

Universidade de São Paulo
Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Aeronáutica

MATHEUS COELHO GONÇALVES

Estudo da viabilidade da aplicação da técnica de correlação de imagens digitais
como método de inspeção de falhas em estruturas aeronáuticas

São Carlos
2019

MATHEUS COELHO GONÇALVES

Estudo da viabilidade da aplicação da técnica de correlação de imagens digitais
como método de inspeção de falhas em estruturas aeronáuticas

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Ricardo A. Angélico

VERSAO CORRIGIDA

São Carlos
2019

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

GG635e Gonçalves, Matheus Coelho
Estudo da viabilidade da aplicação da técnica de
correlação de imagens digitais como método de inspeção
de falhas em estruturas aeronáuticas / Matheus Coelho
Gonçalves; orientador Ricardo Afonso Angélico. São
Carlos, 2019.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2019.

1. Correlação de imagens digitais. 2. Método de
inspeção. 3. Chapas de alumínio. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Candidato: Matheus Coelho Gonçalves

Título do TCC: Estudo da viabilidade da aplicação da técnica de correlação de imagens digitais como método de inspeção de falhas em estruturas aeronáuticas

Data de defesa: 02/12/2019

Comissão Julgadora	Resultado
Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla	 Aprovado
Instituição: EESC - SAA	 Aprovado
Professor Doutor Jorge Henrique Bidinotto	 Aprovado
Instituição: EESC - SAA	

Presidente da Banca: Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla


(assinatura)

AGRADECIMENTOS

Agradeço a minha família, vocês são a base.

Agradeço aos amigos que fiz ao longo desses anos, que tornam tudo mais fácil.

Agradeço à Debora, minha companheira, que é parte essencial de tudo.

Agradeço ao Prof. Ricardo, sua paciência, ensinamentos e entusiasmo me ajudaram de maneira inexplicável.

Obrigado por tudo.

RESUMO

GONÇALVES, M. C. Estudo da viabilidade da aplicação da técnica de correlação de imagens digitais como método de inspeção de falhas em estruturas aeronáuticas 2019. 27 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019.

Todas estruturas aeronáuticas são susceptíveis ao aparecimento de falhas devido às solicitações mecânicas, térmicas e higrotérmicas que ocorrem ao longo de sua operação. Caso não sejam identificadas no momento correto, essas falhas podem se agravar até se tornarem irreparáveis, o que ocasiona a perda do componente ou, até mesmo, em falhas catastróficas, caso não haja reposição. Isso, aliado a um progressivo envelhecimento das frotas ao redor do globo, entre outros fatores, tem feito com que o desenvolvimento de técnicas de identificação de danos, cada vez mais precisas e econômicas, seja uma questão ainda mais relevante na indústria aeronáutica contemporânea. O objetivo do presente trabalho de conclusão de curso é, dessa forma, analisar a viabilidade da aplicação da técnica de correlação de imagens digitais (CID) na detecção de falhas em componentes estruturais aeronáuticos. Em particular, será feito um estudo em chapas de alumínio, componentes amplamente encontrados em estruturas primárias de diversos tipos de aeronaves. Essa técnica permite, de forma não invasiva, a obtenção do campo de deslocamentos e de deformações de determinada superfície via correlação de duas fotos da mesma em momentos distintos. A partir de análises dos campos obtidos, é possível a identificação de falhas não detectáveis por inspeção visual. A metodologia desenvolvida consiste em submeter uma chapa de alumínio com a presença de trincas a um gradiente (carregamento) térmico, com auxílio de um soprador de ar. Duas ou mais imagens são registradas com uma câmera digital – uma antes e outra depois da solicitação térmica – e, posteriormente, analisadas utilizando o software de correlação de imagens Correli 3.0. Os campos de deformações e deslocamentos, na presença de danos, possuem descontinuidades que possibilitam a detecção dos mesmos. Para uma melhor resolução, o gradiente térmico e a direção das trincas devem ser ortogonais.

Palavras-chave: correlação de imagens digitais, método de inspeção, chapas de alumínio.

ABSTRACT

GONÇALVES, M. C. Feasibility study of the application of the digital image correlation technique as a non-destructive testing in aeronautical structures. 2019. 27 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2016.

Aeronautical structures are likely to develop fails due to its regular operational loads – mechanical, thermal and hygrothermal. If those failures are not identified in due time, they can become irreparable and cause the loss of the component or even catastrophic events – if no measure is taken to correct the failure. This fact, allied with the constant growth and aging of the fleets around the world, has made it increasingly important to develop reliable and cost-effective structural inspection techniques. Therefore this undergraduate thesis main goal is to study the feasibility of the Digital Image Correlation (DIC) technique application in the detection of structural failures in aeronautical components. In particular, a study with aluminum sheets will be carried out – largely found as components of primary structures on various types of aircraft. This technique allows, in a non-evasive way, the determination of the displacement and strain fields of a specific surface via correlation of two pictures of it at different moments. Analyzing the obtained fields, it's possible to identify failures that are not easily detectable by visual inspection. The developed methodology consists in submitting an aluminum sheet that has already been damaged (cracked) to a thermal gradient (load) with the aid of a hot air blower. Two or more pictures are taken with a digital camera – before and after the thermal load — and then analyzed by the digital image correlation software: Correli 3.0. The displacement and strain fields, considering the presence of a structural failure, are likely to exhibit discontinuities that allow its identification. For a better resolution, the thermal gradient and the crack direction must be orthogonal.

Keywords: digital image correlation, inspection technique, aluminum sheet.

Lista de Figuras

1	Acidente - Aloha Airlines Inc. - aeronave perdeu parte da fuselagem durante o voo. (Star-Advertiser, 2018)	20
2	Acidente - Aloha Airlines Inc. - houve apenas uma fatalidade (Star-Advertiser, 2018)	20
3	Drone utilizado para inspeção visual de estruturas aeronáuticas – detecção de danos de até 1 mm (Sampson, 2019);	25
4	Inspeção por líquido penetrante - Inicialmente, a superfície deve ser limpa (a); em seguida tem-se a aplicação do líquido (b); O líquido penetra nas falhas da superfície (c); o excedente do líquido deve ser limpo (d); um revelador é, então, aplicado (e); por fim, após o tempo de revelação, o dano é destacado (Neves, 2009).	26
5	Representação do fenômeno de vazamento de fluxo magnético – “ <i>flux leakage</i> ” (Park et al., 2014).	27
6	Representação do princípio de funcionamento do ensaio por corrente parasita (Fahem, 2017).	28
7	Trinca superficial destacada pelo método de inspeção por termografia (Runnemalm and Broberg, 2014).	31
8	Representação da relação entre a imagem de referência e a deformada.	32
9	Campos de deslocamentos horizontal (U_x) e vertical (U_y) obtidos via técnica de CID durante ensaio de um material refratário pelo método da cunha. Nas imagens, é possível observar uma descontinuidade nos campos de deslocamento em função da existência de uma trinca Vargas et al. (2016).	33
10	Fluxograma da metodologia proposta para a aplicação da técnica de CID como END.	35
11	Aeronave Embraer EMB-200 "Ipanema" em voo (Magazine, 2017).	36
12	Corpo de prova com o dano (trinca) facilmente detectável a olho nu.	37
13	Pulverizador de talco com alumina preta utilizado para aplicação do mosqueado.	37
14	CDP pronto para o ensaio - texturização aplicada e adesivos e sensor de temperatura já posicionados.	38

15	Soprador térmico básico Makita utilizado nos experimentos.	39
16	Multímetro digital portátil Minipa ET-2082-C utilizado nos experimentos.	39
17	<i>Set-up</i> final do experimento em duas vistas.	40
18	Ensaio em andamento – aquecimento do componente.	41
19	Foto do componente coletada durante o ensaio (a) e a mesma sobreposta por uma das malhas utilizadas para o correlação de imagens, com elementos de 150 píxeis (b)	42
20	Histograma de número de píxeis por faixa de luminosidade (tons de cinza) para textura aplicada em um dos experimentos.	44
21	Campos de deslocamentos da região de interesse (ROI) do CDP a uma temperatura aprox. de 60 °C – sem a presença do dano. Deslocamento vertical (a); e deslocamento horizontal (b).	44
22	Campo de deslocamento na ROI do CDP ensaiado a uma temperatura aprox. de 60 °C – com a presença de danos menores. Deslocamento vertical (a); e deslocamento horizontal (b).	45
23	Campo de deformação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 60 °C – sem a presença do dano. Deformação vertical (a); e deformação horizontal (b).	45
24	Campo de deformação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 60 °C – com a presença do dano menor. Deformação vertical (a); e deformação horizontal (b).	46
25	Campos de deslocamentos vertical (a), deslocamentos horizontal (b), deformações vertical (c) e deformações horizontal (d) na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 125 °C – com a presença do dano menor.	47
26	Resíduo da correlação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 125 °C – com a presença do dano menor.	47
27	Campo de deformação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 115 °C – com a presença do dano maior (em destaque).	48
28	Resíduo da correlação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 115 °C – com a presença do dano maior (em destaque).	49
29	Campos de deformação horizontal com uma malha menos refinada (a) e mais refinada (b) na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 115 °C – com a presença do dano maior.	49

Lista de abreviaturas e siglas

CID Correlação de Imagens Digitais

END Ensaios Não Destrutivas

IV Inspeção Visual

LP Líquidos Penetrantes

PM Partículas Magnéticas

CP Correntes Parasitas

US Ultrassom

RI Radiografia

TG Termografia

CVM *Comparative Vacuum Monitoring*

CDP Corpo de Prova

Conteúdo

1	Introdução	19
2	Fundamentação teórica	23
2.1	Métodos não destrutivos de detecção de trincas em estruturas aeronáuticas	23
2.2	Técnica de correlação de imagens digitais (CID)	31
3	Metodologia	34
3.1	Procedimento experimental	34
3.2	Pós-processamento dos dados	40
4	Resultados e discussão	43
5	Conclusões e perspectivas	50

1 Introdução

A utilização cada vez maior de aeronaves ao redor do globo, assim como todas as limitações que envolvem o desenvolvimento de novos veículos aéreos, tem causado um fenômeno de envelhecimento progressivo das frotas. Dados estatísticos mostram que o número de aeronaves ainda em operação com mais de 15 ou 25 anos tem crescido continuamente, tanto no que diz respeito à aeronaves civis, quanto à aeronaves militares (Boller, 2001). Dentre as limitações para o desenvolvimento de novas aeronaves cita-se, por exemplo, o aumento nos custos, causados pelo crescente grau de severidade dos requisitos estabelecidos pelas autoridades aeronáuticas para certificação dos veículos aéreos.

Esse maior rigor nos requisitos, por sua vez, foi motivado, entre outros fatores, pelos mais diversos tipos de acidentes aéreos ocorridos no passado. Dentre eles, destaca-se o acidente envolvendo uma aeronave Boeing 737-200, operada pela companhia *Aloha Airlines Inc.*, em abril de 1988. Esse acontecimento ficou marcado como o primeiro a trazer a tona, tanto para o público geral quanto para parte das autoridades aeronáuticas, a questão do envelhecimento das aeronaves. Na ocasião, pequenas trincas isoladas, causadas por fixadores responsáveis por unir chapas de liga de alumínio da fuselagem, se uniram para formar uma grande trinca que causou uma descompressão explosiva e falha estrutural na aeronave. O avião perdeu parte de sua fuselagem (Figuras 1 e 2) a 20.000 pés acima do oceano pacífico, porém, ainda assim, conseguiu pousar e houve apenas uma fatalidade (Agência Nacional de Aviação Civil, 2013; Azeredo, 2014; Jones et al., 2008; NTSB, 1989; S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Siegel et al., 1998).

Quanto maior o número de horas de voo de uma aeronave, mais complicada se torna a previsão das falhas em seus sistemas estruturais e, consequentemente, mais cuidadoso e dispendioso deve ser o processo de manutenção para garantir que a mesma esteja de acordo com as suas diretrizes de aeronavegabilidade (Boller, 2001; S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Roach, 2009). Isso é agravado pelo fato de que as aeronaves, muitas vezes, não voam nas mesmas condições (mesmo envelope de voo) para as quais foram inicialmente projetadas, uma vez que o desenvolvimento de novas tecnologias, o crescimento do número de aeroportos e melhorias na infraestrutura de controle de voos, entre outros fatores, permitem constantes aprimoramentos em alguns de seus sistemas (e.g. sistema propulsor e aviônica) e o surgimento de novas rotas aéreas com as mais variadas características (Boller, 2001).

Além disso, a maioria das estruturas de aeronaves de transporte foram projetadas para



Figura 1: Acidente - Aloha Airlines Inc. - aeronave perdeu parte da fuselagem durante o voo. (Star-Advertiser, 2018)



Figura 2: Acidente - Aloha Airlines Inc. - houve apenas uma fatalidade (Star-Advertiser, 2018)

satisfazer os requisitos de tolerância ao dano. Isso significa que, na ocorrência de danos estruturais, os mesmos devem ser detectados e caracterizados por métodos de inspeção adequados para que possam ser reparados nos procedimentos de manutenção (S.N.Atluri, S.G.Sampath,

1991). Em outras palavras, as estruturas já contam, desde o projeto, com a possibilidade de existência de danos a serem detectados.

É nesse contexto que o desenvolvimento de técnicas de monitoramento das condições estruturais dos diversos componentes da aeronave, cada vez mais precisas e econômicas, tem ganhado mais relevância (Boller, 2001; S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; De Souza, 2013). É através do inspeção dos danos estruturais que se faz possível avaliar o estado atual da estrutura e, considerando dados estatísticos relativos tanto ao material em questão quanto as condições de operação da aeronave, estimar a vida útil do sistema. A acurácia nesse tipo de previsão pode proporcionar ganhos consideráveis tanto no aspecto econômico quanto em segurança e, portanto, é um dos maiores desafios para os engenheiros envolvidos com sistemas estruturais aeronáuticos (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Bitencourt and Steffen Jr, 2010; De Souza, 2013).

Entre os fatores de maior interesse para o monitoramento da integridade estrutural de componentes aeronáuticos, destaca-se a identificação da presença de trincas (De Souza, 2013; Roach, 2009). Trincas minúsculas nas estruturas podem ser causadas por diversos fatores – desde o simples ato de furar uma chapa até fatores como a lubrificação inadequada. Nenhum material é isento de defeitos (De Souza, 2013). Caso não sejam identificadas no momento correto, tais trincas podem se tornar irreparáveis, o que ocasionaria a perda do componente ou, até mesmo, em falhas catastróficas, caso não haja reposição – como no caso do acidente da *Aloha Airlines Inc.*, citado anteriormente.

Esses fatores, aliados à tendência de otimização dos custos de operações das aeronaves (quanto menos tempo no ar, como quando sujeitas a procedimentos de manutenção não planejados, maior o prejuízo do operador) torna de grande interesse o investimento em técnicas de detecção de trincas que sejam rápidas, não invasivas e de baixo custo (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991).

Para ser possível a correta utilização de técnicas de detecção de trincas e métodos de previsão de falhas, é preciso ter conhecimento das características do material envolvido no processo. Atualmente, a grande maioria das aeronaves são compostas, majoritariamente, por ligas de alumínio. Em especial, destacam-se os utilizados em formato de chapas (e.g *skin* da fuselagem, asa e empenagem), por ocuparem uma grande parcela da área exposta das aeronaves, assim como demais estruturas primárias.

O objetivo do presente trabalho é, portanto, a avaliação da viabilidade de um método de baixo custo de detecção de trincas em chapas de alumínio baseado na técnica de correlação de

imagens digitais (CID). Essa técnica permite, de forma não invasiva, a obtenção dos campos de deslocamento de determinada superfície a partir da correlação de duas fotos da mesma em momentos distintos (antes e depois de algum carregamento, por exemplo). Conforme estará explicado, para que se torne possível a identificação de trincas via CID, um gradiente térmico deve ser aplicado a superfície em análise.

Para isso, ao longo da trabalho, tem-se a proposta de um novo método de inspeção que, em seguida, é experimentalmente testado para que a viabilidade de sua aplicação na indústria, com possíveis modificações, possa ser avaliada. Além dos fatores anteriormente citados, umas das principais vantagens que esse método pode oferecer é a não necessidade da desmontagem de peças, processo de grande custo e que, muitas vezes, pode causar danos na estrutura (Roach, 2009).

2 Fundamentação teórica

Nesta seção é feita uma breve revisão bibliográfica acerca dos tópicos de maior interesse para o trabalho em questão. O intuito é, além de expor o que foi utilizado como base científica e teórica para a elaboração do mesmo, contextualizar o leitor quanto ao que já existe hoje na indústria nessa área e o porque da proposição da tese aqui apresentada.

Dessa forma, inicialmente é feita uma sucinta apresentação dos principais métodos empregados atualmente para a detecção de trincas em chapas de alumínio de estruturas aeronáuticas. Em seguida, é feita uma breve descrição da técnica de correlação de imagens digitais.

2.1 Métodos não destrutivos de detecção de trincas em estruturas aeronáuticas

Ensaios Não Destrutivos (END) são métodos de inspeção (exames visuais críticos, testes, medições e verificações funcionais) de produtos aeronáuticos, inicialmente desenvolvidos em meados da década de 50 que permitam, através de determinado critério de aceitação/rejeição e sem afetar a utilização futura dos mesmos, determinar a presença de “condições indesejáveis” nesses produtos, ou seja, quaisquer fatores que possam afetar sua aeronavegabilidade continuada – como, a presença de trincas (Boller, 2001; S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Agência Nacional de Aviação Civil, 2013; U.S. Department of Transportation, 1978; American Society for Nondestructive Testing, 1996). Em outras palavras, os END são, atualmente, aquilo que torna possível manter um veículo aéreo com um certo número de horas de voo desempenhando sua função de maneira segura e lucrativa, uma vez que investigam sua integridade estrutural (Agência Nacional de Aviação Civil, 2013).

Dessa forma, regularmente é requerido que todas as aeronaves civis sejam inspecionadas, em intervalos específicos, para garantir que as mesmas estejam em condições adequadas para voo, no que diz respeito à aerodinâmica, resistência estrutural e integridade dos demais sistemas funcionais. Esses intervalos são estabelecidos por requisitos que levam em conta as características de projeto do veículo, os propósitos para os quais ele está sendo usado e suas condições de

operação – podendo variar de algumas horas até vários meses (U.S. Department of Transportation, 1978).

É importante destacar que a eficiência dos métodos de inspeção na manutenção da aeronave-gabilidade de produtos aeronáuticos, em termos de estruturas, só é possível graças aos avanços científicos na área da mecânica da fratura – e da mecânica do dano como um todo. Isso ocorre, pois a determinação de que certo componente está apto a realizar suas funções de maneira segura está intimamente relacionada com o conhecimento dos limites estruturais desse componente. Ou seja, por exemplo, os ENDs fornecem as técnicas para a detecção de trincas assim como sua localização, tamanho, forma e orientação, mas só a mecânica da fratura é capaz de estabelecer que determinada trinca deve ou não ser reparada, ou se o dano é irreparável e a peça deve ser substituída, tudo isso antes da próxima inspeção (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991).

ENDs para detecção de danos em aeronaves podem variar desde rápidas inspeções visuais ao redor da aeronave até processos muito mais complexos, que envolvem desmontagem completa do veículo aéreo e o uso de equipamentos de inspeção sofisticados (U.S. Department of Transportation, 1978). Alguns dos métodos de inspeção não destrutivos mais consolidados e amplamente utilizados atualmente são os ensaios por: Inspeção Visual (IV); Líquidos Penetrantes (LP); Partículas Magnéticas (PM); Correntes parasitas (CP); Ultrassom (US); Radiografia (RI) e Termografia (TG) (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Postolache et al., 2008; Agência Nacional de Aviação Civil, 2013; U.S. Department of Transportation, 1978; American Society for Nondestructive Testing, 1996).

A inspeção visual é o método mais comum de inspeção na indústria – cerca de 90% de todo o trabalho de inspeção em aeronaves comerciais, até o início do século, estava relacionado à inspeção visual (Boller, 2001). Assim como sugerido pelo nome, esse método envolve a observação da superfície a ser inspecionada para avaliar se há ou não a presença de descontinuidades. Grande parte dos métodos de inspeção contam, de certa forma, com a inspeção visual, uma vez que exigem a observação do componente pelo inspetor. Dentre suas principais vantagens, destacam-se a simplicidade de aplicação e a não necessidade de equipamentos muito sofisticados. Por outro lado, a precisão desse método, quando utilizado isoladamente, é relativamente baixa quando comparada aos outros citados e é extremamente dependente da qualificação e experiência do inspetor. Equipamentos ópticos e de iluminação podem ser utilizados na aplicação da IV (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; U.S. Department of Transportation, 1978; American Society for Nondestructive Testing, 1996). Atualmente, já existem sistemas de inspeção que contam com

robôs dotados de câmeras para auxiliar a IV (Figura 3) – esses robôs percorrem toda a aeronave captando as imagens, poupando o instrutor desse trabalho, que pode ser perigoso (Boller, 2001; Sampson, 2019).

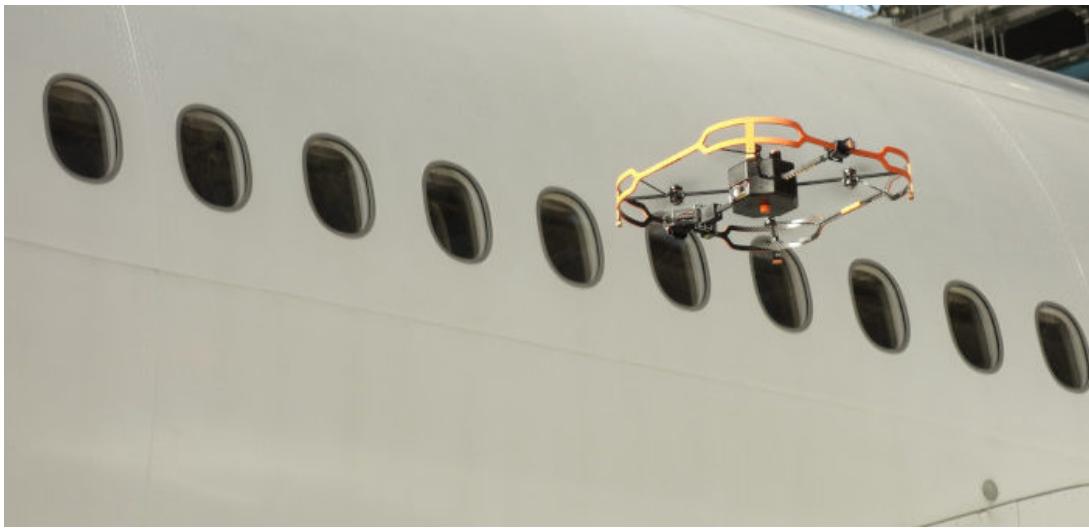


Figura 3: Drone utilizado para inspeção visual de estruturas aeronáuticas – detecção de danos de até 1 mm (Sampson, 2019);

O ensaio por Líquidos Penetrantes, por sua vez, é muito utilizado na detecção de trincas superficiais. O método se baseia na interação física entre um líquido com composição química apropriada e a superfície do componente a ser inspecionado. Essa interação acontece de tal forma que as descontinuidades no componentes se destacam, facilitando sua detecção por IV – em alguns casos o penetrante é um líquido fluorescente, o que demanda a utilização de luz negra para a visualização. Esse tipo de ensaio pode ser usado tanto em superfícies magnéticas quanto em não magnéticas, porém não é recomendada a utilização em materiais porosos.

A Figura 4 ilustra o princípio de funcionamento do líquido penetrante. Inicialmente, um líquido de baixíssima viscosidade é aplicado na superfície a ser inspecionada, que deve estar livre de quaisquer impurezas que possam bloquear a entrada do penetrante nas descontinuidades. Após um determinado período de "assentamento", o excedente do líquido é removido da superfície – deve se atentar para a não remoção do penetrante inserido nas descontinuidades. Um revelador (normalmente pós brancos de baixa granulometria) é, então, aplicado à superfície fazendo com que, após um certo tempo, o penetrante escoe da descontinuidade, destacando-se. Dentre as principais vantagens do LP estão a simplicidade, confiabilidade e rapidez. Por outro lado, só são detectados danos superficiais e acessíveis a aplicação do líquido (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; American Society for Nondestructive Testing, 1996).

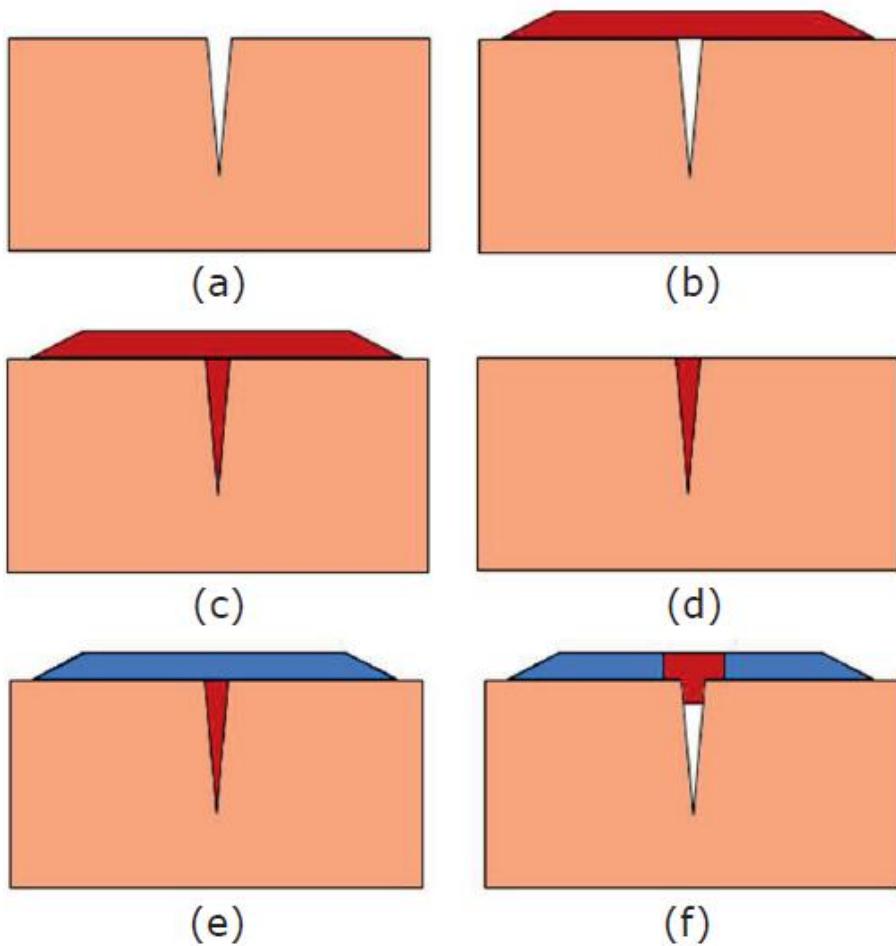


Figura 4: Inspeção por líquido penetrante - Inicialmente, a superfície deve ser limpa (a); em seguida tem-se a aplicação do líquido (b); O líquido penetra nas falhas da superfície (c); o excedente do líquido deve ser limpo (d); um revelador é, então, aplicado (e); por fim, após o tempo de revelação, o dano é destacado (Neves, 2009).

Já o ensaio por Partículas Magnéticas, muito utilizado na inspeção de elementos do grupo motopropulsor de aeronaves, utiliza campos magnéticos para localizar descontinuidades superficiais, ou próximas à superfície, em materiais ferromagnéticos. Quando o campo magnético entra em contato com alguma descontinuidade transversal às linhas de campo, o mesmo sofre distorções que fazem com que parte do campo passe a entrar e sair do componente testado no ponto onde há a descontinuidade – em um fenômeno conhecido como vazamento de fluxo magnético (Figura 5). Esse vazamento de fluxo é capaz de atrair pequenas partículas de materiais magnéticos (partículas magnéticas) aplicadas sobre a superfície ensaiada, que se acumulam na descontinuidade, indicando a presença da mesma (IV). As partículas magnéticas podem ser aplicadas na forma de pó finos ou suspensas em soluções, podendo ainda conter corantes visíveis

a olho nu ou fluorescentes – visíveis sob luz negra.

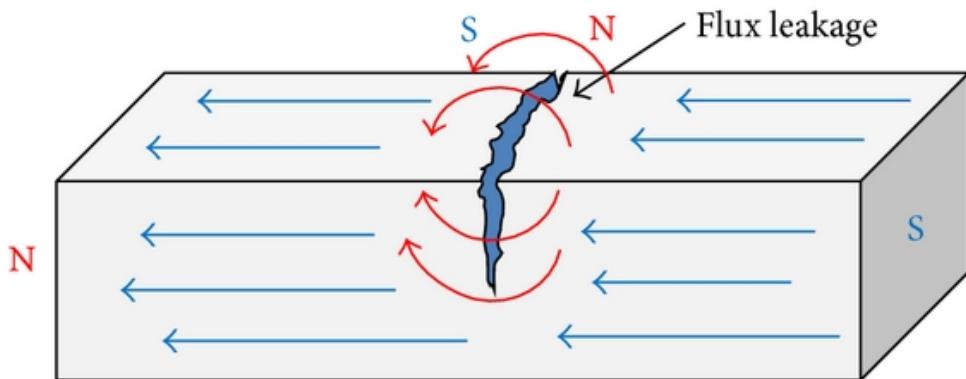


Figura 5: Representação do fenômeno de vazamento de fluxo magnético – “flux leakage” (Park et al., 2014).

Existem diversas técnicas de aplicação do ensaio por PM, com diferentes equipamentos – e.g. bobinas, jugos magnéticos, unidades de inspeção magnética portáteis, entre outros. Dentre os principais benefícios desse ensaio, cita-se a portabilidade dos equipamentos e a rapidez de aplicação. No entanto, o mesmo não pode ser usado em alguns dos materiais mais utilizados na indústria aeronáutica, como o alumínio e grande parte dos compósitos. Além disso, há limitações posicionais, uma vez que o campo magnético deve estar perpendicular a descontinuidade para uma maior eficiência e é regularmente necessária a desmagnetização dos componentes após a inspeção (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; American Society for Nondestructive Testing, 1996).

Os ensaios por Correntes Parasitas, assim como outros métodos de inspeção eletromagnéticos, utilizam os efeitos da indução de correntes elétricas em componentes condutores para a avaliação da presença de danos. Esse método é muito empregado na detecção de trincas induzidas por serviço, normalmente causadas por fadiga ou corrosão sob tensão (Postolache et al., 2008). Além de possuir uma sensibilidade relativamente alta (permite a identificação de danos não detectáveis por IV ou LP), a aplicação do ensaio exige mínima preparação da superfície e pode ser usada para inspeção local em montagens estruturais complexas. É um método de baixo custo utilizado para a inspeção em grande escala – uma vez que a aplicação e avaliação dos dados pode ser automatizada (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Postolache et al., 2008; American Society for Nondestructive Testing, 1996). Todos esses fatores fazem com que o ensaio por CP seja um dos métodos mais bem estabelecidos para a inspeção de aeronaves. (Boller, 2001)

Nesse método, bobinas de corrente alternada são utilizadas para induzir campos magnéticos

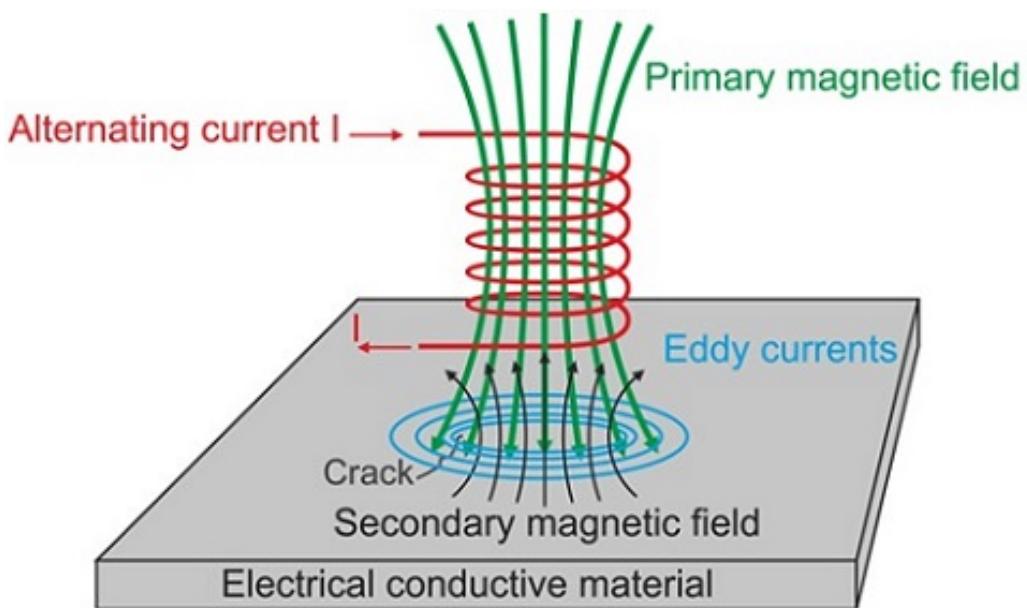


Figura 6: Representação do princípio de funcionamento do ensaio por corrente parasita (Fahem, 2017).

variáveis nas peças a serem ensaiadas. A variação do fluxo magnético na peça, por sua vez, acarreta na criação de uma pequena corrente induzida ao redor das linhas desse campo – em um fenômeno conhecido como indução eletromagnética. O fluxo dessa corrente induzida, denominada corrente parasita, é afetado pela presença de descontinuidades no componente, que criam alterações na densidade da corrente. Essas variações, por sua vez, podem ser detectadas por sensores apropriados para que, então, a caracterização das descontinuidades possa ser feita a partir dos dados coletados. A Figura 6 apresenta, de maneira simplificada, o princípio de funcionamento do ensaio por CP. Alterando a frequência da corrente aplicada, é possível detectar tanto trincas superficiais quanto trincas logo abaixo da superfície – aproximadamente 6.4 mm de profundidade (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; Postolache et al., 2008; American Society for Nondestructive Testing, 1996).

Outro método de inspeção não destrutivo bastante consolidado na indústria aeronáutica atual é a ultrassonografia. Nesse tipo de método, ondas sonoras de frequência ultra-alta (regularmente entre 1 e 10 MHz) são direcionadas a um componente a ser inspecionado. Caso essas ondas passem por algum ponto com diferente impedância acústica¹ daquela do material do componente (por exemplo, uma trinca), parte delas será refletida de volta para o equipamento emissor que,

¹Grandeza que define às características de um meio quanto a passagem de ondas sonoras, ou seja, simplificadamente, a resistência que determinado meio oferece a passagem de ondas sonoras, quando comparado a outro meio.

então, capta esse sinal e o apresenta em uma tela, para ser interpretado pelo inspetor. Uma vez que ondas de alta frequência não se propagam pelo ar, é necessário um acoplador (água, gel, etc.) (American Society for Nondestructive Testing, 1996; Garnier et al., 2011).

A aplicação do método é feita através de transdutores ultrassônicos, equipamentos capazes de transformar sinais elétricos em ondas sonoras e vice-versa. Os dois tipos mais comuns de ondas utilizadas no processo são as longitudinais e as transversais, onde as primeiras viajam duas vezes mais rápido que as últimas. A escolha do tipo de onde a ser utilizada leva em conta diversos fatores, dentre os quais estão os equipamentos disponíveis, o tipo de dano a ser inspecionado, a quantidade de informação desejada, a qualificação do operador e a técnica aplicada – existem diversas técnicas para aplicação dos ensaios por US, variando desde a inclinação do feixe de ondas até o meio de aplicação do mesmo (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; American Society for Nondestructive Testing, 1996; Garnier et al., 2011).

Os ensaios por US são empregados não só na detecção e caracterização de danos superficiais e sub-superficiais, como também na determinação das características do material do componente (e.g. porosidade e constantes elásticas). Uma vez que todas essas informações podem ser obtidas apenas dos dados de ondas refletidas coletadas pelo sensor, a correta interpretação dos resultados da aplicação desse método requer uma grande qualificação e experiência por parte do inspetor – regularmente, para um melhor aproveitamento do método, é necessário, inclusive, algum conhecimento prévio do tipo do defeito a ser inspecionado. Apesar disso, ainda assim, trata-se de um método de aplicação rápida e relativamente simples (com uso de equipamentos portáteis), além de apresentar resultados extremamente acurados e confiáveis (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; American Society for Nondestructive Testing, 1996).

Ensaio radiográficos, por outro lado, são usados, principalmente, na detecção de danos internos (trincas, vãos e inclusões), corrosões e até mesmo variações de espessura. Isso acontece, pois nesse método, o objeto a ser testado é exposto a uma radiação penetrante que ao atingir um filme ou película (regularmente a base de prata) na extremidade oposta (em relação ao plano de aplicação) do objeto indica a presença de danos – esse filme/película reage proporcionalmente à quantidade de radiação que os atinge, sendo que a presença de um dano permite que mais radiação atravesse o objeto. Para estruturas menos espessas ou materiais menos densos, como é o caso do alumínio, a radiação eletromagnética mais utilizada são os raios-x, já para estruturas mais grossas e densas, normalmente são utilizados raios gama, por sua maior penetrabilidade (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991; American Society for Nondestructive Testing, 1996).

Existem também detectores digitais de radiação (que digitalizam as ondas eletromagnéticas passantes criando uma imagem que pode ser exibida em um monitor), porém essa modalidade é aplicada em escala ainda bastante reduzida devido, principalmente, aos altos custos (Soares, 2007). Dentre as principais vantagens dos ensaios que utilizam radiação eletromagnética, além do fato de serem capazes de detectar danos internos, pode-se citar a não necessidade de desmontagem das estruturas, a alta sensibilidade na detecção de falhas e, para o caso digital, a visualização em tempo real da condição da parte a ser inspecionada. Por outro lado, sua utilização demanda treinamento por parte dos operadores, pelo risco da radiação, além da necessidade de paralelismo entre o feixe e o plano da trinca (American Society for Nondestructive Testing, 1996).

Por fim, os ensaios por termografia, mais especificamente por termografia infravermelha, são usados para mapear as temperaturas das superfícies a serem analisadas, baseando-se na emissão de radiação infravermelha. Nos ensaios por TG, o componente inspecionado é inicialmente sujeito a um breve estresse térmico, aplicado por uma fonte de calor. Sensores de infra-vermelho detectam, então, a propagação das ondas de calor pelo componente. Caso haja alguma mudança no meio (coeficiente de emissividade), causado, por exemplo, por determinado dano, essa propagação sofre uma perturbação, que pode ser identificada posteriormente (Garnier et al., 2011). Se usado de maneira correta, esse tipo de inspeção é capaz de detectar desde danos por corrosão e vãos na estrutura até delaminação em compósitos (American Society for Nondestructive Testing, 1996). A aplicação do método em alumínio, no entanto, normalmente requer a aplicação de um revestimento para que haja absorção adequada do calor pelo componente (S.N.Atluri, S.G.Sampath, 1991). A Figura 7 apresenta um resultado da aplicação desse método na detecção de trincas superficiais.

Os métodos anteriormente descritos são, conforme já mencionado, alguns dos mais comuns na atualidade. No entanto, grandes avanços tem ocorrido na área de END e, com isso, métodos cada vez mais inovadores vem sendo estudados e aplicados, em diferentes escalas, ao redor do globo. O intuito é superar algumas das limitações dos métodos tradicionais – e.g. custo, acessibilidade de componentes e geometrias complexas. Dentre esses métodos, pode-se citar os baseados em propagação de ondas em estruturas, com diagnóstico em tempo real (De Souza, 2013), métodos com sensores *in-situ* de monitoramento comparativo de vácuo (*Comparative Vacuum Monitoring – CVM*) (Roach, 2009) além da já mencionada utilização de robos e drones para auxiliar as inspeções (Siegel et al., 1998).

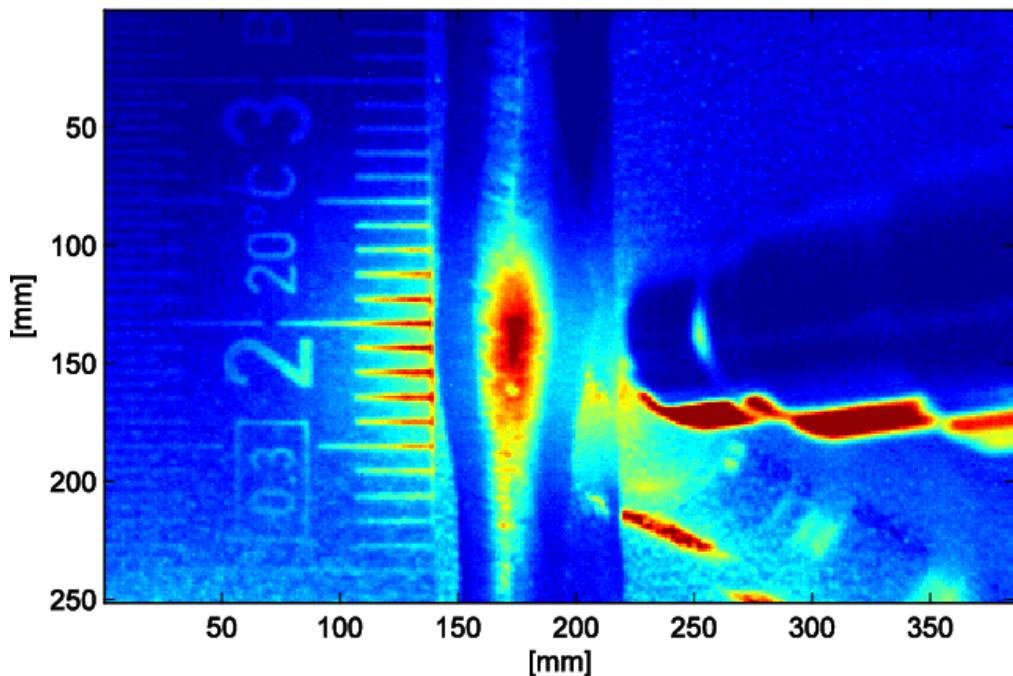


Figura 7: Trinca superficial destacada pelo método de inspeção por termografia (Runnemalm and Broberg, 2014).

2.2 Técnica de correlação de imagens digitais (CID)

A correlação de imagens digitais (CID) é uma técnica não invasiva de aquisição e processamento de imagens de uma determinada superfície, que permite a obtenção de campos de deslocamento a partir da correlação entre dois sinais bidimensionais (imagens digitais). Essa técnica se baseia na hipótese da continuidade do fluxo óptico, que garante que a posição dos pontos em uma determinada região de interesse da face do CDP analisado está presente em diferentes imagens (fotos), permitindo, assim, mapear os mesmos pontos em duas imagens e correlacionar suas posições em cada uma delas (Sciuti, 2016). O método consiste, basicamente, na correlação entre uma imagem de referência e outras capturadas em momentos distintos, após a alteração das características da face de estudo devido a aplicação de um carregamento ou uma variação de temperatura. A correlação é feita através de um software específico de mapeamento de deslocamentos de regiões discretas das imagens (Hild, F. and Roux, S., 2008; Neggers et al., 2017; Dufour et al., 2014; Mathieu et al., 2013; Hild and Roux, 2006).

Mais especificamente, o campo de deslocamento é obtido através de uma minimização do erro de correlação das posições dos pontos (regiões discretas) das imagens analisadas. Considerando a imagem como um sinal bidimensional na qual os tons de cinza de cada pixel correspondem ao

seu grau de intensidade luminosa, pode-se atribuir a uma certa coordenada \mathbf{x} da imagem um certo valor de intensidade luminosa, o que torna possível a definição da imagem como uma função espacial dependente dessa coordenada. Assim, a relação entre a uma imagem de referência ($f(\mathbf{x})$) e outra deformada ($g(\mathbf{x})$), considerando a continuidade do fluxo óptico, é da forma:

$$f(\mathbf{x}) = g(\mathbf{x} + \mathbf{u}(\mathbf{x})), \quad (1)$$

onde $\mathbf{u}(\mathbf{x})$ é o deslocamento da coordenada \mathbf{x} entre as imagens comparadas (Figura 8). A partir disso, a identificação é conduzida por um processo de minimização da diferença entre as duas imagens (Hild, F. and Roux, S., 2008), i.e.:

$$\mathcal{F} = \int_{\Omega} [f(\mathbf{x}) - g(\mathbf{x} + \mathbf{u}(\mathbf{x}))]^2 d\mathbf{x}, \quad (2)$$

sendo Ω a região de interesse da imagem.

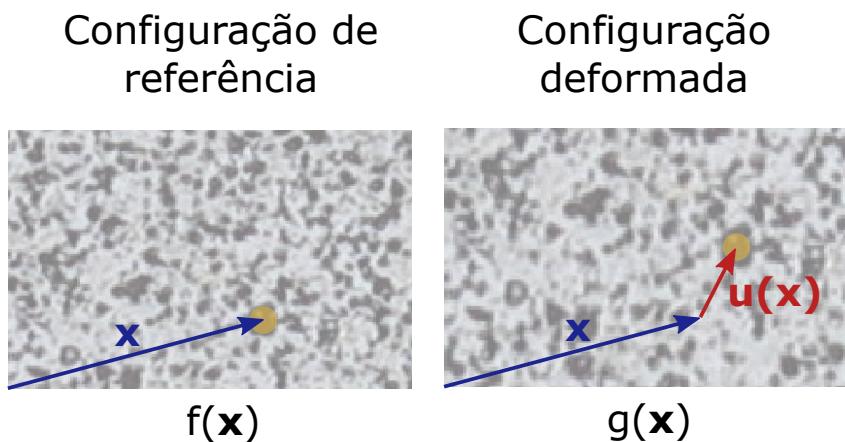


Figura 8: Representação da relação entre a imagem de referência e a deformada.

De forma a aumentar a robustez e reduzir o custo computacional do método, uma discretização espacial em elementos finitos é feita nas imagens. Nessa discretização, cada elemento da malha assume um valor de intensidade luminosa referente à média dos valores dos pixels internos a esse elemento, o que reduz os graus de liberdade do sistema. Com essa abordagem, as coordenadas das imagens, citadas no parágrafo anterior, são correspondentes aos nós da malha e o “movimento” da mesma fornece o campo de deslocamento (Equação 2). Além disso, o campo de deformações do elemento pode ser obtido a partir do gradiente do campo de deslocamento dos nós (Hild, F. and Roux, S., 2008).

Outro resultado que pode ser obtido a partir da aplicação dessa técnica é a identificação de falhas e/ou trincas em materiais. Isso é feito através da identificação de descontinuidades no campo de deslocamento obtido. A Figura 9 ilustra os campos de deslocamentos obtidos pela técnica de CID em um ensaio pelo método da cunha de um material refratário no qual houve trincamento (Vargas et al., 2016).

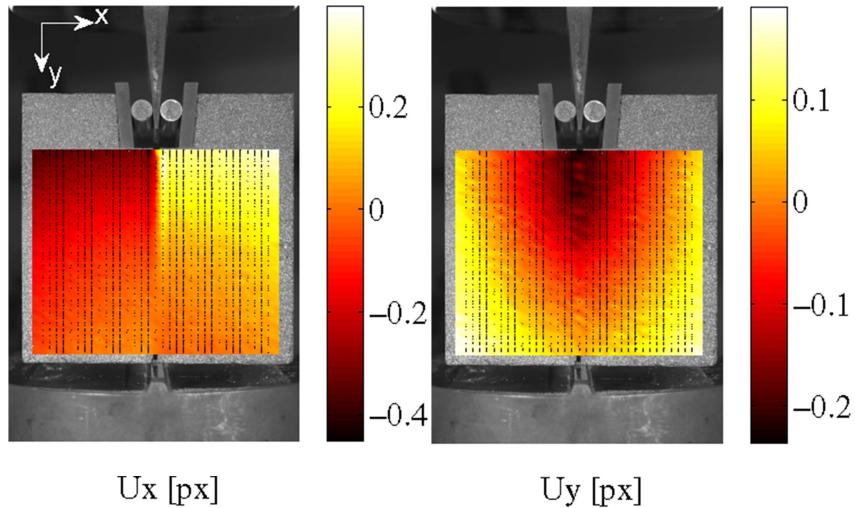


Figura 9: Campos de deslocamentos horizontal (U_x) e vertical (U_y) obtidos via técnica de CID durante ensaio de um material refratário pelo método da cunha. Nas imagens, é possível observar uma descontinuidade nos campos de deslocamento em função da existência de uma trinca Vargas et al. (2016).

Uma vez que o software de análise necessita de uma distribuição suficientemente aleatória de tons de cinza para discretizar as imagens, caso a própria superfície do corpo de prova (CDP) não satisfaça tais condições, um mosqueado (textura com tons de cinza) deve ser aplicado para que o mapeamento possa ser feito. Além disso, alguns outros cuidados devem ser tomados para a correta aplicação da técnica de modo a garantir a confiabilidade dos resultados obtidos. Um exemplo é observado na aplicação da técnica em ambientes com mudança de temperatura. Essa variação pode gerar um gradiente térmico, o que acarreta em uma alteração do índice de refração do ar entre a lente da câmera e a superfície a ser fotografada, comprometendo os resultados. Para contornar isso, é necessário induzir a homogenização da camada de ar em questão, o que pode-se conseguir através da introdução de, por exemplo, circulação forçada (*fans*, ventiladores, etc).

3 Metodologia

Nesse capítulo, é exposto o conjunto de métodos utilizados ao longo do projeto, assim como os equipamentos e instrumentação necessários para sua execução, além dos critérios adotados para a aquisição e processamento de dados. Buscou-se, através da execução e posterior análise de resultados de ensaios assistidos por CID, investigar a viabilidade da aplicação da técnica de correlação de imagens digitais como método de inspeção não destrutivo de componentes aeronáuticos – mais especificamente, chapas de alumínio do revestimento externo de aviões. A Figura 10 apresenta um fluxograma da metodologia proposta, melhor descrita em seções subsequentes. É importante ressaltar que toda a metodologia de aplicação da técnica para o fim aqui proposto foi desenvolvida ao longo do próprio projeto.

A descrição da metodologia pode ser dividida em duas grandes partes. Inicialmente, após a obtenção do equipamento e materiais necessários, tem-se a etapa de aquisição de dados – etapa experimental. A seguir, tem-se a etapa de pós-processamento dos dados adquiridos. É nessa fase do processo que os resultados da aplicação da técnica de CID são alcançados e, portanto, é aqui que é definida a capacidade de detecção das falhas do método proposto. Nas subseções a seguir, ambas as partes são apresentadas em detalhes.

Destaca-se, por fim, que foram adotadas duas abordagens principais para a aplicação do método. Inicialmente, buscou-se identificar um dano muito pequeno (não detectável facilmente por inspeção visual) na peça inspecionada. Já a segunda abordagem foi na tentativa de identificação de uma dano maior (trinca visível).

3.1 Procedimento experimental

Foi escolhido, como corpo de prova (CDP) para a avaliação do método de inspeção a ser utilizado, uma chapa de alumínio do revestimento externo de uma aeronave Embraer EMB-200, também conhecida como "Ipanema", do Departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC/USP). Por questões de praticidade, foi selecionada uma parte do revestimento com dimensões relativamente pequenas quando comparadas às de outras estruturas da própria aeronave. A Figura 11 a seguir apresenta uma das unidades do modelo EMB-200.

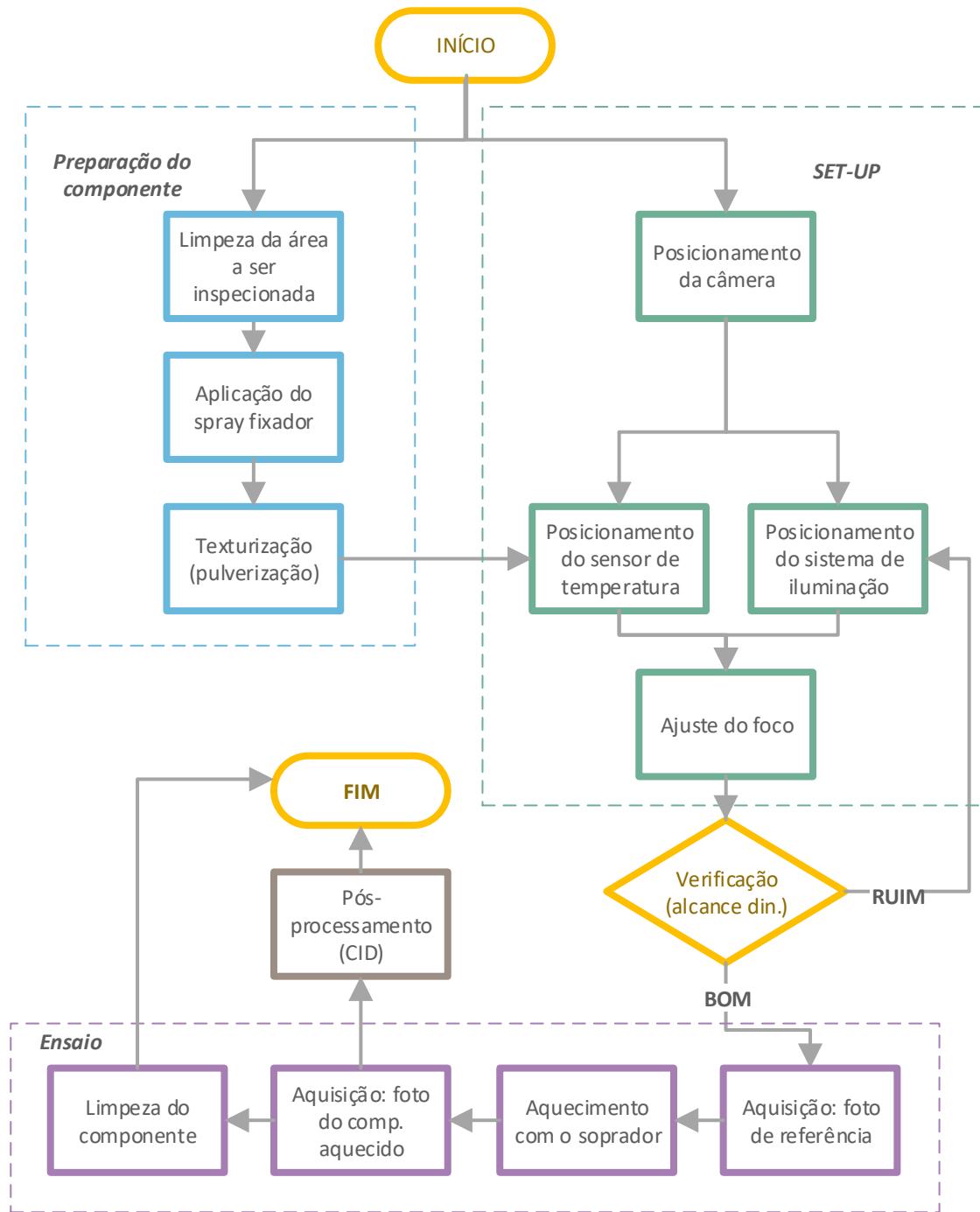


Figura 10: Fluxograma da metodologia proposta para a aplicação da técnica de CID como END.

A aplicação do método de inspeção aqui proposto é relativamente simples (Figura 10). Inicialmente, posiciona-se câmera em direção a peça com a possível presença de falhas, garantindo que esta esteja apropriadamente iluminada. Uma foto de referência é então tirada. Em seguida, através de uma fonte de calor, a peça deve ser aquecida aproximadamente na região onde se vai



Figura 11: Aeronave Embraer EMB-200 "Ipanema" em voo (Magazine, 2017).

analisar a ocorrência de falhas. Uma ou mais fotos são, então, tiradas, em diferentes temperaturas, para que, posteriormente, com ajuda do *software* de correlação de imagens, as falhas possam ser identificadas, na etapa de pós-processamento. No experimento em questão, uma vez que o objetivo é avaliar a capacidade do método proposto em identificar falhas em componentes aeronáuticos, danos foram induzidos na peça através de impactos com um instrumento de extremidade delgada. Conforme anteriormente descrito, nos experimentos iniciais foram induzidos danos relativamente pequenos – posteriormente, um dano maior foi introduzido (Figura 12).

Conforme mencionado na Seção 2.2, a técnica de CID necessita de uma distribuição de tons de cinza para a discretização das imagens. Além disso, como a ideia é apresentar um método de inspeção de baixo custo e de aplicação prática, essa textura deve apresentar tanto fácil aplicação quanto fácil remoção. Desse forma, por algumas de suas características (e.g. cor, granulometria e acessibilidade – material já disponível no laboratório do ensaio), foi selecionada a utilização de um pó de alumina preta. A aplicação desse pó, para garantir um nível aceitável de tons de cinza para a técnica de CID, é feita através de um pulverizador de talco – Figura 13.

Para garantir a fixação do pó na superfície do CDP é utilizado um *spray* fixador comum – cosmético para fixação de penteado. Dessa forma, o procedimento de aplicação consiste em, inicialmente, limpar a superfície a ser inspecionada, para que, em seguida, seja feita a aplicação do *spray* e, por fim, a pulverização da alumina preta. A Figura 14 apresenta o CDP já com o mosqueado aplicado na área de interesse. Nota-se, ainda na Figura 14, a presença de dois



Figura 12: Corpo de prova com o dano (trinca) facilmente detectável a olho nu.



Figura 13: Pulverizador de talco com alumina preta utilizado para aplicação do mosqueado.

adesivos circulares, de cor verde, colados na superfície do CDP. Esses adesivos são usados como referência tanto em termos de posicionamento (localização do dano) quanto para a determinação

do tamanho dos *pixels* nas imagens utilizadas – os adesivos possuem um diâmetro de 13 mm.

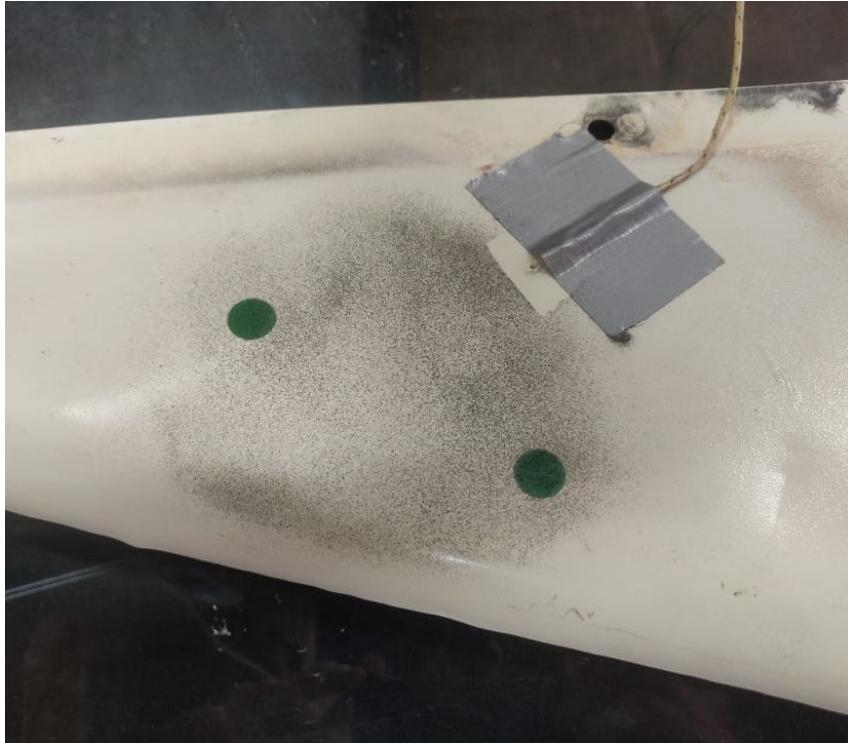


Figura 14: CDP pronto para o ensaio - texturização aplicada e adesivos e sensor de temperatura já posicionados.

Para a aquisição das imagens (fotos), é utilizada uma câmera digital modelo Canon EOS Rebel T7i com 24.2 Megapixels. A objetiva utilizada é uma Canon Macro Lens EF 100 mm 1:2.8 USM. As imagens são armazenadas em formato RAW, sendo cortadas em uma região de interesse, o que reduz o custo computacional. Além disso, um tripé é empregado para o posicionamento e um *notebook* para o controle da aquisição das imagens e armazenamento das mesmas.

A preparação do sistema de aquisição de imagens para os ensaios envolve a avaliação do alcance dinâmico e do histograma de tons de cinza das fotografias. Esse fator é normalmente avaliado através da distribuição de números de pixels em cada faixa de luminosidade. No experimento em questão, consideraram-se satisfatórias as distribuições próximas a Gaussiana, evitando picos de números de pixels em faixas extremas de luminosidade. Para ajustar o alcance dinâmico para distribuições adequadas, as principais medidas a serem tomadas são o ajuste da luminosidade da peça e a alteração de parâmetros de abertura e tempo de exposição da câmera. Além disso, para a correta aquisição de dados, deve se garantir que a imagem esteja focada e a câmera posicionada perpendicularmente a face a ser ensaiada do CDP.

Como sistema de aquecimento, é utilizado um soprador térmico básico Makita, com interruptor de dois níveis – fluxos de ar de 300 ou 500 L/min. A potência do soprador varia de 1.500 a 1.700 w (220V) e a temperatura do ar, no nível mais baixo, alcança 300 °C, enquanto, no nível mais alto, chega a 500 °C. Para acompanhar a temperatura na superfície do CDP durante o experimento, é utilizado um multímetro digital portátil Minipa ET-2082-C. O termopar, conectado ao multímetro, é afixado a peça a ser inspecionada com auxílio de uma fita adesiva, conforme apresentado na Figura 14. As Figuras 15 e 16, por sua vez, apresentam, respectivamente, o soprador e o multímetro utilizados nos ensaios.



Figura 15: Soprador térmico básico Makita utilizado nos experimentos.



Figura 16: Multímetro digital portátil Minipa ET-2082-C utilizado nos experimentos.

Para a iluminação do corpo de prova dentro do forno, tendo em vista a correta aplicação

da técnica de CID, é utilizada um refletor com LEDs (*light-emitting diodes*) de alta potência (48 W cada). O refletor é posicionado, com o auxílio de um suporte. Nas Figuras 17 e 18 estão apresentadas, respectivamente, o *set-up* final do experimento e uma foto do mesmo em andamento, durante o aquecimento com o soprador. Por fim, a textura aplicada (pó de alumina fixado com spray para penteado) é removida com auxílio de toalhas de papel e um solvente - para o caso em questão foi utilizado álcool.



Figura 17: *Set-up* final do experimento em duas vistas.

3.2 Pós-processamento dos dados

Para o procedimento de correlação de imagens foi utilizado o *software* Correli 3.0 (com implementação em Matlab®), desenvolvido e disponibilizado pelos pesquisadores Hild e Roux do Laboratório de Mecânica e Tecnologia (LMT). Esse *software* é um conjunto de bibliotecas, escritas em C/C++ e MATLAB, que fornece um *framework* para a aplicação da técnica de correlação, permitindo uma coordenação entre a mesma e o caso específico na qual está sendo aplicada, por parte do usuário. Dentre as ferramentas disponíveis no *software*, podemos citar, por exemplo: a geração de malhas com diferentes tipos de elemento; correlação entre imagens bidimensionais e tridimensionais; mapeamento de valores entre malhas distintas; e rotinas para determinação de medidas de deformação. Todos esses fatores trazem flexibilidade quanto às



Figura 18: Ensaio em andamento – aquecimento do componente.

possibilidades de análise das imagens e requerem um maior entendimento e estudo do usuário quanto aos procedimentos envolvidos (Hild, F. and Roux, S., 2008; Neggers et al., 2017; Dufour et al., 2014; Mathieu et al., 2013; Hild and Roux, 2006).

Para as análises (discretização em elementos finitos) optou-se pela utilização de elementos triangulares lineares, pois estes reduzem significativamente o custo computacional do método, mantendo um nível de aproximação adequado à precisão necessária no problema em questão (análise em duas dimensões). A Figura 19 (a) apresenta uma das fotos coletadas pela câmera durante o ensaio – um dos arquivos de entrada para o *software* de correlação. Já a Figura 19 (b) apresenta a mesma foto, porém, sobreposta por uma das malhas utilizadas para o processamento dos dados – deve-se atentar que a região de interesse para análise é apenas a região central da foto original.

Por se tratar do desenvolvimento de um método, foram testadas malhas com diferentes níveis de refinamento (com tamanho médio do elemento variando de 12 a 150 pixels), para se estabelecer, inicialmente, a influência do tamanho nos elementos nos resultados obtidos e, por fim, encontrar um ponto ótimo no que diz respeito a taxas de convergência do algoritmo de correlação, custo computacional e quantidade de informações relevantes obtidas.

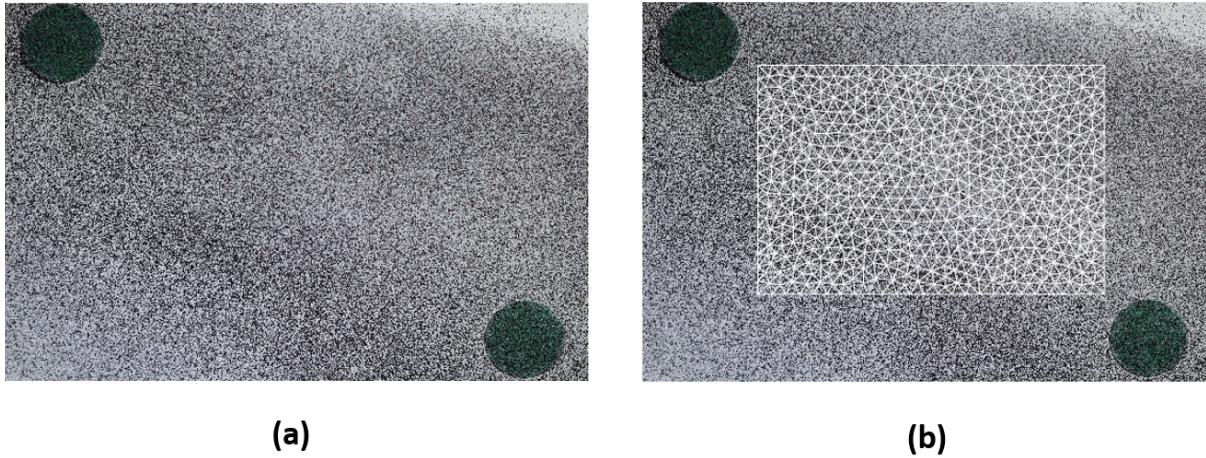


Figura 19: Foto do componente coletada durante o ensaio (a) e a mesma sobreposta por uma das malhas utilizadas para o correlação de imagens, com elementos de 150 píxeis (b)

Conforme descrito na Seção 2.2, a identificação dos danos é feita a partir da identificação de descontinuidades nos campos de deslocamento e deformação obtidos a partir da CID. Nas regiões com trincas, as magnitudes das deformações são maiores que em regiões em que não ocorrem trincas. Para a identificação, foram analisados os campos de deslocamentos nas direções horizontal e vertical das imagens, os campos de deformações nessas mesmas direções e, por fim, o resíduos da correlação – a ocorrência de descontinuidades também pode implicar em um maior resíduo de correlação durante o aquecimento.

4 Resultados e discussão

Neste capítulo serão apresentados e discutidos os resultados obtidos não só com relação à identificação dos danos em uma chapa de alumínio utilizada como revestimento externo de uma aeronave Embraer EMB-200 mas também relativos a praticidade da técnica desenvolvida para a aplicação. Conforme descrito em seções anteriores, os resultados aqui apresentados foram alcançados seguindo as metodologias expostas no Capítulo 3. Pra uma maior confiabilidade desses resultados, assim como para avaliar a robustez do método de inspeção proposto, foram realizados vários ensaios – cada qual se iniciando com a aplicação da textura e sendo finalizado com a completa remoção da mesma do CDP.

Inicialmente, a qualidade da iluminação e da textura foi avaliada a partir do alcance dinâmico. A Figura 20 a seguir apresenta um dos histogramas obtidos de número de píxeis em cada faixa de luminosidade (tons de cinza). Conforme pode ser observado, não há picos em faixas extremas de luminosidade, portanto, o alcance dinâmico foi considerado satisfatório – iluminação e texturização adequadas. Esse mesmo padrão se repetiu para todos os outros experimentos.

No que diz respeito ao nível de refinamento da malha, foram encontradas dificuldades na convergência do algorítimo quando da utilização de malhas muito refinadas, principalmente para o caso do menor dano. Foi constatado, posteriormente, que tais dificuldades estavam associadas às fotos correspondentes ao início da aplicação do soprador – o fluxo de ar provocado pelo mesmo possivelmente afetou o processo. Essa dificuldade na convergência da malha, e também o alto custo computacional, comprometeram, em parte, a obtenção de resultados para a avaliação da influência do refinamento da malha no processo no caso com o dano menor. Uma vez que tanto os experimentos quanto as análises para o caso do CDP com o dano maior foram realizados em um momento posterior, foi possível minimizar esse fator (com um aumento gradativo da intensidade do vento na peça), sendo possível a análise para malhas mais refinadas.

A Figura 21 a seguir mostra o campo de deslocamentos encontrado no primeiro ensaio, antes da implementação de qualquer dano, para uma temperatura indicada pelo multímetro de 60 °C. Já a Figura 22 apresenta o campo de deslocamento encontrado para um dos ensaios com a presença

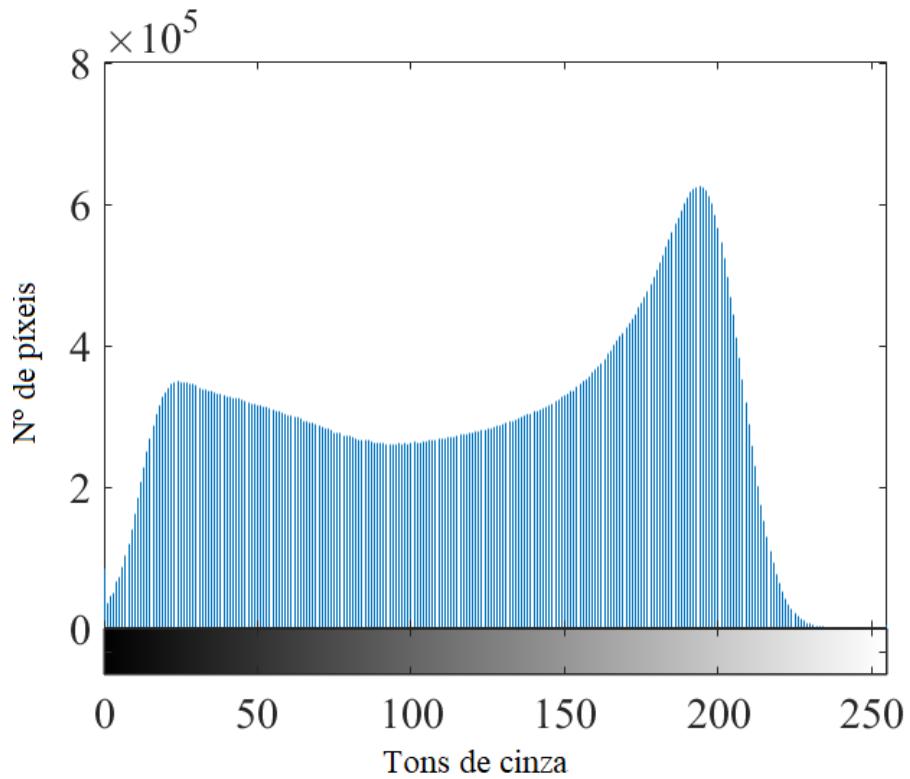


Figura 20: Histograma de número de pixels por faixa de luminosidade (tons de cinza) para textura aplicada em um dos experimentos.

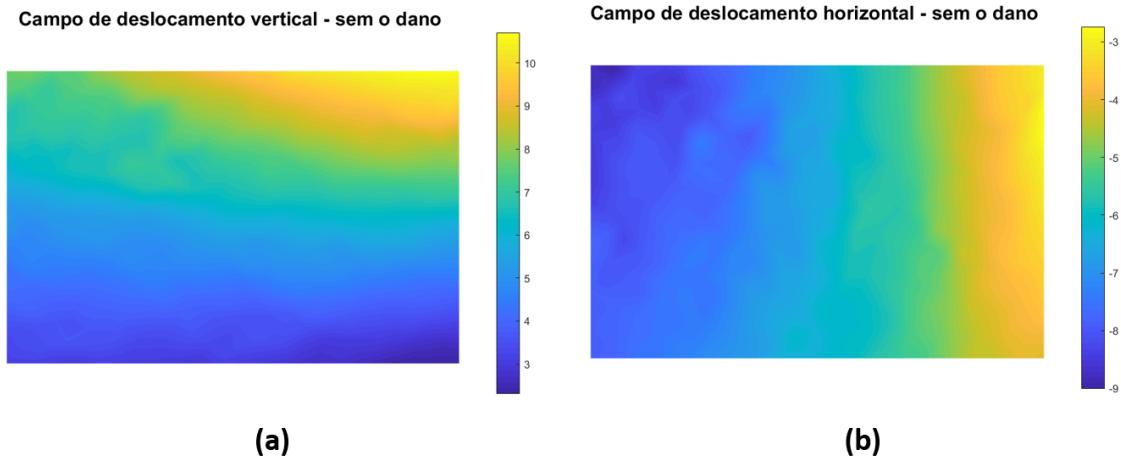


Figura 21: Campos de deslocamentos da região de interesse (ROI) do CDP a uma temperatura aprox. de 60 °C - sem a presença do dano. Deslocamento vertical (a); e deslocamento horizontal (b).

dos danos menores, na mesma temperatura. Os deslocamentos estão expressos em pixels e, para esses ensaios, calculou-se uma relação $1 \text{ px} = 16,15 \mu\text{m}$.

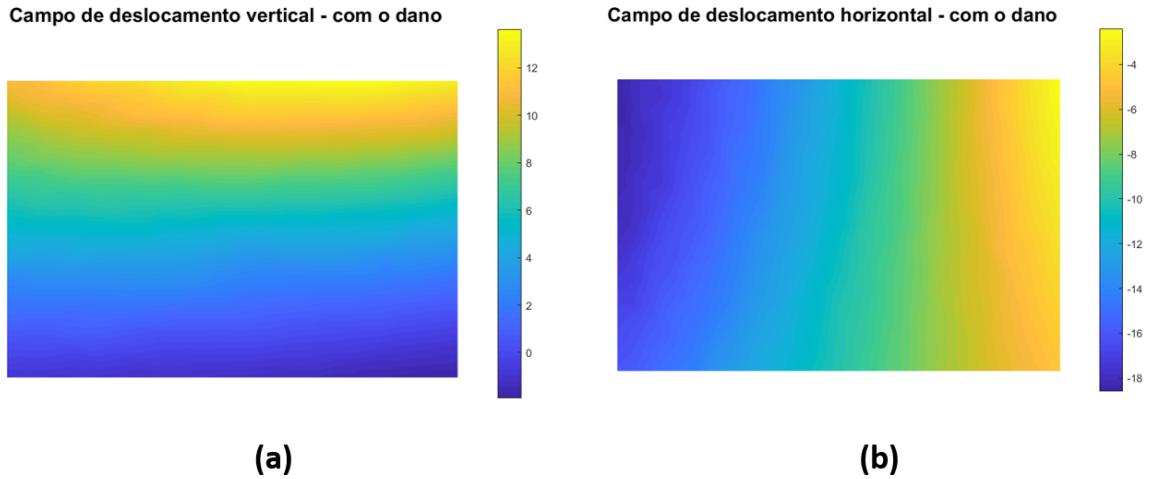


Figura 22: Campo de deslocamento na ROI do CDP ensaiado a uma temperatura aprox. de 60 °C – com a presença de danos menores. Deslocamento vertical (a); e deslocamento horizontal (b).

A comparação entre os campos de deslocamento, conforme pode ser notado, não permite a identificação de nenhum tipo de descontinuidade que revele a presença de trincas. A mesma conclusão é obtida na comparação entre os campos de deformações na direção horizontal e vertical, para esses mesmos casos, conforme mostram as Figuras 23 e 24.

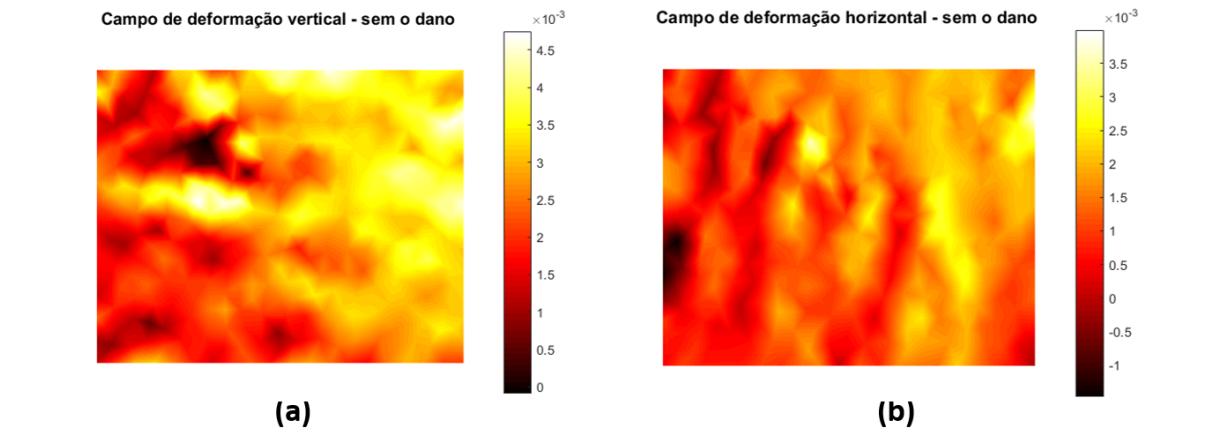


Figura 23: Campo de deformação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 60 °C – sem a presença do dano. Deformação vertical (a); e deformação horizontal (b).

Uma vez que não foi possível a identificação dos danos (menores) na temperatura considerada

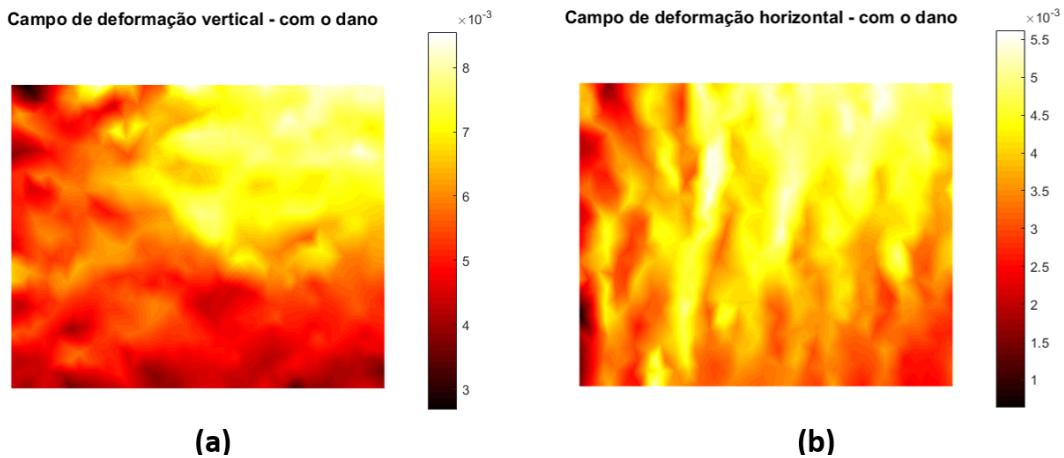


Figura 24: Campo de deformação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 60 °C – com a presença do dano menor. Deformação vertical (a); e deformação horizontal (b).

inicialmente (60 °C), novos ensaios foram realizados em temperaturas mais elevadas (até 125 °C), ainda com os danos menores. A Figura 25 mostra o campo de deslocamentos na direção vertical (a), o mesmo na direção horizontal (b), o campo de deformações na direção vertical (c) e este na direção horizontal (d), nessa nova condição. Apesar da condição mais agressiva, não foram encontrados indícios do dano nos resultados.

Foi também considerada a análise dos resíduos da correlação obtidos para a condição anteriormente citada (Figura 26). Apesar de nenhuma conclusão poder ser alcançada através da análise da imagem dos residuais da correlação na condição de temperatura mais elevada, um possível indício de alteração mecânica da peça, após a mesma ser danificada, pode ser encontrado nas análises da média desses resíduos. Foi constatado que, nos experimentos realizados no componente danificado, essa média é consideravelmente maior. Essa constatação, no entanto, é insuficiente para a identificação de fato da falha.

Já para o caso com o dano maior (trinca facilmente visível), os resultados foram consideravelmente diferentes. A Figura 27 apresenta os campos de deformações encontrado, para uma temperatura indicada no multímetro de 115 °C, destacando-se a trinca identificada – nota-se claramente a presença da mesma pela descontinuidade no campo. A identificação também foi possível através da análise do resíduo de correlação, conforme apresentado na Figura 28. Não foi possível a detecção da falha pelo campos de deslocamento, que permaneceu uniforme.

Nota-se, ainda na Figura 27, que a trinca é muito mais perceptível no campo de deformações horizontal do que no vertical. Isso está relacionado tanto com a direção da trinca quanto a direção

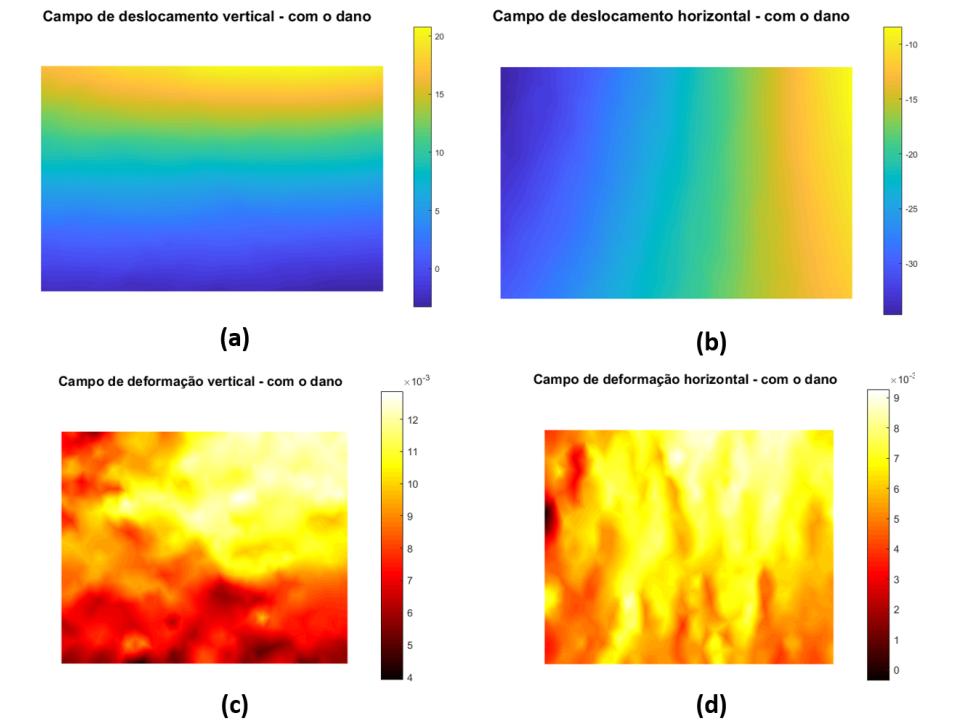


Figura 25: Campos de deslocamentos vertical (a), deslocamentos horizontal (b), deformações vertical (c) e deformações horizontal (d) na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 125 °C – com a presença do dano menor.



Figura 26: Resíduo da correlação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 125 °C – com a presença do dano menor.

do fluxo de ar quente liberado pelo soprador. No caso desse experimento, o soprador foi apontado na direção horizontal da peça (gerando um gradiente de temperatura nessa direção), considerando

um sistema de referências equivalente ao da imagem apresentada. A trinca, por sua vez, está direcionada verticalmente. Quando a trinca e o gradiente temperatura estão perpendiculares, a trinca "é capaz" de se deformar mais, aumentando a fissura.

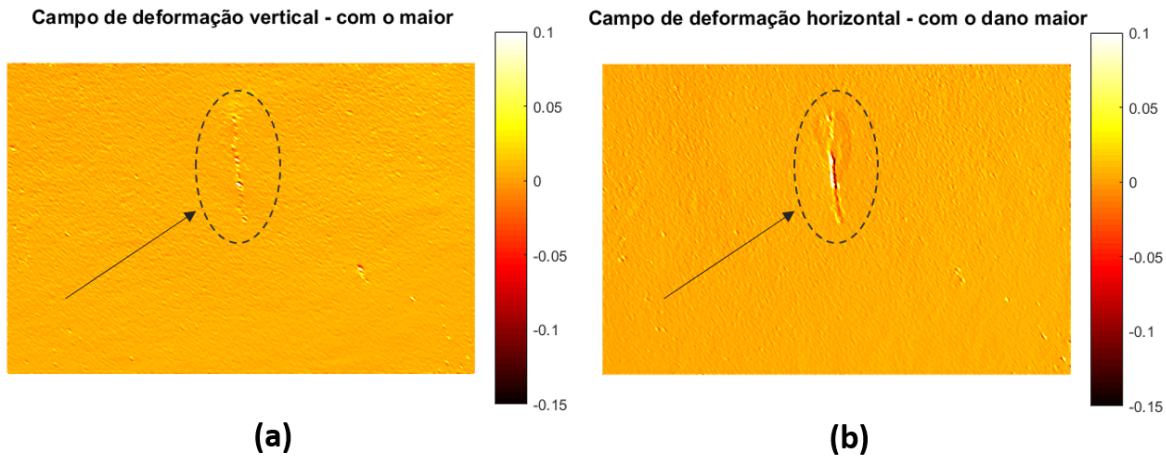


Figura 27: Campo de deformação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 115 °C – com a presença do dano maior (em destaque).

Os resultados apresentados até aqui para o caso do maior dano foram obtidos utilizando-se a malha que apresentou os melhores resultados em termos de custo computacional e qualidade da informação – elementos de aproximadamente 12 pixels. Como exemplo, a Figura 29 (a) e 29 (b), mostram, de maneira comparativa, o campos de deformações para malhas menos (80 pixels) e mais refinadas, respectivamente.



Figura 28: Resíduo da correlação na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 115 °C – com a presença do dano maior (em destaque).

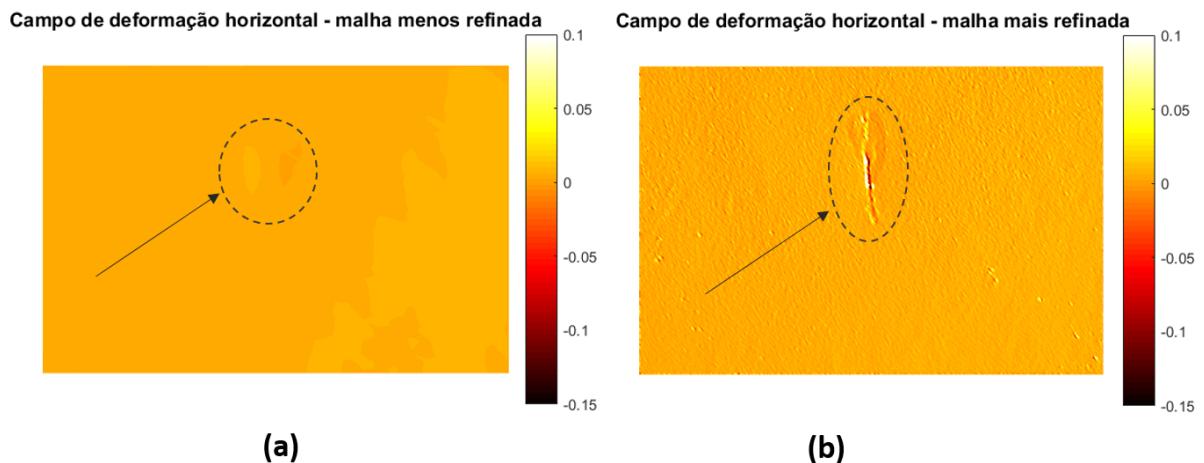


Figura 29: Campos de deformação horizontal com uma malha menos refinada (a) e mais refinada (b) na ROI do corpo de prova ensaiado a uma temperatura aprox. de 115 °C – com a presença do dano maior.

5 Conclusões e perspectivas

Considerando a proposição inicial de desenvolvimento de um método de inspeção de baixo custo para estruturas aeronáuticas a partir da técnica de correlação de imagens digitais, pode-se destacar alguns pontos principais:

- A metodologia desenvolvida para aplicação do método foi considerada satisfatória. É possível aplicar o método de maneira rápida, prática, sem necessidade de muita experiência por parte do aplicador e sem causar danos a estrutura a ser inspecionada. Destaca-se, nesse quesito, a técnica elaborada para a aplicação de uma textura removível capaz de fornecer os tons de cinza necessários para o *software* de correlação e permanecer fixa durante a aquecimento pelo soprador.
- Apesar de não ter sido possível a identificação de danos pequenos, não foi conduzido um estudo minucioso acerca das características do dano introduzido e do tamanho mínimo de dano que pode ser detectado pela técnica. Esse tipo de estudo pode ser futuramente conduzido de maneira a complementar e aprimorar o método, além de definir suas limitações.
- A identificação de danos relativamente grandes foi considerada um sucesso. Uma das principais implicações disso é que, com algumas correções e melhoramentos, o método aqui apresentado, por ser baseado em correlação de fotos digitais, pode ser automatizado – em uma espécie de automatização da inspeção visual (que deixaria de depender do julgamento do inspetor além, é claro, da possibilidade de agilização da aplicação). Em outras palavras, essa técnica abre as portas para a possibilidade de desenvolvimento de um método de inspeção automatizado para detecção de trincas em aeronaves baseando-se apenas em fotografias das mesmas.
- Uma vez que a identificação depende da relação entre direção da trinca e direção do gradiente de temperatura, para obtenção de resultados melhores, é necessário aplicar gradientes de temperaturas com diferentes direções.

Bibliografia

Agência Nacional de Aviação Civil (2013). INSTRUÇÃO SUPLEMENTAR – IS Nº 43.13-003 (Revisão C) – Ensaios Não Destrutivos na Manutenção de Produto Aeronáutico.

American Society for Nondestructive Testing (1996). *Nondestructive Testing Handbook, Third Edition: Volume 10, Overview*. ASNT, 2nd edition.

Azeredo, L. E. d. S. (2014). Ensaios não destrutivos (e.n.d.): principais conceitos e sua importância para a aviação.

Bitencourt, T. F. and Steffen Jr, V. (2010). Monitoramento da integridade estrutural de aeronaves. *Horizonte Científico 3, nº 2, 3(2)*.

Boller, C. (2001). Ways and options for aircraft structural health management. *Smart Materials and Structures*, 10(3):432–440.

De Souza, P. R. (2013). *Métodos para análise da propagação de ondas em sólidos baseados em arranjos multissensores para o monitoramento da integridade de estruturas*. PhD thesis, UNICAMP.

Dufour, J.-E., Hild, F., and Roux, S. (2014). Integrated digital image correlation for the evaluation and correction of optical distortions. *Optics and Lasers in Engineering*, 56:121 – 133.

Fahem, M. E. (2017). Eddy current testing: 3d simulation of probe with different excitation frequencies and crack sizes in ems. <https://www.emworks.com/blog/ndt/eddy-current-testing-3d-simulation-probe-different-excitation-frequencies-crack-sizes-ems>. Acessado em: 02/11/2019.

Garnier, C., Pastor, M. L., Eyma, F., and Lorrain, B. (2011). The detection of aeronautical defects in situ on composite structures using non destructive testing. *Composite Structures*, 93(5):1328–1336.

Hild, F. and Roux, S. (2006). Measuring stress intensity factors with a camera: Integrated digital image correlation (i-dic). *Comptes Rendus Mécanique*, 334(1):8 – 12.

Hild, F. and Roux, S. (2008). CORRELI: {A} software for displacement field measurements by digital image correlation. (254):1–55.

Jones, R., Molent, L., and Pitt, S. (2008). Understanding crack growth in fuselage lap joints. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 49(1):38–50.

Magazine, A. (2017). Embraer apresenta ipanema 203 preparado para certificação aeroagrícola sustentável. https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/embraer-apresenta-ipanema-203-preparado-para-certificacao-aeroagricola-sustentavel_3463.html. Acessado em: 02/11/2019.

Mathieu, F., Hild, F., and Roux, S. (2013). Image-based identification procedure of a crack propagation law. *Engineering Fracture Mechanics*, 103:48 – 59. Advances in Failure Assessment Using Fracture and Damage Mechanics.

Neggers, J., Mathieu, F., Hild, F., Roux, S., and Swiergiel, N. (2017). Improving full-field identification using progressive model enrichments. *International Journal of Solids and Structures*, 118-119:213 – 223.

Neves, M. D. (2009). Ensaios não destrutivos: uma visão geral. <http://www.revistadoparafuso.com.br/v1/modelo/noticia.php?id=67>. Acessado em: 02/11/2019.

NTSB (1989). Aviation Accident Report AAR-89/03.

Park, S., Kim, J.-W., Lee, C., and Lee, J. J. (2014). Magnetic flux leakage sensing-based steel cable nde technique. *Shock and Vibration*, 2014:1–8.

Postolache, O., Pereira, M. D., Ramos, H. G., and Lopes Ribeiro, A. (2008). NDT on aluminum aircraft plates based on eddy current sensing and image processing. *Conference Record - IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference*, pages 1803–1808.

Roach, D. (2009). Real time crack detection using mountable Comparative Vacuum monitoring sensors. *Smart Structures and Systems*, 5(4):317–328.

Runnemalm, A. and Broberg, P. (2014). Surface crack detection using infrared thermography and ultraviolet excitation.

Sampson, B. (2019). Aircraft maintenance firm aar adopts automated inspection drone. <https://www.aerospacetestinginternational.com/news/industry-news/aar-adopts-automated-inspection-drone.html>. Acessado em: 02/11/2019.

Sciuti, V. F. (2016). Caracterização experimental e simulação computacional das deformações induzidas na fusão e cristalização do ptfe. Master's thesis, Universidade Federal de São Carlos, São Carlos.

Siegel, M., Gunatilake, P., and Podnar, G. (1998). Robotic assistants for aircraft inspectors. *IEEE Instrumentation & Measurement Magazine*, 1(1):16–30.

S.N.Atluri, S.G.Sampath, P. T. (1991). *Structural integrity of aging airplanges*, volume 32.

Soares, H. N. (2007). *Detecção por raios-x de trincas de fadiga em juntas rebitadas de Glare®*. PhD thesis, Universidade de São Paulo.

Star-Advertiser, H. (2018). Aloha airlines flight 243, april 28, 1988. <https://www.staradvertiser.com/2018/04/27/photo-galleries/aloha-airlines-flight-243-april-28-1988/>. Acessado em: 02/11/2019.

U.S. Department of Transportation (1978). AC 20-106 - Aircraft Inspection for The General Aviation Aircraft Owner. (April).

Vargas, R., Neggers, J., Canto, R., Rodrigues, J., and Hild, F. (2016). Analysis of wedge splitting test on refractory castable via integrated dic. *Journal of the European Ceramic Society*, 36(16):4309 – 4317.