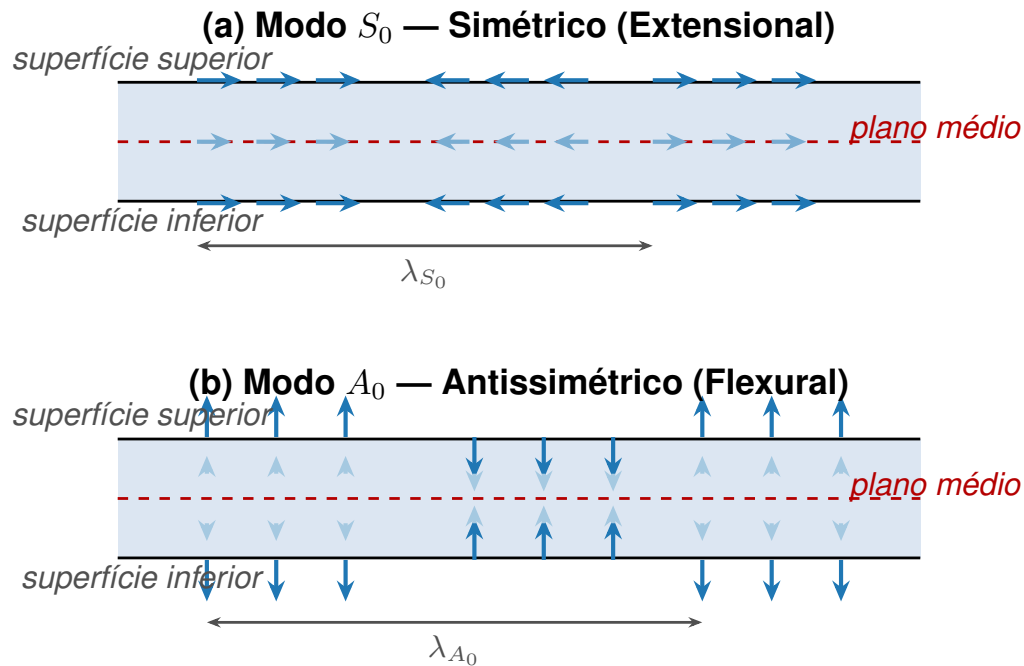
A seleção do ponto operacional no diagrama de dispersão é, portanto, crítica para a viabilidade do sistema: em baixas frequências (geralmente abaixo de 1 MHz · mm), apenas os modos fundamentais S_0 e A_0 estão presentes. Essa região é preferencial para aplicações aeroespaciais, pois a ausência de modos de ordem superior simplifica drasticamente a interpretação dos sinais refletidos ou atenuados por danos estruturais, permitindo uma separação mais clara entre as assinaturas de trincas e as reflexões provenientes de bordas ou fixadores.

4.3.1.2 Interação com Danos e Seleção de Modos

A eficácia do diagnóstico via Ondas de Lamb é intrinsecamente dependente da sensibilidade do modo selecionado às discontinuidades físicas presentes na estrutura. A escolha do modo de propagação deve ser criteriosamente ditada pela natureza do defeito e pela profundidade em que este se localiza na seção transversal:

- **Modo S_0 (Simétrico Fundamental):** Caracteriza-se por um deslocamento predominantemente longitudinal e extensional no plano (*in-plane*), conforme figura 4. Devido à sua distribuição de energia uniforme através da espessura da placa, o modo S_0 apresenta maior velocidade de grupo e é altamente sensível a defeitos que afetam a integridade da seção transversal completa. Na aviação, este modo é a solução ideal para o monitoramento de trincas por fadiga que se originam em furos de rebites ou concentradores de tensão, onde a interrupção da continuidade metálica causa uma reflexão clara e mensurável do sinal.
- **Modo A_0 (Antissimétrico Fundamental):** Caracteriza-se por um deslocamento transversal predominante (*out-of-plane*), conforme figura 4, assemelhando-se a um comportamento flexural da placa. Na faixa de frequência tipicamente utilizada em SHM aeroespacial (abaixo de $1 \text{ MHz} \cdot \text{mm}$), o modo A_0 possui comprimento de onda significativamente menor que o S_0 , o que aumenta sua sensibilidade a pequenos danos superficiais e descontinuidades de interface. Em estruturas de materiais compósitos, o A_0 demonstra superioridade na detecção de delaminações e danos por impacto de baixa velocidade (*Barely Visible Impact Damage* - *BVID*), uma vez que a perturbação flexural interage de forma mais intensa com a separação entre as lâminas do laminado.

Figura 4 – Perfis de deslocamento dos modos fundamentais das Ondas de Lamb em placa isotrópica.



(a) Modo S_0 deslocamento extensional simétrico em relação ao plano médio; (b) modo A_0 deslocamento flexural antissimétrico.

Fonte: Adaptado de Samaitis et al. (2021) pelo autor (2026).

Fonte: Adaptado de Samaitis et al. (2021) pelo autor (2026).

A seletividade de modo é, portanto, uma estratégia de projeto de SHM: ao excitar a estrutura em frequências específicas onde um modo é dominante ou mais sensível ao alvo de falha, minimiza-se a complexidade da análise de sinais e aumenta-se a confiabilidade da detecção, reduzindo a ocorrência de falsos positivos causados por reflexões espúrias em geometrias complexas.

4.3.1.3 Sensibilidade e Desempenho

A sensibilidade de detecção das Ondas de Lamb é um dos parâmetros mais críticos para a sua certificação operacional. Segundo Yu *et al.* (2025), sistemas baseados em transdutores piezoelétricos operando em modo ativo apresentam uma sensibilidade superior para trincas por fadiga em ligas de alumínio aeronáutico, permitindo a detecção confiável de danos a partir de 2 mm de comprimento.

Este desempenho é significativamente superior à inspeção visual convencional em áreas de difícil acesso, onde o limite de detecção humana pode ser superior a 10 a 15 mm (U.S. Department of Defense, 2009). A capacidade de identificar trincas milimétricas em estágio inicial é o que possibilita a redução dos fatores de segurança

no projeto estrutural, permitindo aeronaves mais leves (SAE, 2013).

No que tange aos materiais compósitos (*Carbon Fiber Reinforced Polymer* - CFRP), a técnica demonstra capacidade de identificar áreas de delaminação inferiores a 100 mm^2 . Entretanto, o desempenho em compósitos é fortemente influenciado pela natureza anisotrópica do material, que causa uma atenuação do sinal mais acentuada e variações na velocidade de propagação conforme a orientação das fibras.

Para manter esses níveis de sensibilidade em ambiente de voo, o desafio reside na manutenção de uma alta Relação Sinal-Ruído (*Signal-to-Noise Ratio* - SNR). Fatores como a degradação da camada de adesivo entre o sensor PZT e a estrutura, além do ruído eletrônico do sistema de aquisição, podem mascarar reflexões provenientes de danos pequenos. Portanto, o desempenho reportado por Yu *et al.* (2025) pressupõe o uso de técnicas avançadas de filtragem e processamento de sinais para isolar a assinatura do dano do ruído de fundo operacional.

Um aspecto crítico frequentemente negligenciado em avaliações de longo prazo é a degradação intrínseca das propriedades piezoelétricas dos transdutores PZT ao longo do ciclo de vida da aeronave. Sob a combinação de carregamentos cíclicos repetidos e variações térmicas extremas (ciclos de -55°C em altitude de cruzeiro a 70°C no solo) os cristais PZT sofrem despolarização progressiva, com redução gradual da constante piezoelétrica (d_{31}). Esse fenômeno implica que a sensibilidade nominal medida na instalação pode deteriorar-se ao longo dos anos, comprometendo a validade das curvas POD originalmente certificadas e exigindo protocolos periódicos de reverificação da sensibilidade do sistema (Samaitis *et al.*, 2021).

Neste cenário de sinais complexos, a utilização de algoritmos de Inteligência Artificial, como Máquinas de Vetores de Suporte (SVM), torna-se crucial, especialmente em estruturas anisotrópicas (CFRP). Nestes materiais, a velocidade da onda varia com a direção das fibras, tornando a modelagem matemática puramente analítica extremamente difícil. A IA permite que o sistema aprenda o perfil de propagação do material íntegro e identifique desvios causados por danos, mesmo sob condições de dispersão severa.

4.3.1.4 Capacidade de Localização e Cobertura

Uma das principais vantagens competitivas das Ondas de Lamb em relação a outros métodos de inspeção não destrutiva (NDT) é a sua capacidade de cobertura de "longo alcance" (*long-range*). Enquanto métodos convencionais exigem o rastreamento físico de toda a superfície, um sistema de SHM baseado em ondas guiadas utiliza uma rede esparsa de transdutores, onde um único par de sensores pode monitorar áreas de até 1 m^2 (Samaitis *et al.*, 2021).

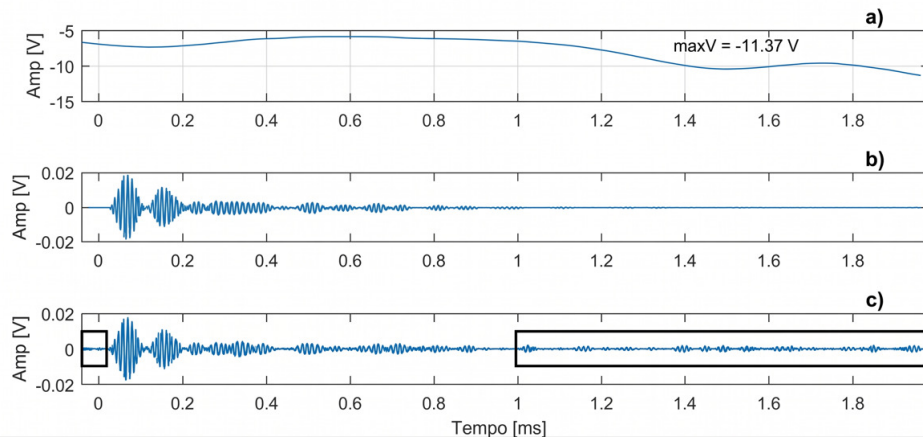
Essa alta eficiência de cobertura é possível porque as ondas permanecem confinadas na espessura da placa, sofrendo apenas atenuação geométrica e dissi-

pação material mínima em metais. A localização do dano é realizada por meio de algoritmos de triangulação ou técnicas de imageamento baseadas no tempo de voo (*Time-of-Flight* - ToF). O princípio fundamental reside na medição do tempo decorrido entre a emissão do pulso e a recepção da onda refletida ou espalhada pelo dano. Conhecendo-se a velocidade de grupo (c_g) do modo selecionado para a frequência de operação, a distância d entre o sensor e o dano pode ser calculada. Precisão de localização com erro inferior a 5 % são reportadas por Yu *et al.* (2025), o que é suficiente para direcionar equipes de manutenção a uma zona específica da aeronave para reparo. Além da seletividade de modos, a viabilidade operacional em aeronaves de grande porte depende criticamente da arquitetura do sistema de aquisição. Estudos como o de Fu e Fu (2023) destacam que o peso do cabeamento blindado necessário para evitar interferências eletromagnéticas em transdutores PZT pode anular os benefícios de economia de combustível gerados pela estrutura mais leve (Fu; Fu, 2023).

Neste contexto, a transição para sistemas de sensores sem fio (*Wireless Sensor Networks* - WSN) e transdutores de baixo consumo energético é considerada um requisito essencial para a maturidade tecnológica (TRL) do sistema (Guzman *et al.*, 2014). A integração de tecnologias de *Energy Harvesting*, que captam energia das vibrações da própria aeronave para alimentar os sensores, surge como uma solução para mitigar a penalidade de peso e eliminar a necessidade de baterias pesadas, ponto crítico para a sustentabilidade econômica discutida na Seção 4.8.2.

Um desafio crítico para a certificação operacional, frequentemente negligenciado em bancadas laboratoriais, é a influência das vibrações estruturais de alta amplitude e baixa frequência (*High-Amplitude Low-Frequency Vibrations* - HA-LFV). Estas vibrações, inerentes ao regime de voo e à operação dos motores, geram o chamado "ruído coerente". Diferente do ruído branco, o ruído HA-LFV pode mascarar sinais de danos reais ao introduzir modulações de fase e amplitude no sinal de Ondas de Lamb, exigindo algoritmos de filtragem espacial altamente sofisticados para isolar a assinatura da falha (Ochôa *et al.*, 2020).

Figura 5 – Impacto das vibrações HA-LFV no sinal de Ondas de Lamb: (a) Sinal bruto dominado pela vibração; (b) Sinal de referência limpo; (c) Persistência de ruído coerente após filtragem.



Fonte: Adaptado de Ochôa *et al.* (2020).

Entretanto, a alta taxa de amostragem necessária para capturar essas ondas gera um volume massivo de dados. Para viabilizar a implementação, é necessário adotar estratégias de redução de dados (*Data Reduction Strategies*), como o *Compressive Sensing*. Isso permite que o sistema processe apenas as características essenciais do sinal a bordo, enviando para a base apenas as informações de diagnóstico, reduzindo o consumo de banda e energia do sistema aviônico.

4.3.2 Sensores de Fibra Óptica (FBG)

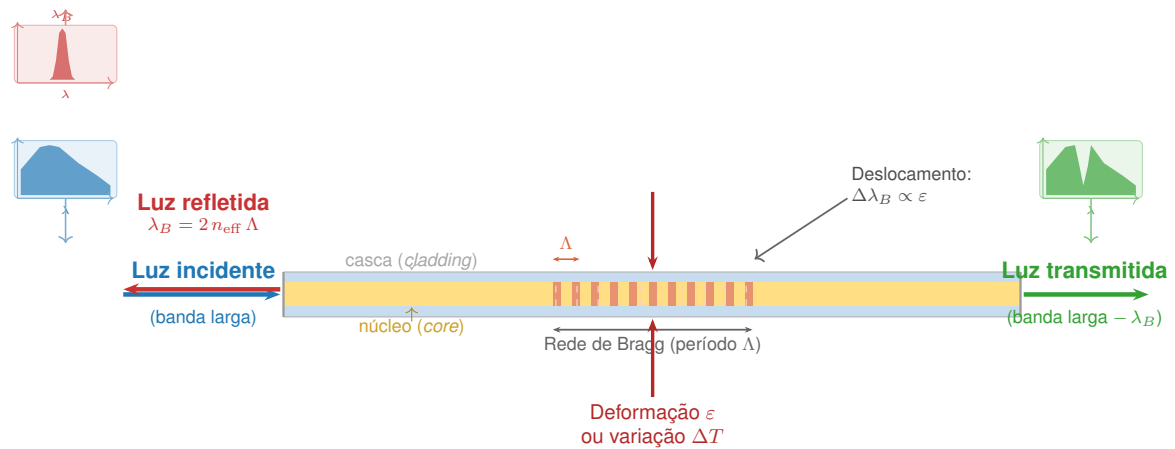
Os Sensores de Fibra Óptica com Redes de Bragg (*Fiber Bragg Grating* - FBG) utilizam redes de difração gravadas no núcleo de fibras ópticas monomodo para medir deformações e variações térmicas com elevada precisão. Diferente dos extensômetros elétricos convencionais (*strain gauges*), os FBGs operam no domínio óptico, o que os torna intrinsecamente imunes a interferências eletromagnéticas (EMI), uma vantagem crítica para aeronaves modernas como o Boeing 787 e o Airbus A350, cujas fuselagens em compósito oferecem menor blindagem natural aos sistemas aviônicos.

4.3.2.1 Princípio de Operação e Sensibilidade

O funcionamento da Rede de Bragg baseia-se na reflexão de um comprimento de onda específico (λ_B), ilustrado na figura 6 e governado pela equação :

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda \quad (3)$$

Figura 6 – Princípio de operação de um sensor FBG.



A rede de difração gravada no núcleo da fibra reflete seletivamente o comprimento de onda de Bragg (λ_B), que se desloca proporcionalmente à deformação ou variação térmica aplicada ($\Delta\lambda_B$).

Fonte: Adaptado de Vanlanduit et al. (2021) pelo autor (2026).

Onde n_{eff} é o índice de refração efetivo e Λ é o período da grade. De acordo com Choi *et al.* (2018), a sensibilidade permite detectar o início de uma delaminação antes mesmo da perda de rigidez global da estrutura.

Para maximizar essa sensibilidade, estudos sugerem o posicionamento dos sensores ao longo de trajetórias de deformação zero (*Zero-Strain Trajectories*). Esta técnica permite que o SHM ignore as deformações globais de manobra e foque exclusivamente nas perturbações locais causadas por falhas internas, aumentando drasticamente a confiabilidade do diagnóstico em voo (Choi *et al.*, 2018). Embora não detectem a trinca diretamente por meio de ecos, os FBGs identificam a redistribuição de tensões causada por uma falha, agindo como um aviso prévio antes de falhas catastróficas por compressão (*buckling*). A questão da gestão de dados gerados por sensores de alta taxa de amostragem incluindo estratégias de *edge computing* e *triggering* local é discutida de forma integrada na Seção 4.3.5.

4.3.2.2 Aplicação em Materiais Compósitos e Reparos Estruturais

Para o monitoramento em polímeros reforçados com fibra de carbono (CFRP), os FBGs demonstram superioridade técnica devido à sua biocompatibilidade geométrica. Com diâmetros típicos de $125\ \mu\text{m}$ para a fibra padrão com casca (*cladding*), ou versões finas de $80\ \mu\text{m}$ desenvolvidas especificamente para embutimento estrutural, as fibras podem ser inseridas (*embedded*) entre as lâminas durante o processo de lay-up (Vanlanduit *et al.*, 2021). Testes mecânicos demonstram que esta integração ocorre sem comprometer a integridade, a tensão ou o módulo elástico da estrutura

hospedeira (Brown *et al.*, 2001).

Essa característica viabiliza o monitoramento de danos por impacto de baixa velocidade (*BVID*) e também a implementação de *Smart Patch Repairs* (Baker *et al.*, 2009). Nestes casos, os FBGs são integrados a reparos colados para monitorar em tempo real a integridade da interface adesiva e a transferência de carga. O sistema detecta precocemente o início de um descolamento (*disbonding*) ou falhas na cura do adesivo, resolvendo um dos principais gargalos de confiança na manutenção de estruturas reparadas (Baker *et al.*, 2009; Rodrigues *et al.*, 2024).

Um exemplo precursor de alta relevância militar é o caso do caça-bombardeiro F-111C. A aeronave apresentava uma trinca de fadiga de 48 mm na pele inferior da asa (estação FASS 281), o que reduzia sua resistência residual para 150 MPa (valor criticamente abaixo do limite de projeto de 256 MPa). Diante da impossibilidade de um reparo mecânico convencional, foi aplicado um *Smart Patch* de boro-epóxi com sensores piezoelétricos integrados à linha de adesivo para monitorar a integridade da interface colada em tempo real. Testes sob o espectro de carga severo FALSTAFF demonstraram um aumento de vida útil de fadiga superior a 100 x em relação a componentes não reparados, elevando a durabilidade de 15.8h para 2170h de voo equivalentes. Este sucesso estabeleceu o precedente tecnológico para a certificação de reparos em estruturas primárias através de diagnóstico integrado (Boykett; Walker, 1996).

4.3.2.3 Monitoramento Local, Multiplexação e IAT

Com a técnica de multiplexação por divisão de comprimento de onda (WDM), é possível interrogar dezenas de sensores em um único filamento, reduzindo drasticamente a penalidade de peso (Munns *et al.*, 2002; Vanlanduit *et al.*, 2021). Além do uso em serviço, os FBGs permitem o monitoramento da cura (*Cure Monitoring*) durante a fabricação, registrando tensões residuais que servirão como a "assinatura de nascimento" da aeronave (Brown *et al.*, 2001; Vanlanduit *et al.*, 2021).

Ao processar o espectro de carga real e correlacioná-lo com as curvas $P - S - N$ (Probabilidade-Tensão-Ciclos), a tecnologia viabiliza o Monitoramento Individual de Vida (*Individual Aircraft Tracking* - IAT) (Fu; Fu, 2023). Isso permite que o operador gerencie a frota com base no consumo real de vida útil de cada célula, em conformidade com as normas MIL-STD-1530D e U.S. Department of Defense (2009). Essa transição para a Manutenção Baseada na Condição (CBM) otimiza os intervalos de inspeção e aumenta o valor residual do ativo no mercado secundário (Pant *et al.*, 2021). A robustez matemática do IAT reside na integração do histórico de cargas reais com modelos de fadiga baseados em curvas $P - S - N$ (Probabilidade-Tensão-Ciclos). Ao correlacionar o espectro de tensões medido pelos sensores com o "consumo de vida útil confiável" de cada componente, é possível determinar o exato momento em que uma célula atinge seu limite de segurança, permitindo uma gestão de frota indivi-

dualizada que estende a vida operacional de aeronaves submetidas a missões menos severas (Fu; Fu, 2023) .

4.3.3 Emissão Acústica (EA)

Diferente das Ondas de Lamb e dos Sensores de Fibra Óptica, que operam de forma ativa ou por medição de estado, a Emissão Acústica (EA) é um método de monitoramento passivo (ISO, 2007). A técnica baseia-se na detecção de ondas elásticas transientes geradas pela liberação rápida de energia de fontes internas em um material sob tensão. No contexto aeroespacial, essas fontes são predominantemente a iniciação e propagação de trincas, a quebra de fibras em compósitos ou a fricção entre superfícies de uma fratura existente (Aggelis *et al.*, 2021).

4.3.3.1 Princípio de Detecção e Sensibilidade Temporal

A EA é reconhecida como a técnica com a maior sensibilidade temporal entre os métodos de SHM. Ela não depende de uma excitação externa, mas sim do próprio evento de falha para gerar o sinal. Isso permite a detecção da energia liberada por um *jump* de trinca em nível microscópico (crescimento subcrítico), muito antes de o dano atingir dimensões detectáveis por métodos ultrassônicos convencionais ou inspeção visual (Aggelis *et al.*, 2021).

Esta característica a torna superior na fase de iniciação de microtrincas, fornecendo a "história" da progressão do dano em tempo real. Entretanto, por ser uma técnica passiva, ela exige que a estrutura esteja sob carregamento mecânico para que o evento ocorra (Diamanti; Soutis, 2010). O desafio técnico reside na distinção entre os sinais "úteis" provenientes da propagação da falha e os ruídos de fricção mecânica ou ruídos aerodinâmicos, que possuem assinaturas espectrais sobrepostas (Aggelis *et al.*, 2021).

4.3.3.2 Localização de Eventos e Custo Computacional

A localização de um evento de EA é realizada calculando a diferença no tempo de chegada do sinal em múltiplos sensores (técnica de trilateração). Para garantir a precisão na localização de microfalhas, o sistema exige altíssimas taxas de amostragem, frequentemente atingindo 5 MSamples/s (Bhowmik *et al.*, 2021).

Esse requisito técnico impõe um elevado custo computacional e de armazenamento, uma vez que o monitoramento contínuo em regime de voo geraria volumes de dados impraticáveis para os sistemas aviônicos convencionais. Portanto, a implementação operativa da EA depende de arquiteturas de processamento descentralizado, onde a triagem dos dados ocorre na própria unidade de aquisição antes do envio para o computador central da aeronave (Fu *et al.*, 2019; Bhowmik *et al.*, 2021).

4.3.3.3 Desafios de Implementação e Redução de Dados

Apesar de sua sensibilidade extrema, a EA enfrenta limitações severas em estruturas complexas devido à forte atenuação do sinal em juntas rebitas e interfaces coladas (Aggelis *et al.*, 2021). Além disso, o ruído mecânico operacional proveniente de atuadores e do atrito entre as faces da trinca (fenômeno conhecido como *fretting*) gera um volume massivo de informações que pode saturar os algoritmos de detecção (Aggelis *et al.*, 2021; Bhowmik *et al.*, 2021).

Para mitigar este problema, é imperativo o uso de Estratégias de Redução de Dados (*Data Reduction Strategies*). Estas estratégias baseiam-se em algoritmos de *triggering* (gatilho) inteligente, que descartam o ruído de fundo contínuo e registram apenas os pacotes de energia (*hits*) que ultrapassam limiares estatísticos pré-definidos (Bhowmik *et al.*, 2021). A utilização de filtros de ruído aeroacústico e técnicas de inteligência artificial para classificar a forma de onda é essencial para reduzir a Probabilidade de Alarme Falso (PFA) (Aggelis *et al.*, 2021; Samaitis *et al.*, 2021), permitindo que a EA atue como um sistema de "vigilância precoce" em componentes críticos de alta responsabilidade estrutural.

4.3.4 Análise de Vibração

A análise de vibração é um dos métodos mais tradicionais e consolidados no campo da manutenção preditiva. Diferente das técnicas ultrassônicas convencionais, que buscam descontinuidades físicas através de uma inspeção local de alta sensibilidade (Samaitis *et al.*, 2021), a análise vibracional avalia a resposta dinâmica da estrutura como um todo. Por identificar alterações de rigidez ou massa que afetam os parâmetros modais da aeronave, ela é classificada como um método de monitoramento global, capaz de detectar falhas sem exigir conhecimento prévio de sua localização exata (Limongelli *et al.*, 2021).

4.3.4.1 Princípio de Operação e Parâmetros Modais

O princípio fundamental desta técnica baseia-se na premissa de que as propriedades físicas de uma estrutura (massa, rigidez e amortecimento) determinam seu comportamento dinâmico (Limongelli *et al.*, 2021). A análise de vibração detecta alterações nessas propriedades através do monitoramento de parâmetros modais, como as frequências naturais, as formas modais (*mode shapes*) e as razões de amortecimento.

Qualquer falha interna severa, como a perda de rebites em uma seção de asa ou uma delaminação de grande extensão, provoca uma redução na rigidez local (k). Essa variação altera a assinatura vibracional da aeronave, refletindo-se em um deslocamento das frequências naturais para patamares inferiores. A detecção é feita

geralmente por acelerômetros piezoelétricos de baixo perfil distribuídos em pontos estratégicos da célula (Limongelli *et al.*, 2021).

4.3.4.2 Maturidade Tecnológica, Aplicações e Limitações

Esta técnica apresenta o nível de prontidão tecnológica mais elevado entre todos os métodos de SHM, com um TRL 8-9. Essa maturidade deve-se à sua aplicação extensiva no monitoramento de componentes rotativos de turbinas (HUMS - *Health and Usage Monitoring Systems*), onde a detecção de desbalanceamentos e falhas em rolamentos é feita com altíssima confiabilidade (Elasha *et al.*, 2018; Aggelis *et al.*, 2021).

Entretanto, quando aplicada à fuselagem e superfícies sustentadoras, a análise de vibração apresenta limitações severas de sensibilidade. Por ser um método global, pequenas trincas ou danos em estágio inicial não alteram a rigidez global da estrutura de forma mensurável, sendo frequentemente mascaradas por variações na carga de combustível ou condições de carregamento aerodinâmico e ambiental (Limongelli *et al.*, 2021).

Portanto, embora seja útil para o monitoramento da integridade macroscópica da aeronave e possua um custo de implementação relativamente baixo com o uso de sensores MEMS (Jasiuniene *et al.*, 2021), a análise de vibração possui uma "janela de detecção" tardia, sendo ineficaz para a detecção precoce de falhas por fadiga, exigindo a complementação por métodos de alta resolução local, como as Ondas de Lamb discutidas anteriormente (Limongelli *et al.*, 2021).

4.3.5 Inteligência Artificial e Processamento de Sinais no SHM

A transição dos métodos de SHM de bancadas laboratoriais para a operação em voo real representa um dos maiores desafios de engenharia da área, exigindo uma infraestrutura robusta de processamento de sinais (Sause; Jasiunienė, 2021). Em ambiente operacional, os sensores são expostos a um elevado nível de ruído aeroacústico, vibrações de motores e interferências eletromagnéticas que podem mascarar as sutis assinaturas de danos estruturais (Samaitis *et al.*, 2021). Conforme identificado na revisão bibliográfica, o uso de algoritmos de Aprendizado de Máquina (*Machine Learning*) tornou-se o pilar central para automatizar o diagnóstico, superando as limitações dos métodos puramente físicos ao permitir a extração de características (*feature extraction*) em tempo real e de forma adaptativa (Limongelli *et al.*, 2021; Yu *et al.*, 2025).

4.3.5.1 Classificação via Support Vector Machines (SVM) e Redução de PFA

Dentre as abordagens identificadas, destaca-se o uso de Support Vector Machines (SVM) para a classificação e o reconhecimento de padrões de danos. Segundo Candelier (2014), os frameworks baseados em SVM são particularmente eficazes por permitirem o mapeamento de sinais complexos e não lineares em espaços de alta dimensão através do *kernel trick*.

A utilização de algoritmos como SVM torna-se ainda mais crucial em estruturas anisotrópicas, como o polímero reforçado com fibra de carbono (CFRP). Nestes materiais, a rigidez e, conseqüentemente, a velocidade da onda variam drasticamente conforme a orientação das fibras (0° , 45° , 90°), gerando frentes de onda elípticas e perfis de sinal extremamente complexos (Samaitis *et al.*, 2021). A IA permite que o sistema "aprenda" esse mapa de velocidades do material íntegro, facilitando a distinção entre a dispersão natural da onda causada pela anisotropia e o espalhamento causado por danos internos. Isso supera a limitação das modelagens matemáticas puramente analíticas, que falham em prever com precisão o comportamento de ondas em geometrias complexas e laminados heterogêneos (Yu *et al.*, 2025).

Na prática, isso facilita a criação de uma fronteira de decisão hiper-espacial que distingue, com alta precisão, o que são variações estruturais normais (causadas por mudanças de temperatura ou carga) de danos reais, como trincas por fadiga (Candelier *et al.*, 2014; Samaitis *et al.*, 2021). Essa capacidade de discernimento é crucial para reduzir a Probabilidade de Alarme Falso (PFA), um dos principais gargalos para a aceitação do SHM pelas companhias aéreas, uma vez que alarmes falsos geram interrupções desnecessárias na malha aérea e custos logísticos elevados (Pant *et al.*, 2021; Samaitis *et al.*, 2021).

4.3.5.2 Identificação por Transmissibilidade e Diagnóstico *Reference-Free*

Outra tendência emergente e de alto impacto operacional é a identificação baseada em transmissibilidade. Conforme discutido por Khalil (2018), este método utiliza a relação de saída entre sensores adjacentes para detectar falhas. A grande vantagem técnica reside no fato de ser um método *reference-free*, ou seja, não exige um modelo matemático prévio ou um estado de "linha de base" (*baseline*) da estrutura perfeitamente íntegra (Khalil; Aljanaideh, 2018; Samaitis *et al.*, 2021). O sinal de *baseline* consiste no perfil de propagação registrado pelo sistema quando a estrutura se encontra em estado íntegro e sob condições controladas de temperatura e carga; variações estatisticamente significativas em relação a essa referência constituem o critério primário de detecção nos métodos convencionais baseados em subtração de sinal. Em aeronaves em serviço (*aging aircraft*), onde o estado original de fabricação já não é conhecido com precisão, devido à degradação e ao histórico de cargas do

operador (IATA, 2018), essa abordagem permite detectar descontinuidades apenas pela alteração do fluxo de energia mecânica (resposta dinâmica) entre os sensores.

4.3.5.3 Sistemas Híbridos e Wave Propagation Imaging (WPI)

Os sistemas híbridos representam o topo da sofisticação técnica ao integrar diferentes fenomenologias físicas. Um exemplo notável é a integração de lasers para a geração sem contato de ondas ultrassônicas com Redes de Bragg (FBG) para a captura desses sinais. Segundo Choi (2018), essa integração viabiliza a técnica de *Wave Propagation Imaging* (WPI).

O WPI transforma dados numéricos brutos em mapas visuais de energia, criando uma espécie de "vídeo" da onda percorrendo a estrutura. Quando a onda atinge uma delaminação oculta em um material compósito, o espalhamento de energia é visualizado imediatamente no mapa térmico ou de amplitude. Essa transição do dado pontual para o dado visual facilita imensamente a localização de danos em geometrias complexas, como reforços de fuselagem e caixas de asa, onde a interpretação de sinais puramente temporais seria ambígua (Choi *et al.*, 2018).

Entretanto, a geração de imagens via WPI exige o processamento de um volume massivo de dados (*Big Data*), o que representa um desafio para a infraestrutura de TI da aeronave. Para viabilizar esta tecnologia, o foco atual de pesquisa reside em estratégias de redução de dados (*Data Reduction Strategies*), como o uso de *Compressive Sensing* e processamento descentralizado (Bhowmik *et al.*, 2021). Estas técnicas permitem que apenas as características essenciais da frente de onda (como variações de amplitude e fase) sejam transmitidas para a central de diagnóstico, reduzindo o tráfego nos barramentos de dados aviônicos e otimizando o consumo de energia do sistema SHM.

Para viabilizar a transmissão de dados sem fio e evitar o congestionamento dos barramentos aviônicos, o sistema deve operar sob uma arquitetura de processamento descentralizado. Conforme discutido por Bhowmik *et al.* (2021), isso envolve a aplicação de estratégias de amostragem inteligente e *triggering* local, onde apenas os parâmetros essenciais do sinal (como picos de energia e Tempo de Voo) são extraídos na "borda" (*edge computing*) e enviados para a central. Essa abordagem reduz drasticamente o volume de dados brutos trafegados, resolvendo o problema de *Big Data* inerente a sensores de alta taxa de amostragem como a Emissão Acústica.

Síntese da Seção 4.3. A análise por método revelou que cada tecnologia ocupa uma janela de eficiência distinta no ciclo de vida da falha: a Emissão Acústica domina a fase de iniciação microscópica; as Ondas de Lamb destacam-se na quantificação de danos macroscópicos; os sensores FBG oferecem monitoramento contínuo de deformação com imunidade a interferências eletromagnéticas; e a Análise de Vibração fornece vigilância global de baixo custo, porém com resolução espacial limitada. A seção

seguinte examina como esses desempenhos se traduzem ou se restringem frente às exigências estatísticas das normas de certificação aeroespacial.

4.4 ANÁLISE SOB O VIÉS NORMATIVO E CONFIABILIDADE

Esta seção cruza os dados técnicos obtidos na revisão com os rigorosos requisitos das normas de certificação e confiabilidade estatística vigentes na indústria aeroespacial (FAA, 2011). A transição de uma tecnologia de monitoramento do estágio experimental para o uso em aeronaves civis ou militares depende, invariavelmente, da capacidade de provar que o sistema é estatisticamente confiável sob condições operacionais adversas (Sause; Jasiunienė, 2021; Khodaei; Grigg, 2021).

4.4.1 Fundamentação Estatística e Confiabilidade (MIL-HDBK-1823A)

A transição do SHM de um ambiente laboratorial controlado para a aplicação em frotas operacionais exige a quantificação da confiabilidade do sistema através de curvas de Probabilidade de Detecção (*Probability of Detection* - POD). Conforme estabelecido pela norma referencial MIL-HDBK-1823A, a confiabilidade de qualquer sistema de inspeção não destrutiva (NDE) ou de monitoramento (SHM) deve ser expressa em termos do tamanho de dano que o sistema é capaz de detectar com 90% de probabilidade e 95% de limite de confiança inferior, métrica internacionalmente conhecida como $a_{90/95}$ (U.S. Department of Defense, 2009; Samaitis *et al.*, 2021).

No contexto das Ondas de Lamb e sensores PZT, a construção dessas curvas baseia-se na análise da correlação entre a resposta do sensor (amplitude do sinal recebido, $\hat{a}$) e o tamanho real da descontinuidade física ou defeito (a). Segundo a metodologia detalhada por Samaitis *et al.* (2021) e pela U.S. Department of Defense (2009), essa relação é frequentemente modelada por uma função log-logística baseada em modelos de regressão linear do logaritmo da amplitude versus o logaritmo do tamanho do dano:

$$P(a) = \frac{\exp[\beta_0 + \beta_1 \ln(a)]}{1 + \exp[\beta_0 + \beta_1 \ln(a)]} \quad (4)$$

Nesta formulação, o parâmetro β_0 está relacionado ao limiar de detecção do sistema (*threshold*), enquanto β_1 representa a inclinação da curva, indicando a sensibilidade do método às variações no tamanho do dano. Estes parâmetros de regressão são obtidos experimentalmente através de exaustivos testes de laboratório (Samaitis *et al.*, 2021).

Entretanto, a grande dificuldade técnica apontada por Yu *et al.* (2025) e corroborada pela diretriz SAE (2013) reside no fato de que, em ambiente operacional real, o sinal de SHM não é função apenas do dano. Ele é severamente afetado pelas chamadas **Variáveis de Influência** (VI) definidas como todos os fatores externos ao dano

que perturbam a resposta do sistema de monitoramento, incluindo variações térmicas extremas, estados de tensão estrutural, vibrações mecânicas e ruído eletromagnético (Samaitis *et al.*, 2021). A presença dessas variáveis introduz uma dispersão nos dados (incerteza), o que tende a achatar a curva POD e deslocar o valor de $a_{90/95}$ para tamanhos de trinca significativamente maiores do que os observados em bancadas de teste (Samaitis *et al.*, 2021; Yu *et al.*, 2025).

4.4.2 Impacto das Variáveis Ambientais na Métrica $a_{90/95}$

Diferente das inspeções manuais por Ensaios Não Destrutivos (END), onde o técnico atua em hangares sob ambiente controlado, os sensores de SHM instalados na célula estão expostos a variações térmicas extremas, oscilando tipicamente de -55°C em altitude de cruzeiro a mais de 70°C em aeronaves estacionadas ao sol (Khodaei; Grigg, 2021). A análise dos dados de Yu *et al.* (2025) e Samaitis *et al.* (2021) demonstra que essas flutuações impactam diretamente a física da propagação.

O aumento da temperatura reduz o Módulo de Young do material e altera sua densidade, o que, por consequência, modifica a velocidade de grupo (c_g) das ondas de Lamb. Além disso, as propriedades eletromecânicas do transdutor, como a constante piezoelétrica (d_{31}), também são termo-dependentes (Samaitis *et al.*, 2021). Esse fenômeno gera uma "deriva" nos sinais, elevando o nível de ruído de fundo (*noise floor*) e dificultando a subtração do sinal de linha de base (*baseline subtraction*).

Estatisticamente, esse aumento do ruído e a variação da velocidade deslocam o limiar de decisão (*threshold*) para patamares superiores, visando mitigar a ocorrência de Alarmes Falsos, que são inaceitáveis na rotina operacional (U.S. Department of Defense, 2009; Samaitis *et al.*, 2021). Como consequência direta dessa incerteza ambiental:

- O tamanho de trinca detectável confiavelmente ($a_{90/95}$) sofre uma penalização severa, aumentando significativamente em relação aos resultados otimistas obtidos em testes de laboratório.
- Um sistema que demonstra sensibilidade para trincas de 2 mm em bancada pode ter sua capacidade reduzida para 5 mm ou mais sob condições reais de voo.
- Torna-se imperativa a implementação de Estratégias de Compensação Térmica (*Temperature Compensation Strategies*), como o uso de bancos de dados de *baselines* em diferentes temperaturas ou algoritmos de esticamento de sinal (*signal stretching*), para tentar recuperar a sensibilidade original do sistema.

Sem essa compensação, o sistema SHM corre o risco de ser excessivamente conservador, perdendo sua vantagem competitiva frente aos métodos de inspeção manual programada.

O Quadro 4.2 resume as principais estratégias de compensação disponíveis para cada método, bem como seu estado de desenvolvimento atual.

Quadro 4.2 – Estratégias de compensação ambiental por método de SHM.

Método	Principal Variável (VI)	Estratégia de Compensação	Estado
Ondas de Lamb (PZT)	Deriva de c_g com temperatura	<i>Signal stretching</i> ; bancos de <i>baselines</i> por faixa térmica	Pesquisa ativa
Fibra Óptica (FBG)	<i>Crosstalk</i> temperatura–deformação	Sensores de temperatura em paralelo (grade de Fabry-Pérot); FBG de referência isotensionada	Parcialmente implementado
Emissão Acústica	Variação do <i>noise floor</i> com T	Limiares adaptativos; filtragem espectral dinâmica	Em desenvolvimento
Análise de Vibração	Variação de massa (combustível, carga)	Normalização por massa operacional estimada	Implementado (HUMS)

Fonte: Adaptado de (Samaitis *et al.*, 2021); (Yu *et al.*, 2025); e (Khodaei; Grigg, 2021) pelo autor (2026).

4.4.3 Conformidade com a FAA AC 25.571-1D e SAE ARP6461

A certificação de sistemas de SHM não depende apenas de sua precisão laboratorial, mas de sua integração na filosofia de aeronavegabilidade. A circular consultiva FAA AC 25.571-1D exige que a estrutura primária seja tolerante ao dano (*Damage Tolerant*), o que implica que o sistema de manutenção deve ser capaz de detectar falhas antes que estas reduzam a carga residual da aeronave abaixo dos limites regulamentares de segurança.

A integração do SHM sob a ótica da MIL-HDBK-1823A e da MIL-STD-1530D permite que o engenheiro de estruturas defina intervalos de inspeção baseados na real Probabilidade de Detecção (POD) do sensor instalado (U.S. Department of Defense, 2009). A diretriz SAE ARP6461 complementa este cenário ao estabelecer que qualquer sistema de SHM deve ser, no mínimo, tão confiável quanto a inspeção manual (NDT) que ele visa substituir ou complementar, garantindo que não haja degradação nos níveis de segurança operacional (SAE, 2013; Pant *et al.*, 2021).

A análise comparativa conduzida nesta pesquisa revela os seguintes pontos críticos de conformidade:

- **Maturidade Tecnológica (TRL):** Observou-se que métodos de monitoramento de *hotspots* com FBGs e PZTs em estruturas de compósitos atingiram TRL 6-7 (demonstração em ambiente relevante) (Baker *et al.*, 2009). Em contrapartida, o uso de ondas guiadas para detecção de corrosão em estruturas metálicas complexas com múltiplas interfaces ainda reside em TRL 4-5. Isso ocorre devido

à severa atenuação do sinal e à dificuldade de interpretação de sinais multimodo em juntas sobrepostas, onde a dispersão dificulta a isolamento da assinatura do dano (Samaitis *et al.*, 2021).

- **Tolerância ao Dano e Carga Residual:** Em conformidade com a FAA AC 25.571-1D, os sistemas de SHM devem ser capazes de detectar falhas antes que estas atinjam o tamanho crítico (a_{crit}). A comparação mostra que as Ondas Guiadas superam os requisitos da FAA para inspeções de nível "detalhada" (*Detailed Inspection*) (Samaitis *et al.*, 2021). A vantagem competitiva reside na monitoração contínua: enquanto a inspeção manual é discreta e ocorre em intervalos de meses, o SHM permite a vigilância em tempo real, reduzindo drasticamente o risco de propagação catastrófica de trincas entre os intervalos de manutenção pesada (*C-Checks* e *D-Checks*).
- **Redundância e Confiabilidade:** Para atender à SAE ARP6461, os dados sugerem que a implementação inicial do SHM deve ocorrer de forma híbrida e complementar. O sistema atua como um gatilho para inspeções humanas direcionadas, aumentando a eficiência da manutenção ao focar os recursos apenas onde o sensor indicou uma anomalia estatística, otimizando o *Down Time* da aeronave sem comprometer a confiabilidade.

A análise normativa demonstrou que a certificação de sistemas SHM depende não apenas da sensibilidade laboratorial, mas da estabilidade estatística das curvas POD sob variáveis ambientais reais: térmica, vibração e carregamento estrutural. A métrica $a_{90/95}$ emerge como o critério central de aceitação pela MIL-HDBK-1823A e pela SAE ARP6461, e sua degradação em ambiente de voo representa o principal gargalo técnico para a transição do SHM de sistema suplementar para método substitutivo das inspeções manuais. A seção seguinte quantifica esse gargalo por meio de um cenário comparativo concreto.

4.5 O CAMINHO CRÍTICO PARA CERTIFICAÇÃO: ANÁLISE DE CASO COM A MÉTRICA $a_{90/95}$

A transição de um sistema SHM do estágio de prova de conceito (*proof of concept*) para a operação real em linha aérea é balizada pela filosofia de Tolerância ao Dano (*Damage Tolerance*), exigida de forma mandatória pela circular FAA AC 25.571-1D (FAA, 2011). Esta filosofia pressupõe que falhas estruturais, como trincas por fadiga ou danos acidentais, invariavelmente ocorrerão ao longo da vida operacional da aeronave. No entanto, o projeto estrutural e o programa de manutenção devem garantir que a estrutura possua redundância e sensibilidade de inspeção suficientes para detectar a falha antes que ela atinja o tamanho crítico (a_{crit}), prevenindo a perda catastrófica da integridade estrutural.

Para que uma tecnologia de SHM seja aprovada como ferramenta primária ou alternativa de inspeção, ela precisa comprovar sua confiabilidade de detecção perante as autoridades aeronáuticas. O "padrão ouro" adotado pela indústria para essa certificação é estabelecido pelo manual do Departamento de Defesa dos EUA, MIL-HDBK-1823A (U.S. Department of Defense, 2009), através da métrica $a_{90/95}$. Este parâmetro estatístico define o menor tamanho de dano que o sistema é capaz de detectar com 90% de probabilidade e 95% de limite de confiança inferior (Samaitis *et al.*, 2021).

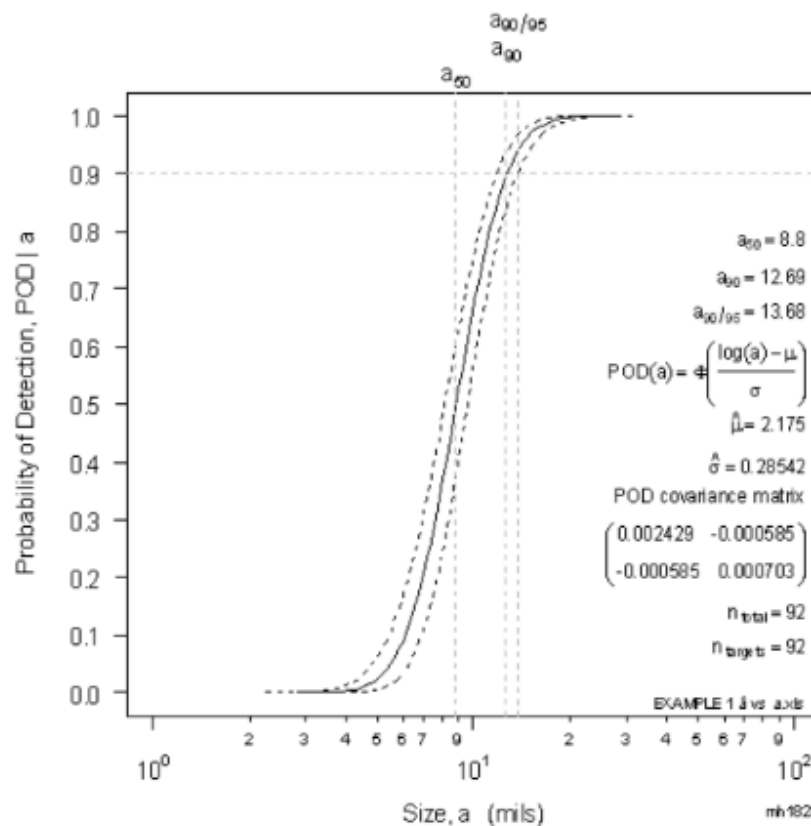
O verdadeiro "gargalo" da certificação do SHM reside no compromisso (*trade-off*) entre a Probabilidade de Detecção (POD) e a Probabilidade de Alarme Falso (PFA). Em condições laboratoriais perfeitamente controladas, sensores como os piezoelétricos (PZT) demonstram altíssima sensibilidade, detectando danos na escala de 2 mm. Contudo, em um ambiente de voo real, os sensores estão expostos a severas Variáveis de Influência (VI), como grandes gradientes térmicos, vibrações estruturais e ruído aerodinâmico.

Para evitar que esse ruído de fundo gere alarmes falsos excessivos o que resultaria em desvios de rota, inspeções desnecessárias e custos de *down-time* inaceitáveis para as companhias aéreas, o limiar de decisão de falha (*threshold*) do algoritmo precisa ser elevado (Samaitis *et al.*, 2021; U.S. Department of Defense, 2009). Como consequência matemática, a sensibilidade do sistema diminui e o tamanho do dano detectável de forma confiável ($a_{90/95}$) aumenta (por exemplo, de 2 mm para 5 mm), distanciando-se do desempenho ótimo de laboratório.

Além disso, a demonstração empírica desta métrica exige a fabricação e o ensaio destrutivo de centenas de corpos de prova (com e sem defeitos), gerando um custo proibitivo. Para contornar essa barreira e viabilizar a certificação, a literatura normativa recente aponta para a adoção do *Model-Assisted POD* (MAPOD), uma abordagem que combina simulações numéricas de alta fidelidade com dados experimentais limitados para construir as curvas de confiabilidade de maneira econômica (U.S. Department of Defense, 2009).

Para ilustrar este gargalo de certificação e a aplicação prática destas curvas de confiabilidade, propõe-se um cenário comparativo fundamentado nos parâmetros de desempenho discutidos por Yu *et al.* (2025) e Samaitis *et al.* (2021), conforme ilustrado na Figura 7.

Figura 7 – Curva de Probabilidade de Detecção (POD) típica.



Representação gráfica baseada nos parâmetros da norma militar, evidenciando o ponto crítico $a_{90/95}$ e os respectivos limites de confiança associados.

Fonte: MIL-HDBK-1823A (2009, p. 92).

4.6 ANÁLISE DE VALIDAÇÃO INDUSTRIAL E CASOS PRÁTICOS

Nesta seção, a viabilidade técnica e o nível de prontidão tecnológica (*Technology Readiness Level* - TRL) das tecnologias de SHM são analisados através de três implementações de referência no setor aeroespacial.

4.6.1 Monitoramento de Trincas em Frotas Comerciais: O Caso Boeing 737NG

O caso de maior maturidade tecnológica (TRL 9) na aviação comercial contemporânea é a implementação dos sensores de Monitoramento de Vácuo Comparativo (*Comparative Vacuum Monitoring* - CVM) na antepara de pressão traseira (*Aft Pressure Bulkhead*) do Boeing 737NG.

A inovação deste caso reside na substituição dos ensaios convencionais por correntes parasitas (*Eddy Current*) por sensores fixos que monitoram a integridade da estrutura continuamente. A relevância normativa é sublinhada pelo fato de a Boeing e a Delta Air Lines terem obtido a aprovação da FAA para utilizar o CVM como método

alternativo de conformidade (*Alternative Method of Compliance* - AMOC), estabelecendo um precedente para a certificação de sistemas SHM em estruturas primárias (Tidwell *et al.*, 2022).

4.6.2 Extensão de Vida Útil e Reparos Inteligentes: F-111C e *Smart Patches*

O monitoramento de estruturas metálicas reforçadas com compósitos apresenta desafios únicos para os métodos de NDT convencionais, especialmente na interface colada sob o reparo. No caça-bombardeiro F-111C, a aplicação de *Smart Patches* (remendos de boro-epóxi com sensores PZT integrados) permitiu detectar o crescimento de trincas de fadiga sob o reforço sem a necessidade de remoção do remendo. Segundo (Baker *et al.*, 2009), esta tecnologia não apenas garantiu a segurança da frota da RAAF (*Royal Australian Air Force*), mas gerou uma economia de milhões de dólares ao estender a vida útil de fadiga de componentes que, de outra forma, seriam descartados por incerteza estrutural.

4.6.3 Monitoramento de Impacto em Estruturas de Compósito: Projeto METI

Representando o estado da arte em materiais compostos, o projeto METI (Japão) foca na detecção de danos por impacto de baixa velocidade (*Barely Visible Impact Damage* - BVID) em painéis de fuselagem.

O foco técnico reside na hibridização de sensores de Fibra Óptica (FBG) e Ondas de Lamb. O principal desafio discutido por (Takeda, 2008) é a segregação entre os sinais provenientes de danos reais e o ruído de vibração operacional da aeronave. Os resultados demonstram que a integração multissensorial é a chave para a localização precisa da delaminação, superando as limitações de sensores isolados em ambientes de alta interferência aeroacústica.

Síntese da Seção 4.6. Os três casos analisados Boeing 737NG (CVM), F-111C (Smart Patch) e Projeto METI (híbrido Lamb/FBG) confirmam que o SHM transcendeu o estágio laboratorial em nichos específicos, alcançando TRL 7–9 onde as condições de certificação e escala operacional foram favoráveis. Em todos os casos, o ganho operacional decisivo não foi a precisão do sensor em si, mas a redução do tempo de acesso à estrutura e a capacidade de monitorar regiões de difícil inspeção convencional. A seção seguinte traduz essas lições em diretrizes práticas de seleção de método por tipo de falha e material.

4.7 DIRETRIZES PARA SELEÇÃO DE MÉTODOS BASEADAS NO TIPO DE FALHA

A eficiência de um sistema de SHM não deve ser encarada como uma grandeza absoluta, mas sim como uma variável dependente da fase de vida do dano e da fenomenologia física da falha (Jasiuniene *et al.*, 2021). Para uma seleção me-

metodológica assertiva na engenharia de manutenção, deve-se considerar a "janela de detecção" ideal de cada técnica em relação à progressão do defeito e à criticidade da intervenção (Khodaei; Grigg, 2021).

Enquanto a Emissão Acústica apresenta eficiência máxima na fase de iniciação (microscópica), captando a liberação de energia elástica transiente de saltos de trinca (Aggelis *et al.*, 2021; Chai *et al.*, 2022), sua eficácia decai na fase de propagação macroscópica devido ao ruído operacional e à saturação de dados (Jasiuniene *et al.*, 2021). Em contrapartida, as Ondas de Lamb demonstram maior robustez na quantificação do dano já estabelecido, permitindo o mapeamento da extensão física da falha com precisão superior (Samaitis *et al.*, 2021; Jasiuniene *et al.*, 2021). Esta complementaridade sugere que a escolha do método é, na verdade, uma decisão de projeto baseada na criticidade do componente e no tempo disponível para intervenção (Khodaei; Grigg, 2021).

4.7.1 Monitoramento de Fadiga em Estruturas Metálicas

A fadiga em ligas de alumínio aeronáutico de alta resistência (como as séries 2000 e 7000) é um processo estocástico que se manifesta inicialmente por microtrincas nucleadas em descontinuidades microestruturais ou concentradores de tensão, evoluindo para falhas macroscópicas que podem comprometer a seção transversal (Faisal *et al.*, 2021). Sob a ótica da mecânica da fratura linear elástica (MFLE), a eficiência comparativa dos métodos de SHM deve ser rigorosamente segmentada pelas fases de vida da falha.

A Emissão Acústica (EA) detém o "monopólio da eficiência" na fase de incubação e iniciação. Nesse estágio, o crescimento da trinca ocorre em nível microscópico e a energia liberada por cada avanço da frente da trinca gera ondas de alta frequência detectáveis por sensores piezoelétricos passivos (Aggelis *et al.*, 2021; Chai *et al.*, 2022). Contudo, conforme a trinca atinge dimensões macroscópicas (tipicamente acima de 1 mm), a relação sinal-ruído da EA tende a degradar-se em ambiente operacional aeroespacial (Aggelis *et al.*, 2021).

Neste estágio de propagação estável, governado pela Lei de Paris ($da/dN = C\Delta K^m$), as Ondas de Lamb tornam-se o método mais confiável. Elas permitem quantificar a taxa de propagação através da interação ativa com a geometria da trinca, fornecendo os dados necessários para a atualização do intervalo de inspeção baseado em *Damage Tolerance* (FAA, 2011; Samaitis *et al.*, 2021). Com base nesse confronto de capacidades físicas, definem-se as seguintes diretrizes:

1. **Fase de Iniciação (Monitoramento de *Hotspots*):** A Emissão Acústica (EA) é recomendada para componentes onde a detecção precoce é crítica para evitar o início da propagação catastrófica, como em reforços internos de longarinas. A

EA capta o movimento de discordâncias e micro-fraturas em tempo real (Aggelis *et al.*, 2021). O desafio reside no isolamento de zonas de "silêncio acústico" ou no uso de algoritmos de filtragem espacial para mitigar alarmes falsos provenientes de vibrações aerodinâmicas e atrito estrutural (Aggelis *et al.*, 2021).

2. **Fase de Propagação (Monitoramento de Área):** As Ondas de Lamb (Modo S_0) consolidam-se como a solução mais robusta para acompanhar o crescimento macroscópico. O modo simétrico (S_0) é preferencial em metais por possuir deslocamento uniforme através da espessura, o que maximiza a interação com trincas transversais. O uso de algoritmos de comparação de *baseline* permite identificar o atraso de fase e a atenuação do sinal causados pela interrupção da continuidade física, permitindo uma estimativa fidedigna da vida residual da estrutura antes que o tamanho crítico (a_{crit}) seja atingido.

4.7.2 Monitoramento de Delaminação em Estruturas de Compósitos

Diferente das ligas metálicas, a falha em polímeros reforçados com fibra de carbono (CFRP) é caracterizada por sua natureza anisotrópica e pela ocorrência de danos internos que não apresentam evidências visuais na superfície. A delaminação, resultante de impactos de baixa velocidade ou fadiga da matriz, é uma falha insidiosa, classificada frequentemente como *Barely Visible Impact Damage* - BVID (Diamanti; Soutis, 2010; Pant *et al.*, 2021). A detecção precoce desses danos é crítica, pois a separação das lâminas reduz drasticamente a resistência à compressão da estrutura devido ao risco de flambagem local (*buckling*) (Faisal *et al.*, 2021).

Sob esta ótica, o confronto de eficiência entre métodos ativos (Ondas de Lamb) e métodos de estado (FBG) revela estratégias complementares de monitoramento:

- **Detecção de Descontinuidade de Interface (Eficiência Reativa):** O método de Ondas Guiadas, operando especificamente no Modo Antissimétrico (A_0), é tecnicamente superior para o mapeamento pós-evento. Como o modo A_0 possui um comportamento predominantemente flexural, ele interage de forma intensa com a descontinuidade física causada pela delaminação (Diamanti; Soutis, 2010). A física do fenômeno reside na alteração da rigidez flexural local da placa: ao encontrar a área delaminada, a onda sofre fenômenos de conversão de modo e reflexões internas que permitem não apenas identificar o dano, mas mapear sua extensão física com precisão superior a 100 mm^2 . Esta capacidade de quantificação é essencial para que o engenheiro de manutenção determine, com base no Manual de Reparo Estrutural (SRM), se a aeronave pode continuar operando ou se exige reparo imediato.
- **Monitoramento de Deformação Residual (Eficiência Proativa):** Os Sensores

de Fibra Óptica (FBG) são recomendados para uma integração estrutural profunda, preferencialmente embutidos (*embedded*) durante o processo de *lay-up* do laminado. Diferente da abordagem ultrassônica, que busca a descontinuidade, o FBG monitora a redistribuição do campo de tensões.

Eles permitem identificar se uma delaminação oculta está causando redistribuição de cargas anormais ou gradientes de deformação residuais em painéis de fuselagem e revestimentos de asa. Funcionando como um sistema de "nervos digitais" da estrutura, os FBGs agem como um aviso prévio para a integridade estrutural global. Sua grande vantagem reside na capacidade de registrar picos de carga durante pousos ou manobras bruscas, permitindo uma gestão de vida individualizada da célula (IAT) que os transdutores piezoelétricos convencionais não conseguem realizar de forma contínua sem alto consumo energético.

A análise comparativa indica que a eficiência máxima em estruturas de compósitos de nova geração (como no Airbus A350) é atingida através da hibridização: FBGs monitorando o regime de cargas em tempo real e sensores PZT de Ondas de Lamb sendo ativados para inspeções detalhadas de "varredura de área" sempre que um limite de deformação for excedido ou um impacto for detectado pelo sistema de bordo (Choi *et al.*, 2018; Vanlanduit *et al.*, 2021).

4.7.3 Quadro Resumo de Aplicabilidade e Eficácia

A seleção de uma metodologia de SHM não deve ser pautada por uma preferência tecnológica isolada, mas sim pelo casamento entre a resposta física do sensor e a fenomenologia da falha no material hospedeiro (Jasiuniene *et al.*, 2021). O Quadro 4.3 sintetiza as recomendações fundamentais extraídas desta pesquisa, servindo como um guia para a tomada de decisão em projetos de integração de sensores em aeronaves novas (*line-fit*) ou em frotas legadas (*retrofitting*) (Khodaei; Grigg, 2021).

Esta síntese considera o equilíbrio entre a sensibilidade mínima detectável e a robustez do sinal em ambientes com elevada taxa de ruído, vinculando cada tecnologia ao seu cenário de aplicação de máxima eficiência.

Quadro 4.3 – Recomendações de aplicação de SHM por tipo de falha e material.

Cenário de Falha	Material	Método Recomendado	Justificativa Técnica
Iniciação de Fadiga	Alumínio	Emissão Acústica	Deteção passiva de eventos transientes em nível microscópico.
Propagação de Trinca	Alumínio	Ondas de Lamb (S_0)	Interação ativa com a seção transversal; alta relação sinal-ruído macro.
Delaminação Interna	CFRP (Carbono)	Ondas de Lamb (A_0)	Alta sensibilidade à variação da rigidez flexural local e BVID.
Impacto e Deformação	CFRP (Carbono)	Fibra Óptica (FBG)	Imunidade EMI absoluta e monitoramento de gradientes de <i>strain</i> .
Deteção de Corrosão	Alumínio/Aço	Ondas Guiadas	Cobertura <i>long-range</i> em áreas de difícil acesso e cavidades.

Fonte: Autoria própria (2026).

A partir desta matriz, observa-se que o monitoramento de estruturas metálicas exige uma transição entre métodos passivos (EA) e ativos (Lamb) conforme a trinca progride (Aggelis *et al.*, 2021; Samaitis *et al.*, 2021). Já em estruturas de compósitos, a prioridade desloca-se para a integração de sensores que não sofram interferências elétricas e que possam ser embutidos na estrutura sem gerar concentradores de tensão (Vanlanduit *et al.*, 2021).

Esta diferenciação técnica é o que baliza o próximo nível de análise deste trabalho: a viabilidade operacional. Contudo, essa equação de viabilidade vai além de uma comparação direta de custos locais. A eficácia de um sistema de Emissão Acústica frente à inspeção visual convencional deve ponderar assimetrias na Probabilidade de Deteção (POD) e nas taxas de falsos positivos inerentes a cada abordagem, uma vez que fatores humanos e condições de acessibilidade introduzem incertezas na inspeção visual que são frequentemente negligenciadas (Khodaei; Grigg, 2021). Adicionalmente, o fator temporal desempenha um papel crítico: enquanto a inspeção visual é limitada pela frequência das paradas de manutenção programada, o monitoramento contínuo por sensores permite uma taxa de amostragem quase em tempo real. Isso possibilita a identificação de microtrincas em estágios incipientes de propagação, alterando substancialmente o limiar de decisão operacional e mitigando o risco de falhas catastróficas em serviço (Pant *et al.*, 2021).

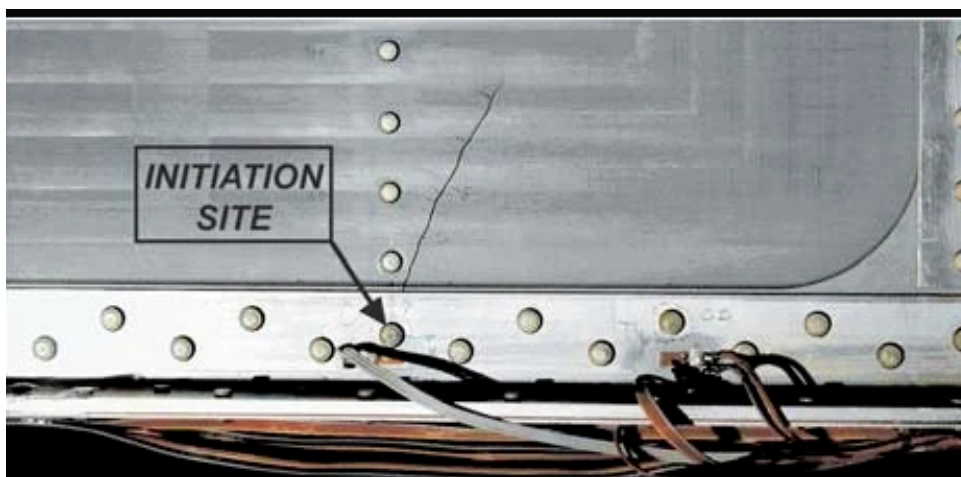
4.7.4 Aplicação em Cenários Estruturais Típicos e Tomada de Decisão

A escolha do método de SHM não é uma decisão universal, sendo condicionada pela natureza do material, pela geometria do componente e pela criticidade da falha alvo. Para consolidar as diretrizes estabelecidas, a transição da inspeção convencional para o SHM é analisada em dois cenários críticos da aviação.

4.7.4.1 Cenário A: Longarina de Asa em Alumínio (*Aging Fleet*)

O foco principal reside na detecção precoce de trincas de fadiga originadas em concentradores de tensão (Figura 8). Em aeronaves com elevado ciclo de vida, essas regiões exigem frequentemente a remoção de tanques de combustível para inspeções por *Eddy Current* (Pant *et al.*, 2021).

Figura 8 – Propagação de trinca de fadiga.



Mecanismo de propagação de trincas por fadiga originadas a partir de furos de fixação em componentes estruturais de alumínio.

Fonte: (Kunz *et al.*, 2006), p. 11.

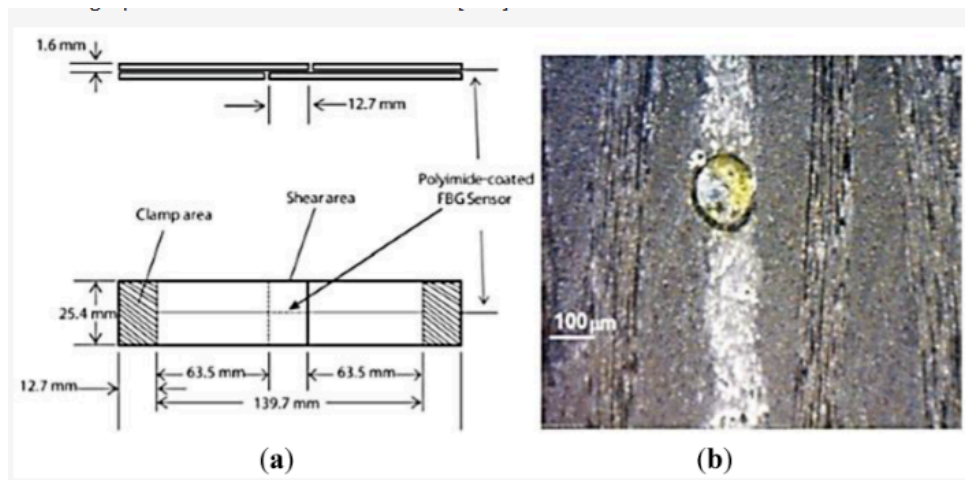
Neste cenário, destaca-se a implementação do sistema HOLMES (*Hercules Operational Life Monitoring & Evaluation System*) para a frota de C-130H. O sistema utiliza unidades de aquisição para monitorar 12 pontos críticos, convertendo perfis de voo reais em Horas de Referência Equivalentes (EBH). Isso permite que aeronaves submetidas a missões menos severas estendam sua vida útil e otimizem os intervalos de manutenção da caixa da asa central (Bos, 2012).

4.7.4.2 Cenário B: Painel de Fuselagem em Compósito (Nova Geração)

Em materiais compostos, a falha crítica é a delaminação interna por impactos de baixa velocidade (*Barely Visible Impact Damage* – BVID). Como esses danos não deixam marcas externas visíveis, a integração de sensores torna-se vital.

Para este contexto, o Projeto METI (Japão) utilizou sistemas híbridos combinando Ondas de Lamb e sensores FBG (Takeda, 2008; Vanlanduit *et al.*, 2021). Em demonstradores de 3 m, a hibridização permitiu o monitoramento de deformações e a localização precisa de BVID sob cargas reais de cisalhamento e pressão. Além da imunidade EMI, os FBGs permitem a embebição direta (*co-curing*) durante a fabricação, mantendo a integridade aerodinâmica (Pant *et al.*, 2021).

Figura 9 – Integração de sensor FBG em estrutura de compósito.



(a) Junta sobreposta de material compósito instrumentada com fibra óptica; (b) detalhe em micrografia de um sensor FBG embutido na laminação.

Fonte: (Webb *et al.*, 2013), p. 4.

4.7.4.3 Análise Comparativa de Ganhos Operacionais

O Quadro 4.4 sintetiza os benefícios observados nos estudos de caso, evidenciando como o SHM facilita a aeronavegabilidade continuada.

Quadro 4.4 – Síntese de estudos de caso e ganhos operacionais em SHM.

Ativo Monitorado	Tecnologia SHM	Ganho Operacional Relatado	Ref.
Boeing 737 APB	CVM (Pneumático)	Inspeção reduzida de 24 h para 15 min.	(Tidwell <i>et al.</i> , 2022)
C-130 Hercules	Programa HOLMES	Gestão individual (EBH) e extensão de vida útil.	(Bos, 2012)
F-111 Wing Skin	<i>Smart Patch</i> (PZT)	Aumento de vida de fadiga superior a 100×.	(Boykett; Walker, 1996)
Projeto METI	Híbrido (Lamb/FOS)	Deteção de BVID sob cargas reais (240 kN).	(Takeda, 2008)

Fonte: Elaborado pela autora (2026).

Como síntese das diretrizes de seleção discutidas nesta seção, observa-se que a escolha do método de SHM deve ser guiada primordialmente pela fenomenologia da falha e pela fase do seu ciclo de vida. A Emissão Acústica mostra-se ideal na fase de iniciação, enquanto as Ondas de Lamb são indicadas para a propagação macroscópica, e as redes de sensores FBG para o monitoramento contínuo de deformação em compósitos. Diante disso, a hibridização entre métodos passivos e ativos emerge como a estratégia de maior cobertura, especialmente em estruturas de nova

geração com geometrias complexas. Contudo, a eficácia técnica demonstrada só se converte em valor operacional real quando integrada à logística de manutenção das companhias aéreas dimensão que será analisada na seção seguinte.

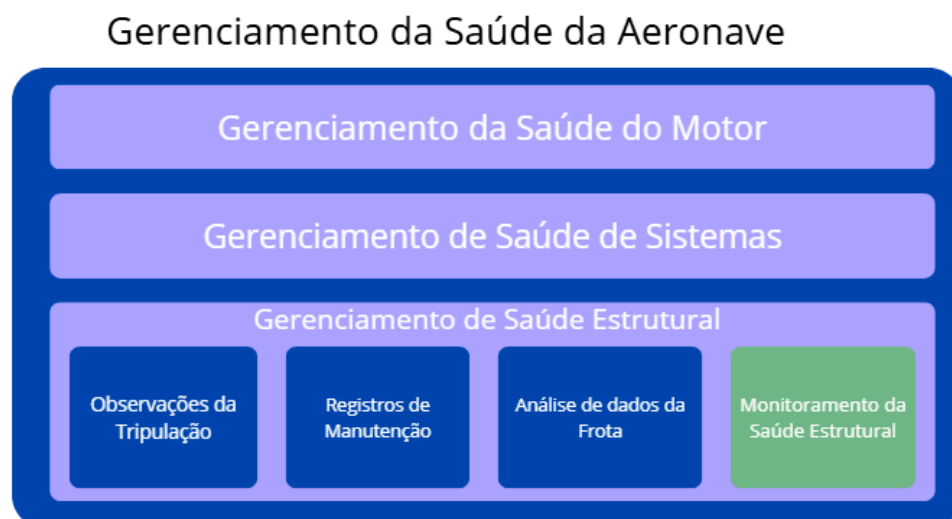
4.8 VIABILIDADE OPERACIONAL E IMPACTO NA MANUTENÇÃO

A viabilidade de um sistema de SHM não é medida apenas pela sua precisão técnica em laboratório, mas pela sua capacidade de ser integrado aos processos de manutenção existentes e à logística operacional das companhias aéreas sem comprometer a rentabilidade da aeronave. O sucesso do SHM reside na sua transição de um sistema de monitoramento de dados para um sistema de suporte à decisão (Munns *et al.*, 2002).

4.8.1 Integração com o Modelo CBM e Protocolo ATA MSG-3

A manutenção aeronáutica convencional rege-se pelo protocolo ATA MSG-3 (*Maintenance Steering Group-3*), que fundamenta as tarefas em intervalos fixos (limites de tempo de calendário, horas de voo ou ciclos), independentemente do estado real de degradação da estrutura individual (Khodaei; Grigg, 2021). A introdução do SHM permite a transição disruptiva para a Manutenção Baseada na Condição, onde a intervenção física ocorre apenas quando o sistema de sensores indica uma necessidade real (Pant *et al.*, 2021).

Figura 10 – Hierarquia do Gerenciamento de Saúde da Aeronave (AHM) conforme a norma SAE ARP6461.



Fonte: Elaborado pela autora com base em SAE ARP6461 (2013) e Pant *et al.* (2021).

- **Redução de Desmontagens Intrusivas:** Uma parcela significativa dos custos em verificações pesadas (*Heavy Maintenance*, como os *C-Checks* e *D-Checks*)

não provém do reparo em si, mas do acesso à estrutura. A necessidade de remover interiores, isolamentos térmicos e sistemas aviônicos para permitir a inspeção visual ou por NDT convencional em áreas críticas (*hidden structures*) gera um custo logístico massivo. Sistemas de Ondas Guiadas e FBGs, uma vez instalados permanentemente, permitem monitorar essas regiões sem a necessidade de intervenção física. Isso reduz drasticamente o tempo de solo (*down-time*), mitiga o risco de danos acidentais e elimina a possibilidade de introdução de novas falhas decorrentes de erros humanos no processo de remontagem desses componentes (Pant *et al.*, 2021).

- **Gestão de Vida Individualizada (IAT):** Conforme discutido por Fu e Fu (2023), a aplicação do SHM viabiliza o monitoramento individual da vida útil (*Individual Aircraft Tracking*). Em uma frota onde aeronaves operam em rotas distintas – algumas em ambientes salinos e de baixa altitude, outras em rotas continentais de cruzeiro longo – a taxa de degradação é heterogênea. O SHM permite que aeronaves operando em rotas menos severas estendam seus intervalos de inspeção com base em dados reais de carga e fadiga, otimizando a disponibilidade da frota e evitando paradas desnecessárias de ativos que ainda possuem margem de segurança estrutural.

Dessa forma, a integração do SHM ao MSG-3 não substitui a filosofia de segurança atual, mas a refina. O sistema passa a atuar como um mecanismo ininterrupto de verificação da integridade estrutural, funcionando como um gatilho (*trigger*) estatístico capaz de indicar a necessidade de inspeções detalhadas precoces caso uma falha incipiente seja detectada antes do cronograma planejado. Contudo, os intervalos e tarefas estipulados originalmente pelo protocolo MSG-3 permanecem mandatários como critérios mínimos de conformidade regulatória, garantindo níveis redundantes de segurança até que os sistemas de monitoramento alcancem a homologação normativa para alteração dos limites de bloco de manutenção operacionais (Pant *et al.*, 2021).

4.8.2 Análise de Viabilidade Econômica

A viabilidade econômica do SHM não reside em uma equação de retorno sobre investimento de ciclo de vida – cuja complexidade exigiria modelos de Valor Presente Líquido com variáveis dificilmente padronizáveis entre operadoras – mas na eliminação de duas categorias de custo operacional que a manutenção programada convencional é estruturalmente incapaz de evitar: o custo do acesso intrusivo à estrutura e o custo da falha descoberta fora de programação. Conforme dados da IATA (2018), os custos de manutenção e inspeção podem representar até 20% das despesas operacionais diretas de uma companhia aérea, especialmente em frotas envelhecidas (*Aging*

Aircraft).

4.8.2.1 O Custo do Acesso: Desmontagem como Principal Inibidor

Uma premissa frequentemente negligenciada nas análises de custo de manutenção é que, em verificações pesadas (*C-Checks* e *D-Checks*), a maior parcela do custo não provém do reparo em si, mas do processo de viabilizar o acesso visual à estrutura. Para inspecionar regiões críticas como cavernas (*frames*), longarinas (*stringers*) e a antepara de pressão traseira de um Boeing 737NG, é necessário remover painéis de teto, painéis laterais, cozinhas (*galleys*) e mantas de isolamento. Segundo Dong e Kim (2018), esse processo demanda 1.280 horas-homem por evento de *C-Check* apenas nas tarefas de remoção e reinstalação, sem contar o tempo efetivo de inspeção.

Sistemas de Ondas Guiadas e FBGs instalados permanentemente mitigam essa etapa ao permitir o monitoramento contínuo dessas regiões sem a necessidade de intervenção física. O caso do Boeing 737NG com sensores CVM na antepara de pressão ilustra concretamente essa transformação: a inspeção que antes exigia a remoção completa da cozinha traseira e das mantas de isolamento, consumindo 24 h, passou a ser realizada em 15 min por leitura eletrônica direta dos sensores (Tidwell *et al.*, 2022). Esse ganho de 23.75 h por evento de inspeção representa uma economia considerável de mão de obra e *downtime*.

Nota metodológica: Cabe ressaltar, em conformidade com as diretrizes da SAE (2013), que a eliminação total de desmontagens em um *Heavy Check* exigiria o sensoriamento integral e absoluto de toda a célula da aeronave, cenário técnico e economicamente inviável devido à severa penalidade de peso e custo de instrumentação associados. Portanto, o ganho real do SHM consolida-se na eliminação de desmontagens focalizadas em Pontos Estruturais Críticos (*Principal Structural Elements* - PSE) ou zonas de difícil acesso (*hotspots*) previamente mapeadas no programa de manutenção.

4.8.2.2 O Custo da Indisponibilidade: Lucro Cessante e Riscos Estruturais

O segundo eixo das considerações econômicas é o mais crítico sob a perspectiva operacional: a prevenção de eventos de *Aircraft on Ground* (AOG) não planejados. Nestes cenários, uma falha estrutural é descoberta de forma fortuita ou imprevista durante intervenções em sistemas correlatos, forçando a retirada imediata da aeronave de serviço. Dong e Kim (2018) quantificam o lucro cessante diário (a perda de receita líquida legítima que a aeronave previsivelmente geraria em operação) associado a esse *downtime* não planejado em US\$ 27.428 por aeronave. Esse montante não inclui custos indiretos massivos, tais como reacomodação de passageiros, penali-

dades contratuais por cancelamento de voos e danos à reputação de pontualidade da operadora.

Esse impacto financeiro é severamente agravado pelo diferencial de custo entre a manutenção programada e a emergencial. Ballarin *et al.* (2025) reportam, com base em dados de Sun *et al.* (2018), que a manutenção não programada pode custar até 5 vezes mais do que a executada dentro de uma parada já prevista. Esse fator decorre da mobilização emergencial de equipes técnicas, taxas de envio prioritário de peças sobressalentes e perda de slots otimizados de manutenção em hangar. Ademais, sob a ótica do gerenciamento de riscos, a detecção tardia ou a não detecção de uma trinca macroscópica impõe o risco iminente de colapso estrutural em voo, cujo custo financeiro, jurídico e humano associado à perda total do ativo é imensurável e catastrófico.

O SHM transforma estruturalmente essa equação de risco. Ao monitorar a progressão de uma falha em tempo real através da física do dano (como a taxa de crescimento da/dN), o sistema fornece um prognóstico confiável que permite que o reparo seja planejado para uma parada de manutenção programada já existente. O benefício econômico, portanto, estende-se muito além do *downtime*, englobando a redução do valor esperado do custo por falha, a mitigação do risco catastrófico e a maximização da vida útil dos componentes estruturais. A extensão de vida útil de mais de 100 vezes demonstrada no caso do F-111C com *Smart Patch* e sensores PZT (Baker *et al.*, 2009) exemplifica esse princípio: a falha foi monitorada continuamente, e o componente operou com segurança por 2.170 horas equivalentes de voo ao invés de ser descartado prematuramente por incerteza estrutural (Boykett; Walker, 1996).

4.8.2.3 Gestão Individual de Frota e Extensão de Vida Útil

Um terceiro vetor de economicidade é a possibilidade de gerir a frota com base no consumo real de vida útil de cada célula (*Individual Aircraft Tracking* - IAT), em vez de penalizar todas as aeronaves pela média estatística mais conservadora da frota. O programa HOLMES na frota C-130H demonstrou que aeronaves submetidas a missões menos severas podem ter seus intervalos de manutenção estendidos de forma segura, evitando paradas desnecessárias de ativos com margem estrutural remanescente (Bos, 2012). Ballarin *et al.* (2025) quantificam esse efeito em termos de frota: o monitoramento baseado em cargas reais pode resultar em um aumento médio de 85% nos ciclos de voo da frota, ao redistribuir os intervalos de inspeção de acordo com a severidade de missão de cada aeronave individualmente.

Por fim, uma análise econômica rigorosa de longo prazo deve ponderar o *trade-off* com o custo indireto decorrente da penalidade de peso do sistema (sensores, fiação blindada e unidades de aquisição de dados), que pode gerar um potencial lucro cessante secundário caso reduza o *payload* comercializável em rotas críticas de carga

ou alta densidade de passageiros. Esse fator evidencia que a viabilidade financeira do SHM não é absoluta, mas dependente do equilíbrio entre o custo do combustível extra e os expressivos ganhos em disponibilidade e segurança do ativo.

4.8.2.4 Estratégia de Implementação: *Retrofitting* vs. *Line-fit*

A análise de viabilidade operativa aponta que a máxima eficiência é atingida em soluções *line-fit* (instalação de fábrica), onde os sensores são integrados durante a montagem da célula, aproveitando canais de cabeamento já existentes (Sause *et al.*, 2021; Vanlanduit *et al.*, 2021).

Já o *retrofitting* exige uma análise de custo-benefício mais rigorosa (Khodaei; Grigg, 2021). A estratégia recomendada por esta pesquisa é a aplicação focalizada apenas em Pontos Estruturais Críticos (PSE) que possuam Diretrizes de Aeronavegabilidade (AD) recorrentes (IATA, 2018; Pant *et al.*, 2021). Se uma AD exige inspeção por ultrassom manual a cada 500 ciclos em uma área de difícil acesso, o custo do *retrofitting* de um sistema de Ondas de Lamb (Samaitis *et al.*, 2021) se paga em menos de dois anos, transformando um passivo de manutenção em um ativo de monitoramento automatizado (Pant *et al.*, 2021).

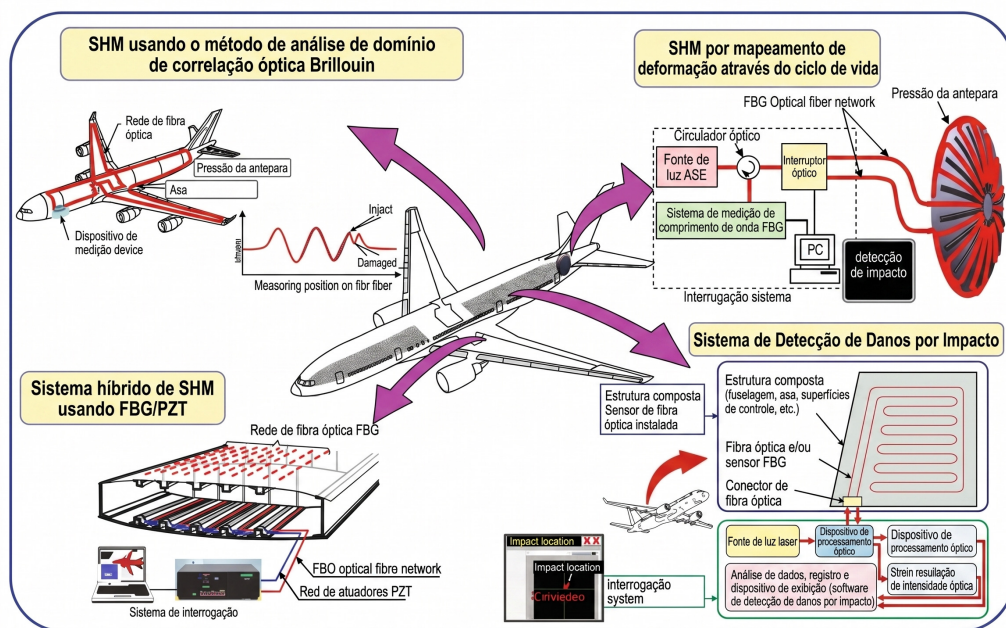
4.8.3 Desafios de Gestão de Dados e Logística Operacional

A transição operacional do SHM, de sistemas isolados para uma gestão de frota conectada, exige uma infraestrutura de TI capaz de processar e armazenar grandes volumes de dados (*Big Data*) (Bhowmik *et al.*, 2021). Diferente das inspeções manuais, onde o resultado é um relatório estático, o SHM gera fluxos contínuos de sinais temporais e espectrais que devem ser processados para a extração de tendências de degradação estrutural (Sause; Jasiunienė, 2021). Este fluxo de informações, que converte o carregamento mecânico em indicadores de integridade, é detalhado na Figura 11, que ilustra a arquitetura integrada desenvolvida no âmbito do Projeto METI (Japão) para monitoramento de fuselagem e asa.

A figura apresenta três subsistemas complementares. O módulo à esquerda utiliza a análise de domínio óptico por correlação Brillouin (*Brillouin Optical Time Domain Analysis*), que permite o mapeamento distribuído de deformações ao longo de toda a extensão da fibra óptica embutida na estrutura, capturando o estado global de carregamento da célula. O módulo central emprega uma rede de sensores FBG (*Fiber Bragg Grating*) interligados a uma fonte de luz de banda larga (ASE) e a um sistema de medição de comprimento de onda, permitindo o monitoramento pontual de deformação em hotspots críticos e a detecção de eventos de impacto por meio de um sistema de interrogação dedicado. O módulo à direita implementa o sistema de detecção de danos por impacto baseado em fibras ópticas e sensores PZT de Ondas de Lamb, onde a rede de atuadores PZT gera e recebe sinais ultrassônicos para varredura ativa

de área, enquanto os FBGs atuam como receptores passivos de alta sensibilidade. Os três subsistemas convergem para uma central de processamento em solo, onde algoritmos de fusão de dados integram as informações de deformação, temperatura e propagação de ondas para gerar um diagnóstico unificado da integridade estrutural da aeronave (Takeda, 2008; Vanlanduit *et al.*, 2021).

Figura 11 – Arquitetura de sistema SHM para fuselagem e asa combinando redes de sensores e processamento de dados (Projeto METI).



Fonte: Adaptado de Vanlanduit *et al.* (2021).

Conforme estabelecido pela norma ISO (2018), que rege o monitoramento de condição e diagnóstico de máquinas, a integridade dos dados e a gestão de alarmes são os pilares da confiabilidade do sistema. Neste contexto, destacam-se dois desafios logísticos fundamentais:

- **Gestão de Alarmes Falsos e PFA:** Um sistema de SHM com alta sensibilidade pode, se não for devidamente calibrado, gerar alarmes excessivos causados por ruídos operacionais ou variações ambientais (Yu *et al.*, 2025). Na aviação comercial, alarmes falsos resultam em interrupções desnecessárias na malha aérea, custos de cancelamento e perda de confiança das tripulações e equipes de manutenção na tecnologia (Bhowmik *et al.*, 2021). Portanto, a implementação de algoritmos de inteligência artificial para a filtragem de sinais é mandatória para garantir que apenas anomalias estruturais reais gerem notificações de manutenção (Faisal *et al.*, 2021; Yu *et al.*, 2025).
- **Transmissão e Armazenamento (Ground-based vs. On-board):** Existe um *trade-off* logístico entre processar os dados em tempo real a bordo da aeronave

ou transmiti-los para servidores em solo via *datalink* ou durante o *turnaround* no portão de desembarque. Enquanto o processamento *on-board* reduz a necessidade de transmissão de grandes arquivos, ele exige unidades de processamento mais robustas e pesadas a bordo. Já a centralização em solo facilita a análise comparativa entre diferentes aeronaves da mesma frota, permitindo uma manutenção preditiva mais assertiva.

Uma das abordagens proeminentes para mitigar esses desafios fundamenta-se na modelagem de prognóstico, que pode incluir desde metodologias analíticas clássicas de mecânica da fratura e modelos estatísticos de confiabilidade até a concepção de Gêmeos Digitais (*Digital Twins*) das aeronaves. Nesse último cenário, os fluxos de dados de SHM são integrados de forma contínua a modelos probabilísticos multifísicos para prever a vida útil remanescente da estrutura. A convergência entre essas ferramentas logísticas e preditivas permite que o SHM transcenda a função de mera ferramenta de inspeção pontual, consolidando-se como uma estratégia abrangente de gestão de ativos capaz de reduzir o custo total de propriedade (*Total Cost of Ownership*) ao longo do ciclo de vida da frota (Faisal *et al.*, 2021; Yu *et al.*, 2025).

4.9 SÍNTESE COMPARATIVA E DISCUSSÃO FINAL

Para consolidar o confronto entre as tecnologias analisadas, é fundamental compreender que a escolha de um sistema de SHM na indústria aeroespacial não é pautada apenas pela sensibilidade do sensor, mas sim por um rigoroso compromisso técnico (*trade-off*) entre a capacidade de detecção, a integridade estrutural e a viabilidade econômica de longo prazo (Khalil; Aljanaideh, 2018). O quadro 4.5 sintetiza esses balanços fundamentais extraídos da literatura e das normas técnicas discutidas (Jasiuniene *et al.*, 2021).

Quadro 4.5 – Análise de Compromisso (*Trade-off*) entre os Principais Métodos.

Método	Ganho (Eficiência)	Custo (Gargalo)
Sensores CVM	Elevada maturidade tecnológica (TRL 9) e aplicação direta em componentes comerciais sem desmontagem.	Restrito a falhas locais superficiais de hotspots e dependente de vedação pneumática íntegra.
Ondas Guiadas (Lamb)	Varredura ativa de grandes áreas e quantificação geométrica de trincas macroscópicas.	Elevada complexidade de processamento de sinais multimodais e penalidade de peso de cabeamento blindado.
Sensores FBG	Imunidade eletromagnética absoluta, multiplexação massiva e biocompatibilidade para embutimento estrutural.	Fragilidade mecânica da fibra óptica nua e custo elevado dos interrogadores ópticos de alta amostragem.
Emissão Acústica	Monitoramento passivo contínuo com detecção precoce de trincas na fase microscópica de iniciação.	Elevada taxa de alarmes falsos operacionais devido à sobreposição com ruídos aeroacústicos e mecânicos.
Análise de Vibração	Método global consolidado (TRL 8-9) para integridade macroscópica e componentes rotativos sem dados locais prévios.	Resolução espacial reduzida, sendo ineficaz para a identificação precoce de microfalhas estruturais locais.

Fonte: Autoria própria (2026).

A partir desta visão macro, observa-se que as Ondas de Lamb consolidam-se como a tecnologia mais versátil para a detecção de danos macroscópicos (Jasiuniene *et al.*, 2021), embora a penalidade de peso do cabeamento blindado (necessário para evitar interferências eletromagnéticas nos sinais ultrassônicos) ainda seja um fator limitante para a cobertura de toda a fuselagem (Khodaei; Grigg, 2021).

Por outro lado, a Fibra Óptica (FBG) apresenta-se como a solução de menor impacto em peso e maior imunidade a ruídos, sendo ideal para a integração em materiais compósitos (Vanlanduit *et al.*, 2021). Contudo, o gargalo reside na infraestrutura de suporte, os interrogadores ópticos (equipamentos que leem os sinais) ainda possuem custo elevado e dimensões que dificultam a instalação em aeronaves de pequeno porte, além de a própria fibra exigir técnicas de reparo especializadas caso sofra rompimento durante a manutenção (Jasiuniene *et al.*, 2021; Vanlanduit *et al.*, 2021).

A Emissão Acústica, embora ofereça a detecção mais precoce possível (fase de incubação da falha), enfrenta o desafio hercúleo de distinguir o "estalo" de uma microtrinca do ruído aerodinâmico e das vibrações de motor. Sem algoritmos de Inteligência Artificial extremamente robustos para filtragem, a tecnologia corre o risco de ser operacionalmente inviável devido ao custo logístico de alarmes falsos (Aggelis *et*

al., 2021; Jasiuniene *et al.*, 2021).

Dessa forma, a subseção a seguir detalha a Matriz de Decisão Integrada, cruzando estes fatores com os alvos de falha específicos e o Nível de Prontidão Tecnológica (TRL) de cada solução, fornecendo um roteiro para a implementação estratégica do SHM.

4.9.1 Matriz de Decisão Integrada e Recomendações Estratégicas

A consolidação dos dados extraídos nesta pesquisa permite a elaboração de uma matriz de decisão que sintetiza o desempenho de cada tecnologia frente aos critérios técnicos, normativos e operacionais. Diferente de uma análise meramente descritiva, esta matriz foca na eficácia primária de cada método, identificando em qual estágio do ciclo de vida da falha cada tecnologia oferece a melhor resposta diagnóstica. O mapeamento serve como ferramenta de auxílio à engenharia de projeto estrutural e encontra-se detalhado no Quadro 4.6.

Quadro 4.6 – Matriz de Decisão Baseada na Eficiência Técnica e Normativa.

Método	Alvo de Falha	Eficácia Primária	Material	TRL	Gargalo de Certificação
Sensores CVM	Fadiga Local	Monitoramento de Hotspots (Reativo)	Alumínio	9	Integridade Pneu-térmica da Vedação
Ondas de Lamb	Fadiga / Delam.	Propagação de Danos (Macro)	Alumínio / CFRP	6-7	Compensação Térmica e de VI
Fibra Óptica	Def. / Impacto	Monitoramento de Carga (Proativo)	CFRP	5-6	Correlação Strain-Dano ($a_{90/95}$)
Emissão Acústica	Iniciação Fadiga	Deteção Precoce (Micro)	Alumínio	4-5	Filtro de Ruído Aeroacústico
Vibração	Falha Macro	Integridade Global (Nível Frota)	Estrutura	8-9*	Baixa Sensibilidade Local

*TRL 8-9 refere-se à aplicação em sistemas rotativos (HUMS *Health and Usage Monitoring Systems*).

Para estruturas primárias fixas de fuselagem e superfícies sustentadoras, o TRL efetivo situa-se entre 5 e 6, dado que a sensibilidade local insuficiente ainda representa uma barreira não resolvida.

Fonte: Autoria própria (2026).

A comparação direta entre as tecnologias revela uma clara hierarquia de apli-

cação fundamentada na física do dano. Observa-se que a maturidade tecnológica (TRL) é inversamente proporcional à sensibilidade de detecção precoce: a Análise de Vibração, embora consolidada (TRL 8-9) para componentes rotativos, falha em identificar danos estruturais locais em estágio inicial. Em contrapartida, a Emissão Acústica, capaz de captar a iniciação microscópica, ainda enfrenta barreiras de certificação (TRL 4-5) devido à complexidade de filtragem em ambientes com alta densidade sonora operacional.

Dentre os métodos de alta resolução espacial local, os sensores pneumáticos CVM posicionam-se como a solução de maior prontidão industrial para hotspots mapeados, enquanto os Sensores de Fibra Óptica (FBG) superam as Ondas de Lamb em termos de biocompatibilidade geométrica para embutimento e imunidade absoluta a interferências eletromagnéticas (EMI). Contudo, a natureza do FBG é essencialmente linear ou pontual, atuando no monitoramento de gradientes de deformação (strain) na vizinhança imediata do dano. Em contraste, as Ondas de Lamb operam de maneira ativa como um radar estrutural, utilizando a própria geometria da placa para interrogar zonas onde os transdutores não estão fisicamente fixados.

Portanto, para a detecção de delaminações extensas em painéis de fuselagem e áreas de varredura ampla, a eficiência das Ondas de Lamb é tecnicamente superior. Recomenda-se o uso de FBGs para o monitoramento proativo de carregamentos e fadiga em componentes de geometria complexa, onde a interpretação de sinais ultrassônicos seria comprometida por reflexões espúrias em bordas e fixadores. Esta visão integrada permite concluir que o futuro do SHM aeroespacial não reside em uma única tecnologia soberana, mas na hibridização de sistemas passivos e ativos para cobrir integralmente a curva de progressão de falhas.

4.9.2 Discussão dos Resultados e Recomendações Estratégicas

A partir da análise integrada da matriz de decisão e dos critérios normativos, observa-se que as Ondas Guiadas (Lamb) apresentam o equilíbrio mais favorável para a detecção de trincas por fadiga em estruturas metálicas e delaminações em compósitos. É a tecnologia que atualmente mais se aproxima da maturidade exigida para a certificação total sob a égide da SAE ARP6461. Sua capacidade intrínseca de monitorar áreas de difícil acesso (*hidden structures*), sem a necessidade de desmontagem de interiores ou sistemas, compensa a penalidade de peso, especialmente quando aplicada a elementos de estrutura primária. Por outro lado, os sensores de Fibra Óptica (FBG) consolidam-se como a solução de excelência para o monitoramento de *hotspots* em aeronaves de nova geração, como o Airbus A350 e o Boeing 787. Nestas plataformas, onde a fuselagem em compósito exige um controle rigoroso de deformações e possui menor blindagem natural, a imunidade absoluta a interferências eletromagnéticas e a possibilidade de integração direta no laminado (co-curing)

tornam os FBGs tecnicamente indispensáveis.

A Emissão Acústica mantém seu nicho como uma ferramenta de alta sensibilidade para a fase de iniciação de falhas e monitoramento de crescimento subcrítico em ensaios de fadiga, embora sua implementação em voo ainda dependa de avanços em processamento de sinais para isolar o ruído aeroacústico. Já a Análise de Vibração permanece como a solução de maior TRL e menor custo para o monitoramento da integridade global e de sistemas rotativos, servindo como uma primeira camada de vigilância estrutural, embora sua baixa resolução espacial a desqualifique para a detecção precoce de microtrincas locais. O principal achado desta pesquisa é que a conformidade com a MIL-HDBK-1823A (Curvas POD) permanece como o "gargalo de ouro" para a implementação em larga escala. Para que o SHM realize a transição de um sistema consultivo para um sistema que substitua definitivamente as inspeções visuais manuais, a indústria aeroespacial deve focar na padronização das bases de dados estatísticos de falhas. Isso garantirá que a métrica de confiabilidade $a_{90/95}$ seja mantida mesmo sob as severas Variáveis de Influência (VI) de um ambiente de voo real. Com base nesta análise comparativa, as recomendações práticas para a implementação do SHM são:

1. **Priorização de Projetos *Line-fit*:** Integrar o sistema SHM na fase de projeto de novas aeronaves para maximizar o Retorno sobre Investimento (ROI), aproveitando a infraestrutura de cabeamento e processamento já existente na arquitetura de aviônicos.
2. **Focalização do *Retrofitting*:** Aplicar a instalação de sensores em aeronaves em serviço prioritariamente em Pontos Estruturais Críticos (PSE) com histórico de Diretrizes de Aeronavegabilidade (AD) onerosas ou recorrentes. Para este cenário, recomenda-se a adoção de tecnologias de alta maturidade comercial, como os sensores pneumáticos CVM, que já possuem validação regulatória para monitoramento local de trincas de fadiga sem a necessidade de desmontagem de componentes.
3. **Estabilização da POD:** Investir no desenvolvimento de algoritmos avançados de compensação ambiental e térmica para estabilizar a Probabilidade de Detecção em condições de gradientes térmicos extremos.
4. **Sistemas Híbridos:** Considerar arquiteturas que combinem diferentes tecnologias para otimizar o consumo de energia e a precisão do diagnóstico, associando métodos locais de alta prontidão industrial, como sensores CVM em *hotspots*, com FBGs para monitoramento contínuo de carregamento e PZTs para inspeções de área sob demanda.

4.9.3 Limitações do Estudo e Trabalhos Futuros

Por tratar-se de uma análise baseada em revisão sistemática de literatura secundária, este trabalho encontra sua principal limitação na heterogeneidade dos dados técnicos reportados. Observa-se que parâmetros quantitativos fundamentais para a certificação aeroespacial, como os valores de Probabilidade de Detecção ($a_{90/95}$) baseados na MIL-HDBK-1823A e as taxas de Probabilidade de Alarme Falso, nem sempre são expostos de forma padronizada. Esta lacuna dificulta uma comparação puramente quantitativa e estatística entre abordagens desenvolvidas por diferentes centros de pesquisa, exigindo uma análise qualitativa baseada na fenomenologia física de cada sensor.

Além disso, a influência cruzada entre múltiplas Variáveis de Influência (VI), como o efeito simultâneo de carregamento mecânico e gradientes térmicos nas Ondas de Lamb, ainda carece de modelos analíticos universais, sendo um campo de intensa investigação experimental.

Para o avanço deste campo de estudo, recomendam-se as seguintes frentes de pesquisa:

- **Padronização de Protocolos de Reporte:** Desenvolvimento de metodologias padronizadas para o reporte de dados de confiabilidade (POD) em estudos de SHM, permitindo a criação de bancos de dados globais que acelerem o processo de certificação junto a órgãos como a FAA e EASA.
- **Integração com *Digital Twins*:** Estudos focados na fusão de dados de sensores com modelos de elementos finitos em tempo real, permitindo o prognóstico da vida útil remanescente (*Remaining Useful Life* - RUL) de forma individualizada para cada componente crítico da célula (ISO, 2018). O Gêmeo Digital de uma aeronave recebe continuamente os dados de deformação, temperatura e eventos acústicos coletados pelos sensores SHM e os utiliza para atualizar o estado de dano no modelo numérico. Isso possibilita não apenas o diagnóstico em tempo real, mas também o prognóstico probabilístico: com base na taxa de propagação de trinca observada, o modelo estima o número de ciclos de voo restantes até que o dano atinja o tamanho crítico (a_{crit}), gerando um alerta antecipado e personalizado para cada célula da frota. Conforme identificado por Yu *et al.* (2025), essa integração representa o próximo salto qualitativo do SHM transformando-o de um sistema de monitoramento reativo em um sistema de prognóstico preditivo alinhado aos princípios da Indústria 4.0.
- **IA para Mitigação de Ruído:** Pesquisas em algoritmos de *Deep Learning* e redes neurais dedicadas à filtragem de ruído aeroacústico, visando estabilizar a PFA em regimes de voo transônico.
- **Inovação em Materiais Sensoriais:** Investigar o uso de sensores baseados em

grafeno e eletrônicos impressos a jato de tinta (*inkjet-printed sensors*) para a criação de redes sensoriais ultra-finas. Estas tecnologias facilitam a aplicação em reparos estruturais (*Smart Patches*) e superfícies aerodinâmicas complexas, oferecendo alta sensibilidade com penalidade de peso virtualmente nula.

- **Processamento de Borda:** Pesquisar algoritmos de filtragem de ruído de baixa frequência e alta amplitude (HA-LFV) para estabilizar os sinais de Ondas de Lamb em regimes de voo severos.
- **Sistemas de Processamento Descentralizado:** Investigar arquiteturas de *edge computing* e amostragem inteligente para reduzir o volume de dados (*Big Data*) transmitidos pelos sensores, otimizando o consumo de energia e banda aviônica.

Por fim, conclui-se que o *Structural Health Monitoring* não deve ser interpretado apenas como uma tecnologia de sensoriamento isolada, mas como um pilar estratégico para a manutenção de nova geração. Sua implementação bem-sucedida elevará os padrões de aeronavegabilidade, transformando a manutenção de um processo reativo e custoso em uma gestão de ativos inteligente e orientada por dados, garantindo a sustentabilidade operacional da indústria aeroespacial nas próximas décadas.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho realizou uma análise comparativa abrangente e sistemática dos principais métodos de monitoramento da saúde estrutural (*Structural Health Monitoring* - SHM) aplicados à detecção de fadiga em ligas metálicas e delaminação em materiais compósitos. A pesquisa fundamentou-se em uma tríplice convergência entre critérios técnicos de sensibilidade, exigências normativas de certificação aeroespacial e a viabilidade operacional dentro da logística das companhias aéreas, preenchendo a lacuna entre a teoria acadêmica e a aplicação industrial.

5.1 SÍNTESE DOS OBJETIVOS ALCANÇADOS

A análise crítica dos dados permitiu concluir que a maturidade de um sistema de SHM não é definida apenas pela precisão bruta do sensor em bancada, mas pelo equilíbrio entre a sua capacidade diagnóstica e a robustez em ambiente operacional severo. Em relação aos objetivos específicos propostos no início deste estudo, as conclusões detalhadas são as seguintes:

- **Identificação, categorização e comparação do desempenho técnico dos métodos:** Os métodos baseados em Ondas de Lamb (PZT) consolidam-se como os mais versáteis para a varredura de área e quantificação de trincas macroscópicas. Verificou-se que a interação ativa dessas ondas com a descontinuidade física do material permite uma estimativa confiável da extensão do dano. Paralelamente, os sensores de Fibra Óptica (FBG) demonstram ser a solução de excelência para o monitoramento de *hotspots* e gradientes de deformação, oferecendo imunidade absoluta a interferências eletromagnéticas (EMI) e preservando a integridade aerodinâmica através da integração direta (*co-curing*) nos laminados de fibra de carbono. Neste contexto, a aplicação de Trajetórias de Deformação Zero (ZST) surge como estratégia fundamental para isolar perturbações locais de danos internos das cargas globais de manobra.
- **Avaliação dos requisitos normativos e de certificação:** Identificou-se que o principal gargalo de certificação para a indústria reside na validação estatística exigida pela norma MIL-HDBK-1823A. A transição para o uso primário do SHM depende da estabilização das curvas de Probabilidade de Detecção (POD) frente às Variáveis de Influência (VI) de voo, como vibração e extremos térmicos. O estudo evidenciou que, enquanto o SHM não atingir a métrica $a_{90/95}$ de forma consistente e superior à inspeção manual, ele permanecerá como um sistema suplementar de segurança e não substitutivo.

- **Considerações sobre a viabilidade operacional e econômica das tecnologias:** A pesquisa ratificou que o SHM é economicamente disruptivo ao reduzir drasticamente o tempo de aeronave no solo (*down-time*) em inspeções pesadas (*Heavy Checks*). A integração precoce no protocolo MSG-3, preferencialmente em regime *line-fit*, minimiza as penalidades de peso associadas ao cabeamento e maximiza a rentabilidade operacional ao permitir a migração para o modelo de Manutenção Baseada na Condição (CBM). Além disso, a implementação do Monitoramento Individual de Vida (IAT) baseado em espectros de carga reais e curvas P-S-N permite estender a vida operacional de cada célula de forma segura e individualizada.

5.2 CONTRIBUIÇÕES E VISÃO CRÍTICA

A principal contribuição deste estudo é a sistematização de uma matriz de decisão que correlaciona o estágio de vida da falha (iniciação microscópica vs. propagação macroscópica) com a tecnologia de monitoramento mais eficaz. Esta ferramenta oferece uma base técnica robusta para engenheiros de manutenção e autoridades de certificação na seleção de tecnologias que otimizem a segurança sem comprometer a rentabilidade da frota.

Os estudos de caso analisados neste trabalho especificamente os programas de validação industrial do Boeing 737, F-111 e C-130 comprovam que o SHM transcendeu o estágio de prova de conceito para se tornar um ativo financeiro estratégico. Essas implementações reais viabilizam a transição efetiva para a manutenção baseada na condição (CBM), reduzindo drasticamente o tempo de aeronave no solo (*down-time*) e permitindo uma gestão de vida útil individualizada e segura, conforme sintetizado e discutido nos parâmetros de ganho operacional detalhados no Quadro 4.4 do Capítulo 4.

Observou-se que, apesar do elevado nível de prontidão tecnológica (TRL) de alguns métodos, como a análise de vibração para sistemas rotativos, a aplicação em estruturas fixas de fuselagem ainda carece de algoritmos de processamento de sinais mais potentes para mitigar a alta taxa de alarmes falsos (PFA), que hoje representa um custo logístico inaceitável para operadoras comerciais.

5.3 LIMITAÇÕES DO ESTUDO E RECOMENDAÇÕES FUTURAS

Por tratar-se de uma análise baseada em revisão sistemática de literatura secundária, este trabalho encontra sua principal limitação na heterogeneidade dos dados técnicos reportados. Observa-se que parâmetros quantitativos fundamentais para a certificação aeroespacial, como os valores de Probabilidade de Detecção ($a_{90/95}$) baseados na MIL-HDBK-1823A e as taxas de Probabilidade de Alarme Falso, nem

sempre são expostos de forma padronizada. Esta lacuna dificulta uma comparação puramente quantitativa e estatística entre abordagens desenvolvidas por diferentes centros de pesquisa, exigindo uma análise qualitativa baseada na fenomenologia física de cada sensor.

Além disso, a influência cruzada entre múltiplas Variáveis de Influência (VI), como o efeito simultâneo de carregamento mecânico e gradientes térmicos nas Ondas de Lamb, ainda carece de modelos analíticos universais, sendo um campo de intensa investigação experimental. Para superar tais limitações e promover o avanço deste campo de estudo, recomendam-se as seguintes frentes de pesquisa:

1. Padronização de Protocolos de Reporte: Desenvolvimento de metodologias padronizadas para o reporte de dados de confiabilidade (POD) em estudos de SHM, permitindo a criação de bancos de dados globais que acelerem o processo de certificação junto a órgãos como a FAA e EASA.
2. Integração com Modelos de Prognóstico e Gêmeos Digitais: Estudos focados na fusão de dados de sensores com modelos de elementos finitos em tempo real, permitindo o prognóstico da vida útil remanescente (*Remaining Useful Life* - RUL) de forma individualizada para cada componente crítico da célula (ISO, 2018). O Gêmeo Digital de uma aeronave recebe continuamente os dados de deformação, temperatura e eventos acústicos coletados pelos sensores SHM e os utiliza para atualizar o estado de dano no modelo numérico. Isso possibilita o prognóstico probabilístico: com base na taxa de propagação de trinca observada, o modelo estima o número de ciclos de voo restantes até que o dano atinja o tamanho crítico (a_{crit}), gerando um alerta antecipado e personalizado para cada célula da frota. Conforme identificado por Yu *et al.* (2025), essa integração representa o próximo salto qualitativo do SHM transformando-o de um sistema de monitoramento reativo em um sistema de prognóstico preditivo alinhado aos princípios da Indústria 4.0.
3. IA para Mitigação de Ruído: Pesquisas em algoritmos de *Deep Learning* e redes neurais dedicadas à filtragem de ruído aeroacústico, visando estabilizar a PFA em regimes de voo transônico.
4. Inovação em Materiais Sensoriais: Investigar o uso de sensores baseados em grafeno e eletrônicos impressos a jato de tinta (*inkjet-printed sensors*) para a criação de redes sensoriais ultra-finas. Estas tecnologias facilitam a aplicação em reparos estruturais (*Smart Patches*) e superfícies aerodinâmicas complexas, oferecendo alta sensibilidade com penalidade de peso virtualmente nula.
5. Processamento de Borda: Pesquisar algoritmos de filtragem de ruído de baixa frequência e alta amplitude (HA-LFV) para estabilizar os sinais de Ondas de Lamb em regimes de voo severos.
6. Sistemas de Processamento Descentralizado: Investigar arquiteturas de *edge*

computing e amostragem inteligente para reduzir o volume de dados (*Big Data*) transmitidos pelos sensores, otimizando o consumo de energia e banda aviônica.

Por fim, conclui-se que o *Structural Health Monitoring* não deve ser visto apenas como uma tecnologia de sensoriamento isolada, mas como um pilar estratégico para a próxima geração de aeronavegabilidade. Sua adoção permitirá que as aeronaves operem com margens de segurança mais precisas e eficientes, transformando a manutenção estrutural de um processo reativo em uma gestão de ativos inteligente e orientada por dados, em total alinhamento com os preceitos da Indústria 4.0 na indústria aeroespacial contemporânea.

REFERÊNCIAS

- AGGELIS, D. G. *et al.* Acoustic emission. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural health monitoring damage detection systems for aerospace**. Cham: Springer, 2021. p. 175–218.
- Air Transport Association. **MSG-3: Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development**. Revision 2015.1. Washington, D.C., 2015.
- BAKER, A.; RAJIC, N.; DAVIS, C. Towards a practical structural health monitoring technology for patched cracks in aircraft structure. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, Elsevier, v. 40, n. 9, p. 1340–1352, 2009.
- BALLARIN, V. *et al.* Economic assessment of structural health monitoring integration in commercial aviation maintenance. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 158, p. 109–124, 2025. Análise de custo comparativo entre manutenção programada e não planejada; fator multiplicador de custo AOG.
- BHOWMIK, B. *et al.* Data reduction strategies. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural Health Monitoring Damage Detection Systems for Aerospace**. [S.l.]: Springer Aerospace Technology, 2021. p. 243–272.
- BOS, M. J. **Lockheed C-130H(-30) Fleet Life Management within the Royal Netherlands Air Force**. Amsterdam, The Netherlands, 2012.
- BOYKETT, R.; WALKER, K. **F-111C Lower Wing Skin Bonded Composite Repair Substantiation Testing**. Melbourne, 1996.
- BROWN, T. *et al.* **Fiber Optic Sensors for Health Monitoring of Morphing Aircraft**. Hampton, VA, 2001.
- CANDELIERIA, A. *et al.* A hyper-solution SVM classification framework: Application to on-line aircraft structural health monitoring. **Procedia – Social and Behavioral Sciences**, v. 108, p. 57–68, 2014.
- CHAI, M. *et al.* Identification and prediction of fatigue crack growth under different stress ratios using acoustic emission data. **International Journal of Fatigue**, Elsevier, v. 160, p. 106860, 2022.
- CHOI, Y.; ABBAS, S. H.; LEE, J.-R. Aircraft integrated structural health monitoring using lasers, piezoelectricity, and fiber optics. **Measurement**, v. 125, p. 294–302, 2018.
- DIAMANTI, K.; SOUTIS, C. Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 46, n. 8, p. 342–352, 2010.
- DONG, Q.; KIM, I. Maintenance cost model for structural health monitoring systems on commercial aircraft. **Journal of Aircraft**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 55, n. 4, p. 1586–1596, 2018. Dados de custo operacional de AOG e horas-homem de C-Check para Boeing 737NG.

ELASHA, F.; GREAVES, M.; MBA, D. Planetary bearing defect detection in a commercial helicopter main gearbox with vibration and acoustic emission. **Structural Health Monitoring**, SAGE Publications, v. 17, p. 1192–1212, 2018.

FAA. **AC 25.571-1D: Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure**. Washington, D.C., 2011.

FAISAL, N. *et al.* Defect types. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural Health Monitoring Damage Detection Systems for Aerospace**. Cham: Springer Aerospace Technology, 2021. p. 15–72.

FU, H.; SHARIF-KHODAEI, Z.; ALIABADI, M. H. F. An energy-efficient cyber-physical system for wireless on-board aircraft structural health monitoring. **Mechanical Systems and Signal Processing**, Elsevier, v. 128, p. 352–368, 2019.

FU, Y.; FU, H. A novel individual aircraft life monitoring method based on reliable life consumption assessment. **Machines**, v. 11, n. 10, p. 1016, 2023.

GUZMAN, J. *et al.* Usage and structural health monitoring systems in military tactical transport aircraft. *In*: **Proceedings of the 9th International Conference on Structural Health Monitoring of Intelligent Infrastructure (SHMII)**. Warsaw, Poland: [s.n.], 2014. Apresenta o estudo comparativo entre manutenção programada e baseada na condição (CBM) em frotas militares.

IATA. **Maintenance costs for aging aircraft**. Montreal, 2018.

ISO. **ISO 13381-1:2004 – Condition monitoring and diagnostics of machines – Prognostics – Part 1: General guidelines**. Geneva, Switzerland, 2004.

ISO. **ISO 22096:2007 – Condition monitoring and diagnostics of machines – Acoustic emission**. Geneva, Switzerland, 2007.

ISO. **ISO 13379-1:2012 – Condition monitoring and diagnostics of machines – Data interpretation and diagnostics techniques – Part 1: General guidelines**. Geneva, Switzerland, 2012.

ISO. **ISO 16290:2013 – Space systems – Definition of the Technology Readiness Levels (TRLs) and their criteria of assessment**. Geneva, Switzerland, 2013.

ISO. **ISO 17359: Condition monitoring and diagnostics of machines – General guidelines**. Geneva, 2018.

JASIUNIENE, E. *et al.* Conclusions. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural Health Monitoring Damage Detection Systems for Aerospace**. [S.l.]: Springer Aerospace Technology, 2021. p. 273–284.

KHALIL, A.; ALJANAIDEH, K. F. Aircraft structural health monitoring using transmissibility identification. **IFAC-PapersOnLine**, v. 51, n. 15, p. 969–974, 2018.

SHARIF KHODAEI, Z.; GRIGG, S. Aerospace requirements. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural Health Monitoring Damage Detection Systems for Aerospace**. Cham: Springer Aerospace Technology, 2021. p. 73–86.

KUNZ, J.; SIEGL, J.; NEDBAL, I. Quantitative fractography - well spring of intimate knowledge in fatigue crack growth history. **Communications - Scientific letters of the University of Zilina**, v. 8, p. 10–14, 12 2006.

LIMONGELLI, M. P. *et al.* Vibration response-based damage detection. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural health monitoring damage detection systems for aerospace**. Cham: Springer, 2021. p. 133–174.

MUNNS, T. E. *et al.* **Health Monitoring for Airframe Structural Characterization**. Hampton, VA, 2002.

NASA. **Technology Readiness Level Definitions**. Washington, DC, 2012.

Disponível em: https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html.

O'BRIEN, T. K. **Development of a Composite Delamination Fatigue Life Prediction Methodology**. [S.l.], 2018.

OCHÔA, P. A.; GROVES, R. M.; BENEDICTUS, R. Effects of high-amplitude low-frequency structural vibrations and machinery sound waves on ultrasonic guided wave propagation for health monitoring of composite aircraft primary structures. **Journal of Sound and Vibration**, Elsevier, v. 475, p. 115289, 2020.

PANT, S.; KHODAEI, Z. S.; DROUBI, M. G. Monitoring tasks in aerospace. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural health monitoring damage detection systems for aerospace**. Cham: Springer, 2021. p. 5–26.

POLLOCK, L. *et al.* The need for aerospace structural health monitoring: A review of aircraft fatigue accidents. **International Journal of Prognostics and Health Management**, Phm Society, v. 12, n. 1, March 2021.

RODRIGUES, F. d. S. *et al.* Smart patch repair solution for cure monitoring of bonded repairs in composite aircraft structures. **Procedia Structural Integrity**, Elsevier, v. 52, p. 719–729, 2024.

SAE. **ARP6461: Guidelines for implementation of structural health monitoring on fixed wing aircraft**. Warrendale, 2013.

SAMAITIS, V. *et al.* Ultrasonic methods. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural health monitoring damage detection systems for aerospace**. Cham: Springer, 2021. p. 87–132.

SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENĖ, E. (Ed.). **Structural health monitoring damage detection systems for aerospace**. Cham: Springer, 2021. (Springer Aerospace Technology).

SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E.; PULLIN, R. Introduction. *In*: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). **Structural health monitoring damage detection systems for aerospace**. Cham: Springer, 2021. p. 1–4.

STASZEWSKI, W. J.; BOLLER, C.; TOMLINSON, G. R. Structural health monitoring using guided ultrasonic waves in composite aerospace structures: a review. **Structural Health Monitoring**, v. 8, n. 2, p. 109–122, 2009.

TAKEDA, N. Recent development of structural health monitoring technologies for aircraft composite structures. *In: 26th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. Tokyo, Japan: [s.n.], 2008.

TIDWELL, J. *et al.* Implementation of cvm and pzt on the 737ng aft pressure bulkhead. *In: BOEING COMMERCIAL AIRPLANES. Proceedings of the A4A NDT Forum*. [S.l.], 2022.

U.S. Department of Defense. **MIL-HDBK-1823A: Nondestructive evaluation system reliability assessment**. Washington, D.C., 2009.

VANLANDUIT, S. *et al.* Strain monitoring. *In: SAUSE, M. G. R.; JASIUNIENE, E. (Ed.). Structural health monitoring damage detection systems for aerospace*. Cham: Springer, 2021. p. 219–241.

WEBB, S. *et al.* Nondestructive inspection of CFRP adhesively bonded joints using embedded FBG sensors. *In: Proceedings of SPIE, Fiber Optic Sensors and Applications X*. Baltimore, MD, USA: SPIE, 2013. v. 8722.

YU, S. *et al.* Advancing spacecraft safety and longevity: a review of guided waves-based structural health monitoring. **Reliability Engineering & System Safety**, v. 254, p. 110586, 2025.