

A. Fernandez-Lopez<sup>a</sup>, A. Lozano Martín<sup>a</sup>, P. Fernandez Diaz-Maroto<sup>a</sup>, I. Gonzalez Requena<sup>a</sup>,  
A. Ruiz Marrón<sup>a</sup>, A. Güemes<sup>a</sup>, M. Frovel<sup>b</sup>, J. M. Pintado<sup>b</sup>, M. A. Torre<sup>b</sup>, F. Terroba<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Departamento de Materiales y Producción Aeroespacial, ETSI Aeronáutica y del Espacio, Universidad Politécnica de Madrid, Plaza del Cardenal Cisneros 3, 28040, Madrid, España

<sup>b</sup>Departamento de Materiales, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) Crta de Ajalvir pk4, 28850 Torrejón, España.

## Monitorización de la salud estructural de un vehículo aéreo no tripulado de material compuesto mediante sensores de fibra óptica

### RESUMEN

#### Historia del artículo:

Recibido 5 de Mayo 2017

En la versión revisada 5 de Mayo 2017

Aceptado 31 de Mayo 2017

Accesible online 21 de Junio 2017

#### Palabras clave:

Monitorización de la salud estructural  
Fiber Bragg Grating  
Delaminación  
UAV

En los últimos años los Vehículos Aéreos No Tripulados (más conocidos por sus siglas en inglés, UAV) han cobrado una enorme popularidad y han aumentado su número y sus aplicaciones. A pesar de que su uso se ha generalizado en diferentes sectores que van desde la vigilancia hasta la entrega de paquetes, la mayoría de ellos carecen de sistemas que permitan detectar problemas que comprometan la integridad estructural durante su operación, comprometiéndose así no la seguridad no solo del UAV, sino del área donde realiza su operación.

En este artículo se presenta el diseño, el desarrollo y la validación de un sistema de monitorización de la salud estructural (generalmente conocida como Structural Health Monitoring o SHM) aplicada al fuselaje trasero del UAV MILANO desarrollado por el INTA. El fuselaje trasero es una estructura rigidizada de 2,5 metros de largo de material compuesto carbono/epoxi con largueros cocurados y costillas integradas mediante uniones adhesivas. En la estructura se integran dos tipos de sensores de fibra óptica, redes de Bragg (FBG) y sensores distribuidos basados en la dispersión de Rayleigh, y una red de sensores piezoeléctricos (PZT). El objetivo de la red de sensores de fibra óptica es detectar despegues o fallos en los elementos rigidizadores mediante la detección de los cambios del campo de deformaciones global de la estructura sometida a cargas, tanto en vuelo como en tierra. Las delaminaciones provocadas por impactos de pequeña energía, al no provocar cambios en el campo de deformaciones global, serán detectadas mediante la propagación de las ondas de Lamb, ondas elásticas que se propagan en estructuras de pared delgada a muy altas frecuencias, generadas y medidas mediante la red de PZT.

## Sensor integration and data exploitation of Structural Health Monitoring Network integrated on a Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

### ABSTRACT

#### Keywords:

Structural Health Monitoring  
Fiber Bragg Grating  
Delamination  
UAV

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are flying robots that require little or no human control while flying. The number of UAV has growth exponentially due to rise in applications such as video taking, surveillance and delivering cargo to customers. Despite the promise of the technology, UAV are not very reliable currently, either civil or military. They lack of sensing mechanisms to detect issues in operation, such impacts, hard landings and overload, together with the difficulties to detect structural problems during the UAV operation could compromise not only the safety of the UAV, also all along the entire flying area.

This paper presents the design, development implementation, and validation of a Structural Health Monitoring (SHM) system applied to the rear fuselage of the UAV developed by INTA for R&D activities (MILANO). The rear fuselage, a 2.5 meters carbon/epoxy structure with frames and stringers, was instrumented with fiber optic sensors and PZT. Two different types of fiber optic sensors were considered: Fiber Bragg Gratings and distributed fiber sensing based on Rayleigh backscatter. The objective of the fiber optic sensor network is to detect the changes induced on the strain field due to damage appearance. This information will be employed to train a neural network which provides the self-diagnosis of the structural integrity. Additionally, the PZT network will be used as active system for structure interrogation through elastic waves.

## 1 Introducción

Las ventajas que proporcionan los materiales compuestos en estructuras aeronáuticas han extendido su empleo hasta abarcar casi la totalidad del total en peso de las aeronaves actuales. A pesar de ello, su mal comportamiento a impacto, su mala conductividad eléctrica y las dificultades de inspección y reparación, o bien limitan su aplicación o bien incrementan enormemente los costes de operación debido al mantenimiento y reparación [1, 2].

Uno de los requisitos más estrictos es la necesidad de soportar cargas después de recibir impactos de baja y alta energía, que en el caso de los materiales compuestos pueden llegar a dañar considerablemente la estructura de manera interna, provocando despegues de elementos rigidizadores y delaminaciones. Con el fin de optimizar el mantenimiento y el uso de las estructuras de material compuesto, las técnicas de Monitorización del Daño (en inglés Structural Health Monitoring o SHM) permiten conocer el estado de la estructura mediante sensores integrados en la misma. La información de esta red sensora proporcionará información completa del estado de la misma, permitiendo conocer su comportamiento frente a la aparición de daño y su evolución. La detección y medida de delaminaciones y despegues de elementos rigidizadores en una aeroestructura completamente fabricada de material compuesto fibra de carbono/resina epoxi del fuselaje posterior del UAV MILANO serán los objeto del presente artículo.

Puesto que no existe un sensor que permita la detección del daño [3], entendiéndolo como tal la degradación de las propiedades del material, será necesario discernir los cambios que provocan la pérdida de propiedades mecánicas en las magnitudes físicas que podemos medir mediante dicha red sensora antes y después de la aparición del daño. Los sensores más prometedores para ser embebidos o integrados en la propia estructura son los sensores de fibra óptica, debido a su geometría y características sensoras, ya que permiten ser embebidos con facilidad, y los sensores piezoeléctricos PZT (Lead Zirconate Titanate) debido a que tienen excelentes propiedades para la generación y recepción de ondas de Lamb.

Las técnicas de medida de ondas de Lamb mediante sensores PZT tienen especial interés porque tanto los despegues de elementos rigidizadores como de las delaminaciones tienen una influencia únicamente local en su etapa inicial. Las técnicas para la detección y localización de estos tipos de daño mediante sensores integrados están basados en el estudio de la propagación de ondas elásticas guiadas que viajan a lo largo del espécimen y se dividen entre técnicas activas como pasivas, dependiendo si se detecta la onda elástica generada por otro piezoeléctrico o por el impacto, respectivamente.

Por otro lado, los sensores de fibra óptica se pueden considerar como sensores puntuales (Fiber Bragg Grating o FBGs) o distribuidos de deformación (Rayleigh). Si bien estos últimos proporcionan información completa del campo de deformaciones, la frecuencia de adquisición es prácticamente estática. La ventaja de los sensores de fibra óptica es su pequeño tamaño (125µm de diámetro), alta capacidad de

multiplexación e inmunidad electromagnética. Sin embargo, ya que la estructura se encuentra sometida a un campo de esfuerzos desconocido que modifica el campo de deformaciones, será necesario eliminar la influencia del mismo para determinar la existencia, la posición y la severidad del daño.

## 2 Estructura de estudio: Fuselaje Posterior del MILANO



Figura 1. Imagen del UAV Milano

El MILANO es un UAV desarrollado por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial como sistema de vigilancia y observación, fabricado íntegramente de materiales compuestos, con una envergadura de 12.5 metros, 8.2 m de longitud y 900Kg de peso. El fuselaje trasero es una estructura de 2.5 metros con rigidizadores en L y en T cocurados en los revestimientos superior e inferior, respectivamente y 4 costillas encoladas durante la integración.

Por su posición en la aeronave y por la propia operación de la misma, se trata de una estructura sometida a impactos de baja energía durante el aterrizaje, al ser posterior al tren de aterrizaje trasero.

Para la detección de delaminaciones e impactos se ha instrumentado la estructura con una línea sensora de fibra distribuida en configuración de zig-zag, 24 FBG situadas en las posiciones y direcciones que experimentaban un mayor cambio en el campo de deformaciones a la combinación múltiple de despegues de elementos rigidizadores y 16 PZT distribuidos cerca de las posiciones susceptibles de daño.

## 3 Detección de daño mediante la medida del campo de deformaciones

### 3.1 Medida del campo de deformaciones mediante técnicas de medida distribuida

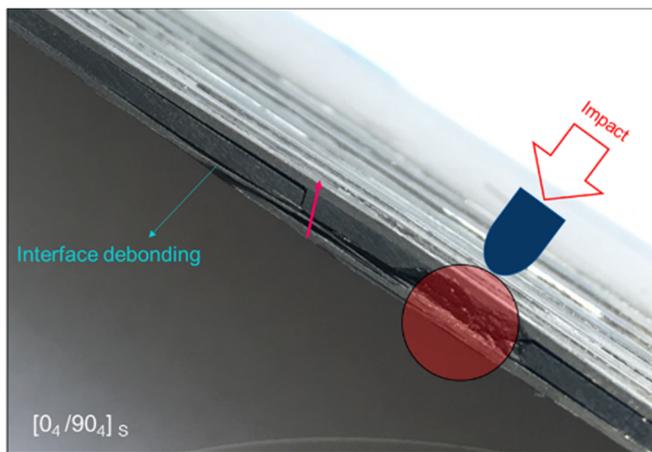
La dispersión de Rayleigh en una fibra óptica está causada por las fluctuaciones aleatorias del índice de refracción a lo largo de la fibra, producida por la propia fabricación de esta. Estas fluctuaciones son estables en ausencia de variaciones de estímulos externos como la temperatura y las deformaciones. De esta forma se puede considerar una fibra óptica como una FBG de amplitud muy débil y de una longitud



de onda aleatoria. Al igual que en una FBG, el espectro cambia linealmente con las variaciones de temperatura y deformación.[4,5,6]

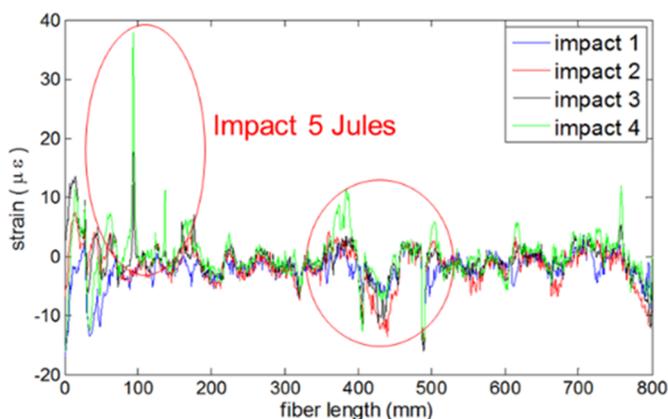
Con esta técnica es posible conocer el campo de deformaciones completo en el sentido de la fibra, aunque debido a las limitaciones de los equipos de medida, prácticamente en condiciones cuasi-estáticas. La influencia de una delaminación o el despegue de un elemento rigidizador provoca dos efectos, por un lado, un cambio en el campo de deformaciones, con una magnitud proporcional a la carga aplicada sobre la estructura, y por otro, una liberación de los esfuerzos residuales. Así, la mejor manera de detectar tanto la aparición como la posición de una delaminación es mediante la medida directa solo de los esfuerzos residuales, ya que así no es necesario compensar el estado de esfuerzos, que en un principio es desconocido

En la figura 2 se puede observar el detalle de una delaminación provocada por un impacto en el borde del revestimiento superior mediante un impacto de 5J en el borde. El campo de deformaciones es medido a través de una fibra óptica situada en la superficie con una configuración en zigzag con una separación de 20mm.



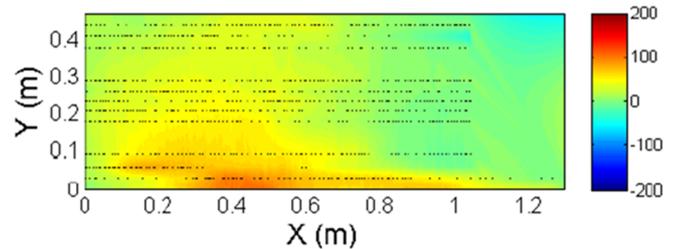
**Figura 2.** Detalle de una delaminación provocada por un impacto en el borde del revestimiento superior

El estado de deformaciones respecto a la referencia va a cambiar, ya que debido a la delaminación se produce un cambio en el estado de esfuerzos debido a la liberación de los esfuerzos residuales a través del espesor.



**Figura 3.** Medida del campo de deformaciones medida con una fibra óptica

Si bien es fácilmente discernible la variación de las deformaciones debidas al impacto (ver figura 3), y también sería posible ubicar la posición en la estructura conociendo donde está pegada la fibra, resulta más eficiente e inmediata conocer la severidad y la posición pintando el mapa de deformaciones interpolando la información del campo de deformaciones a lo largo de toda la superficie (figura 4). Así es posible determinar fácilmente también la extensión del área dañada.



**Figura 4.** Mapa de deformaciones obtenido mediante la técnica de medida distribuida en el que se aprecia el efecto de la delaminación del borde

### 3.2 Medida del campo de deformaciones mediante sensores puntuales FBG

Las FBG son los sensores de fibra óptica más utilizados, ya que se les puede asimilar fácilmente a las galgas extensométricas. Además, los equipos de medida son los suficientemente maduros que es posible embarcarlos durante el vuelo, de cara a poder realizar una monitorización continua. Para ello se han pegado 4 fibras ópticas con 6 sensores cada una en el interior del fuselaje. Ya que la influencia del daño es local y solo sería posible detectar la aparición de daño con una red tan densa como la anterior, para detectar daño será necesario monitorizar las cargas en vuelo y discernir la aparición de daño mediante un tratamiento posterior de los datos [7,8].





Figura 5. Imagen del interior del fuselaje con la instrumentación



Figura 6. Detalle de la red sensora de FBGs pegada en el interior del fuselaje

En este caso se ha realizado una red neuronal (ANN) que ha sido entrenada mediante la información proporcionada por un modelo de elementos finitos en el que se han simulado daños en 4 posiciones diferentes con dos grados de progresión. Los daños simulados han sido los despegues de las pestañas de las cuadernas de las costillas al revestimiento. En todo

momento se ha considerado la estructura con un comportamiento lineal

Posteriormente se ha sometido la estructura a un daño progresivo creciente durante 6 pasos localizado entre la posición 3 y 4, correspondiente a la segunda costilla. La red no solo consigue detectarlo, sino que localiza el daño en la pestaña de la costilla. En este caso, a diferencia del anterior, es necesario el tratamiento de los datos para localizar la posición de los despegues en la estructura.

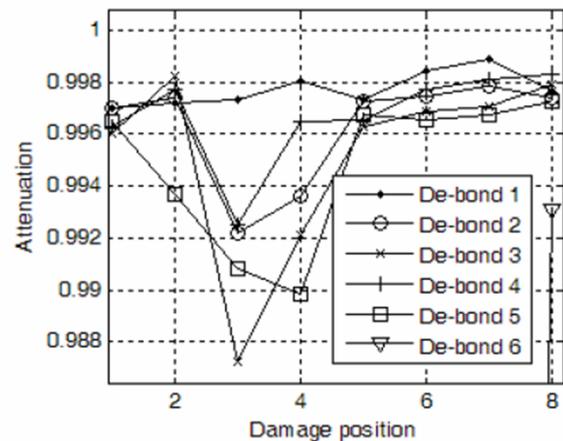


Figura 7. Resultados de la red neuronal

#### 4 Detección de daño mediante PZT en configuración pasiva

Ante un impacto, en cualquier material se generan ondas elásticas de alta frecuencia que viajan confinadas en el espesor del material. Usualmente, las ondas de Lamb suelen ser el tipo de onda principal en placas, y su propagación ha sido muy estudiada en el campo de la detección de daño. Sin embargo, muchos de estos estudios se refieren a placas infinitas o semi-infinitas, sin tener en consideración los efectos de borde producidos en largueros y rigidizadores, que originan rebotes de las ondas enmarañando la señal y dificultando por tanto el tratamiento de las mismas.

Por otra parte, las ondas de Lamb pueden tener un número infinito de modos simétricos y antisimétricos, sin embargo para productos de frecuencia por espesor inferiores a  $1000\text{Hz}\cdot\text{m}$  (frecuencia de corte de los modos de mayor orden), únicamente se propagan los modos fundamentales  $A_0$  y  $S_0$ . En los laminados ensayados, este producto queda por debajo de la frecuencia de corte, lo que simplificará el tratamiento de datos posterior.

Para las mediciones se ha utilizado una tarjeta de adquisición de datos de National Instruments, con un sampling rate máximo de  $2\text{MS/s}$  para un canal, permitiendo captar los fenómenos de alta frecuencia que tienen lugar durante el impacto. Para cada una de las localizaciones de impacto se toman medidas sobre grupos de máximo 8 sensores, con un lay-out predefinido en función de la posición del impacto, suficientes para una posible localización del daño mediante triangulación.



Mediante el procesado de los datos, se obtienen dos valores significativos para cada canal: el tiempo de llegada del primer pico, y la amplitud del mismo.

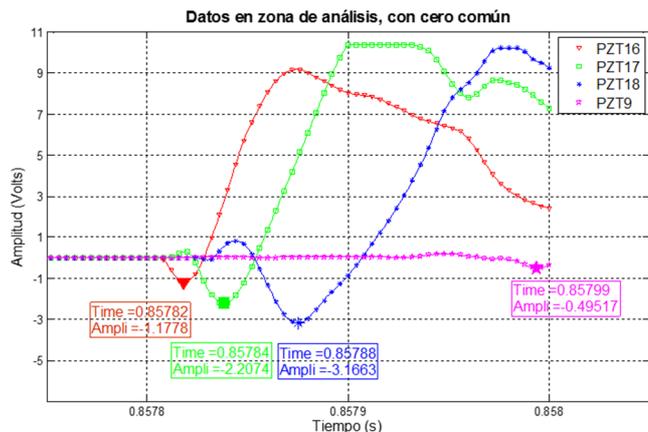


Figura 8. Resultados de un impacto

Con el tiempo de llegada se puede obtener, mediante triangulación, una aproximación de la localización del daño producido. Sin embargo, debido a la marcada anisotropía del material y la existencia de rigidizadores cambian las velocidades de propagación, teniendo que ser esto tenido en cuenta de cara a la localización de la posición exacta (figura 9).



Figura 9. Ejemplo de triangulación con los datos medidos

La severidad del daño se puede determinar, una vez conocida la posición, midiendo la energía recibida por el mismo. Este análisis no es inmediato, ya que es necesario no solo conocer la máxima amplitud del impacto, también el tiempo de amortiguación de la señal y su posición.

### 5 Detección de daño mediante PZT en configuración activa

En el método activo, la estructura es monitorizada gracias a la comparación de una medida en condiciones de operación con otra de referencia. Para ello, uno de los elementos

piezoeléctricos ha de operar como actuador, enviando un tipo de señal predefinida en un barrido de frecuencias desde 50 a 450kHz. De esta manera, podrá observarse qué frecuencia produce mayor excitación en la estructura, puesto que también será la que más información aporte. Esto se debe a que las ondas de Lamb, que son las predominantes en estructuras de espesor delgado, tienen naturaleza dispersiva y su velocidad depende del producto frecuencia por espesor.[9]

El tren de ondas enviado viaja por la estructura, y será recogido por los elementos que actúan como sensores. En caso de que aparezca algún defecto a lo largo de la trayectoria recorrida, cambiará la señal recibida con respecto a una referencia de pieza “sana”. Como se tienen varios elementos sensores, es posible una triangulación del daño para estimar su posición, pudiendo aproximar asimismo la magnitud del daño, si bien no de forma cuantitativa, al menos sí cualitativa.

Con este sistema, ha de tomarse una referencia que sirva de base para las siguientes medidas antes de realizar ningún impacto. Este será considerado como el estado “sano” de la misma, mientras que tras cada uno de los impactos la pieza vuelve a ser interrogada.

Si bien, el daño real no abarca toda el área representada, ya que se restringe a una delaminación en esa zona, de unos 200mm<sup>2</sup>, sin embargo sirve para orientar a la hora de localizar defectos de cara a una posterior inspección mediante otra técnica que permita caracterizar el tamaño real. En la figura 10 se pueden observar los resultados para dos impactos, de 15 y 20 J, en la misma posición.

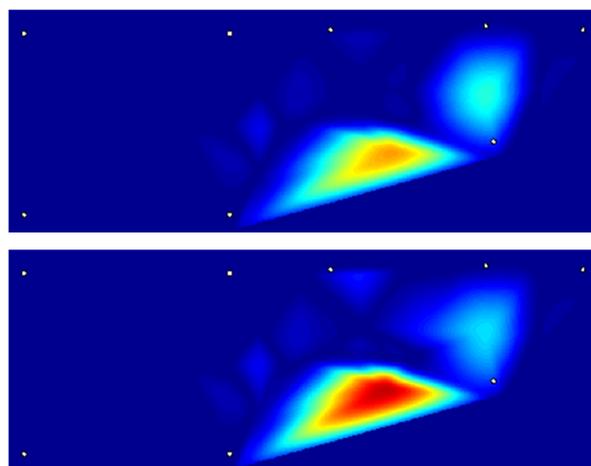


Figura 10. Resultado de impactos a energía creciente (15J arriba y 20J abajo)

### 6 Conclusiones

En este artículo se han comparado diferentes técnicas de monitorización estructura. Por un lado, las técnicas basadas en la medida del campo de deformaciones o bien requieren una gran densidad sensora para localizar el daño, debido a la influencia exclusivamente local del mismo, o requieren de un tratamiento posterior que permita determinar la posición del daño en base a los cambios del campo de deformaciones en la estructura cargada. En este caso se han empleado las redes neuronales, ya que se consideran la herramienta más potente para clasificar señales.



Por otro lado las técnicas con PZT no requieren una red sensora muy densa, ya que la propagación de las ondas elásticas nos permite localizar el daño incluso lejos de su posición. Sin embargo, o bien requieren una medida continua del evento que lo provoca, lo que exige altos recursos computacionales, o bien un tratamiento de la señal que permita medir los cambios provocados por ondas elásticas.

La definición de la red sensora más eficiente para la determinación del daño se debe de hacer en función de las condiciones de operación de la estructura y del tipo de daño que se pretende detectar.

## Agradecimientos

Este proyecto ha podido realizarse gracias al proyecto integración y explotación de sistemas de autodiagnóstico y supervisión de salud estructural en vehículos aéreos no tripulados (TRA2014-58263-C2-2-R) del plan Nacional de Investigación del gobierno de España.

## Referencias

- [1] W.J. Staszewski, C. Boller, and G.R. Tomlinson. "Health Monitoring of Aerospace Structures". John Wiley & Sons, Ltd, Chichester, 2004.
- [2] Y. K. Yap "Structural Health Monitoring For Unmanned Aerial Systems" Technical Report No. UCB/EECS-2014-70, 2014
- [3] SAE "Guidelines for Implementation of Structural Health Monitoring on Fixed Wing Aircraft", SAE Standard: ARP6461 (2013)
- [4] Güemes, A.,. Fiber Optic Strain Sensors. NATO Lecture Series, DOI: 10.14339/ STO-EN-AVT-220-03 (2014)
- [5] R. Di Sante Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications. *Sensors* 2015, 15, 18666-18713
- [6] Guo, H.; Xiao, G.; Mrad, N.; Yao, J. Fiber Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Air Platforms. *Sensors* 2011, 11, 3687-3705.
- [7] Peng Ren \* and Zhi Zhou A Review on Strain Based Damage Detection Strategies for Structural Health Monitoring, *Pacific Science Review*, vol. 15, A, no 3, 2013, pp. 1-7
- [8] Li, Y . Y ., "Hypersensitivity of Strain-based Indicators for Structural Damage Identification: A Review", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 24: 653-664, 2010.
- [9] Orfanidis, Sophocles J. (1996): "Introduction to Signal Processing. Englewood Cliffs". NJ Prentice-Hall.

