



**Renato Ivan
Domingos Pereira**

**Sensores de fibra ótica para avaliação da saúde
estrutural de aeronaves**



**Renato Ivan
Domingos Pereira**

**Sensores de fibra ótica para avaliação da saúde estrutural
de aeronaves**

Dissertação apresentada à Universidade de Aveiro para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Física, realizada sob a orientação científica do Doutor Paulo Fernando da Costa Antunes, Investigador Auxiliar da Universidade de Aveiro, e do Doutor Paulo Sérgio de Brito André, Professor Associado com Agregação do Instituto Superior Técnico da Universidade de Lisboa.

Aos meus pais, irmão e à Mestre Mariana

o júri

Presidente

Luís António Ferreira Martins Dias Carlos
Professor Catedrático da Universidade de Aveiro

Vogal – Arguente

Orlando José Reis Frazão
Professor Auxiliar Convidado da Universidade do Porto
Investigador Sénior do INESC Porto

Vogal – Orientador

Paulo Fernando da Costa Antunes
Investigador Auxiliar da Universidade de Aveiro

agradecimentos

O trabalho desenvolvido ao longo deste projeto contou com o apoio de diversas pessoas, aos quais gostaria de expressar o meu sincero agradecimento.

Aos meus orientadores, Doutor Paulo Fernando da Costa Antunes e Doutor Paulo Sérgio de Brito André, pela sua orientação científica, liberdade de trabalho concedida, confiança, disponibilidade e por todos os conhecimentos transmitidos.

Ao Mestre Tiago Paixão, pelo auxílio prestado na produção dos sensores desenvolvidos e pela partilha de conhecimentos.

Aos professores Agostinho Fonseca e Filipe Szolnoky Cunha, pelo auxílio da utilização do túnel aero-acústico.

Agradeço ainda ao Instituto de Telecomunicações – Pólo de Aveiro, ao Departamento de Física da Universidade de Aveiro, ao I3N – Aveiro, ao Instituto Superior Técnico da Universidade de Lisboa, ao Aerotéc e departamento de mecânica do IST pela disponibilização das condições e materiais que possibilitaram a realização deste trabalho.

Gostaria também de agradecer a todos os meus amigos que sempre me aconselharam e apoiaram ao longo do meu percurso.

Agradeço também à Mariana, por toda a paciência, ajuda e disponibilidade demonstrada durante estes anos, sem a qual não teria conseguido chegar ao fim desta etapa na minha vida.

E por último, aos meus pais e irmão, sem os quais não seria possível estar aqui, por todo o apoio e carinho que me deram ao longo da vida e por me ajudarem a tornar na pessoa que sou hoje.

A todos, o meu muito obrigado.

palavras-chave

Sensores em fibra ótica, redes de Bragg, SHM em aeronaves,

resumo

O objetivo deste trabalho foi o desenvolvimento de sensores para a monitorização de parâmetros de voo de uma aeronave. Para este efeito, foram desenvolvidos sensores em fibras óticas para monitorizar a frequência natural e a deformação vertical da asa de uma aeronave.

Para estudar diferentes métodos de implementação das redes de Bragg, foi primeiramente utilizada uma estrutura em alumínio semelhante a uma asa. Esta estrutura foi num primeiro passo, analisada através de simulações computacionais. Com os resultados obtidos nas simulações, foram aplicados dois métodos diferentes de fixação dos sensores e estudada a deformação vertical da placa, quando sujeita a cargas e o efeito da variação da massa na frequência natural da estrutura. Por fim, com o objetivo de fortalecer mecanicamente as fibras, estudou-se também qual o efeito na sensibilidade das redes, com a adição de uma resina epóxi, onde se verificou uma diminuição na ordem dos 10%.

Após avaliar o comportamento da placa de alumínio, foi utilizada a asa de uma aeronave não tripulada para aplicar os sensores desenvolvidos. Nesta asa foi caracterizada a sua deformação vertical onde foi conseguida uma sensibilidade máxima de $4,15 \mu m/mm$ e a variação da frequência natural com a variação da massa da estrutura.

Uma vez realizada a caracterização da asa em laboratório, foi testado o desempenho dos sensores num túnel aero-acústico a diferentes velocidades. Aqui ficou claramente demonstrada a capacidade dos sensores em monitorizar diversas amplitudes da asa e invariabilidade da frequência natural da estrutura para cada velocidade.

keywords

Optical fiber sensors, FBG, SHM in airplanes

abstract

The main goal of this work was the development of optics sensors for the monitoring of flight parameters of an aircraft. With this objective in mind it was developed FBG sensors capable of monitoring natural frequencies and the vertical deformation of an airplane wing.

To study ways of implementing our Bragg gratings, we used an aluminium plate, similar to an airplane wing at first. To better understand the behaviour of this structure, it was done some computational simulation. With the results from the simulation, we tested two different ways of fixing the sensors and study the vertical deformation of the metallic plate when loaded as well as the behaviour of the natural frequency of the structure to changes in the mass of the system.

Finally, we also tested the change of sensitivity of the FBGs in the metallic plate when introduced to a layer of protective epoxy resin. Thru our result we were able to see a decrease of 10%.

After fully study the behaviour of the aluminium plate, we applied our sensors in a UAV wing. It was studied the vertical deformation of the wing, where we achieved a sensibility of $4,15 \mu m/mm$ and the variation of the natural frequency with the variation of the system mass.

Once the laboratory wing characterization was completed, the sensors were tested in an aero acoustic tunnel at different velocities. Here, it was shown the fully capability of the sensors, as they were able to fully monitor the multiple amplitudes of deformation of the wing at different velocities and it was also shown the invariability of the natural frequencies of the structure.

Índice

Lista de Símbolos e Acrónimos	III
Lista de Figuras	V
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Monitorização estrutural em aeronaves	1
2 Fibras Óticas	6
2.1 Redes de Bragg (FBG).....	10
2.1.1 Princípio de funcionamento.....	10
2.1.2 Processos de gravação de redes de Bragg	11
2.1.3 Propriedades das redes de Bragg.....	13
3 Sensores implementados e caracterização.....	15
3.1 Forças atuantes na asa de uma aeronave e frequências naturais.....	15
3.2 Placa de alumínio instrumentada.....	17
4 Aplicação dos sensores numa asa de aeronave.....	29
4.1.1 Simulação numérica da estrutura.....	29
4.1.2 Instrumentação da asa	32
4.1.3 Teste e caracterização experimental.....	34
5 Ensaio com a asa instrumentada num túnel aero-acústico	40
5.1.1 Deformação vertical	42
5.1.2 Frequência Natural	44
6 Conclusão e trabalho futuro	47
7 Bibliografia.....	48

Lista de Símbolos e Acrónimos

Δn	Amplitude de modulação do índice de refração (FBG)
Λ	Período da modelação do índice de refração
δn	Variação do índice de refração
θ_i	Ângulo da onda
λ_B	Comprimento de onda de Bragg
λ	Comprimento de onda
α	Constante de atenuação
Δl	Perturbação mecânica
ΔT	Variação da temperatura
$\Delta \lambda_B$	Variação do comprimento de onda de Bragg
ε_z	Elongação relativa segundo o eixo z
α_Λ	Coefficiente de expansão térmica
α_n	Coefficiente termo-ótico
ν	Coefficiente de Poisson
n_{eff}	Índice de refração efetivo na fibra sem exposição
n	Índice de refração
n_i	Índice de refração do meio
S	Sensibilidade da FBG
p_e	Constante fotoelástica efetiva

p_{11}, p_{12}	Componentes do tensor fotoelástico
ϵ	Constante dielétrica
c	Velocidade da luz no vázio
NA	Abertura numérica da fibra
Δ	Diferença relativa entre os índices de refração do núcleo e da bainha
a	Dimensão do núcleo
L	Comprimento da fibra
P_t	Potência ótica à saída da fibra
P_0	Potência ótica lançada na fibra
Λ_{pm}	Período da rede na máscara de fase
E	Modulo de Young
f_n	Frequência Natural
k	Rigidez

Lista de Figuras

Figura 1- Resumo de inspeções a estrutura sem sistema SHM (esquerda) e com uma sistema SHM (direita) [7].....	2
Figura 2- Esquema do interior de uma fibra ótica.....	6
Figura 3- Esquema da reflexão e refração de um feixe na fronteira entre superfícies com n diferentes.	7
Figura 4- Cone de aceitação e propagação de um feixe luminoso no interior de uma fibra ótica.....	8
Figura 5- Atenuação numa fibra ótica em função do comprimentos de onda [32], [40].....	10
Figura 6- Esquema básico da interação um sinal de banda espectral larga com uma FBG [48].....	11
Figura 7- Esquemática do processo de gravação por máscara de fase [41].....	12
Figura 8- Montagem experimental utilizada para a gravação de FBG no departamento de física.....	12
Figura 9- Esquema do escoamento de ar no perfil de uma asa (lado esquerdo) e efeitos da flexão de uma estrutura (lado direito) [54].	15
Figura 10 – Fotografia da montagem experimental, onde foram realizados os testes da placa de alumínio.	17
Figura 11 – Malha de elementos obtida da simulação da placa, composta por 2224 elementos.	17
Figura 12 – Vista no plano xz e xy da tensão sofrido pela placa, obtido na simulação. O efeito visual da deformação está ampliado 5x para uma melhor percepção.....	18
Figura 13 – Esquema dos locais de fixação das redes de Bragg na placa de alumínio e dimensões, em mm.	18
Figura 14- Mecanismo utilizado para aplicação de tensão nas fibras e caracterização das redes de Bragg.	19
Figura 15- Gráfico da variação do comprimento de onda em função da deformação relativa das redes e ajuste linear ($R^2=0.9996$). Os pontos representam os dados experimentais e as linhas os ajustes lineares.	20
Figura 16- Espectro da frequência natural da placa, sem massas externas adicionadas.	20
Figura 17- Teste realizado com várias massas para estudar o comportamento da montagem RD.	21
Figura 18- Gráfico da deformação das redes em função do peso adicionada na ponta da placa.	22

Figura 19 - Aplicação da resina sobre as fibras, na placa de alumínio. A resina foi colocada numa aérea em redor das fibras, cerca de 2 mm para ambos os lados e com uma altura de cerca de 1 mm.....	22
Figura 20- Esquerda: Vista no plano xz da tensão(MPa) sofrida pela placa com resina. Direita: Vista no plano xz da deformação relativa(mm/mm), obtido na simulação.	23
Figura 21- Comparação dos resultados da frequência natural obtidos experimentalmente e através do ANSYS.	24
Figura 22- Gráfico da deformação das redes cobertas com resina em função do peso adicionada na ponta da placa.....	25
Figura 23 – Foto da montagem experimental utilizada para monitorizar a deformação vertical da asa.....	26
Figura 24 – Variação do comprimento de onda, devido à adição e remoção de massas ao longo do tempo.	27
Figura 25 – Do lado esquerdo, deformação da fibra em função da deformação vertical da placa de alumínio, para as redes do lado 1. Do lado direito deformação da fibra em função da deformação vertical da placa de alumínio, com compensação da temperatura.	28
Figura 26 – Imagem da asa utilizada, fixa numa mesa ótica e na posição em que foram realizados todos os testes, presa à mesa ótica com recurso a suportes opto mecânicos.....	29
Figura 27 – Na imagem superior é visível as coordenadas do perfil S1223, enquanto na imagem inferior está apresentado uma fotografia do perfil da asa utilizada.	30
Figura 28 – Modelo CAD desenhado em SolidWorks da asa ACC. Esquerda: Modelo completo Direita: Interior da asa.....	31
Figura 29 – Malha construída no ANSYS para a simulação da asa. É composta por 32542 elementos e 133490 nodos.....	31
Figura 30 – Resultados obtidos no ANSYS da deformação vertical da asa, com uma força aplicada na ponta da estrutura.	32
Figura 31 – Resultados obtidos no ANSYS da deformação vertical da asa. Na imagem do lado esquerda a força á aplicada no sentido yy e na do lado direito -yy. O efeito visual da deformação está ampliado 5x para uma melhor perceção.	32
Figura 32 – Desenho técnico da asa ACC e respetiva localização das FBG. No lado 2 encontram-se o mesmo número de redes nos mesmos locais. As cruces representam pontos âncora da fibra e as áreas retangulares zonas onde foram gravadas FBGs.....	33
Figura 33 – Espectro do comprimento de onda das redes de Bragg utilizadas na asa.....	34
Figura 34 – Esquerda: Variação do comprimento de onda da rede D ₁ ao longo do tempo após um pequeno impacto para estimular a vibração da asa. Direita: Frequência natural do sistema, obtido experimentalmente e através do ANSYS.....	34

Figura 35 – Teste experimental para avaliar a resposta da frequência natural da asa a mudanças de massa no sistema.	35
Figura 36 - Comparação dos resultados obtidos experimentalmente e através do ANSYS.	35
Figura 37 – Teste experimental do comportamento da asa a tensões através da colocação de massas na ponta livre da asa.	37
Figura 38 – Deformação da fibra em função da deformação vertical da asa no ponto 1....	38
Figura 39 – Lado esquerdo - Deformação da fibra em função da deformação vertical da asa no ponto 2. Lado direito - Deformação da fibra em função da deformação vertical da asa no ponto 3.....	39
Figura 40 – Esquema do túnel de aero-acústico utilizado, no laboratório aeroespacial do Instituto Superior Técnico [67].....	40
Figura 41 – Fotografia obtidas durante os testes realizados no túnel de aero-acústico no Instituto Superior Técnico.....	41
Figura 42 – Diferença entre a deformação inicial da asa em laboratório com a sua posição no TAA.....	41
Figura 43 – Esquerda: Deformação vertical da asa para uma velocidade de 13,6 m/s. Direita: Deformação do ponto 1 da asa para diferentes velocidades.....	42
Figura 44 – Deformação vertical da asa para uma velocidade de 10 m/s.....	43
Figura 45 – Esquerda: Deformação vertical da asa no ponto 1 em função da velocidade no TAA. As barras de erro representam a oscilação da asa após a estabilização da velocidade. Direita: Amplitude de oscilação da asa no ponto 1 em função da velocidade.....	43
Figura 46 – Espectro de frequências obtido para velocidades do ar de: a) 6,6 m/s, b) 13,6 m/s, c) 20,5 m/s e d) 25,52 m/s. As linhas a vermelho representam a frequência de rotação da turbina do TAA.	44
Figura 47 – Esquerda: Espectro de frequências obtido no TAA filtrado através da função envelope (recorrendo ao software Matlab®), para uma velocidade de 6,6 m/s e ajuste gaussiano dos picos 2 e 3. Direita: Ensaios realizados em laboratórios com a montagem experimental utilizada no TAA. A linha azul representa o primeiro ensaio realizado com a montagem integral e a linha vermelha representa o segundo ensaio após retirar a base de apoio secundária.....	45
Figura 48 – Valores de frequência dos três picos escolhidos para as quatro velocidades do TAA.	46

1 Introdução

1.1 Motivação

A estrutura de uma aeronave deve ser pensada e desenhada tendo em conta o balanceamento de várias questões. Se por um lado tem de ser robusta o suficiente para operar em segurança em ambientes exigentes, onde sofre pressões e cargas constantes, bem como mudanças drásticas de temperatura, por outro, tem de ser leve e simples o suficiente de modo a tornar a aeronave economicamente viável, quer na construção, quer na sua operação e manutenção [1].

Assim, de forma a produzir aeronaves robustas, mas sem elementos excessivos de segurança, foram desenvolvidas filosofias como *safe-life* e a *damage tolerant*, que auxiliam os operadores a desenhar e manter aeronaves através de padrões pré-estabelecidos. Porém, nenhuma destas técnicas é infalível e em diversas situações a falha de componentes vitais nas aeronaves resultaram em acidentes com consequências fatais. Situações como o Havilland Comet em 1949, que utilizava a filosofia *safe-life* e sofreu acidentes catastróficos nos primeiros anos de utilização. O Boeing 737-200 da Aloha Airlines em 1988 que sofreu um rombo na fuselagem, devido à falta de manutenção e à elevada idade do avião o que resultou na morte de uma hospedeira de bordo. Os Boeing 747 da Japan Airlines e da China Airlines em 1985 e 2002, respetivamente, que devido a más ou adiamento de manutenções tiveram também finais trágicos [2].

Fica assim evidente, a necessidade da implementação de sistemas de monitorização estrutural na indústria aeronáutica, para compensar lacunas existentes na manutenção das aeronaves. Sistemas como o SHM (*Structural Health Monitoring*) destacam-se particularmente como uma solução com ótimas perspetivas de se afirmar e complementar os sistemas atualmente utilizados. Esta técnica permite uma monitorização *in situ* em qualquer parte da aeronave com a transmissão de dados em tempo real. Estas capacidades do SHM, para além de permitirem um claro aumento na segurança de operação da aeronave, também apresentam grandes vantagens económicas, uma vez que permitem reduzir o número de inspeções e conseqüentemente o tempo de inatividade das aeronaves.

1.2 Monitorização estrutural em aeronaves

A maioria das estruturas e sistemas são desenhados para trabalhar dentro de determinados limites de operação. Apesar de todos os estudos efetuados na conceção, o verdadeiro comportamento de uma estrutura, apenas é descoberto quando esta entra em serviço. Isto leva, a que se implementem em muitas situações medidas demasiadas conservadoras no desenho de estruturas, aumentando assim o limite de segurança. Uma consequência óbvia desta abordagem é o aumento dos custos de construção e manutenção de elementos desnecessários [3].

Uma vez em funcionamento, a degradação dos materiais devido a fenómenos naturais (envelhecimento, corrosão, excesso de cargas, etc.) ou eventos externos imprevisíveis (terramotos, incêndios, etc.) são inevitáveis. Esta degradação pode colocar em risco a

integridade estrutural, resultando no encerramento ou paragem da estrutura e conseqüente prejuízo económico, ou até em casos limites, colocar vidas humanas em risco [4].

Revela-se assim, essencial uma monitorização periódica de modo a detetar o mais cedo possível, anomalias nas construções. O método mais utilizado atualmente, ainda é a realização de inspeções físicas com um intervalo de tempo bem definido. Estas inspeções levam muitas vezes a interdição da utilização das estruturas por longos períodos de tempo, o que em certas indústrias pode significar perdas de milhões de euros em produção. Como estas inspeções são baseadas numa escala temporal e não em alterações das propriedades dos materiais, muitas vezes revelam-se desnecessárias. Alguns sistemas mecânicos mais sensíveis, são mesmo totalmente substituídos tendo apenas como base o tempo de utilização. Um exemplo desta situação é a substituição de mísseis após uma determinada quantidade de horas colocado nas asas de uma aeronave [5].

No entanto, principalmente nos últimos dez anos, têm sido implementados vários esforços na investigação de processos que permitam identificar alterações estruturais dos sistemas que comprometam a sua performance atual e futura. Estes processos são conhecidos como SHM (*Structural Health Monitoring*). Através da aplicação de diversos mecanismos de SHM, como redes de sensores colocados em pontos específicos é possível obter em tempo real informação sobre o estado dos sistemas e até antever possíveis problemas através do tratamento dos dados recebidos. Assim, com esta informação, é possível um aumento da vida útil de estruturas, uma diminuição de inspeções rotineiras ou mesmo permitir o redesenho de estruturas com margens de segurança menos conservadoras. Em alguns estudos é mesmo referido que é possível obter uma redução em cerca de 40% no tempo de inspeções de aeronaves militares quando se recorre à utilização de sistema de monitorização inteligentes como o SHM [6]. Tornam-se então evidentes as potencialidades desta tecnologia quer a nível económico, quer a nível social [4], [5]. Na Figura 1 é comparada a deteção de danos numa estrutura onde é utilizado um sistema de inspeções periódicas sem SHM e uma estrutura com um sistema SHM incorporado.

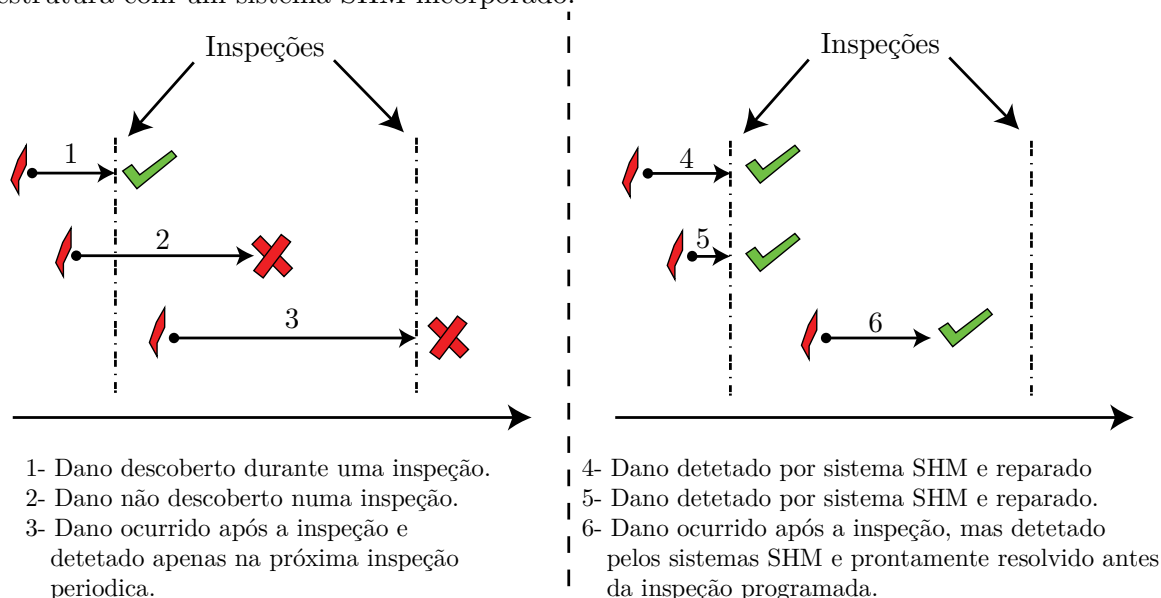


Figura 1- Resumo de inspeções a estrutura sem sistema SHM (esquerda) e com uma sistema SHM (direita) [7].

As técnicas de SHM podem ser divididas em quatro níveis de identificação de danos, partindo de um nível mais elementar onde o sistema apenas fornece informação sobre a existência de uma anomalia na estrutura, até a um nível onde o sistema já tem a capacidade para informar o tempo de vida útil da estrutura e até antecipar o aparecimento de danos graves [8]:

- i. Nível 1: Determinação que existe dano na estrutura;
- ii. Nível 2: Determinação da localização do dano na estrutura;
- iii. Nível 3: Determinação do tipo e extensão do dano na estrutura;
- iv. Nível 4: Antecipação de danos e tempo de vida útil da estrutura.

É de realçar também que apenas a utilização do nível 1 de monitorização estrutural em determinadas partes críticas dos sistemas, já significa um enorme avanço na manutenção da estrutura.

Diferentes autores possuem diferentes interpretações da forma como pode ser resumida a organização de um sistema de monitorização estrutural [3], [9], [10]. Neste documento, apresenta-se uma breve introdução à forma como *Ferrar et al.* [9] descreveram o processo. A monitorização estrutural pode ser definida como um paradigma de reconhecimento de padrões estatísticos de quatro passos. O primeiro passo consiste na avaliação operacional, onde são avaliados quais os melhores métodos para realizar a monitorização e quais as limitações do sistema a monitorizar. O segundo passo é a aquisição de dados onde é decidido o tipo e a quantidade de sensores a utilizar bem como os melhores locais para fixar os sensores e os métodos para a transmissão de dados. O terceiro passo resume-se à extração e condensação de informação. Nesta etapa efetua-se a identificação de danos nos sistemas a monitorizar com recursos às medidas fornecidas pelos sensores colocados. Esta é efetuada através da comparação dos dados da estrutura saudável e debilitada, sendo esta a etapa de SHM que recebe mais atenção em termos de investigação científica. O último passo é o desenvolvimento de modelos estatísticos para melhorar os processos de deteção de falhas nos sistemas. Através do desenvolvimento de algoritmos de *machine learning* que analisam os sinais adquiridos pelos sensores, é possível antecipar alguns comportamentos e conseguir uma monitorização estrutural ainda mais preventiva e segura [5], [9].

Uma grande parte da vida útil de uma aeronave é gasta em manutenções e inspeções. Com a idade média das frotas atuais a aumentar, a tendência do custo e duração destas avaliações é para um aumento. Em 2004, foi calculado que fossem gastas cerca de 70 milhões de horas de trabalho e 10,5 mil milhões de dólares por ano em inspeções a aeronaves [11]–[13]. A magnitude destes números acontece, em parte, devido às filosofias utilizadas durante a conceção de aeronaves, como a filosofia *safe-life* e a *damage tolerant* [2], [14].

A aplicação da filosofia *safe-life* significa que uma peça é desenhada de modo extremamente conservador de modo a aguentar uma determinada quantidade de horas de voo sem necessitar de ser inspecionada ou substituída. Após ultrapassar a quantidade de horas de voo determinadas, a peça é substituída independentemente do seu estado [2], [14].

Na *damage tolerant* é assumido que nenhum componente seja perfeito e que possui um dano inicial que se pode propagar. No entanto, a propagação desse dano nunca coloca em risco a integridade da estrutura antes da próxima inspeção periódica. Devido à complexidade

das estruturas das aeronaves estas inspeções requerem muitas vezes a necessidade de desmontar partes da aeronave para revelar, no fim, que a estrutura está em perfeitas condições de utilização [2], [14].

Entidades como a Força Aérea Norte Americana usam sistemas de inspeções onde as manutenções são efetuadas tendo como base um período de tempo determinado por estas filosofias. É assim evidente que as técnicas atualmente utilizadas na indústria aeronáutica são muito conservadoras resultando muitas vezes em desperdício de componentes [13], [15].

Por outro lado, a segunda principal causa de vítimas mortais em aeronaves está relacionada com falhas no veículo. Cerca de 42% de todos acidentes fatais têm como causa apurada a falha ou mal funcionamento de componentes na aeronave [16], [17]. É assim evidente que as técnicas convencionais utilizadas apresentam falhas que por vezes podem mesmo resultar em perdas de vidas humanas.

A indústria aeronáutica apresenta-se assim como uma ótima candidata para usufruir ao máximo as potencialidades fornecidas pelas técnicas de SHM. Foi projetado que a aplicação destes sistemas em aeronaves possa reduzir os custos de manutenção em cerca de 20% [11]. Os sistemas SHM podem ser aplicados em conjunto com as filosofias já em vigor, para controlar o aparecimento de dano e assim evitar inspeções desnecessárias [13]. A NASA publicou em 2017 [18], um plano onde identifica os desafios para o futuro das próximas gerações de aeronaves. Em seis áreas de ação discutidas no plano, os sistemas de SHM são críticos em três delas, relevando a importância dada à implementação destes sistemas para o futuro da indústria [13]. O desenvolvimento de sensores de baixo custo e peso, fiáveis e que permitam ser integrados nas estruturas sem interferências, apresentam assim extrema relevância. Aparelhos como extensómetros, acelerómetros e sensores de fibra ótica têm sido amplamente usados na monitorização operacional de tensões e na deteção de danos provocados por causas externas.

Apesar de sensores eletrónicos, como extensómetros e acelerómetros, serem uma tecnologia madura, estes apresentam problemas na sua implementação. Isto deve-se ao fato de precisarem de energia elétrica para o seu funcionamento e de necessitarem de uma grande quantidade de cabos até aos locais de medida, o que limita muito a sua utilização e capacidade de multiplexagem. Por outro lado, as fibras óticas, mais concretamente as FBG, apresentam uma grande vantagem neste campo, devido à sua capacidade de multiplexagem [19].

O aumento da utilização de materiais compósitos na indústria aeronáutica abriu a possibilidade de integrar este tipo de sensores nas próprias estruturas durante a sua construção. Esta integração fornece uma maior proteção às fibras e permite a deteção em diferentes locais no interior dos materiais [20]. Porém, a integração da fibra no interior dos compósitos não é um processo simples, levantando inúmeros problemas como a ligação mecânica entre os diferentes materiais [21]. Uma alternativa é a instalação dos sensores nas superfícies das estruturas. Esta abordagem apresenta vantagens devido à sua facilidade de aplicação e no caso de estruturas metálicas ser a única solução possível, mas porém, não fornece o mesmo nível de proteção à fibra. Outro aspeto fundamental é a transferência de tensão da estrutura para a FBG, que no caso de uma montagem superficial pode não ser

total. Esta transferência depende de diversos fatores como a espessura e propriedades mecânicas do material utilizado para fazer a ligação entre os dois elementos [22], [23].

Um parâmetro a monitorizar, que apresenta especial relevo neste trabalho, é a reconstrução da deformação das asas, através das tensões aplicadas nos sensores FBG indexados. Em 2003, a queda do Helios, um protótipo não tripulado da NASA, devido ao excesso de deformação das asas, chamou à atenção para a necessidade de monitorização contínua deste tipo de parâmetros [20]. Assim, o NASA Dryden Flight Research Center (DFRC) sentiu a necessidade de propôr um sistema baseado no uso de sensores FBG para monitorizar as tensões sofridas pelas asas das aeronaves, bem como um algoritmo computacional capaz de converter estas tensões em deformações nas diversas localizações da asa [24], [25]. A necessidade de utilizar algoritmos computacionais surge pelo facto de em grandes estruturas ser muito difícil estabelecer a relação entre a deformação da asa e a respetiva tensão aplicada. Foram então desenvolvidos diversos algoritmos que utilizam diferentes métodos para calcular esta relação. Em [26]–[28] é usada a análise de elementos finitos e algoritmos baseados em métodos modais para recuperar a deformação a partir de tensões medidas. Derkevorkian *et al.* utilizou a teoria de Euler-Bernoulli para calcular a deformação de uma placa de metal através dos dados recolhidos pelas redes de Bragg. Para além deste método, também foram utilizados uma série de pontos de referência da placa para monitorizar a deformação da mesma através de fotogrametria. Os valores obtidos foram então comparados entre si e foi obtido um erro de cerca de 2% [29]. Apesar de não ser muito elevado, para reduzir este erro o autor propõe uma série de medidas que podem ser tomadas.

Para além da capacidade de saber em tempo real a deformação das asas de uma aeronave, os sensores FBG também permitem detetar impactos que ocorram durante a operação normal da aeronave e qual a localização destes. Esta capacidade é uma grande vantagem, pois permite a deteção e avaliação, em tempo real, de uma situação que pode por em risco a integridade estrutural de uma aeronave. Os impactos numa estrutura provocam deformações elásticas na superfície do material, que se propagam ao longo deste como ondas. Uma das técnicas utilizadas para efetuar esta monitorização usa a deteção destas ondas de choque, através de sistemas de interrogação de alta velocidade. Kusters *et al.* utilizou esta técnica para monitorizar a localização e intensidade de impactos. Para tal, utilizou um sistema de interrogação a 19.3 kHz ligado a 32 FBGs. Através desta montagem experimental, conseguiu calcular a intensidade do impacto e qual a sua localização. Para o cálculo da intensidade do impacto, utilizou a soma ponderada dos valores das tensões aplicadas nas redes e a localização foi calculada utilizando a diferença do tempo de chegada das ondas às diferentes redes. Deste modo, conseguiu detetar impactos com uma energia inferior a 1 J e uma precisão da zona de impacto de cerca de 5 cm. [30].

A primeira aplicação comercial de sensores FBG numa aeronave ocorreu através de um sistema desenvolvido pela Micron Optics. Esta utilizou 17 FGB para monitorizar com sucesso tensões e temperaturas em diversas localizações críticas de uma aeronave [31].

2 Fibras Óticas

Desde o início do século XX é estudado o uso de guias de onda dielétricas para a propagação de radiação eletromagnética. A primeira abordagem foi a de utilização de apenas um filamento de sílica rodeado por ar, que acabou por não se revelar ideal [32]. Assim, por volta da década de 50, foi proposto o uso de uma bainha dielétrica em volta do núcleo, como é apresentado da Figura 2 [33]. A bainha, com um índice de refração inferior à do núcleo, para além de suportar a estrutura da guia de onda, permite reduzir atenuações de sinal.

A invenção do laser no início década de 60 [34], estimulou a investigação de componentes óticos capazes de transferir radiação eletromagnética de uma forma eficiente e prática. Assim, foi com naturalidade que as fibras óticas se destacaram como solução privilegiada para sistemas de comunicação baseados na propagação de luz [32].

O comportamento da luz no interior da fibra pode ser facilmente explicado através da teoria de raios. Contudo, os conceitos de ótica geométrica não são suficientes para demonstrar todos os fenómenos presentes, o que obriga ao uso da teoria eletromagnética para uma análise mais pormenorizada [32].

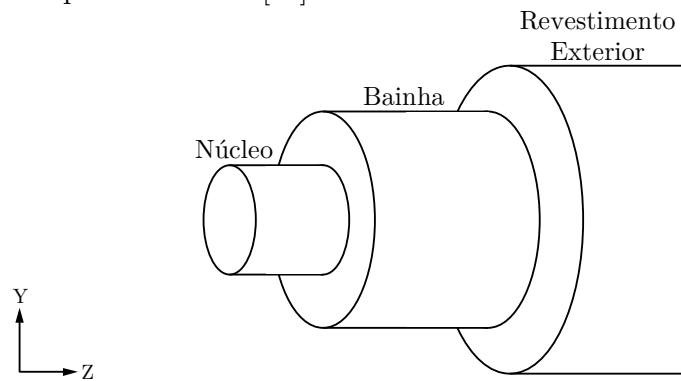


Figura 2- Esquema do interior de uma fibra ótica.

Uma fibra ótica é na sua essência um guia de onda dielétrico não planar. Estes dispositivos permitem o confinamento e transporte de radiação eletromagnética ao longo de grandes distâncias. As características de uma guia de onda são determinadas pelo perfil da constante dielétrica do material, $\frac{\epsilon(x,y)}{\epsilon_0}$ independente de z [35].

Como mencionado anteriormente, uma fibra ótica é composta por um núcleo envolto numa bainha que torna o índice de refração numa função de x e y . A diferença de índices de refração entre o núcleo e a bainha, vai permitir a propagação da onda eletromagnética numa direção longitudinal à fibra ótica [35].

O índice de refração é definido como a razão entre a velocidade da luz no vácuo, c , e a velocidade na luz num determinado material, v_{mat} , como apresentado na Equação 1 [36]:

$$n = \frac{c}{v_{mat}}. \quad \text{Equação 1}$$

É assim fácil de verificar que a luz viaja a uma velocidade menor no interior de um material óticamente denso [32].

Para facilmente explicar os princípios básicos da propagação de luz no interior da fibra, é utilizada ótica geométrica. Esta assunção apenas pode ser efetuada para fibras com núcleo superiores a $8 \mu m$, uma vez que para valores inferiores a utilização de ótica geométrica deixa de ser viável, sendo necessário ter em conta as propriedades ondulares da luz para ter uma descrição completa da sua propagação[37][32].

Interpretando então a propagação da radiação eletromagnética como um simples raio, este, ao embater na fronteira entre dois materiais dielétricos com índices de refração diferentes, irá originar um fenómeno de refração, como ilustrado na Figura 3. O raio incidente, que se propaga num meio com índice de refração n_1 , irá atingir a fronteira com um ângulo θ_1 em relação à normal da fronteira. Se $n_1 > n_2$, então o raio refratado irá propagar-se no meio óticamente menos denso, n_2 , com um ângulo de propagação θ_2 . Os ângulos de incidência e refração estão relacionados entre si pela lei de Snell [1] [6].

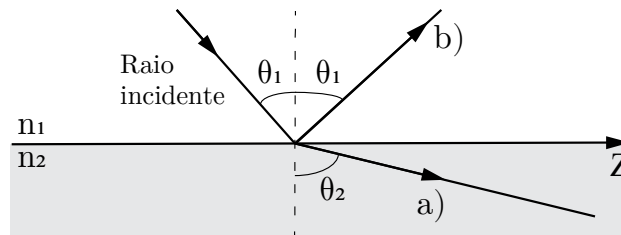


Figura 3- Esquema da reflexão e refração de um feixe na fronteira entre superfícies com n diferentes.

A lei de Snell pode ser obtida através da assunção de que a velocidade da fase de onda ao longo de z deve ser constante em toda a fronteira. Através da expressão da velocidade de fase, dada pela Equação 2, nos dois lados da fronteira e assumindo então que $v_{p1} = v_{p2}$, é possível obter a expressão final da lei de Snell apresentada na Equação 3 [38]:

$$v_{p1} = \frac{c}{n_1} \frac{1}{\sin\theta_1} \text{ e } v_{p2} = \frac{c}{n_2} \frac{1}{\sin\theta_2}. \quad \text{Equação 2}$$

A lei de Snell permite descobrir a direção de propagação do raio refratado em relação ao raio de incidência. Permite verificar também que a mudança da direção de propagação é proporcional à diferença entre os índices de refração da fronteira [38]:

$$n_2 \sin\theta_2 = n_1 \sin\theta_1. \quad \text{Equação 3}$$

Uma vez que a lei de Snell relaciona os dois ângulos, é simples verificar que ao aumentar o ângulo do raio de incidência, o ângulo do raio refratado irá também aumentar até um limite onde este faz um ângulo de 90° com a normal da fronteira. Este limite é conhecido como ângulo crítico θ_c e é dado pela Equação 4 [32]:

$$\sin\theta_c = \frac{n_2}{n_1}. \quad \text{Equação 4}$$

Assim para ângulos superiores a θ_c o raio incidente será totalmente refletido na fronteira entre os dois dielétricos. Este é o princípio básico de propagação de luz no interior das fibras óticas [32].

Desviando agora a atenção para a entrada da fibra, onde estão presentes três meios com índices de refração diferentes como demonstrado na Figura 4. Aqui é apresentado um esquema de um raio a incidir na fronteira, entre um meio com índice de refração n_0 e o

núcleo com índice de refração n_1 , com ângulo ϕ_1 . Ao passar a fronteira, o raio irá sofrer uma alteração do seu ângulo de propagação devido ao efeito da refração, como explicado anteriormente, e propaga-se no interior da fibra através sucessivas reflexões com ângulo θ_1 .

Na Figura 4 também é apresentado o cone de aceitação da fibra. Este cone representa os ângulos de aceitação que permitem uma reflexão total no interior da fibra, após a refração entre os meios n_0 e n_1 . Os raios que incidirem na fibra com um ângulo superior a θ_c serão refratados na fronteira núcleo-bainha e eventualmente absorvidos [32].

Considerando agora que $\theta_c = \frac{\pi}{2} - \phi_2$ e utilizando a relação trigonométrica $\sin^2 \phi_1 + \cos^2 \phi_1 = 1$ podemos relacionar o ângulo de entrada máximo permitido com o ângulo crítico no interior da fibra ótica [32].

$$n_0 \sin \phi_1 = n_1 (1 - \sin^2 \theta_c) \quad \text{Equação 5}$$

Através da Equação 4 e Equação 5 é então possível obter uma relação entre os índices de refração da bainha e do núcleo e o ângulo de entrada [32].

$$n_0 \sin \phi_1 = (n_1^2 - n_2^2)^{\frac{1}{2}} = NA \quad \text{Equação 6}$$

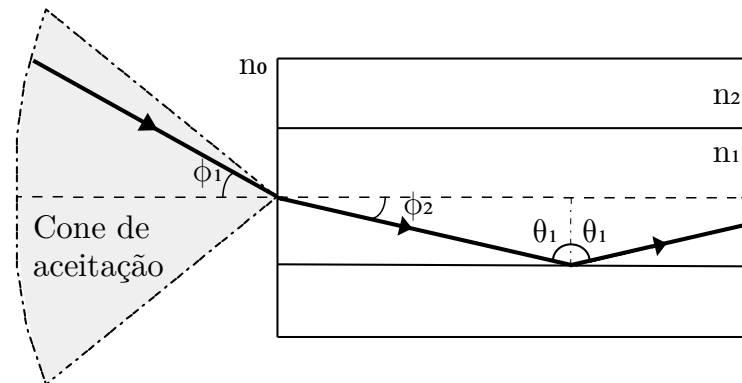


Figura 4- Cone de aceitação e propagação de um feixe luminoso no interior de uma fibra ótica.

Este resultado é conhecido como abertura numérica da fibra (NA). Este parâmetro utilizado como medida para avaliar a capacidade da fibra em capturar a luz. Analogamente, na saída da fibra a luz também terá um ângulo de divergência definido pela abertura numérica [32], [38]. A abertura numérica é usualmente representada como a diferença relativa, Δ , entre índices de refração da bainha e do núcleo e dada por [32]:

$$NA = n_1 (2\Delta)^{\frac{1}{2}}. \quad \text{Equação 7}$$

Através dos valores de abertura numérica da fibra, também é possível calcular outros parâmetros importantes como o comprimento de onda de corte e o parâmetro V [38]. Para uma fibra de sílica monomodo, como as utilizadas neste trabalho, os valores típicos da abertura numérica são de $NA \approx 0.1 \sim 0.2$ e $\Delta \approx 0.2\% \sim 1\%$, o que nos permite calcular os ângulos de aceitação máximos obtendo os valores de $5.7^\circ \sim 12^\circ$ [38].

As fibras monomodo, são fibras que apenas permitem um modo de propagação no seu interior. Isto significa que apenas um raio luminoso pode viajar no seu interior. Apesar de ser utilizada novamente a analogia dos raios luminosos para explicar o funcionamento de uma fibra monomodo, a propagação da luz nestas fibras não pode ser convenientemente

descrita pela ótica geométrica, sendo necessário utilizar para o efeito a teoria eletromagnética [32], [39].

O número de modos de propagação é dependente de parâmetros físicos da fibra, podendo ser calculado recorrendo ao parâmetro normalizado da fibra, V , que é definido na Equação 8 [32], [39]:

$$V = \frac{2\pi}{\lambda} a \sqrt{n_1^2 - n_2^2} \Leftrightarrow V = \frac{2\pi}{\lambda} a n_1 (2\Delta)^{\frac{1}{2}}, \quad \text{Equação 8}$$

o número V é um parâmetro adimensional que combina a informação de três parâmetros essenciais de uma fibra. A dimensão do núcleo (a), o comprimento de onda de operação (λ), e a diferença relativa entre os índices de refração (Δ). Assim, para alcançar apenas um modo de propagação é necessário que o número V satisfaça a seguinte condição:

$$0 < V < 2.4048.$$

É possível então verificar que para se obter uma fibra monomodo, é necessário conjugar vários parâmetros, como a redução de a e Δ . De notar também, a necessidade de ter atenção o λ utilizado, uma vez que através da Equação 8 é possível verificar que, para o surgimento de um único modo de propagação, é necessário que λ seja superior a um determinado comprimento de onda de corte, λ_c [32].

As fibras monomodo são vantajosas, em especial para transmissões de longa distancia, pois permitem reduzir a dispersão intermodal, uma vez que só existindo um modo de propagação, não existem os outros percursos de propagação dos diferentes modos.

Tal como em outros meios de transporte de informação, também nas fibras óticas a atenuação é um dos fatores mais importantes a ter em conta [32], [39]. Apesar de nos dias de hoje, ser possível utilizar fibras óticas com valores de atenuação muito baixos ($< 1 \text{ dB/km}$) [32], para grandes distâncias este continua a ser um dos principais fatores para determinar a distância máxima de transmissão antes de necessitar de amplificação.

A atenuação do sinal é usualmente expressa em escala logarítmica como demonstrada na Equação 9 [39]:

$$P_t = P_0 \exp(-\alpha_{km^{-1}} L) \Leftrightarrow \alpha_{dB/km} = -\frac{10}{L} \log \frac{P_t}{P_0}, \quad \text{Equação 9}$$

onde P_t é a potência ótica à saída da fibra, P_0 a potência lançada no início da fibra, L o comprimento da fibra e α a constante de atenuação.

Existem vários fenómenos que permitem explicar a atenuação numa fibra ótica de sílica, em diferentes comprimentos de onda, como a absorção e dispersão da luz do material, a curvatura da fibra, presença de impurezas na fibra, entre outros [32], [35], [39].

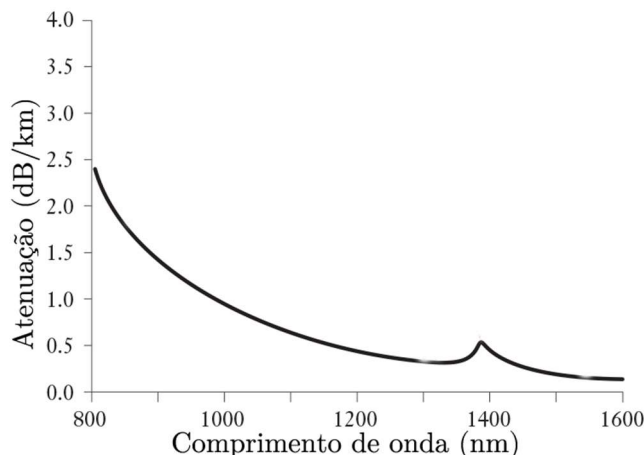


Figura 5- Atenuação numa fibra ótica em função do comprimentos de onda [40].

Como a atenuação é diferente para cada comprimento de onda, esta limita a janela de operação disponível. Na Figura 5 está representado a janela de operação mais utilizada para fibras óticas de sílica (IR).

2.1 Redes de Bragg (FBG)

Com a massificação do uso das fibras óticas, surgiu o interesse de as usar noutras áreas para a além das telecomunicações. Algumas das características intrínsecas das fibras óticas como a baixa atenuação do sinal, a imunidade a interferências eletromagnéticas, o seu baixo peso e o facto de serem eletricamente não condutoras tornam-nas num dispositivo com propriedades muito atrativas na área dos sensores [41].

A fotossensibilidade nas fibras óticas foi descoberta por Ken Hill *et al.* em 1978 [42], [43]. Ao iluminarem o núcleo de uma fibra de sílica dopada com germânio, com um laser de Árgon (480 nm), verificaram que existia um aumento do sinal refletido ao longo do tempo. Após mais estudos foi verificado que a reflexão do sinal se devia há criação de uma modulação periódica do índice de refração da fibra ao longo de 1 m de fibra. Assim, foi gravada umas das primeiras rede permanentes em fibras óticas e demonstradas as propriedades fotossensíveis das fibras óticas [41], [44]. Outro grande avanço na gravação de redes, que possibilitou a acessibilidade desta tecnologia foi dado uma década depois por Meltz *et al* em 1989 [45]. Esta equipa demonstrou a possibilidade de gravação de redes de Bragg através de um método holográfico [41], [44].

2.1.1 Princípio de funcionamento

As redes de Bragg são um dispositivo passivo relativamente simples, que consiste na modulação periódica do índice de refração ao longo do núcleo da fibra como visível na Figura 6 [41]. Estas possuem um comprimento que pode variar entre alguns milímetros até poucos centímetros e a variação do índice de refração da rede em comparação com o núcleo é da ordem dos $10^{-4} \sim 10^{-2}$ [46], [47].

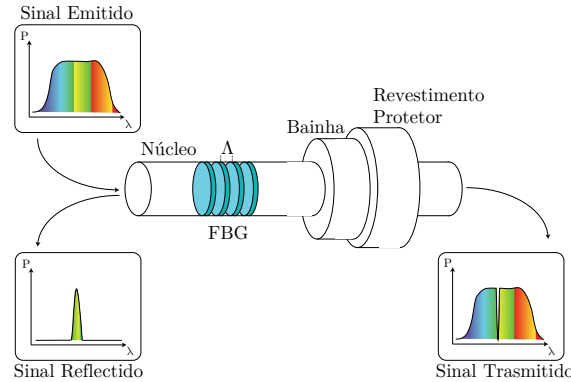


Figura 6- Esquema básico da interação um sinal de banda espectral larga com uma FBG [48].

Ao ser guiada através do núcleo, a luz é dispersa pelos sucessivos planos da rede. Os comprimentos de onda que não satisfazem a condição de Bragg não sofrem qualquer efeito de reflexão. Por outro lado, quando a condição é satisfeita, existe a reflexão total de um determinado comprimento de onda, devido à contribuição construtiva de cada plano da rede na direção oposta à de propagação [41]. O comprimento de onda refletido é definido por uma série de parâmetros controláveis na gravação da rede de Bragg.

A condição de Bragg é simplesmente o requisito para que seja satisfeita a conservação de energia e do momento neste processo. Assim, esta condição pode ser escrita como expressa na Equação 10, para a primeira ordem da condição de Bragg [41]:

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda, \quad \text{Equação 10}$$

onde λ_B é o comprimento de onda de Bragg refletido, Λ é o período da modulação do índice de refração da rede e n_{eff} é o índice de refração efetivo da fibra ótica.

2.1.2 Processos de gravação de redes de Bragg

Dependendo do tipo de gravação das redes de Bragg, estas podem ser classificadas como interna ou externa. Redes de Bragg gravadas internamente, como as gravadas por Hill apresentam algumas limitações, sendo pouco eficientes com uma fraca modulação do índice de refração [41], [46]. Porém, hoje em dia é pratica comum utilizar técnicas externas para se proceder à gravação de redes. A gravação através de técnicas de interferometria, ponto-a-ponto ou com máscara de fase permitem uma maior versatilidade de diferentes parâmetros [41]. Neste documento apenas se refere a gravação de redes de Bragg com máscara de fase, por ser a única técnica utilizada para a gravação de redes no decorrer deste trabalho.

2.1.2.1 Gravação por máscara de fase

A gravação de redes de Bragg através de uma máscara de fase, é um dos métodos mais simples e eficaz, reduzindo em muito a complexidade necessária do sistema de gravação [41].

A máscara de fase é um elemento de difração ótica, utilizado em transmissão, que produz uma modulação espacial do feixe UV. Esta modulação acontece devido a uma série de perturbações gravadas através de processos holográficos ou litográficos com varrimento de feixe de elétrons na superfície da máscara de fase, com um período Λ_{pm} . O feixe UV, ao atravessar a máscara, irá originar a sobreposição das ordens +1 e -1 de difração, formando um padrão de interferência sobre o núcleo da fibra. Este padrão de interferência provoca

uma modulação do índice de refração do núcleo, gravando assim a rede de Bragg com um período $\Lambda = \Lambda_{pm}/2$, como ilustrado na Figura 7 [41], [44], [46], [47].

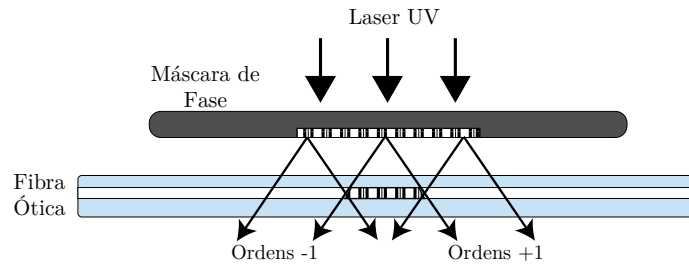


Figura 7- Esquemática do processo de gravação por máscara de fase [41].

A simplicidade de apenas usar um elemento ótico passivo, fornece robustez e estabilidade ao sistema, reduzindo instabilidades devido a perturbações externas. Para maximizar a modulação do índice de refração do núcleo é necessário a fibra estar o mais próxima possível da máscara de fase [41].

2.1.2.2 Sistema de gravação de redes utilizado

Para a gravação de todas as redes de Bragg utilizadas neste trabalho foi utilizado o sistema implementado no Departamento de Física da Universidade de Aveiro, representado na Figura 8.

A fonte de radiação UV utilizada foi um Laser LOTIS TII LS-2137U, com um comprimento de onda de emissão centrado nos 266 nm. Todo este sistema foi montado sobre uma mesa ótica de ar comprimido de modo a evitar vibrações externas. A radiação emitida é refletida em três espelhos UV, de modo a orientar a direção do feixe para a máscara de fase. Antes de atingir a máscara de fase, a radiação passa por uma lente de focagem cilíndrica para focar o sinal na máscara de fase. A fibra ótica é fixa com duas garras magnéticas a dois estágios móveis segundo Z. Também a lente cilíndrica se encontra numa plataforma móvel segundo XY de modo a ser possível alinhar o sistema.

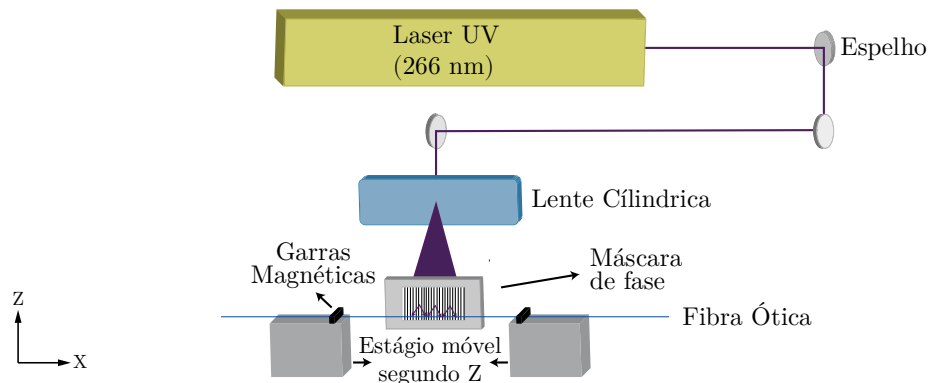


Figura 8- Montagem experimental utilizada para a gravação de FBG no departamento de física.

Todas as FBG utilizadas neste trabalho foram gravadas em fibra ótica fotossensível da ThorLabs modelo GF1 com um diâmetro de 9 μm de núcleo, 125 μm de bainha e uma abertura numérica de 0,13 [49]. A fibra foi então exposta à radiação, até a rede apresentar uma relação sinal-ruído satisfatória, superior a 20 dB.

2.1.3 Propriedades das redes de Bragg

Como foi referido anteriormente, as FBG são dispositivos com propriedades muito úteis para ser usadas como sensores. Através da Equação 10, é possível perceber que a alteração do pico de Bragg depende do índice de refração efetivo, n_{eff} e do período da rede, Λ . Como estas duas propriedades são sensíveis a variações de temperatura e de tensões mecânicas, qualquer perturbação externa poderá ser quantificada pelo deslocamento do comprimento de onda de Bragg, λ_B [41], [46], [48]. Esta dependência pode ser descrita pela Equação 11 [41]:

$$\Delta\lambda_B = 2 \left(\Lambda \frac{\partial n_{eff}}{\partial l} + n_{eff} \frac{\partial \Lambda}{\partial l} \right) \Delta l + 2 \left(\Lambda \frac{\partial n_{eff}}{\partial T} + n_{eff} \frac{\partial \Lambda}{\partial T} \right) \Delta T, \quad \text{Equação 11}$$

onde o efeito da perturbação mecânica na fibra ótica é expresso no primeiro termo e o efeito da temperatura no segundo.

Analisando apenas as alterações a λ_B devido a perturbações mecânicas na fibra, a aplicação de tensões à fibra ótica provoca a alteração do período da rede e do seu índice de refração induzido por alterações fotoelásticas. Estas podem ser descritas pela Equação 12 [41]:

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B (1 - p_e) \varepsilon_z, \quad \text{Equação 12}$$

onde ε_z é a elongação relativa da fibra e p_e é a constante fotoelástica efetiva definida na Equação 13 [41]:

$$p_e = \frac{n_{eff}^2}{2} [p_{12} - \nu(p_{11} + p_{12})], \quad \text{Equação 13}$$

onde p_{11} e p_{12} são as componentes do tensor fotoelástico e ν é o coeficiente de Poisson.

Olhando agora para o segundo termo da Equação 11, referente apenas a alterações de temperatura na fibra ótica. Estas alterações provocam expansões ou contrações do material, modificando o período da rede e o seu índice de refração efetivo. Estas contribuições podem ser expressas pela Equação 14 [41]:

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B (\alpha_\Lambda + \alpha_n) \Delta T, \quad \text{Equação 14}$$

onde α_Λ é o coeficiente de expansão térmica da fibra calculado através da Equação 15 [41]:

$$\alpha_\Lambda = \frac{1}{\Lambda} \frac{\partial \Lambda}{\partial T}, \quad \text{Equação 15}$$

e α_n é o coeficiente termo-ótico dado pela Equação 16 [41]:

$$\alpha_n = \frac{1}{n_{eff}} \frac{\partial n_{eff}}{\partial T}. \quad \text{Equação 16}$$

Para uma fibra ótica típica dopada com germânio, a sensibilidade típica à mudança de temperatura é cerca de $13.7 \text{ pm}/^\circ\text{C}$ e de $1.2 \text{ pm}/\mu\varepsilon_z$ a tensões mecânicas [41].

2.1.3.1 Compensação da componente térmica

Como explicado anteriormente as FBG são sensíveis tanto a tensões mecânicas como a variações de temperatura, o que levanta um problema quando se pretende apenas medir as tensões mecânicas aplicadas na fibra. Esta incapacidade de discriminar as alterações provocadas por tensões ou por temperatura é possivelmente uma das maiores limitações do

uso de FBG em sensores [41]. Este problema apenas afeta medidas quase-estáticas, uma vez que para medições dinâmicas, as flutuações térmicas na fibra ocorrem a uma baixa frequência que tende a não coincidir com as frequência em estudo [41].

Existem vários métodos de compensação do efeito da temperatura e estes podem ser classificados como intrínsecos (quando a compensação é efetuada recorrendo a propriedades da fibra) ou extrínsecos (quando a rede é combinada com outros elementos para alcançar a compensação) [41].

Neste trabalho foi decidido utilizar um método extrínseco que consiste na colocação de duas fibras em superfícies opostas de uma estrutura que irá sofrer uma tensão de flexão [50]–[53].

Quando a estrutura se encontra em repouso o comprimento de onda de Bragg pode ser dado pela Equação 17 [51]:

$$\lambda_{B_1}(\varepsilon, T) = \lambda_{B_1}(0) + \Delta\lambda_{B_1}(\varepsilon) + \Delta\lambda_{B_1}(T), \quad \text{Equação 17}$$

onde $\lambda_{B_1}(0)$ é comprimento de onda sem qualquer tensão aplicada e à temperatura ambiente, $\Delta\lambda_{B_1}(\varepsilon)$ é a componente do desvio de λ_{B_1} devido a uma tensão aplicada e $\Delta\lambda_{B_1}(T)$ é o desvio devido à temperatura T . Nesta situação é assumido que a resposta da FBG à tensão e à temperatura são independentes [54].

Ao colocar um par de FBG exatamente na mesma posição da estrutura, mas em superfícies opostas, uma irá sofrer compressão e a outra tração, $\varepsilon_1 = -\varepsilon_2 = \varepsilon$, enquanto a temperatura permanece constante $T_1 = T_2 = T$. Assumindo então que as duas FBG têm a mesma sensibilidade térmica, o desvio do comprimento de onda de ambas FBG pode ser expresso como na Equação 18 [51], [53]:

$$\lambda_{B_1}(\varepsilon, T) - \lambda_{B_2}(\varepsilon, T) = 2|\Delta\lambda_B(\varepsilon)|. \quad \text{Equação 18}$$

Isto significa que existe uma relação linear entre a diferença do comprimento de onda de Bragg das duas FBGs e a tensão aplicada à fibra. Esta relação é independente da temperatura, como se pretendia [53].

3 Sensores implementados e caracterização

Tendo em conta a necessidade de se obter mais informações sobre o estado de uma aeronave durante a sua operação, foram desenvolvidos neste trabalho, vários sensores utilizando redes de Bragg gravadas em fibras óticas. Pela dificuldade em se obter uma asa para a realização de testes, foram ensaiadas diferentes configurações dos sensores numa estrutura alternativa. Foi assim utilizada uma placa de alumínio para simular a asa, de modo a testar diversas configurações experimentais e perceber o comportamento da placa a diferentes situações. Desta forma foi possível antever e resolver potenciais problemas. Foi também testado na placa de alumínio, uma forma de eliminar a componente da temperatura do sinal obtido da FBG. Desta forma, o sinal obtido apresentará apenas alterações devido à componente da tensão.

Nos subcapítulos seguintes haverá uma breve introdução aos diversos parâmetros monitorizados e qual a razão para a sua escolha.

3.1 Forças atuantes na asa de uma aeronave e frequências naturais

A estrutura de uma aeronave é fabricada de modo a suportar duas classes de forças com origem diferentes. A primeira pode ser denominada por “forças terrestres” que engloba todas as forças a que a aeronave está sujeita quando se encontra em terra, seja em movimento ou imobilizada. A segunda é designada por “forças aéreas”. Esta engloba todas as forças a que a aeronave está sujeita durante a sua operação no ar [55]. As forças aplicadas durante a operação das aeronaves originam diferentes tensões nos materiais, podendo estas ser divididas em cinco tipos: Tração, compressão, torção, corte e flexão [14], [55].

No caso de uma asa a tensão predominante é a de flexão. Tal acontece pelo facto de esta produzir uma força de sustentação através da diferença de pressões entre a superfície superior e inferior. Esta diferença de pressão é explicada pela equação de Bernoulli e é conseguida pela geometria do perfil da asa que provoca diferenças de velocidade no escoamento do ar entre as duas superfícies, como ilustrado da imagem do lado esquerdo da Figura 9 [56], [57].

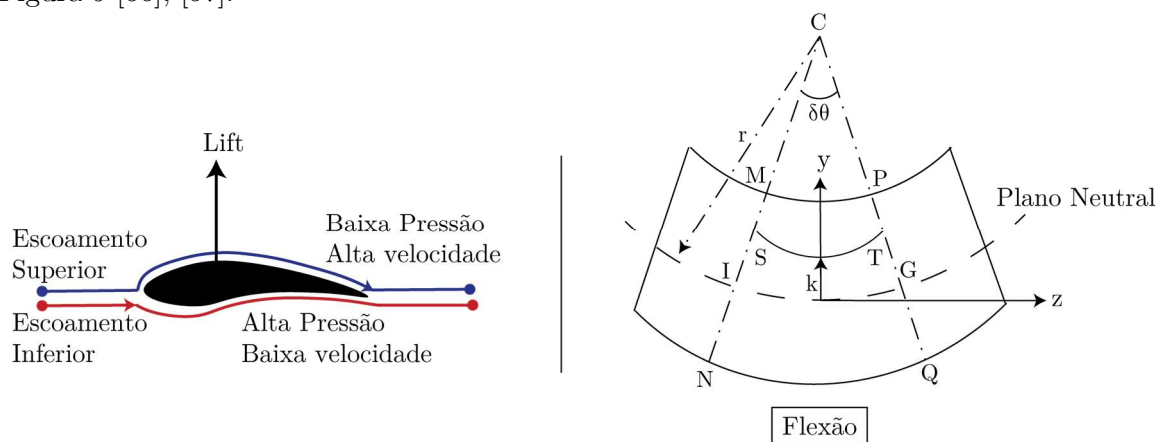


Figura 9- Esquema do escoamento de ar no perfil de uma asa (lado esquerdo) e efeitos da flexão de uma estrutura (lado direito) [55].

Do lado direito da Figura 9 é apresentado um esquema de flexão de uma estrutura, que pode ser representativa de uma asa. Antes da flexão da estrutura as distâncias $MP = ST = IG = NQ = \delta z$ são iguais. A distância IG no plano neutral permanece sempre inalterada uma vez que as tensões neste plano são sempre neutras. Ao aplicar o momento de flexão M , este provoca a flexão da estrutura em torno do ponto de curvatura C com um raio r . As secções MIN e PGQ , antes paralelas entre si, passam a estar inclinadas com um ângulo $\delta\theta$, mas permanecem planas, algo essencial para considerar uma flexão simétrica. O comprimento MP e ST ficam mais curtos e o percurso NQ fica mais longo. A tensão nestes percursos pode ser calculada, como demonstrado na Equação 19 onde é utilizado o percurso ST [55]:

$$\varepsilon_z = \frac{\Delta l}{l} \Leftrightarrow \varepsilon_z = \frac{(r - k)\delta\theta - \delta z}{\delta z} \xleftrightarrow{\delta z = r\delta\theta} \varepsilon_z = -\frac{k}{r}. \quad \text{Equação 19}$$

O sinal negativo indica que a superfície na região positiva do y contrai durante a flexão. Assim, a tensão é dada pela Equação 20, onde E representa o modulo de Young.

$$\sigma_z = -E \frac{k}{r}. \quad \text{Equação 20}$$

Voltando ao exemplo da asa, ao produzir o efeito de sustentação em voo, esta vai criar uma tensão de flexão no material. A sua superfície superior irá sofrer $\sigma \leq 0$ experienciando uma compressão do material. Por outro lado, a superfície inferior irá sofrer com $\sigma \geq 0$ levando a uma tração do material [14], [55], [57]. A monitorização da flexão de uma asa é algo muito importante no SHM de uma aeronave, uma vez que permite controlar a saúde de estruturas muito flexíveis e críticas para o correto desempenho da aeronave.

Estruturas sujeitas a uma carga dinâmica, vibram de forma particularmente complexa, as aeronaves, por exemplo, possuem um elevado número de modos de frequências naturais [55]. Utilizando sensores de tensão é possível converter a informação recebida para o espaço das frequências através de transformadas de Fourier e identificar as frequências naturais da estrutura. A relevância de monitorizar as frequências naturais de uma estrutura está relacionada com facto de existir uma relação física entre as mudanças de rigidez e da massa dessa estrutura e alterações do valor da frequência natural. Esta relação é expressa na Equação 21, sendo f_n a frequência natural do sistema, k a rigidez e m a massa. Assim, ao estudar alterações dos modos de vibração fundamental das estruturas é possível identificar alterações nos componentes da estrutura ou aparecimento de dano [58]:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}. \quad \text{Equação 21}$$

No caso deste trabalho, a monitorização da frequência natural da estrutura tem um duplo objetivo. Primeiro, verificar a exequibilidade de monitorizar o nível de combustível durante o voo, uma vez que com o avançar deste, a queima de combustível irá naturalmente alterar a massa da aeronave dinamicamente. Assim, através da monitorização das frequências naturais será possível controlar o nível de combustíveis existente na aeronave. Para além disso, também é possível manter uma monitorização de alterações estruturais através da mudança da rigidez da estrutura.

3.2 Placa de alumínio instrumentada

Como referido anteriormente, os primeiros testes com sensores foram realizados numa placa de alumínio. Uma vez que o objetivo era simular a asa de uma aeronave, a montagem consistiu em fixar uma ponta da placa à base, como visível na Figura 10. Para fixar a placa, recorreram-se a os dois suportes opto mecânicos, colocados em superfícies opostas da placa. Estes fixaram-se à base com dois parafusos, de modo a que a maioria da placa ficasse em suspensão no ar, como visível na Figura 10.



Figura 10 – Fotografia da montagem experimental, onde foram realizados os testes da placa de alumínio.

3.2.1 Simulação numérica da placa

De modo a compreender qual o comportamento da placa de alumínio, quando sujeita a cargas e assim escolher a melhor localização para a colocação dos sensores, foi primeiramente efetuado um estudo da estrutura, recorrendo a uma aplicação numérica de simulação. Para este estudo foi utilizado o programa ANSYS® 19.0, que utiliza análise de elementos finitos (FEA – *finite element analysis*) para resolver numericamente uma grande parte de problemas de engenharia [59]. Mais especificamente, foram utilizados os sistemas de análise *Static Structural* e *Modal* para obter informação sobre a tensão, deformação sofrida e frequência natural da placa. Os dados obtidos nas simulações foram posteriormente comparados com os obtidos experimentalmente, de modo a validar o modelo.

O modelo utilizado para a simulação foi desenhado recorrendo a ferramentas CAD, nomeadamente o programa SolidWorks® 2017 [60]. As dimensões utilizadas no modelo estão representadas na Figura 13 e durante as simulações foram tidas em conta as propriedades mecânicas do alumínio.

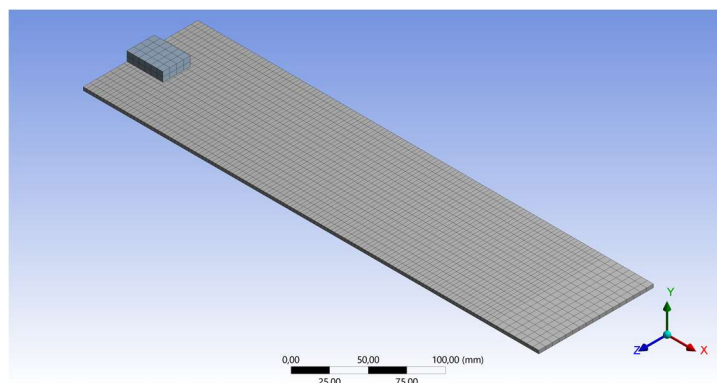


Figura 11 – Malha de elementos obtida da simulação da placa, composta por 2224 elementos.

A Figura 11 ilustra a malha dos elementos finitos adotada no modelo. Esta malha é composta por 2224 elementos hexaédricos e 16309 nodos, onde devido à geometria da peça foi conseguido uma excelente qualidade ortogonal média de 1, numa escala de 0-1 [61].

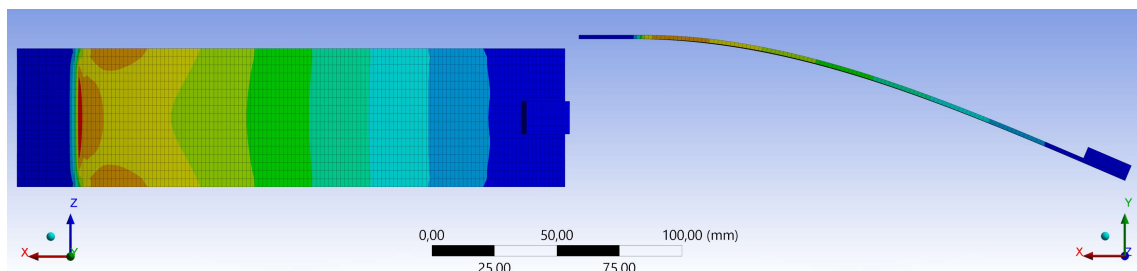


Figura 12 – Vista no plano xz e xy da tensão sofrido pela placa, obtido na simulação. O efeito visual da deformação está ampliado 5x para uma melhor percepção.

Na Figura 12 está representado a tensão na placa de alumínio devido a uma força aplicada na ponta direita da placa no sentido negativo de yy . Analisando as duas imagens na Figura 12, é possível verificar que existe uma flexão da estrutura, sendo a zona junto à área fixa da placa, o local onde esta sofre mais tensão.

Tendo então em consideração os resultados obtidos, foram escolhidas as zonas de âncora das fibras como mostra a Figura 13. As áreas retangulares riscadas representam FBG gravadas na fibra e as cruzes representam zonas âncora, onde se colaram as fibras à placa de alumínio através de cola de cianoacrilato. Nestas zonas, onde foi colocada cola na fibra, retirou-se o seu revestimento polimérico de modo a evitar o escorregamento da bainha/núcleo no seu interior. Esta fixação da fibra em diversos pontos, apenas foi efetuada após a calibração das redes, que será explicada em mais detalhe posteriormente.

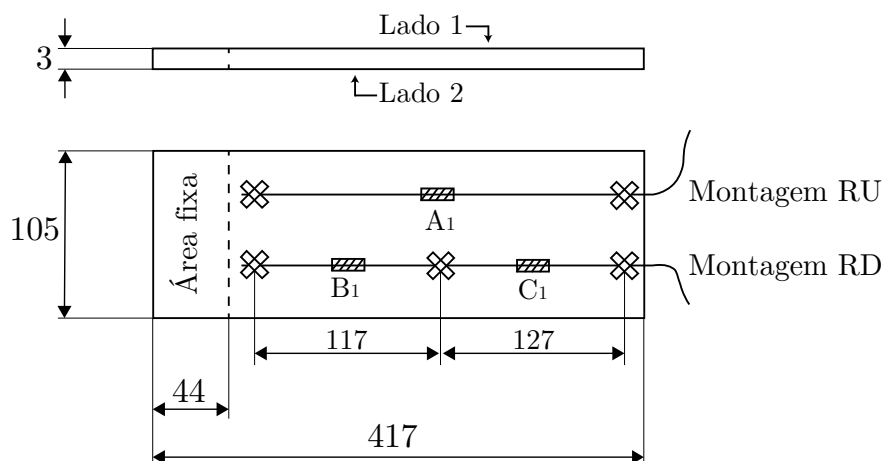


Figura 13 – Esquema dos locais de fixação das redes de Bragg na placa de alumínio e dimensões, em mm.

Como é visível na Figura 13 testaram-se duas montagens na placa. A montagem RU consistiu em colar uma fibra, com apenas uma rede gravada nos 1531 nm e com 0,5 cm de comprimento, rede A_1 , com âncoras em ambas as pontas da placa de alumínio. Deste modo, esta FBG consegue transmitir toda a tensão sofrida pela placa. Na montagem RD foram utilizadas âncoras em vários pontos da fibra de modo a conseguir monitorizar as tensões em várias secções da placa de alumínio recorrendo a duas FBG gravadas nos 1531 e 1564 nm

com 0,5 cm de comprimento. Esta abordagem apresenta grandes vantagens, uma vez que ao realizar multiplexagem da fibra é possível obter informação mais detalhada relativamente a cada zona da estrutura a monitorizar.

Sabendo que a rede A_1 irá suportar toda a tensão aplicada na placa, o sinal refletido desta terá de ser igual à soma das redes B_1 e C_1 . Assim, as duas montagens foram colocadas paralelamente de modo a permitir a validação da montagem RD.

3.2.2 Calibração

O passo seguinte foi efetuar a calibração das FBG utilizadas. Este é um passo essencial, uma vez que é a partir da calibração que se retira a sensibilidade da fibra a tensões mecânicas. Para tal foi utilizado um interrogador ótico HMB FiberSensing FS22 Industrial braggMETER SI, com uma frequência de aquisição de 1 Hz e resolução de 1 pm.

Para realizar calibração, colou-se uma ponta da fibra sem revestimento polimérico na placa de alumínio junto à área fixa e a outra ponta foi colada numa plataforma móvel. A deslocação desta plataforma móvel é controlada através de um parafuso micrométrico como visível na Figura 14. O processo de calibração consiste em registar a variação do pico de Bragg em função de um deslocamento conhecido, neste caso aplicado através do afastamento da plataforma móvel. Utilizando a Equação 12, verificamos que $\Delta\lambda = S\varepsilon$ e como $\varepsilon = \Delta l/l$ então a sensibilidade da rede a deformações pode ser obtida através do declive do ajuste linear dos pontos obtidos na calibração.

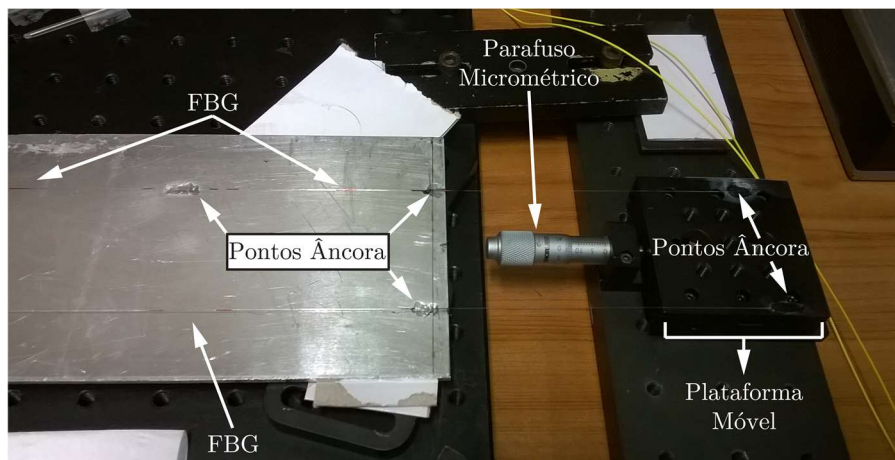


Figura 14- Mecanismo utilizado para aplicação de tensão nas fibras e caracterização das redes de Bragg.

A Figura 15 apresenta os resultados obtidos na calibração das três FBG. Através da análise da figura é possível verificar que todas as redes apresentam sensibilidades muito semelhantes entre si. Na rede A_1 e B_1 obtivemos uma sensibilidade de $1,19 \pm 0,01 \text{ pm}/\mu\varepsilon$ e na rede C_1 a sensibilidade foi de $1,21 \pm 0,01 \text{ pm}/\mu\varepsilon$. Estes valores são também muito semelhantes aos resultados típicos da literatura de $1,2 \text{ pm}/\mu\varepsilon$ [41].

Após a realização da calibração das FBGs, e antes de colar a fibra nos restantes pontos âncora sinalizados na Figura 13, foi necessário esticar as fibras para as colocar com uma pré tensão. Utilizando a plataforma móvel foi então esticada a fibra de modo a que o pico de Bragg tivesse um deslocamento de cerca de 1 nm . Esta pré tensão aplicada é fundamental para um funcionamento correto e eficaz dos sensores.

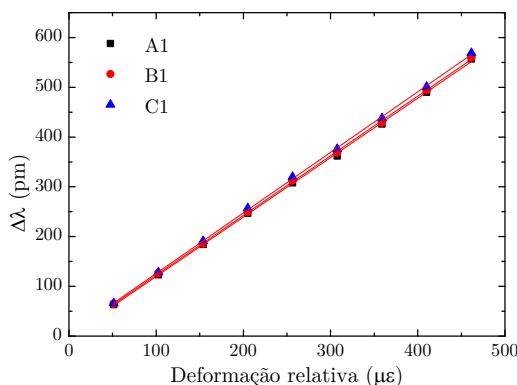


Figura 15- Gráfico da variação do comprimento de onda em função da deformação relativa das redes e ajuste linear ($R^2=0.9996$). Os pontos representam os dados experimentais e as linhas os ajustes lineares.

Como referido anteriormente, as redes vão ser utilizadas para monitorizar, entre outros parâmetros, as tensões aplicadas na asa durante a sua flexão, onde uma superfície sofre tração e a outra sofre um efeito de compressão. Para as redes conseguirem monitorizar corretamente estas tensões é necessário que estas acompanhem o movimento da asa. O caso onde esta situação é mais evidente é na superfície da estrutura onde existe contração. Se a fibra não tiver completamente esticada e em tensão, não irá sofrer o mesmo efeito de contração sofrido pelo material, falhando na transmissão da informação corretamente. Assim, ao aplicar uma pré tensão na fibra, garantimos que a fibra está sempre em condição de transmitir a tensão aplicada na asa, ou neste caso na placa de alumínio.

3.2.3 Frequência Natural

De modo a validar a simulação efetuada da placa de alumínio, foi comparado o valor da frequência natural obtido na simulação com os valores obtidos pelas FBG.

Para obter o valor experimental, foi utilizado a montagem experimental já explicada no início do capítulo. Como a placa se encontra maioritariamente em suspensão, excetuando uma das pontas que se encontra fixa, foi relativamente fácil estimular a vibração da mesma com um simples impacto na sua superfície. As deformações provocadas nas redes pela vibração da placa permitem obter um sinal, que após aplicar transformadas de Fourier, possibilita o cálculo da frequência natural da estrutura. O resultado obtido através da aplicação da transformada é visível na Figura 16.

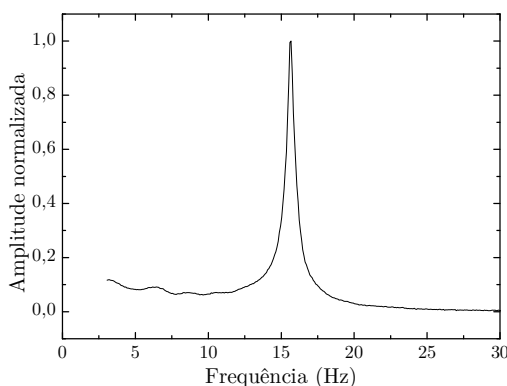


Figura 16- Espectro da frequência natural da placa, sem massas externas adicionadas.

A Tabela 1 apresenta os resultados obtidos na simulação e experimentalmente, utilizando um interrogador ótico Ibsen Photonics I-Mon USB 512, com uma frequência de aquisição de 960 Hz e resolução de 5 pm.

Tabela 1 - Frequências naturais obtidas na simulação e experimentalmente.

A_1	B_1	C_1	ANSYS
$16,50 \pm 0,01$ Hz	$16,50 \pm 0,01$ Hz	$16,50 \pm 0,01$ Hz	16,28 Hz

Analisando a Tabela 1 é possível retirar duas conclusões. Primeiro, ao comparar os resultados obtidos através da simulação e experimentalmente verificamos que existe uma diferença inferior a 1%. Esta diferença pode estar associada a pequenas imperfeições encontradas na placa utilizada experimentalmente, o que naturalmente modifica tanto a sua massa como a sua rigidez em comparação com o modelo utilizado na simulação. Ao mesmo tempo também não tínhamos conhecimento exato do tipo de alumínio que a placa era constituída. Por esta razão os parâmetros utilizados na simulação podem ter alguma variação relativamente aos da placa utilizada. Ainda assim, mesmo com estas ressalvas e devido à pequena diferença entre os resultados consideramos que o modelo é válido.

A segunda conclusão que é possível retirar da análise da Tabela 1 é a obtenção do mesmo valor de frequência para todas as redes. Isto revela, como era aliás esperado, que independentemente da localização da FBG na placa o valor da frequência natural obtido será sempre o mesmo. Este fenómeno fornece uma robustez adicional ao sistema uma vez que a monitorização deste parâmetro nunca esta dependente de um só sensor.

3.2.4 Testes de deformação vertical

Para estudar o comportamento da placa quando sujeita a forças verticais e validar a montagem RD, foram colocadas várias massas na ponta livre da placa como demonstrado na Figura 17. A localização para a colocação das massas, foi escolhida por ser a zona onde é possível aplicar maior tensão na placa. Como massas foram utilizados suportes opto mecânicos com cerca de 78 g cada por uma questão de conveniência. Foram utilizadas massas até se atingir um valor de cerca de 600 g. Para a obtenção do sinal foi utilizado o interrogador ótico HMB FiberSensing FS22, também utilizado durante a calibração.

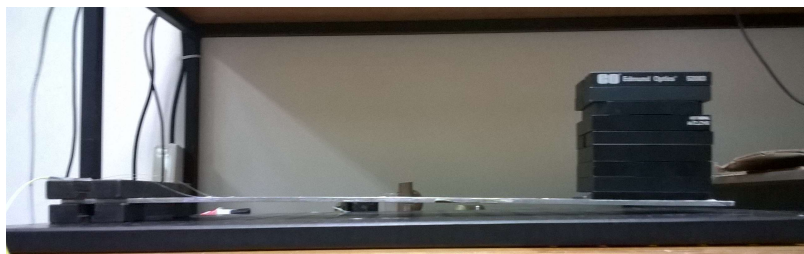


Figura 17- Teste realizado com várias massas para estudar o comportamento da montagem RD.

Na Figura 18 estão representados os resultados obtidos durante este procedimento experimental. Uma vez que o objetivo principal deste teste era validar a montagem com várias FBG na mesma fibra, não foi utilizada a compensação da temperatura através de redes na superfície inversa. Deste modo, a deformação representada na Figura 18 não é

apenas devida a efeitos de tensões mecânicas, mas também a efeitos da temperatura. Porém, a não compensação não altera em nada o objetivo da experiência, uma vez que as duas montagens estavam sujeitas às mesmas variações de temperatura.

Analisando agora a Figura 18, é possível confirmar que a soma da deformação das FBG C_1 e B_1 é igual à deformação da FBG A_1 , tal como se pretendia. A rede A_1 apresenta uma sensibilidade de $56,23 \pm 0,18 \mu\text{m}/\text{kg}$ e a $B_1 + C_1$ $57,51 \pm 0,07 \mu\text{m}/\text{kg}$. A pequena diferença nos valores da sensibilidade, pode estar relacionada com o local utilizado para colocar as massas que provoca a torção da placa, alterando assim ligeiramente a tensão induzida em cada fibra.

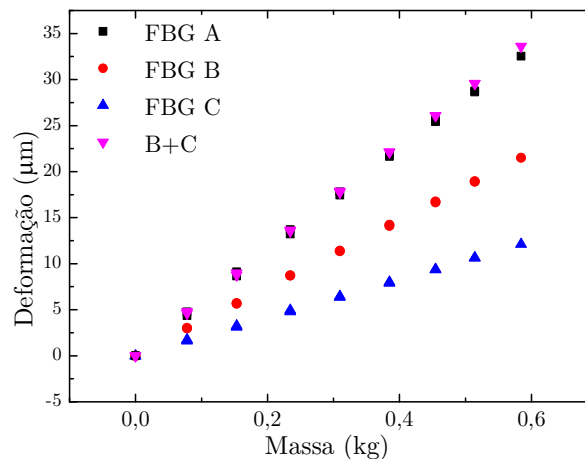


Figura 18- Gráfico da deformação das redes em função do peso adicionada na ponta da placa.

Conseguimos então provar que é possível detetar a totalidade da deformação da asa com a montagem RD. Também como projetado na simulação, foi possível confirmar que a zona da placa que sofre mais tensão é a mais próxima da área fixa, uma vez que a deformação da FBG B_1 é superior à deformação da C_1 .

3.2.5 Encapsulamento da fibra em resina epóxi

Uma das desvantagens do uso de fibras óticas de sílica é a sua fragilidade. Esta fragilidade aumenta especialmente nas zonas onde são gravadas as redes Bragg, uma vez que para efetuar a gravação é necessário remover o revestimento polimérico protetor. Assim, de modo a fortalecer e a protegê-las de elementos exteriores, envolveram-se as fibras e a área em redor com uma resina epóxi, como é visível Figura 19.

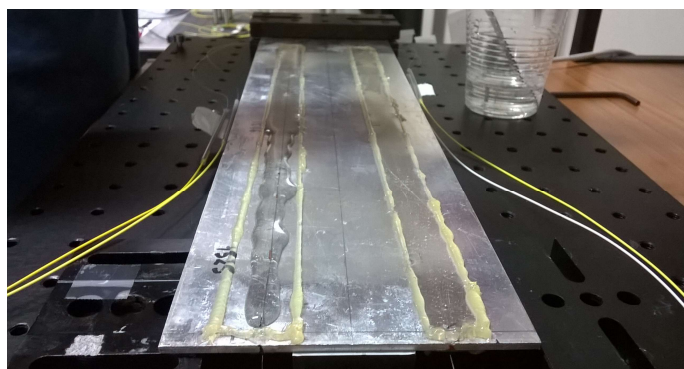


Figura 19 - Aplicação da resina sobre as fibras, na placa de alumínio. A resina foi colocada numa área em redor das fibras, cerca de 2 mm para ambos os lados e com uma altura de cerca de 1 mm.

A resina utilizada foi a *Liquid LensTM advanced²*, que consiste em dois materiais de poliuretano diferentes (uma resina e um catalisador). Para efetuar a sua aplicação é necessário misturar corretamente os dois materiais, recorrendo a uma seringa misturadora. De modo a conter a resina na zona envolvente da fibra ótica, isolou-se esta área com uma camada de massa consistente, como é possível observar na Figura 19, que é facilmente retirada após a cura. Após a mistura e aplicação da resina no local desejado, a cura da resina originará uma reação exotérmica que demorará cerca de 8h horas até estar concluída. Depois do período de cura a resina possui todas as características na plenitude, nomeadamente resistência a água, elevada resistência UV e elevada elasticidade [62].

3.2.5.1 *Simulação do efeito da resina epóxi utilizada*

De modo a perceber antecipadamente quais as alterações que a introdução da resina na estrutura iria ter, efetuámos também a simulação do nosso modelo com a resina na zona das fibras. Devido à impossibilidade de encontrar as propriedades exatas da resina utilizada, mesmo após contactar o fabricante, foram utilizadas para a simulação as propriedades de uma resina epóxi semelhante.

Na Figura 20 está presente uma imagem da simulação do modelo utilizado anteriormente com a adição da resina. A imagem do lado esquerdo mostra o efeito da tensão na placa após adicionar uma força na ponta livre da placa e imagem do lado direito apresenta o efeito da deformação relativa da placa na mesma situação.

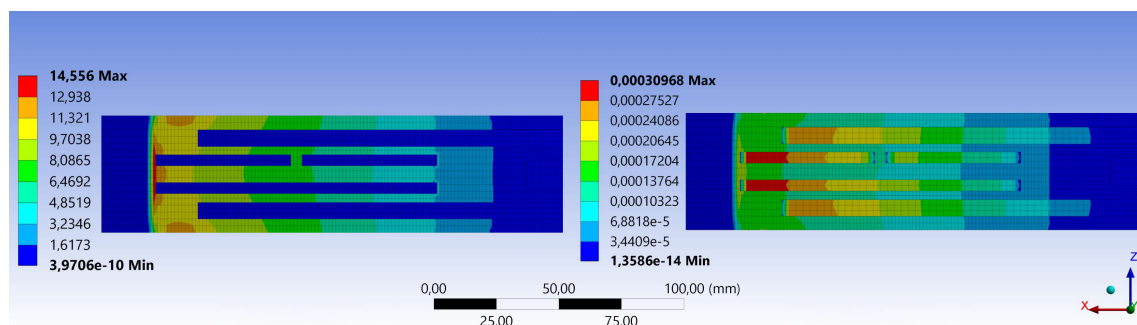


Figura 20- Esquerda: Vista no plano xz da tensão(MPa) sofrida pela placa com resina. Direita: Vista no plano xz da deformação relativa(mm/mm), obtido na simulação.

Analisando apenas os resultados da Figura 20 é possível verificar que a resina não sofre qualquer influência em termos de tensão quando aplicada a força na placa, uma vez que a resina não aplica qualquer força de resposta ao movimento. Por outro lado, devido à sua elevada elasticidade é o elemento da estrutura que mais deformação relativa sofre. Comparando os resultados da Figura 20 e Figura 12 é possível apurar que a resina tem um impacto muito reduzido na resposta da estrutura, alterando em menos de 1% o valor máximo da tensão sofrida pela placa de alumínio. Através da simulação, podemos concluir que a resina parece desempenhar as funções pretendidas, uma vez que consegue aumentar a robustez das FBG sem comprometer ou alterar de forma significativa a resposta da estrutura a perturbações externas.

3.2.5.2 *Frequência natural com resina para várias massas.*

Para estudar o comportamento da frequência natural da placa com a variação da massa, foi utilizado o mesmo sistema usado anteriormente. Foram colocadas massas na ponta da placa e foi estimulada a vibração da placa através de um pequeno impacto. Na Figura 21 estão apresentados os resultados obtidos através de um interrogador ótico Ibsen Photonics I-Mon USB 512, com uma frequência de aquisição de 960 Hz e resolução de 5 μ m.

Ao analisar os dados da Figura 21 podemos comparar com a Tabela 1 e verificar que a frequência natural do sistema diminuiu com a adição da resina. Este fenómeno já era esperado uma vez que tanto a rigidez como a massa do sistema são alterados com esta adição. Podemos também confirmar que existe uma clara modificação do valor da frequência natural do sistema com a adição de massas, como era previsto pela Equação 21. Estes resultados permitem assim, antever a construção de um modelo e a sua aplicabilidade para a monitorização do nível de combustível nas asas de aeronave, uma vez que a frequência apresenta uma sensibilidade a variações de massa. Na Figura 21 também estão representados os ajustes usados, onde foi utilizada a equação $y = y_0 + \left(\frac{k_0 + \Delta kx}{m_0 + x}\right)^{1/2}$ que tem paralelismo óbvio com a Equação 21. O termo k_0 e m_0 representam a rigidez e massa inicial do sistema e são parâmetros fixos. A massa inicial foi medida, antes da realização dos ensaios e a rigidez inicial do sistema foi calculada através da Equação 21 no primeiro ensaio realizado sem nenhuma massa adicionada. Uma vez que a rigidez tem propriedades extensivas, Δk , representa a alteração da rigidez do sistema ao longo do ensaio e x a massa adicionada no ensaio. O termo y_0 foi adicionado como um termo de ajuste.

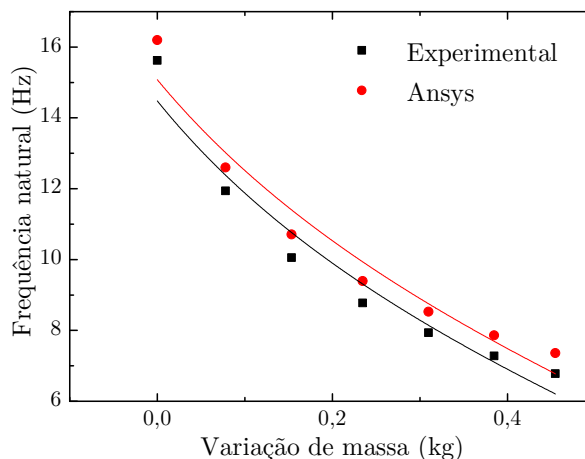


Figura 21- Comparação dos resultados da frequência natural obtidos experimentalmente e através do ANSYS.

Os valores obtidos no ajuste estão são apresentados na Tabela 2.

Tabela 2 - Valores do ajuste na frequência natural em função da variação de massa na placa.

	y_0	k_0 (N/m)	Δk (kgf)	m_0 (kg)
Experimental	$-1,14 \pm 0,50$	$3394,36 \pm 13,98$	$-3680,94 \pm 865,45$	$0,352 \pm 0,001$
ANSYS	$-1,12 \pm 0,49$	$3942,21 \pm 15,23$	$-4148,95 \pm 947,25$	$0,381 \pm 0,001$

Também na Figura 21 são apresentados os resultados obtidos através da simulação. É possível verificar que apesar de possuírem valores ligeiramente diferentes, os resultados obtidos no ANSYS apresentam sempre o mesmo comportamento do que os obtidos experimentalmente ao longo da adição de massas no sistema. A origem desta discrepância está associada a três parâmetros. Primeiro é necessário ter em conta o erro acumulado da simulação anterior, onde já se tinha verificado que existia uma pequena discrepância entre os valores experimentais e os valores simulados, devido a imperfeições na placa de alumínio utilizada. A segunda causa pode estar relacionada com os parâmetros utilizados para a simulação da resina, como já foi referido anteriormente, não serem exatamente os da resina utilizada. Por fim, durante a colocação da resina na montagem experimental, existe a formação de bolhas de ar, devido à mistura entre os dois componentes constituintes. Estas bolhas permanecem na resina mesmo após a sua cura, com uma distribuição aleatória. Naturalmente, este fenómeno altera as propriedades da resina, as quais não podem ser simuladas.

Assim, mesmo com a discrepância entre valores simulados e obtidos experimentalmente, é possível validar a simulação com a adição da resina, uma vez que o seu comportamento reproduz o encontrado experimentalmente.

3.2.5.3 *Teste de deformação com proteção de resina epóxi*

Após validar a simulação do sistema com a aplicação da resina, foram então repetidos os testes da deformação vertical da placa com as massas. Na Figura 22 estão apresentados os resultados da deformação das FBG. Para facilitar a comparação, na mesma figura estão também representados os resultados adquiridos anteriormente, sem a adição da resina.

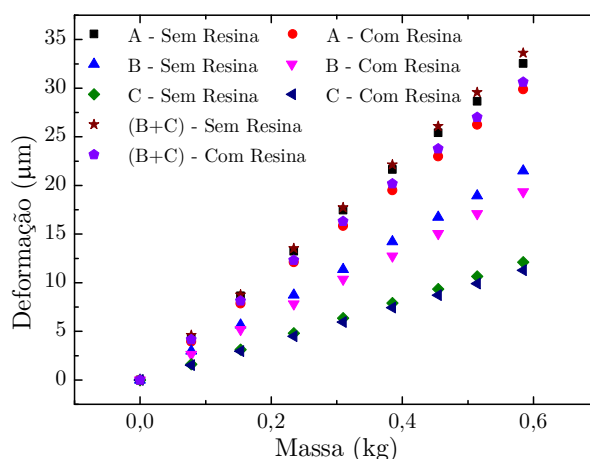


Figura 22- Gráfico da deformação das redes cobertas com resina em função do peso adicionada na ponta da placa.

Ao analisar a Figura 22 podemos verificar, que apesar de na simulação existirem poucas evidências de que a resina iria influenciar o comportamento da estrutura, esta altera ligeiramente a sensibilidade das redes a tensões aplicadas da placa, na ordem dos 9%. Isto acontece pelo facto de a adição da resina aumentar a rigidez do sistema, o que leva a que a placa reaja de forma diferente à adição de massas. Esta alteração terá de ser calculada para cada estrutura, uma vez que estes parâmetros são únicos. É possível também observar que apesar da alteração da sensibilidade das redes com a adição da resina, a soma das

deformações das FBG C_1 e B_1 continua a ser igual à deformação da FBG A_1 . Isto significa que a montagem RD continua a transmitir toda a tensão aplicada na placa, mesmo estando seccionada em várias FBGs.

Uma vez que as redes terão de funcionar num ambiente adverso, consideramos assim que a robustez ganha pelo sistema é suficiente para justificar a perda de sensibilidade sentida pelas FBG.

3.2.6 Caracterização da placa em função da deformação vertical

Após estudar quais as alterações provocadas pela introdução da resina no sistema, foram montadas outras três redes de Bragg na superfície inversa da placa de alumínio, mas na mesma localização xy de modo a compensar o efeito da temperatura. De modo a garantir que a sensibilidade térmica de todas as fibras permanece igual, algo essencial para a remoção da componente da temperatura, foi utilizado o mesmo tipo de fibra e método de gravação. Para a colagem nos pontos de âncora foi retirado o revestimento de polímero. Após a colagem nos pontos determinados revestiu-se a fibra e a área envolvente com resina epóxi para fortalecer os sensores tal como descrito no ponto 3.2.5.

Com as redes em ambos os lados da superfície da placa em situação semelhante, procedeu-se então à continuação dos procedimentos experimentais. De modo a estabelecer uma ligação entre a deformação das redes e a deformação vertical sofrida pela placa foi colocado, como visível na Figura 23, um ponto distintivo na ponta placa de modo a facilitar a sua monitorização. Ao adicionar massas na extremidade da placa, este ponto foi fotografado por uma máquina fotográfica colocada num tripé fixo no local, de modo a não existir qualquer movimentação da máquina durante todo o processo. A Figura 23 é um exemplo de uma das fotografias utilizadas para monitorizar a deformação vertical da placa, usando a técnica de fotogrametria.

A deformação vertical foi posteriormente calculada recorrendo ao programa de edição de imagem Adobe® Photoshop CC [63]. Ao fixar a localização do ponto no plano xy da fotografia quando a placa não tinha qualquer massa, foi apenas necessário verificar a diferença entre a localização do ponto nas restantes fotografias, com adição de massas e a já conhecida. De seguida, como a espessura da placa já era previamente conhecida, foi utilizada esta medida para converter a distância fornecida pelo programa em pixéis para milímetros.

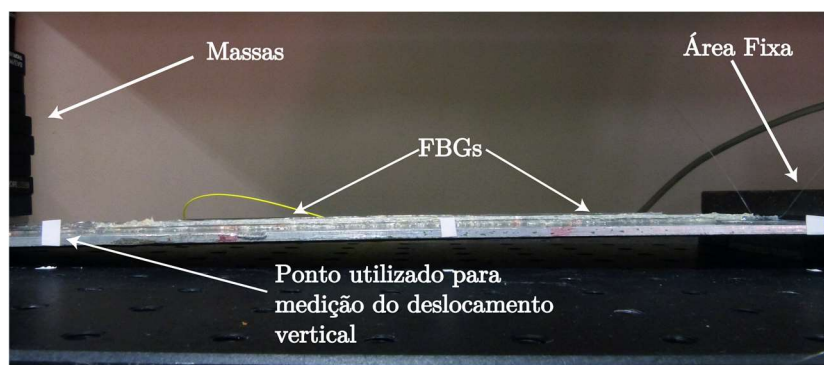


Figura 23 – Foto da montagem experimental utilizada para monitorizar a deformação vertical da asa.

Na Figura 24 estão representados os dados retirados do interrogador ótico HMB FiberSensing FS22, com uma frequência de aquisição de 1 Hz e resolução de 1 pm, onde é possível ver o desvio do pico de Bragg das várias redes em função do tempo. Cada patamar visível no espectro está relacionado com a adição de massa na extremidade na placa, levando a que as redes colocadas no lado 1 sofram uma tensão de tração, aumentando o comprimento de onda de Bragg. Por outro lado, as redes no lado 2 da placa sofrem uma tensão de compressão que resulta numa diminuição do comprimento de onda refletido. Como é possível perceber pela análise da Figura 24, o ensaio experimental consistiu em colocar e retirar massas da placa.

Ao analisar a rede A_2 , é possível verificar que por volta do segundo 1750 a rede deixa de detetar as alterações na sua deformação. A causa deste fenómeno está relacionada com a perda de tensão na fibra devido à compressão do lado 2 da placa. Como explicado no ponto 3.2.2, antes da colagem da fibra nos pontos âncora, a fibra foi esticada de modo a estar sob tensão. Infelizmente a pré tensão aplicada não foi suficiente e o limite detetável da rede foi alcançado nas medições experimentais. Por esta razão, esta zona não foi considerada, no tratamento de dados apresentado na Figura 25.

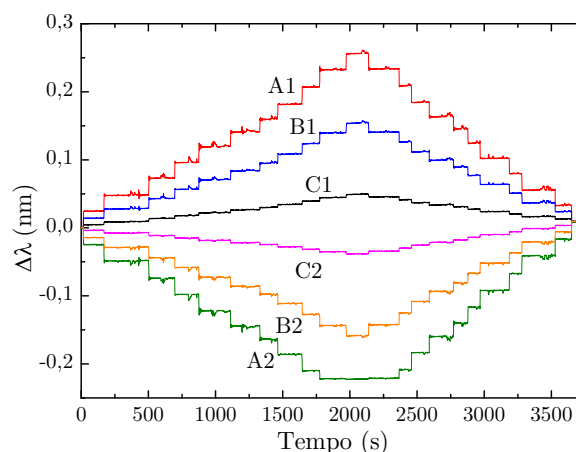


Figura 24 – Variação do comprimento de onda, devido à adição e remoção de massas ao longo do tempo.

Após o tratamento dos dados e conversão da diferença de comprimento de onda para a deformação da fibra obtiveram-se os resultados apresentados na Figura 25. Na imagem do lado esquerdo são apresentados os resultados alcançados nas redes do lado 1. É possível verificar que em todas as redes os resultados de deformação obtidos durante a adição de massa na placa são diferentes dos obtidos durante a remoção de massa. Como o sistema não é suposto ter histerese, a única explicação para este fenómeno é a diferença de temperatura registada entre o início e o fim das medidas. Ao analisar a diferença podemos verificar que os resultados obtidos durante a remoção de massas possuem sempre uma deformação superior aos obtidos durante a sua adição. Esta deformação é induzida pelo aumento de $0,7^{\circ}\text{C}$ que se registou do lado 1 da placa, durante o procedimento experimental. A razão para este aumento de temperatura pensamos estar associada à presença de pessoas e a sua respiração nas imediações das redes.

A solução encontrada para resolver esta situação como explicado anteriormente, foi subtrair o sinal das FBG do lado 2 ao sinal das FBG do lado 1 e assim conseguir um sinal

livre da contribuição da temperatura. Na imagem da direita da Figura 25 são apresentados os resultados obtidos, após a subtração dos dois sinais.

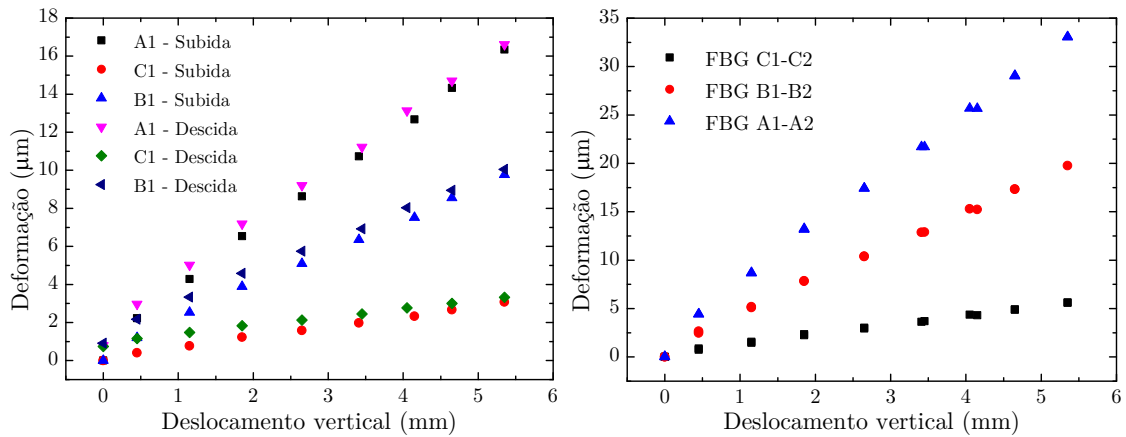


Figura 25 – Do lado esquerdo, deformação da fibra em função da deformação vertical da placa de alumínio, para as redes do lado 1. Do lado direito deformação da fibra em função da deformação vertical da placa de alumínio, com compensação da temperatura.

É possível concluir que o efeito da temperatura na fibra foi eliminado, uma vez que não se verificam diferenças nos resultados obtidos durante a adição e remoção de massas.

Foi assim possível obter as seguintes sensibilidades para as redes:

A_{1-2}	B_{1-2}	C_{1-2}
$5,98 \pm 0,08 \mu\text{m}/\text{mm}$	$3,57 \pm 0,05 \mu\text{m}/\text{mm}$	$1,00 \pm 0,02 \mu\text{m}/\text{mm}$

Através do estudo na placa de alumínio, foi então possível validar a utilização da montagem RD de redes de Bragg, avaliar o impacto da resina epóxi no sistema e a sua influência na detecção de tensões pelas redes de Bragg. Foi também possível confirmar a influência da alteração da massa na frequência natural do sistema e comprovada a eficácia do método utilizado para compensar as tensões provocadas pelas variações de temperatura.

4 Aplicação dos sensores numa asa de aeronave

Após efetuar todos os ensaios experimentais e respetivas conclusões na placa de alumínio, prosseguiu-se para o estudo do comportamento de uma asa de um veículo aéreo não tripulado (VANT).

A asa, visível na Figura 26, foi disponibilizada pelo núcleo de estudantes de Engenharia Aeroespacial do Instituto Superior Técnico (AeroTéc) para servir como base de testes para a implementação dos sensores desenvolvidos. A asa foi criada por estudantes para ser utilizada no Air Cargo Challenge (ACC) 2015 [64], que consiste numa competição aeronáutica europeia bianual, onde estudantes universitários desenvolvem uma aeronave telecomandada que levante o máximo peso possível.

De modo a fixar a asa, para realizar os testes experimentais, foi decidido encaixar dois varões roscados de aço, na ponta da asa. Estes foram encaixados em orifícios que existiam na primeira nervura da asa, visível na Figura 27, até alcançarem a segunda nervura da asa. De modo a evitar vibrações entre os varões e a asa, estes foram presos com porcas no interior e exterior das nervuras. Após fixar eficazmente os tubos nas nervuras da asa, estes foram por sua vez fixados a uma mesa ótica. Para esse efeito, recorreram-se a suportes opto mecânicos em duas localizações diferentes de modo a garantir uma correta fixação da asa à mesa ótica, como visível na Figura 26.



Figura 26 – Imagem da asa utilizada, fixa numa mesa ótica e na posição em que foram realizados todos os testes, presa à mesa ótica com recurso a suportes opto mecânicos.

A razão para a montagem experimental ter sido feita horizontalmente está relacionada com dois motivos. Primeiro, por se tratar da orientação normal da asa durante a sua utilização corrente. Logo a melhor forma de aproximar os testes, às condições de utilização normais seria através desta configuração. O segundo motivo está relacionado com uma maior comodidade em efetuar os testes em laboratório com a asa nesta configuração.

4.1.1 Simulação numérica da estrutura

Tal como se procedeu para a placa de alumínio, o primeiro passo foi simular o comportamento da asa. O estudo do seu comportamento permite antever determinados problemas e construir uma ideia dos resultados expectáveis. Para tal, foi necessário construir

o modelo em CAD, onde se recorreu novamente ao programa SolidWorks, e posteriormente simulá-lo no ANSYS.

Como esta asa foi desenvolvida para a competição do ano de 2015, todos os desenhos técnicos e CADs não se encontravam disponíveis. Por essa razão, para construir o seu desenho, foi necessário recorrer a técnicas de engenharia inversa, de modo a ser possível efetuar a simulação. Uma consequência expetável deste método utilizado é a introdução de erros no resultado final da simulação, uma vez que existe a possibilidade de geometrias da asa estarem incorretas.

O primeiro passo foi perceber qual era o perfil da asa ACC. Através da pesquisa de outras aeronaves utilizadas nesta competição e após comparação com esquemas pesquisados, conclui-se que o perfil utilizado no fabrico desta asa foi o S1223, como demonstrado na Figura 27. Na parte superior da imagem são visíveis as coordenadas do perfil S1223 [65] e por comparação com a fotografia na parte inferior da figura, é possível concluir que correspondem.

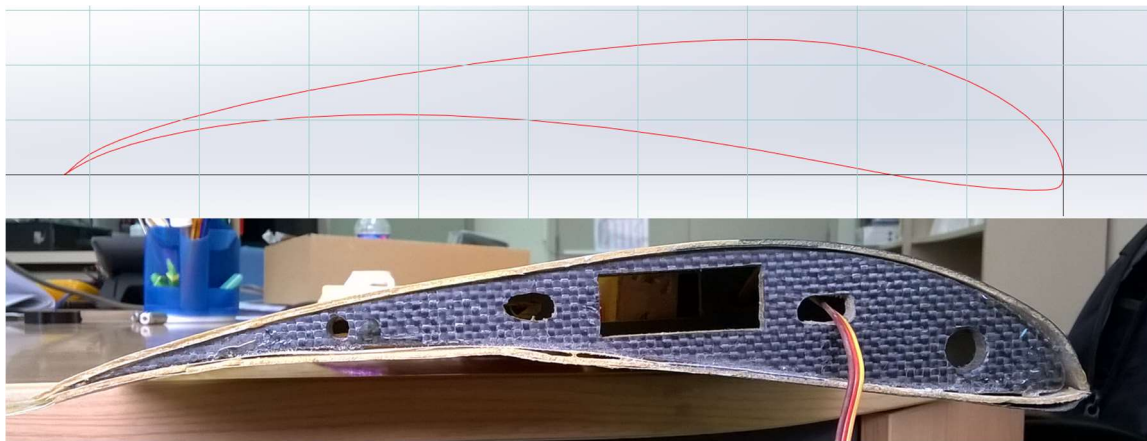


Figura 27 – Na imagem superior é visível as coordenadas do perfil S1223, enquanto na imagem inferior está apresentado uma fotografia do perfil da asa utilizada.

Uma vez descoberto o perfil da asa, foram efetuadas medidas de várias partes exteriores da asa, para desenhar o revestimento exterior da asa, como demonstrado na imagem do lado esquerdo da Figura 28. A parte interior da asa, onde se situam as nervuras e a longarina da asa, foi mais difícil de ser mapeada. Uma vez que o revestimento exterior se encontra colado, o único ponto de observação para avaliar o interior da asa foi através de orifícios na primeira longarina, como visível na Figura 27 e junto à zona do aileron, que também dava acesso ao interior da estrutura. No desenho apresentado no lado direito da Figura 28, está representado todo o interior da estrutura e as localizações que foram possíveis mapear com os pontos de acesso disponíveis.

Assim, após analisar todas as superfícies da estrutura, concluímos que esta é composta por dois revestimentos exteriores (um superior e um inferior), uma longarina que percorre quase a totalidade da asa, onze nervura e um aileron.

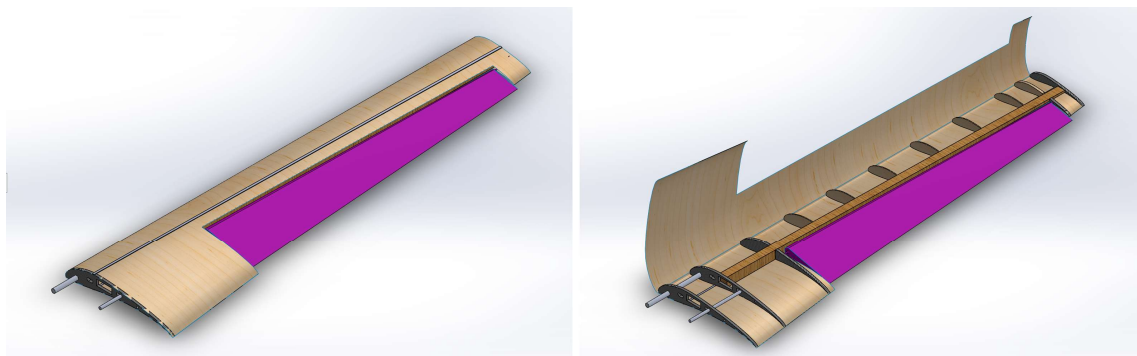


Figura 28 – Modelo CAD desenhado em SolidWorks da asa ACC. Esquerda: Modelo completo Direita: Interior da asa.

Outro aspeto fundamental, para a concretização de uma simulação correta, está relacionado com a seleção dos materiais e as suas propriedades como a densidade, o coeficiente de Poisson e módulo de Young. Esta lista de materiais foi-nos fornecida pela equipa atual do AeroTéc, uma vez que são materiais conhecidos e usuais na construção de asas deste tipo. Assim, o revestimento exterior é composto por uma espuma Airex® revestida a fibra de vidro. A longarina é feita de madeira de balsa, tal como as nervuras centrais. As nervuras nas pontas da asa foram fabricadas em fibra de carbono para fornecer maior robustez.

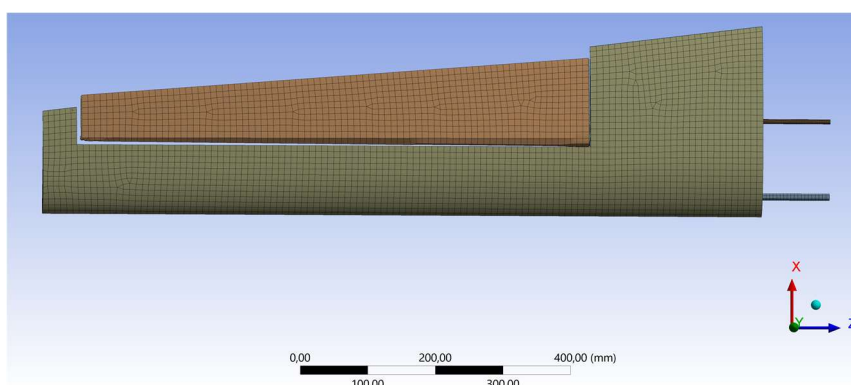


Figura 29 – Malha construída no ANSYS para a simulação da asa. É composta por 32542 elementos e 133490 nodos.

Na Figura 29 é apresentada a malha obtida no ANSYS. A malha é composta por 32542 elementos e 133490 nodos. O padrão utilizado para monitorizar a qualidade da malha obtida foi a qualidade ortogonal, onde foi obtido um valor de 0,93266 com um desvio padrão de 0,14185. Na Figura 30 e Figura 31 estão os resultados obtidos através do programa ANSYS. Os resultados representam a deformação vertical da placa, quando sujeita a uma força vertical no sentido $-y$ e y na ponta da asa.

É possível apurar, pelo comportamento da asa demonstrado na Figura 31, que esta apresenta um comportamento semelhante ao encontrado pela placa de alumínio estudada anteriormente. Assim, como previsto, a zona que irá sofrer maior tensão, irá ser a adjacente à zona fixa da asa, onde existe uma maior curvatura.

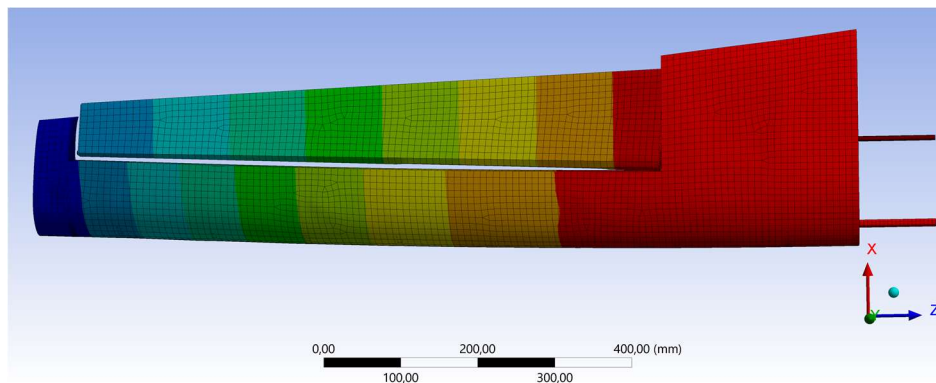


Figura 30 – Resultados obtidos no ANSYS da deformação vertical da asa, com uma força aplicada na ponta da estrutura.

Outro dado interessante, retirado da simulação, foi a diferença de valores obtidos consoante o sinal do sentido da força aplicada. Apesar dos valores serem bastante próximos, quando a força é aplicada no sentido negativo dos yy , a deformação vertical da asa é superior do que quando a força é aplicada no sentido positivo. Estes resultados levantam a questão da possibilidade dos resultados experimentais demonstrarem uma diferença superior no comportamento da asa, uma vez que dificilmente a montagem dos dois revestimentos terá sido igual, aumentando assim as discrepâncias nas ligações interior da estrutura.

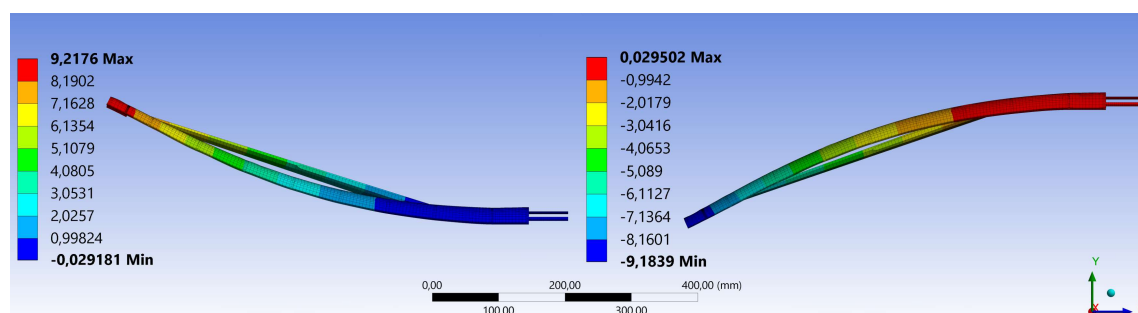


Figura 31 – Resultados obtidos no ANSYS da deformação vertical da asa. Na imagem do lado esquerda a força é aplicada no sentido yy e na do lado direito $-yy$. O efeito visual da deformação está ampliado 5x para uma melhor percepção.

4.1.2 Instrumentação da asa

Conhecendo então o comportamento da asa aquando da aplicação de forças verticais externas, delinearam-se os melhores locais para posicionar as FBG na mesma. Esse mapa pode ser visualizado na Figura 32. Decidiu-se assim colocar redes em quatro secções diferentes da asa, para assim conseguir efetuar uma monitorização completa da asa. Pela análise da Figura 30, a rede que sofrerá mais tensão será a C_1 , por se encontrar na zona mais crítica da asa. A rede D_1 deverá ser pouco perturbada uma vez que se encontra na zona da asa que ainda está segura pelos suportes metálicos. Apesar de não estar representado na Figura 32, do lado 2 da fibra encontra-se o mesmo número de redes Bragg, nos mesmos locais.

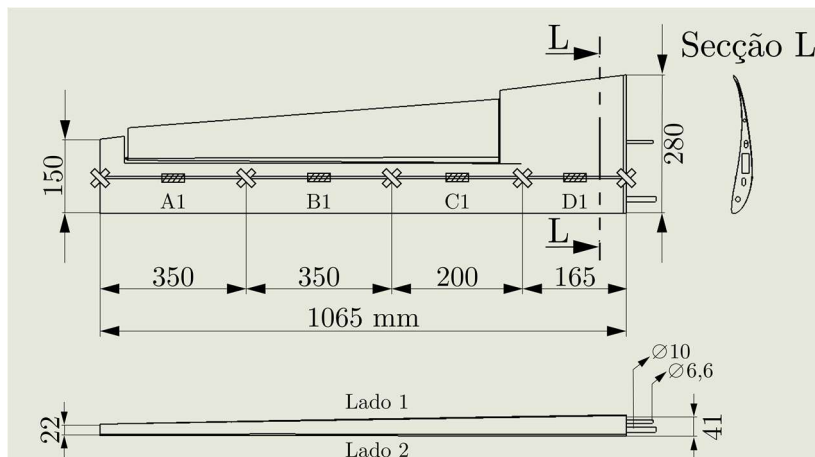


Figura 32 – Desenho técnico da asa ACC e respetiva localização das FBG. No lado 2 encontram-se o mesmo número de redes nos mesmos locais. As cruzes representam pontos âncora da fibra e as áreas retangulares zonas onde foram gravadas FBGs.

Uma vez decidida a localização dos pontos de âncora e das redes, procedeu-se à gravação das oito redes (quatro para cada superfície da asa). A fibra utilizada e o processo de gravação foram os mesmos aplicados anteriormente e explicados no ponto 2.1.2.2. Por isso é assumido que as sensibilidades conseguidas nas redes são iguais. Todas as redes foram gravadas com máscaras de fase diferentes, de modo a produzir redes com pico de Bragg diferentes entre si, como visível na Figura 33. Isto foi feito de modo a ser possível utilizar um sistema de interrogação apenas com um canal, para monitorizar o sinal de todas as FBGs. Para juntar o sinal das fibras de ambas as superfícies foi utilizado um acoplador ótico 1x2.

Como é possível ver na Figura 33, as redes A_1 e A_2 destinadas para a ponta da asa ficaram com intensidades muito baixas. Isto aconteceu devido a um problema no alinhamento durante a gravação, que foi corrigido para as restantes gravações. A baixa intensidade destas redes leva a que, por vezes, não sejam detetadas pelo interrogador Ibsen utilizado durante medições dinâmicas. Por este motivo, as medições da frequência natural e do túnel de vento não terão os contributos destas FBG. Apesar de ser indesejável, não é crítico uma vez que, no caso da deteção da frequência natural, como visto anteriormente, todas as redes detetam o mesmo valor. No caso da deformação vertical no túnel de vento, as localizações das redes A_1 e A_2 situam-se numa zona da asa que menos sofre tensões.

Antes de concluir a fixação da fibra em todos os pontos de âncora, foi necessário aplicar uma pré tensão. Para tal, utilizou-se o mesmo método aplicado na placa de alumínio e fixou-se uma ponta da fibra na base da asa e outra numa plataforma móvel situado na ponta oposta da asa. Esticou-se a fibra até se obter um desvio do pico de Bragg de cerca de 1 nm e utilizámos cola de cianoacrilato para fixar a fibra nos restantes pontos âncora da asa. É de realçar novamente que, antes de aplicar a cola, foi removido o revestimento polimérico da fibra nessa zona para evitar movimentos da bainha/núcleo no interior do revestimento durante a aplicação de tensões.

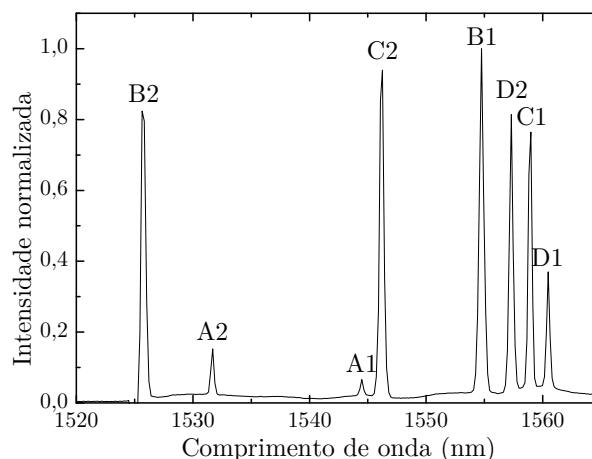


Figura 33 – Espectro do comprimento de onda das redes de Bragg utilizadas na asa.

Tal como realizado na placa de alumínio, também na asa foi colocada uma camada protetora da mesma resina epóxi, sobre as fibras e na sua área envolvente (cerca de 2 mm para cada lado). Após o tempo de cura, esta ficou com uma altura de cerca de 1 mm. Todas as medidas aqui apresentadas foram realizadas após a aplicação desta resina.

4.1.3 Teste e caracterização experimental

4.1.3.1 *Frequência Natural*

Tal como foi efetuado na placa de alumínio, também na asa se efetuou o estudo da sua frequência natural e a sua variação com a adição e remoção de massas. O primeiro passo foi utilizar novamente a frequência natural obtida experimentalmente para validar o modelo simulado. Assim, foi estimulada a vibração da asa com um pequeno toque e o sinal foi adquirido através do interrogador ótico Ibsen Photonics I-Mon USB 512, com uma frequência de aquisição de 960 Hz e resolução de 5 pm. Na imagem do lado esquerdo da Figura 34 está representado a evolução temporal do comprimento de onda da rede D_1 após o toque. Na imagem do lado direito, o espectro experimental obtido após a aplicação da transformada de Fourier e o espectro de frequência da simulação, que foi obtido recorrendo ao sistema de análise ‘*Harmonic Response*’ no ANSYS.

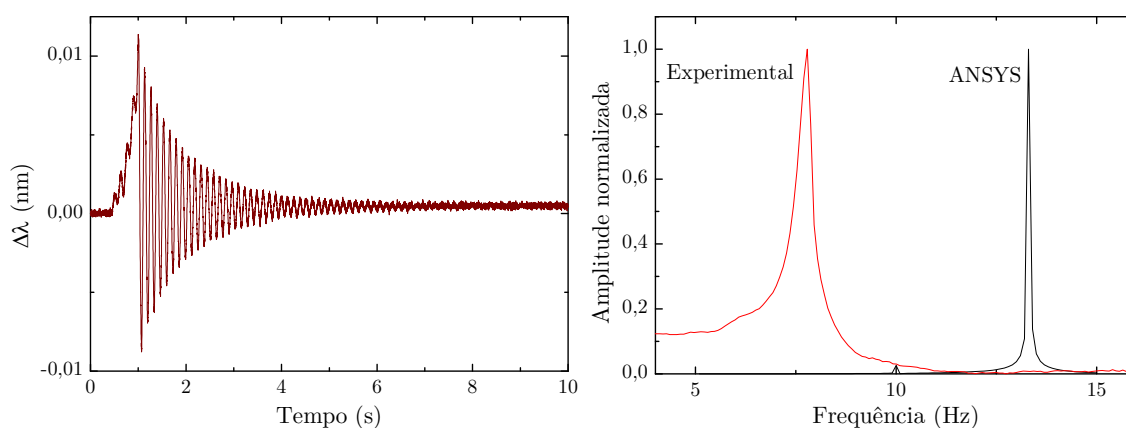


Figura 34 – Esquerda: Variação do comprimento de onda da rede D_1 ao longo do tempo após um pequeno impacto para estimular a vibração da asa. Direita: Frequência natural do sistema, obtido experimentalmente e através do ANSYS.

A diferença encontrada já era esperada, uma vez que, tal como dito anteriormente, existe uma grande probabilidade de variações na geometria e nas propriedades dos materiais utilizados na construção da simulação. Contudo, uma discrepância tão grande entre os dois valores levantou dúvidas sobre a validade da simulação efetuada e foi necessário efetuar mais comparações.

Como o objetivo final deste estudo é verificar a factibilidade do uso de frequência naturais para monitorizar o nível de combustível nas asas das aeronaves, foi utilizado um método diferente para a colocação das massas. Como é possível ver na Figura 35, foram colocadas 3 massas em três locais distintos de modo a melhor simular várias secções de um depósito de combustível numa asa. Os locais selecionados para a colocação destas, foram os três pontos de ancoragem mais próximos da ponta livre da asa. De modo a ter um maior controlo sobre as massas colocadas, foram utilizados parafusos de aço inoxidável para o efeito. Cada parafuso tinha uma massa unitária de 8 g e no máximo foram colocados 112 g em cada localização.

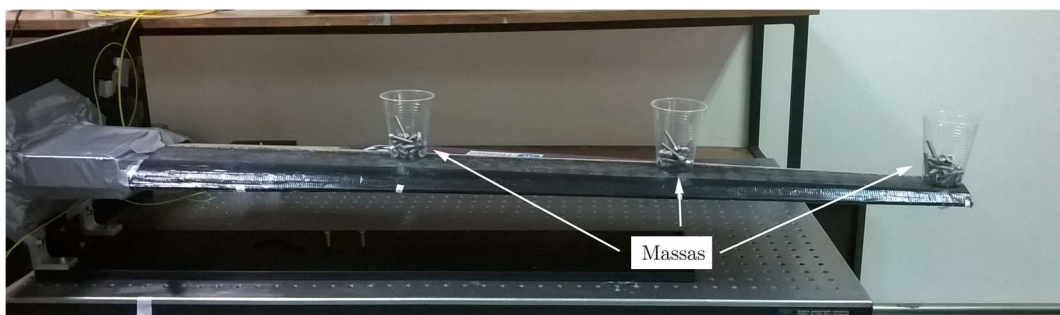


Figura 35 – Teste experimental para avaliar a resposta da frequência natural da asa a mudanças de massa no sistema.

Na Figura 36 estão apresentados os resultados obtidos durante o ensaio experimental, bem como também os resultados obtidos na simulação no ANSYS. Para diminuir o erro nos dados experimentais apresentados, foram realizadas quatro repetições de um ciclo de adicionar e remover massas e os resultados apresentados são a média dos valores obtidos. Uma primeira análise dos resultados, permite confirmar, a existência de uma clara relação entre a variação de massa do sistema e a variação da frequência natural da estrutura, como expresso na Equação 21.

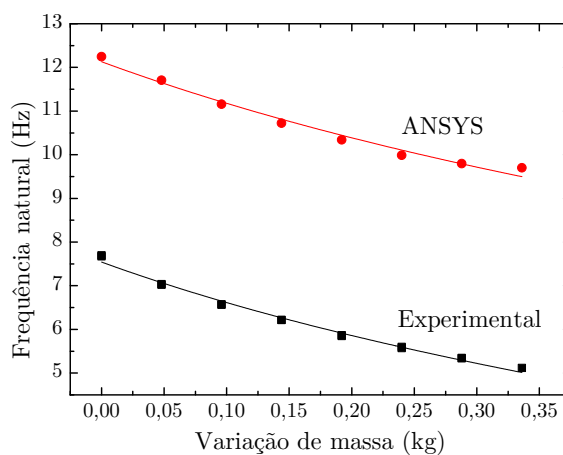


Figura 36 - Comparação dos resultados obtidos experimentalmente e através do ANSYS.

A equação utilizada para realizar o ajuste, foi a mesma aplicada na Figura 21, na análise dos resultados obtidos no estudo da frequência natural da placa. É possível verificar que o ajuste é adequado aos dados experimentais obtidos. Os valores obtidos nestes ajustes estão são apresentados na Tabela 3.

Tabela 3 - Valores do ajuste na frequência natural em função da variação de massa na asa

	y_0	k_0 (N/m)	Δk (kgf)	m_0 (kg)
Experimental	$-0,15 \pm 0,04$	$1190,65 \pm 5,43$	$-895,99 \pm 68,43$	$0,510 \pm 0,001$
ANSYS	$-0,08 \pm 0,08$	$3897,97 \pm 12,32$	$-839,97 \pm 305,24$	$0,662 \pm 0,001$

Analisando por sua vez, os dados obtidos na simulação, verifica-se que apesar destes apresentarem um comportamento semelhante, continua a existir uma discrepância com os valores experimentais. Esta discrepância está associada principalmente a dois fatores. Tal como expresso no início deste tópico, o facto de não termos acesso aos desenhos técnicos da asa e aos materiais específicos utilizados, levanta uma enorme incerteza nos parâmetros a utilizar para efetuar a simulação. Em alguns materiais, foram utilizados valores padrão disponibilizados pelo próprio ANSYS, como o caso da fibra de vidro utilizada no revestimento da espuma Airex® e da fibra de carbono utilizado em algumas nervuras. Porém, para os materiais principais da asa como a balsa, de que são compostas a maioria nervuras e longarina da asa, e a espuma Airex® que compõe o revestimento exterior, foram utilizados valores pesquisados. Como é possível verificar em [66], [67], a gama que estes materiais podem apresentar para propriedades como a densidade e o modulo de Young é muito grande. Um bom exemplo desta situação é a densidade da madeira de balsa, que pode variar de 40 a 340 kg/m³. Revela-se assim impossível, conseguir corresponder todas as propriedades dos materiais da asa com os usados durante a simulação. Outro fator de discrepância, entre o sistema simulado e o experimental, é a própria montagem da asa. Como a asa não foi construída num ambiente profissional, existem certos aspetos desta que não foram construídos de forma muito rigorosa. Um exemplo desta situação é a colagem dos diversos elementos da asa. Através de uma inspeção visual da mesma é possível ver que estas colagens não foram feitas de forma uniforme, o que leva a que as ligações não sejam perfeitas. Assim, estas imperfeições nas ligações das peças podem provocar modificações no comportamento da asa, que são muitos difíceis de replicar nas simulações computacionais.

Apesar da discrepância nos valores da frequência natural, estes resultados não inviabilizam as conclusões retiradas para a localização das FBG na asa, efetuado no ponto 4.1.2, uma vez que as zonas que sofrem maior tensão continuam a ser as mesmas em ambos os casos. A utilização destas simulações para outras conclusões, já necessita porem de uma abordagem mais cautelosa e análise individual de caso a caso.

Tal como visto nos testes realizados na placa de alumínio, confirma-se assim o potencial de utilizar a frequência natural da estrutura para monitorizar as variações de massa.

4.1.3.2 *Deformação vertical*

Para estudar o comportamento da asa quando sujeita a pressões verticais, utilizou-se a mesma metodologia aplicada na placa de alumínio. Assim, como visível na Figura 37 adicionaram-se massas na ponta mais distante da base fixa da asa, de modo a conseguir o valor máximo de tensão possível. Como a asa se tratava de um objeto emprestado e único, foi necessário lidar com todo o cuidado possível. Deste modo, de forma a ter um maior controlo sobre a massa que era colocada na ponta da asa, foram novamente utilizados parafusos de aço inoxidável. Estes parafusos têm uma massa unitária de cerca de 8 g e para os testes foram usados incrementos de 16g até atingir uma massa total de 288 g. De seguida, procedeu-se a remoção das massas para estudar a histerese do sistema.

Este ciclo de adição e remoção de massas foi repetido quatro vezes, de modo a possuímos uma amostra da repetibilidade do sistema a deformações.

De forma a monitorizar a deformação vertical da placa, foram colados na asa pedaços de papel autocolante com um ponto preto de forma a servirem como pontos de monitorização, como destacado na Figura 37. Estes pontos foram colados em três locais diferentes, de modo a ser possível estudar qual o comportamento da asa em diferentes sítios, quando sujeita a forças verticais. Para monitorizar as alterações dos pontos, foi utilizado o mesmo método empregue anteriormente na placa de alumínio, onde os pontos são fotografados por uma máquina imóvel e posteriormente as distâncias são calculadas recorrendo ao programa Photoshop.



Figura 37 – Teste experimental do comportamento da asa a tensões através da colocação de massas na ponta livre da asa.

Para além dos ensaios realizados com asa na posição visível na Figura 37, onde o lado 1 se encontra virado para cima, também foram efetuados ensaios com a asa virada, onde o lado 2 estaria virado para cima. Esta mudança foi necessária devido ao método utilizado para realizar os testes, de colocar massas na ponta da asa. Assim, para induzir tensões de contração no lado 1 e de tração no lado 2 a solução encontrada foi rodar a asa. O interesse em estudar esta configuração está relacionado com a averiguação de alterações no comportamento da asa dependendo do sentido da força vertical. Na Figura 38 e Figura 39 são apresentados os resultados obtidos da realização destes testes.

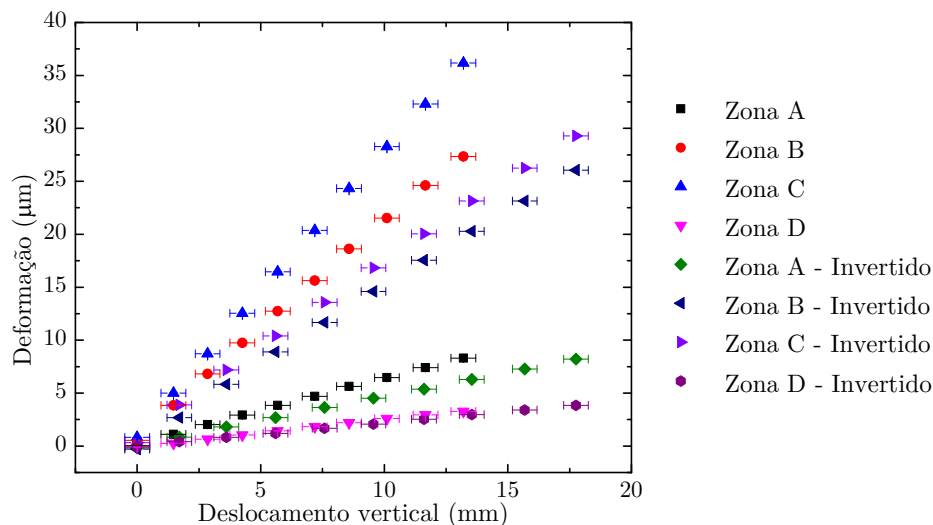


Figura 38 – Deformação da fibra em função da deformação vertical da asa no ponto 1.

Para melhor entender a Figura 38, é necessário explicar algumas variáveis representadas. As zonas A, B, C e D representam a deformação das respectivas fibras do lado 1 e 2 sem a contribuição da temperatura. Os ensaios efetuados com a montagem experimental invertida, onde o lado 2 está virado para cima, estão identificados como ‘invertido’ nos gráficos apresentados.

Assim, ao analisar os resultados expostos na Figura 38 relativos ao ponto 1 da asa, podemos logo concluir vários aspetos. Primeiro, podemos confirmar os dados obtidos na simulação e verificar que as redes que mais tensão sentem e conseqüente maior sensibilidade têm são as colocadas na zona C. Também confirmamos que as redes da zona D possuem muito pouca sensibilidade, uma vez que a sua zona de deteção se encontra quase na totalidade na área fixa da asa. As redes que compõem a zona B também apresentam uma sensibilidade bastante elevada, mas por outro lado, as da zona A apresentam baixa sensibilidade mostrando que a asa sofre pouca deformação na sua ponta final, mesmo sendo o local onde é aplicada a força.

A análise da Figura 38 também nos permite realizar uma comparação entre os valores adquiridos com asa em ambas as configurações experimentais. Comparando então as medidas, podemos confirmar as suspeitas levantadas durante a simulação da estrutura, uma vez que as redes apresentam uma menor sensibilidade quando o lado 1 sofre contração. Esta situação é mais evidente conforme superior for a sensibilidade da rede. Ao analisar a Figura 38 podemos ver que a diferença de sensibilidades das zonas C e B é na ordem dos 30-40%, enquanto nas zonas A e D as sensibilidades já são mais semelhantes. Este fenómeno pode estar relacionado com a geometria do perfil da asa e com a ligação entre todos os componentes no interior do revestimento. Todos os valores da sensibilidade obtidos estão apresentados na Tabela 4.

Na Figura 39 estão apresentados os resultados obtidos relativamente ao ponto 2 e 3 da asa. Podemos verificar que o comportamento encontrado é bastante semelhante ao estudado anteriormente no ponto 1. A maior diferença será a menor deformação vertical destes pontos, como seria expetável.

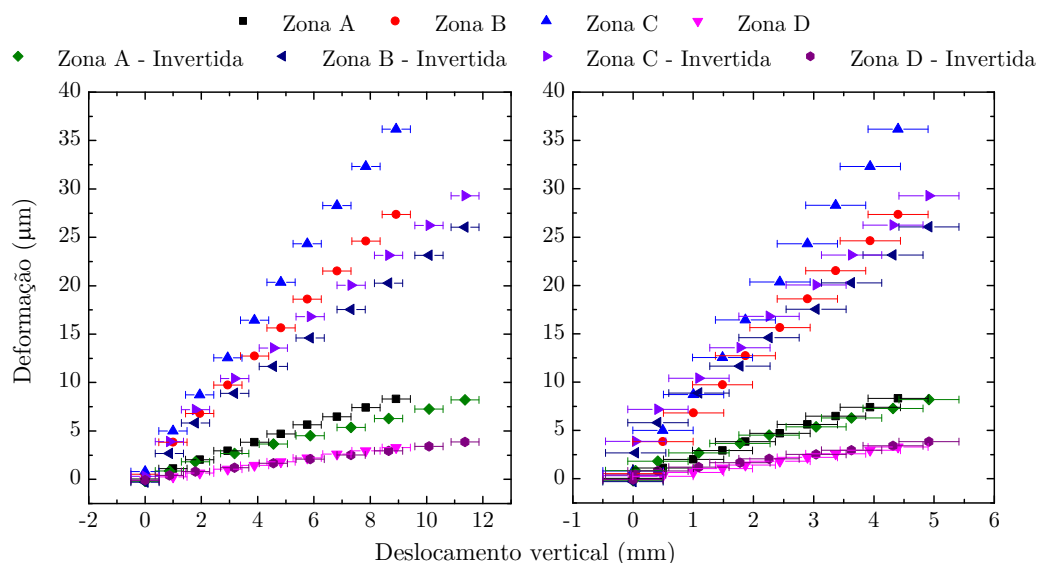


Figura 39 – Lado esquerdo - Deformação da fibra em função da deformação vertical da asa no ponto 2. Lado direito - Deformação da fibra em função da deformação vertical da asa no ponto 3.

Analisando a imagem do lado direito da Figura 39, o aspeto mais evidente é o erro associado à deformação vertical apresentado. Este está relacionado com o método de medição utilizado. Como explicado anteriormente, a deformação vertical da asa foi calculada através da diferença da medição entre pontos em diversas fotografias. Assim, o erro apresentado representa a incerteza desta medição, que é a dimensão do ponto a medir. Como o ponto 3 da asa apresenta uma deformação vertical muito baixo, o erro torna-se muito relevante na medida. Assim, podemos verificar que a incerteza da deformação vertical no ponto 3 é muito elevada, sendo necessário para um trabalho futuro encontrar outro método alternativo de monitorização da deformação vertical da asa.

Tabela 4 - Valores de sensibilidade obtidos para os três pontos da asa.

	Sensibilidade das redes ($\mu\text{m}/\text{mm}$)		
	Ponto 1	Ponto 2	Ponto 3
A	$0,67 \pm 0,07$	$0,95 \pm 0,01$	$1,92 \pm 0,02$
A-Invertido	$0,47 \pm 0,01$	$0,74 \pm 0,01$	$1,75 \pm 0,07$
B	$2,22 \pm 0,25$	$3,16 \pm 0,03$	$6,35 \pm 0,06$
B-Invertido	$1,49 \pm 0,01$	$2,36 \pm 0,04$	$5,62 \pm 0,23$
C	$2,90 \pm 0,39$	$4,15 \pm 0,04$	$8,33 \pm 0,07$
C-Invertido	$1,70 \pm 0,02$	$2,69 \pm 0,07$	$6,40 \pm 0,31$
D	$0,23 \pm 0,0$	$0,37 \pm 0,01$	$0,75 \pm 0,01$
D-Invertido	$0,22 \pm 0,1$	$0,34 \pm 0,01$	$0,82 \pm 0,03$

5 Ensaios com a asa instrumentada num túnel aero-acústico

Uma vez realizada toda a caracterização da asa em laboratório, a próxima etapa passou por estudar o comportamento da asa num cenário mais próximo da sua utilização regular. Para esse efeito, recorreu-se ao túnel Aero-acústico (TAA) localizado nas instalações do laboratório aeroespacial do Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa. O túnel tem a em forma de O, formando um circuito fechado, como visível na Figura 40. Com o auxílio de um motor de 200 kW e 1500 rpm , que aciona uma hélice de sete pás, permite atingir velocidades máximas de 50 m/s . A secção de saída é circular com um diâmetro de $1,6\text{ m}$. O túnel também possui uma câmara anecoica, onde foi colocada a asa, como é possível observar na Figura 41.

Após estudar a forma de funcionamento e a disposição do TAA, foi decidido que a melhor forma para testar a asa no túnel seria através de uma montagem onde a asa ficasse fixa com orientação vertical, como demonstrado na Figura 41. Assim, prendeu-se a asa numa base opto mecânica, com o auxílio de suportes opto-mecânicos. De forma a evitar contribuições aerodinâmicas dessa zona durante os testes e também de maneira a proteger as ligações do cabo de fibra ótica, toda a área de ligação entre a asa e a base foi coberta com cartão e fita adesiva.

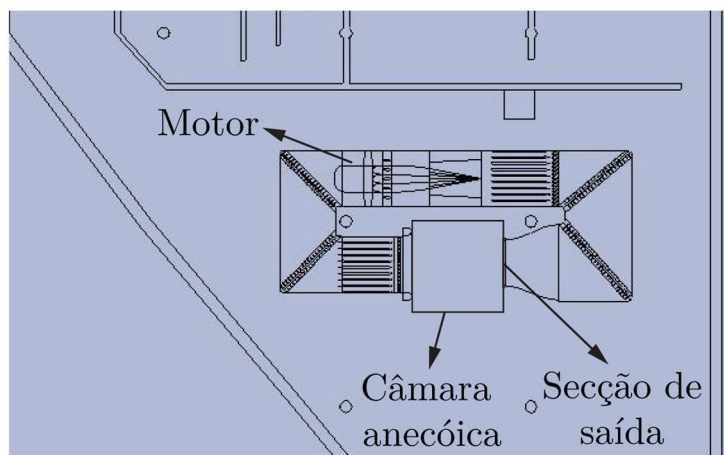


Figura 40 – Esquema do túnel de aero-acústico utilizado, no laboratório aeroespacial do Instituto Superior Técnico [68].

Devido as elevadas dimensões da asa, não foi possível transporta-la na vertical da Universidade de Aveiro para o Instituto Superior Técnico. Por essa razão foi montada uma segunda base opto mecânica paralela à asa e ligada à base principal de forma a transportar a asa num orientação horizontal, muito mais conveniente para transporte. Na Figura 35, é possível observar a asa na referida posição.

Como o interior do túnel é composto por espuma para o seu isolamento acústico, para circular no seu interior existe uma rede metálica. Por cima dessa rede foi então colocada uma base em madeira para minimizar oscilações e uma estrutura de modo a fornecer altura suficiente à asa para ficar ao nível da secção de saída do TAA, como é visível na Figura 41.

Apesar do elevado peso das bases utilizadas, foi ainda acrescentada uma massa externa, para garantir que a estrutura permanecia imóvel durante todos os testes realizados.

Para medir a velocidade do vento emitida na secção de saída foi utilizado um tubo de Pitot. Este instrumento utiliza a diferença entre a pressão dinâmica e estática, como demonstrado na Equação 22, para calcular a velocidade do ar a que está sujeito:

$$u = \sqrt{\frac{2(p_d - p_s)}{\rho}}, \quad \text{Equação 22}$$

onde p_d é a pressão dinâmica, p_s é a pressão estática e ρ a densidade do ar.

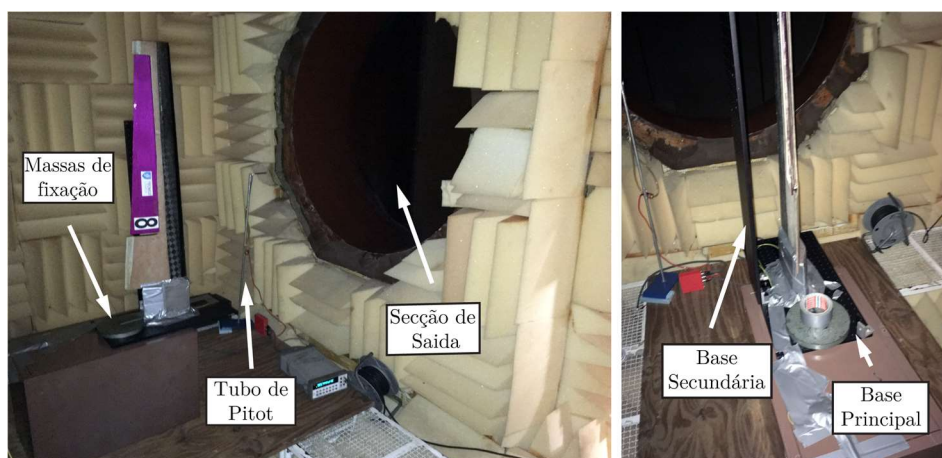


Figura 41 – Fotografia obtidas durante os testes realizados no túnel de aero-acústico no Instituto Superior Técnico.

Antes da análise dos dados, foi preciso ter em conta as alterações que a modificação da orientação da montagem da asa provocou nas tensões aplicadas nas redes. Como descrito na Figura 42, quando a asa se encontrava montada no laboratório, já existia uma ligeira tensão aplicada nas superfícies da asa, originada pelo seu próprio peso. Logo, quando se alterou a montagem da asa de horizontal para vertical deixaram de existir essas tensões. De forma a compensar esta mudança da deformação da fibra, antes de começar os testes experimentais no TAA, retirou-se um espectro dos comprimentos de onda das redes com a asa na posição vertical de forma a calcular $\Delta\lambda$ correcto.

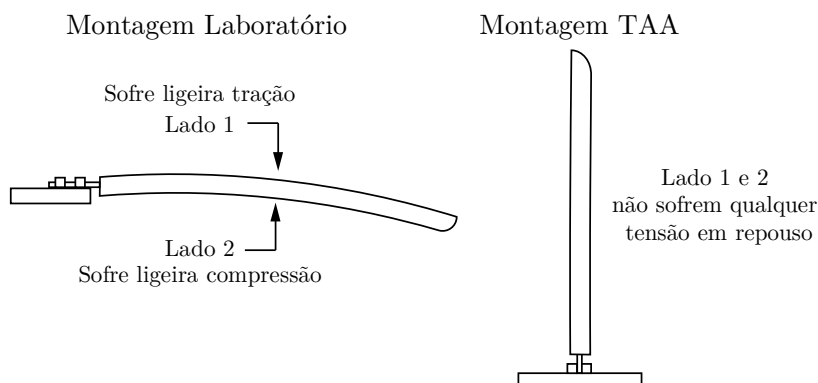


Figura 42 – Diferença entre a deformação inicial da asa em laboratório com a sua posição no TAA.

5.1.1 Deformação vertical

Com toda a montagem experimental executada, foram então efetuados quatro ensaios experimentais a velocidades diferentes (6,6; 13,6; 20,5 e 25,5 m/s). Como é possível observar na imagem do lado direito da Figura 43, os ensaios foram realizados de forma contínua utilizando o interrogador ótico Ibsen Photonics I-Mon USB 512, com uma frequência de aquisição de 960 Hz e resolução de 5 μm . É possível notar que, durante as transições de velocidade, o túnel demora alguns segundos a estabilizar, resultando nos picos visíveis na imagem.

Na imagem do lado esquerdo da Figura 43 são apresentados os resultados obtidos da deformação da asa em três pontos para uma velocidade no TAA de 13,6 m/s . Na imagem do lado direito é apresentado a deformação do ponto 1 da asa para todas as velocidades.

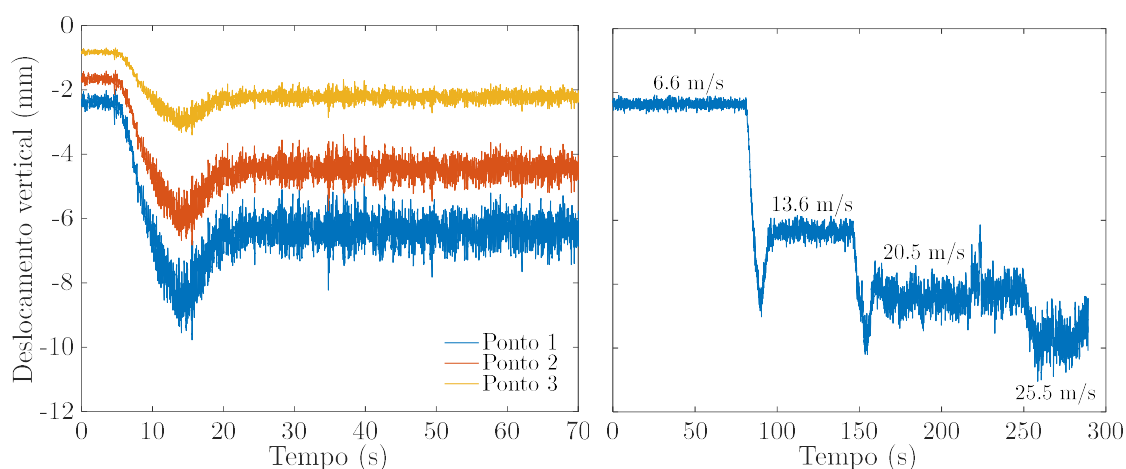


Figura 43 – Esquerda: Deformação vertical da asa para uma velocidade de 13,6 m/s . Direita: Deformação do ponto 1 da asa para diferentes velocidades.

Para representar os dados apresentados na Figura 43, foram utilizadas as sensibilidades descritas na Tabela 4. Mais especificamente, utilizou-se a sensibilidade calculada para a zona C, uma vez que consistentemente se apresentou como o par de redes mais sensível a deformações. Uma vez que a asa não apresenta o mesmo comportamento de compressão e tração para duas superfícies, tornou-se necessário distinguir em que situação a asa se encontrava em determinado momento, de modo a aplicar a sensibilidade correta. Assim, para analisar os dados obtidos no TAA foi desenvolvido um pequeno algoritmo que verifica se uma determinada rede se encontra em compressão ou tração, indicando conseqüentemente qual o tipo de tensão sofrida por cada superfície. Com esta informação é então calculado a deformação vertical da asa através da expressão da reta $y = mx + b$, onde m é a sensibilidade da rede, y a deformação da rede e x a deformação vertical que se pretende descobrir.

A Figura 43 do lado esquerdo mostra o comportamento da asa durante a transição entre ventos de 6,6 m/s para 13,6 m/s . Um aspeto importante que é retirado através da análise da Figura 43 é a predominância total da deformação no sentido negativo do eixo dos yy , isto é, a existência constante da contração do lado 2 ao longo dos ensaios. Este resultado é um pouco surpreendente uma vez que o *lift* produzido pela asa deveria resultar em aplicação de forças no sentido oposto. A justificação para esta situação encontra-se explicada na Figura

44. Aquando da montagem no TAA, não se tomaram as devidas precauções de modo a garantir que a asa se encontrava totalmente perpendicular à seção de saída de vento. Assim, pela análise dos resultados obtidos, concluímos que a asa ficou com um determinado ângulo de ataque negativo. Isto leva a que, ao sofrer a força induzida pelo vento no túnel, a asa irá sofrer predominantemente forças que provocam uma constante contração no lado 2 da asa.

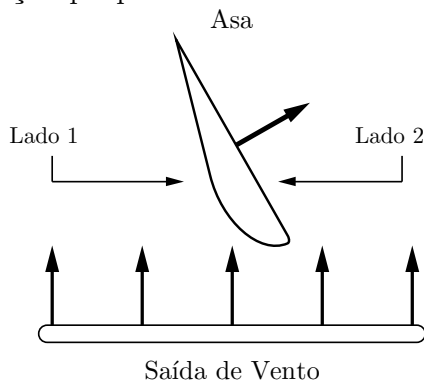


Figura 44 – Deformação vertical da asa para uma velocidade de 10 m/s.

Este fenómeno é bastante ampliado com o aumento da velocidade no interior do túnel, como é possível verificar na imagem do lado direito da Figura 43. Outro fenómeno que também é possível perceber da imagem direita da Figura 43 é o aumento de oscilações da asa, quando sujeitas a velocidades superiores. Estes aumentos são facilmente perceptíveis nas imagens da Figura 45, onde são apresentados os valores da deformação vertical em função da velocidade induzida no túnel e da sua oscilação. A deformação vertical foi calculada realizando a média dos valores obtidos para cada velocidade testada e as oscilações recorrendo ao desvio padrão em torno da média calculada anteriormente. Assim, foi obtido uma sensibilidade de $0,38 \pm 0,05 \text{ mm}/(\text{m}/\text{s})$ para a deformação vertical em função da velocidade e de $0,047 \pm 0,004 \text{ mm}/(\text{m}/\text{s})$ para a oscilação medida. A situação ideal deste ensaio teria sido prosseguir com o aumento da velocidade do vento, no interior do túnel, até acontecer a rutura estrutural da asa. Deste modo, seria possível perceber qual o comportamento da mesma na sua zona limite e assim utilizar eficazmente os sensores colocados para monitorizar a estrutura.

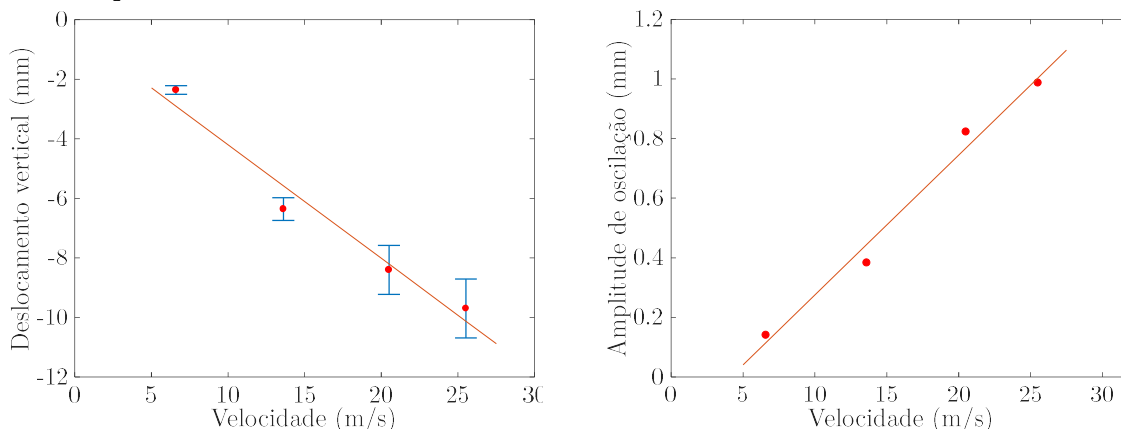


Figura 45 – Esquerda: Deformação vertical da asa no ponto 1 em função da velocidade no TAA. As barras de erro representam a oscilação da asa após a estabilização da velocidade. Direita: Amplitude de oscilação da asa no ponto 1 em função da velocidade.

É possível concluir então através da análise dos gráficos na Figura 45 que, para além de existir um aumento da deformação vertical da asa com o aumento da velocidade, este também induz um aumento da oscilação da asa. Também foi determinada a existência de uma relação linear entre o aumento da deformação vertical da asa e a oscilação da asa.

5.1.2 Frequência Natural

Com os dados obtidos durante os testes no TAA, foi também estudada a factibilidade de monitorizar a frequência natural da asa em voo com a nossa montagem de sensores. Desde modo, foi aplicada uma transformada de Fourier aos dados adquiridos e o resultado está exposto na Figura 46.

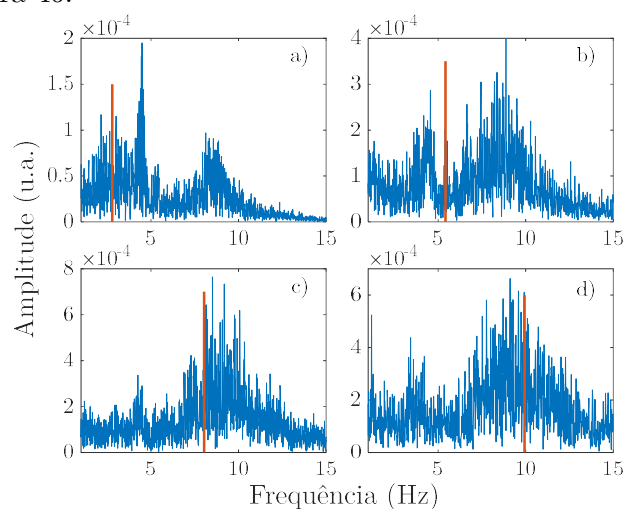


Figura 46 – Espectro de frequências obtido para velocidades do ar de: a) 6,6 m/s, b) 13,6 m/s, c) 20,5 m/s e d) 25,52 m/s. As linhas a vermelho representam a frequência de rotação da turbina do TAA.

Os resultados obtidos da transformada de Fourier não foram totalmente os esperados. Apesar de já aguardarmos o aparecimento de mais picos no espectro devido à existência de mais elementos suscetíveis a vibração, o sinal obtido apresenta um ruído muito elevado. Parte deste ruído, está associado à montagem experimental em si. Apesar da colocação de mais massas para evitar oscilações indesejadas da estrutura de apoio, estas eram muito difíceis de eliminar, uma vez que a asa se encontrava apoiada sobre várias camadas de bases até à rede pedonal metálica. Todo o sistema era assim propício a pequenas oscilações. Para além da pequena estabilidade do sistema, a posição da asa descrita na Figura 44, também contribuiu para o aumento da vibração, uma vez que dificultou o fluxo de ar em torno da asa, bem como o movimento do *flap* da asa, que não se encontrava fixo durante os ensaios no túnel. Outro fenómeno que também é preciso ter em conta é a frequência de rotação da turbina do TAA. Caso a frequência da turbina seja igual a frequências da estrutura, podem ocorrer fenómenos de ressonância durante o ensaio. Na Tabela 5 estão os resultados na frequência da turbina para cada valor de velocidade usado.

Tabela 5 - Frequências de rotação da turbina do TAA.

Velocidade (m/s)	6,60	13,61	20,50	25,52
Frequência (Hz)	2,78	5,43	8,04	9,93

Ao analisar os resultados na Figura 46, é possível verificar que frequência de rotação da turbina (linhas verticais vermelhas) tem uma enorme influência nos resultados obtidos. Uma vez que, nas zonas em redor destas frequências existe um aumento de intensidade, somos levados a concluir que de facto ocorrem efeitos de ressonância com as vibrações naturais da asa.

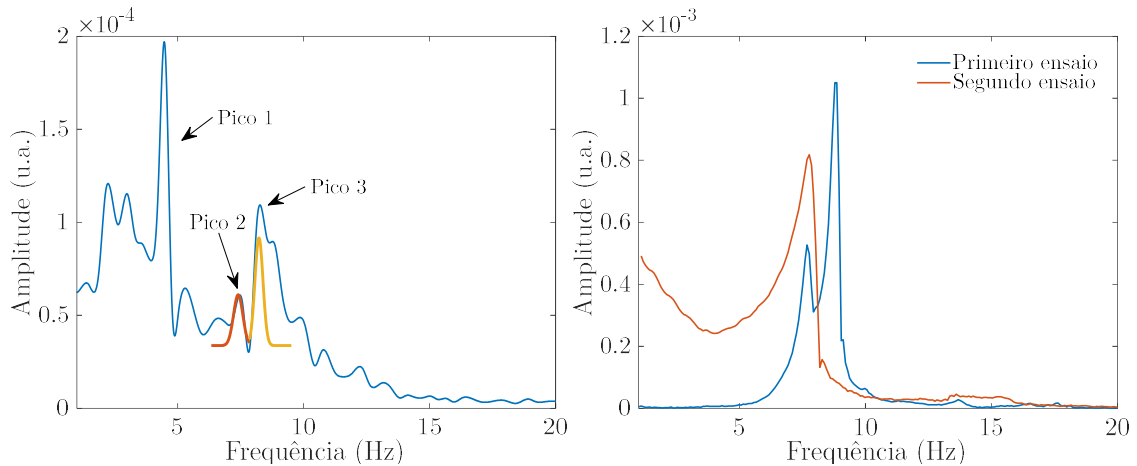


Figura 47 – Esquerda: Espectro de frequências obtido no TAA filtrado através da função envelope (recorrendo ao software Matlab®), para uma velocidade de 6,6 m/s e ajuste gaussiano dos picos 2 e 3. Direita: Ensaios realizados em laboratórios com a montagem experimental utilizada no TAA. A linha azul representa o primeiro ensaio realizado com a montagem integral e a linha vermelha representa o segundo ensaio após retirar a base de apoio secundária.

De todos os picos presentes nos espectros, apenas iremos analisar três. O pico da frequência natural da asa, que pelas a medições em laboratório sabemos que é $7,28 \text{ Hz}$ (pico 2) e mais dois picos na região dos $4,35 \text{ Hz}$ (pico 1) e dos $8,54 \text{ Hz}$ (pico 3), que foram constantemente dos mais intensos durante todos os ensaios no TAA, como visível na Figura 46. Na imagem do lado esquerdo da Figura 47 foi utilizado um ajuste gaussiano para identificar melhor a localização dos picos 2 e 3.

De modo a tentar perceber qual a origem dos picos 1, 2 e 3 foi decidido realizar novos ensaios em laboratório, mas com a montagem experimental igual à utilizada no túnel de vento. O método utilizado foi o mesmo aplicado anteriormente, onde foi estimulada a frequência natural da estrutura através de um pequeno impacto. Na imagem do lado direito da Figura 47, estão representados dois ensaios realizados.

Ao analisar o primeiro ensaio representado a azul, é possível destacar a presença de dois picos situados nos $7,28 \text{ Hz}$ e nos $8,54 \text{ Hz}$. Uma vez que já tínhamos conhecimento de antemão, que o pico 2 correspondia à frequência natural da asa, percebemos assim que o pico 3 estaria relacionado com algum elemento empregue na estrutura de transporte utilizada. Procedeu-se então à remoção de componentes da montagem para encontrar a fonte deste pico.

Para a realização do segundo ensaio, foi removida base de apoio secundária, que estava colocada de forma paralela à asa, como é visível em ambas imagens da Figura 41. O resultado do ensaio está representado a vermelho, na imagem direita da Figura 47. Como é possível ver, o pico nos $8,54 \text{ Hz}$ desapareceu, levando a concluir que a origem do pico 3 nos ensaios realizados no TAA, está relacionado com a vibração desta base. A não remoção desta base

para os testes no TAA foi um lapso que acabou por ter uma enorme influência nos resultados obtidos, uma vez que o seu valor da frequência natural a sua intensidade, constantemente sobrepõem os da própria asa, como é possível analisar na Figura 46.

Outra ilação que também pode ser retirada da imagem direita da Figura 47, é a não manifestação do pico 1. Isto leva a crer que esta vibração está relacionada com a montagem da estrutura no próprio túnel, tendo havido provavelmente uma vibração das bases de apoio.

É assim, possível concluir que a não remoção da base secundária nos limitou muito a análise final dos resultados, uma vez que na zona onde estaria um pico de intensidade praticamente isolado, relativo à frequência natural da asa, se encontra um pico muito largo mais intenso. Para piorar a situação, a frequência de rotação da turbina coincidiu, em algumas velocidades, com a frequência da base secundária, fomentando efeitos de ressonância.

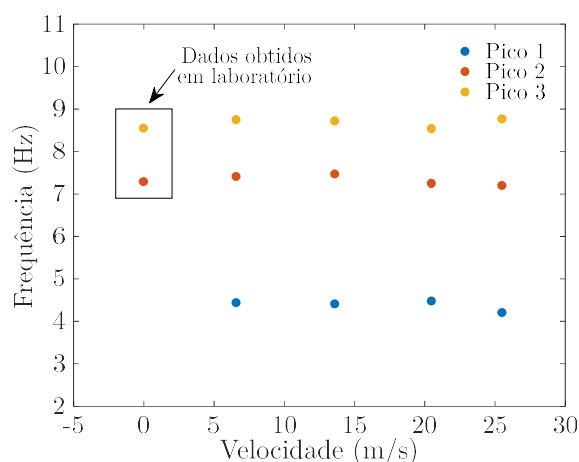


Figura 48 – Valores de frequência dos três picos escolhidos para as quatro velocidades do TAA.

Mesmo com todas as adversidades encontradas, no processamento do sinal conseguimos obter valores para os picos monitorizados, através da filtragem do sinal com a função envelope, como é visível na imagem da esquerda da Figura 47. Os resultados obtidos são apresentados na Figura 48, onde estão os valores da frequência dos três picos para as diferentes velocidades. Como é possível apurar, os valores desta mantêm-se relativamente constantes, com um desvio padrão de $0,1 \text{ Hz}$, para cada um dos três picos. Estes resultados não são surpreendentes, uma vez que não existiram alterações na massa e rigidez da estrutura. As pequenas variações encontradas podem estar associadas ao processo de filtragem do sinal.

6 Conclusão e trabalho futuro

Tal como descrito na introdução deste trabalho, as técnicas de SHM são sem dúvida o futuro da indústria aeronáutica em termos de segurança. Assim, o objetivo final deste trabalho foi o desenvolvimento de sensores capazes de realizar a monitorização da oscilação da asa e do nível de combustível da aeronave, através das suas frequências naturais.

Com este propósito, foram estudadas duas implementações dos sensores óticos numa plataforma metálica, onde se concluiu que é válido utilizar múltiplos sensores na mesma fibra para monitorizar as tensões aplicadas numa superfície. Nesta, também foi estudado o efeito da adição de uma resina epóxi protetora na sensibilidade da fibra, onde foi obtida uma redução de sensibilidade na ordem dos 10%. De modo a remover a influência da variação de temperatura das medidas, foi também validado um método onde são utilizadas redes em lados opostos de uma superfície.

O próximo etapa passou por aplicar os sensores estudados na placa metálica numa asa real. Aqui foram estudados novamente os mesmos parâmetros, nomeadamente a resposta da frequência natural a variações de massas, onde foi demonstrado que existe variação e a sensibilidade das redes à deformação vertical da asa que está exposta na Tabela 4.

Por fim, a asa foi colocada num túnel aero-acústico, onde se testou o comportamento da mesma quando sujeita a quatro velocidades de vento diferentes. Aqui foi comprovada a aplicabilidade dos sensores implementados para a monitorização das oscilações da asa durante voo. Apesar de alguns erros práticos na montagem experimental no túnel, foi possível também comprovar que os sensores detetam a frequência natural da asa durante a simulação de voo e que esta permaneceu igual durante todos os ensaios.

Um dos aspetos a melhorar neste trabalho é utilização das simulações computacionais. As ferramentas de simulação disponibilizadas pelo ANSYS permitem antever e perceber o comportamento de estruturas, sendo por isso uma ferramenta muito poderosa. Mas como indicado no decorrer deste trabalho o desenho e simulação da asa foi realizado recorrendo a engenharia inversa. Por isso, para obter melhores resultados, seria essencial utilizar os desenhos técnicos da asa de modo a conseguir desenhar todos os componentes de forma mais precisa.

Num trabalho futuro, seria interessante integrar as fibras óticas no interior da estrutura durante a construção da asa. Desta forma, seria possível estudar se este método transmitiria melhor as tensões da asa para a fibra, do que o usado neste trabalho. A integração das redes na própria estrutura também forneceria extra proteção à fibra a perturbações exteriores.

Como descrito ao longo do trabalho, a monitorização da frequência natural da asa teve como objetivo criar um sensor de nível do combustível da asa. Para tal, um dos passos seguintes seria testar no túnel de vento o comportamento da frequência natural quando sujeita a variações de massa e mais tarde aplicar os sensores a uma aeronave com depósitos de combustível nas asas e validar os sensores em voo real. Também seria interessante estudar a possibilidade de utilizar a multiplexagem da fibra para monitorizar alterações da frequência natural nas várias secções da aeronave e assim detetar espacialmente impactos ou anomalias.

7 Bibliografia

- [1] B. Rocha, C. Silva, C. Keulen, M. Yildiz, and A. Suleman, "Structural Health Monitoring of Aircraft Structures," in *New Trends in Structural Health Monitoring. CISM International Centre for Mechanical Sciences*, Springer Vienna, 2013, pp. 81–148.
- [2] C. Boller and M. Buderath, "Fatigue in aerostructures—where structural health monitoring can contribute to a complex subject," *Philos. Trans. R. Soc. A Math. Phys. Eng. Sci.*, vol. 365, no. 1851, pp. 561–587, Feb. 2007.
- [3] K. Worden and J. M. Dulieu-Barton, "An Overview of Intelligent Fault Detection in Systems and Structures," *Struct. Heal. Monit. An Int. J.*, vol. 3, no. 1, pp. 85–98, Mar. 2004.
- [4] J. D. Achenbach, "Structural health monitoring – What is the prescription?," *Mech. Res. Commun.*, vol. 36, no. 2, pp. 137–142, Mar. 2009.
- [5] C. R. Farrar and K. Worden, "An introduction to structural health monitoring," *Philos. Trans. R. Soc. A Math. Phys. Eng. Sci.*, vol. 365, no. 1851, pp. 303–315, Feb. 2007.
- [6] G. Bartelds, "Aircraft Structural Health Monitoring, Prospects for Smart Solutions from a European Viewpoint," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, vol. 9, no. 11, pp. 906–910, Nov. 1998.
- [7] G. W. Hunter *et al.*, "Concept of operations for an integrated vehicle health assurance system," *Proc. Jt. Conf. MFPT 2013 ISA's 59th Int. Instrum. Symp. ISA 2013 Sensors Syst. Reliab. Saf. Affordabil.*, no. March 2013, 2013.
- [8] A. Güemes and T. B. Messervey, "Smart textile and polymer fibres for structural health monitoring," in *Textiles, Polymers and Composites for Buildings*, Elsevier, 2010, pp. 330–350.
- [9] H. Sohn, C. R. Farrar, F. Hemez, and J. Czarnecki, "A Review of Structural Health Monitoring Literature 1996 – 2001," *Third World Conf. Struct. Control*, no. DECEMBER, pp. 1–7, 2002.
- [10] W. Ostachowicz and A. Güemes, *New Trends in Structural Health Monitoring*, vol. 542. Vienna: Springer Vienna, 2013.
- [11] W. Staszewski, G. Tomlinson, and C. Boller, *Health monitoring of aerospace structures smart sensor technologies and signal processing*. 2004.
- [12] S. W. S. Doebling, C. R. C. Farrar, M. B. M. Prime, and D. W. D. Shevitz, "Damage identification and health monitoring of structural and mechanical systems from changes in their vibration characteristics: a literature review," *Distribution*, p. 133, 1996.
- [13] L. Vinet and A. Zhedanov, *Structural Health Monitoring (SHM) in Aerospace Structures*, vol. 44, no. 8. Elsevier, 2016.
- [14] S. Kamle, R. Kitey, P. M. Mohite, C. S. Upadhyay, C. Venkatesan, and D. Yadav, "Design of Aircraft Structures: An Overview," Springer Singapore, 2017, pp. 231–250.
- [15] Department of Defense, "Handbook Aircraft Structural Integrity Program," no. January, 2002.
- [16] M. S. Reveley, J. L. Briggs, J. K. Evans, C. E. Sandifer, and S. M. Jones, *Causal Factors and Adverse Conditions of Aviation Accidents and Incidents Related to Integrated Resilient Aircraft Control*, no. November 2010. Washington, DC, USA: National Aeronautics and Space Administration, 2010.
- [17] Civil Aviation Authority, "Global Fatal Accident Review 1997-2006," pp. 1–6, 2007.
- [18] NASA, "NASA Aeronautics Strategic Implementation Plan.," *National Aeronautics and Research Administration*, 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/aeroresearch/strategy>.
- [19] H. Guo, G. Xiao, N. Mrad, and J. Yao, "Fiber optic sensors for structural health monitoring of air platforms," *Sensors*, vol. 11, no. 4, pp. 3687–3705, 2011.
- [20] R. Di Sante, "Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications," *Sensors*, vol. 15, no. 8, pp. 18666–18713, Jul. 2015.
- [21] K. Shivakumar and L. Emmanwori, "Mechanics of Failure of Composite Laminates with an Embedded Fiber Optic Sensor," *J. Compos. Mater.*, vol. 38, no. 8, pp. 669–680, Apr. 2004.
- [22] Chih-Chun Cheng, Yu-Lung Lo, B. S. Pun, Y. M. Chang, and W. Y. Li, "An investigation of bonding-layer characteristics of substrate-bonded fiber Bragg grating," *J. Light. Technol.*, vol. 23, no. 11, pp. 3907–3915, Nov. 2005.

- [23] K. T. Wan, C. K. Y. Leung, and N. G. Olson, "Investigation of the strain transfer for surface-attached optical fiber strain sensors," *Smart Mater. Struct.*, vol. 17, no. 3, p. 035037, Jun. 2008.
- [24] W. L. Ko, W. L. Richards, and V. T. Tran, "Displacement Theories for In-Flight Deformed Shape Predictions of Aerospace Structures," NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, CA, EUA, 2007.
- [25] W. L. Ko and W. L. Richards, "Method for Real-Time Structure Shape-Sensing," 7520176, 2009.
- [26] S. Rapp, L.-H. Kang, U. C. Mueller, J.-H. Han, and H. Baier, "Dynamic shape estimation by modal approach using fiber Bragg grating strain sensors," *Proc. SPIE*, vol. 6529, p. 65293E, Apr. 2007.
- [27] L.-H. Kang, D.-K. Kim, and J.-H. Han, "Estimation of dynamic structural displacements using fiber Bragg grating strain sensors," *J. Sound Vib.*, vol. 305, no. 3, pp. 534–542, Aug. 2007.
- [28] A. Derkevorkian, J. Alvarenga, S. F. Masri, H. Boussalis, and W. L. Richards, "Computational studies of a strain-based deformation shape prediction algorithm for control and monitoring applications," *SPIE Proc.*, p. 83430F, Apr. 2012.
- [29] A. Derkevorkian, S. F. Masri, J. Alvarenga, H. Boussalis, J. Bakalyar, and W. L. Richards, "Strain-Based Deformation Shape-Estimation Algorithm for Control and Monitoring Applications," *AIAA J.*, vol. 51, no. 9, pp. 2231–2240, 2013.
- [30] E. Kusters, "Structural health monitoring and impact detection for primary aircraft structures," *SPIE Newsroom*, 2010.
- [31] K. Chandler, S. Ferguson, T. Graver, A. Csipkes, and A. Mendez, "On-line structural health and fire monitoring of a composite personal aircraft using an FBG sensing system," *Proc. SPIE 6933, Smart Sens. Phenomena, Technol. Networks, Syst. 2008*, vol. 6933, pp. 1–6, 2008.
- [32] J. Senior, *Optical Fiber Communications: Principles and Practice*, 3rd ed. Prentice Hall, 2008.
- [33] A. C. S. Van Heel, "A new method of transporting optical images without aberrations [11]," *Nature*, vol. 173, no. 4392, p. 39, 1954.
- [34] N. C. Beese, "Light sources for optical communication," *Infrared Phys.*, vol. 1, no. 1, pp. 5–16, Mar. 1961.
- [35] J. Liu, *Photonic Devices*. Cambridge: Cambridge University Press, 2005.
- [36] W. Daum, J. Krauser, P. E. Zamzow, and O. Ziemann, *POF — Polymer Optical Fibers for Data Communication*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2002.
- [37] O. Ziemann, J. Krauser, P. E. Zamzow, and W. Daum, *POF Handbook -Optical Short Range Transmission Systems*, 2nd ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008.
- [38] M. O. Sullivan, *Fiber Optic Measurement Techniques*. Elsevier, 2009.
- [39] M. Ferreira, *Óptica e Fotónica*. Libel - edições técnicas, Lda, 2003.
- [40] Corning, "Corning® SMF-28® Optical Fiber - Product Information," 2018. [Online]. Available: <http://mathscinotes.com/wp-content/uploads/2017/03/corning-smf-28.pdf>.
- [41] K. Kalli and A. Othonos, *Fiber Bragg Gratings: Fundamentals and Applications in Telecommunications and Sensing*, 1st Editio. Artech House, Inc, 1999.
- [42] B. S. Kawasaki, K. O. Hill, D. C. Johnson, and Y. Fujii, "Narrow-band Bragg reflectors in optical fibers," *Opt. Lett.*, vol. 3, no. 2, p. 66, Aug. 1978.
- [43] K. O. Hill, Y. Fujii, D. C. Johnson, and B. S. Kawasaki, "Photosensitivity in optical fiber waveguides: Application to reflection filter fabrication," *Appl. Phys. Lett.*, vol. 32, no. 10, pp. 647–649, May 1978.
- [44] R. Kashyap, *Fiber Bragg Gratings*, 2nd Editio. Elsevier, 2010.
- [45] G. Meltz, W. W. Morey, and W. H. Glenn, "Formation of Bragg gratings in optical fibers by a transverse holographic method," *Opt. Lett.*, vol. 14, no. 15, p. 823, Aug. 1989.
- [46] P. F. da C. Antunes, "Sensores ópticos para monitorização dinâmica de estruturas," Universidade de Aveiro, 2011.
- [47] R. N. Nogueira, "Redes de Bragg em fibra óptica," Universidade de Aveiro, 2005.
- [48] German Alvarez-Botero ; Fabian E. Baron ; C. Camilo Cano ; Oscar Sosa ; Margarita Varon, "Optical sensing using fiber bragg gratings: fundamentals and applications," *IEEE Instrum. Meas. Mag.*, pp. 33–38, 2017.

- [49] ThorLabs, “Photosensitive Single Mode Fiber GF1 - Spec Sheet,” 2018. [Online]. Available: <https://www.thorlabs.com/drawings/d58cb25b7f458ad7-EE113123-C993-D253-D2DDA3CCAB5D8AAE/GF1-SpecSheet.pdf>.
- [50] M. G. Xu, J. L. Archambault, L. Reekie, and J. . Dakin, “Thermally-compensated bending gauge using surface-mounted fibre gratings,” *Int. J. Optoelectron.*, vol. 9, no. 3, pp. 281–283, 1994.
- [51] M. G. Xu, J.-L. Archambault, L. Reekie, and J. P. Dakin, “Structural bending sensor using fibre gratings,” 1994, pp. 407–413.
- [52] R. Falciai and C. Trono, “Curved elastic beam with opposed fiber-Bragg gratings for measurement of large displacements with temperature compensation,” *IEEE Sens. J.*, vol. 5, no. 6, pp. 1310–1314, Dec. 2005.
- [53] S. Yang *et al.*, “Analysis of the performance of strain magnification using uniform rectangular cantilever beam with fiber Bragg gratings,” *Sensors Actuators A Phys.*, vol. 273, pp. 266–275, Apr. 2018.
- [54] W. W. Morey, G. Meltz, and W. H. Glenn, “Fiber Optic Bragg Grating Sensors,” *Fiber Opt. Bragg Grating Sensors*, vol. 1169, p. 98, Feb. 1990.
- [55] T. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students*, 4th Editio. Butterworth-Heinemann, 2007.
- [56] D. Halliday, R. Resnick, and J. Walker, *Fundamentals of Physics*. Wiley, 2013.
- [57] K. N. Arunkumar, N. Lohith, and B. B. Ganesha, “Effect of Ribs and Stringer Spacings on the Weight of Aircraft Structure for Aluminum Material,” *J. Appl. Sci.*, vol. 12, no. 10, pp. 1006–1012, Oct. 2012.
- [58] E. P. Carden and P. Fanning, “Vibration based condition monitoring: A review,” *Struct. Heal. Monit.*, vol. 3, no. 4, pp. 355–377, 2004.
- [59] ANSYS Inc, “ANSYS, Inc,” 2018. [Online]. Available: <https://www.ansys.com/>.
- [60] Dassault Systèmes SOLIDWORKS Corp., “SolidWorks,” 2018. [Online]. Available: <https://www.solidworks.com/>.
- [61] ANSYS Inc, “Meshing User’s Guide - Orthogonal Quality.” [Online]. Available: <https://ansyshelp.ansys.com/>.
- [62] Liquid Lens, “Liquid Lens - Resin,” 2018. [Online]. Available: <http://liquid-lens.com/product-category/resin/>.
- [63] Adobe Systems, “Adobe Photoshop,” 2018. [Online]. Available: www.adobe.com/Photoshop.
- [64] EUROAVIA, “Air Cargo Challenge 2015,” 2018. [Online]. Available: <http://pisa.euroavia.eu/acc2015/>.
- [65] Airfoil Tools, “S1223 Airfoil,” 2018. [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1223-il>.
- [66] G. Newaz, M. Mayeed, and A. Rasul, “Characterization of balsa wood mechanical properties required for continuum damage mechanics analysis,” *Proc. Inst. Mech. Eng. Part L J. Mater. Des. Appl.*, vol. 230, no. 1, pp. 206–218, Feb. 2016.
- [67] 3AC Core Materials, “Airex® C70 Data Sheet 07.2011,” 2018. [Online]. Available: https://www.3acorematerials.com/uploads/documents/TDS-AIREX-C70-E_1106.pdf.
- [68] IST, “Túnel Aero-acústico - Centro de Ciências e Tecnologias Aeronáuticas e Espaciais,” 2018. [Online]. Available: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/investigacao/cctae/tunel-aero-acustico>. [Accessed: 19-Nov-2018].