

M. Frovel^a, F. Terroba^b, J.C. Plaza^b, J. Cabezas^b, A. Güemes^c,
J. García-Ramírez^c, E. Reyes^c, A. Fernández^c

^a Departamento de Estructuras y Materiales, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) crta Ajalvir pk 4 28850, Torrejón de Ardoz, España

^b Centro de I+D Aeronáutico, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) crta Ajalvir pk 4 28850, Torrejón de Ardoz, España

^c Departamento de Materiales y Producción Aeroespacial, ETSI Aeronáutica y del Espacio, Universidad Politécnica de Madrid, Plaza del Cardenal Cisneros 3, 28040, Madrid, España

Monitorización estructural del RPAS MILANO en la fase de ensayos en vuelo

RESUMEN

Historia del artículo:

Recibido 29 de Mayo de 2019

En la versión revisada 20 de Junio de 2019

Aceptado 5 de Julio de 2019

Accesible online 15 de Abril de 2021

Palabras clave:

SHM

Monitorización de daño

RPAS

Desencolados

El RPAS (Remote Piloted Air System) MILANO es el mayor sistema aéreo no tripulado desarrollado por INTA, pretende convertirse en una plataforma de investigación capaz de realizar ensayos en vuelo con multitud de cargas de pago científicas complementando de este modo a las plataformas Aéreas de Investigación (PAIs) tripuladas del propio INTA. A nivel estructural, el RPAS MILANO está realizado en su práctica totalidad en material compuesto de carbono/epoxi de curado fuera de autoclave y en su diseño se han seguido las normativas de aeronavegabilidad aplicables al tipo de aeronave (STANAG-4671). En el mes de Diciembre del 2018 ha comenzado la fase de ensayos en vuelo del RPAS MILANO y su sistema de detección de daño y uso (SHM) se está empleando para recoger datos antes, después y durante los vuelos, proporcionando una información muy útil a la hora de evaluar y analizar el estado de la estructura y la posible aparición de sobrecargas estructurales no previstas durante la misión. La información sobre eventos especiales, como el aterrizaje forzoso o la carga de ráfagas, se puede proporcionar a los operadores de mantenimiento después de cada vuelo.

El modelo de simulación y sus predicciones se han validado en una estructura real del fuselaje posterior del MILANO y en la que se introducen daños reales de tamaños mayores al eliminar remaches progresivamente. En nuestro estudio, se utilizan tres algoritmos diferentes de detección de daño, basados en un índice de daño, PCA y Artificial Neural Networks (ANN), respectivamente.

Structural monitoring of RPAS MILANO in the flight test phase

ABSTRACT

Keywords:

SHM

Damage detection

RPAS

Debonding

The RPAS (Remote Piloted Air System) MILANO is the largest unmanned aerial system developed by INTA that aims to become a research platform capable of carrying out in-flight tests with many scientific payload, thus complementing the Air Research Platforms (PAIs) of INTA. At the structural level, the RPAS MILANO is made in its entirety in carbon / epoxy composite material that is cured out of the autoclave. Its design has been followed by the airworthiness regulations applicable to the aircraft type (STANAG-4671). In the month of December 2018, the RPAS MILANO flight test phase began and it's Health and Usage Monitoring System (HUMS) is being used to collect data before, after and during flights, providing very useful information when evaluating and analyzing the state of the structure and the possible appearance of structural overloads not foreseen during the mission. Information about special events, such as forced landing or burst loading, can be provided to maintenance operators after each flight.

The simulation model and its predictions have been validated in a real structure of the rear fuselage of the MILANO and in which real damage of larger sizes is introduced by eliminating rivets progressively. In our study, three different damage detection algorithms are used, based on a damage index, PCA and Artificial Neural Networks (ANN).

1 Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (RPAS) son de creciente interés para la aviación civil y militar. Muchos diseños diferentes ya están en el mercado para vigilancia y reconocimiento, aviones blanco y de combate. La mayoría de las veces las estructuras de los vehículos están hechas de plástico reforzado con fibra de carbono (CFRP) para obtener una alta eficiencia estructural haciendo uso de su resistencia y rigidez específicas muy altas. Las estructuras CFRP son generalmente diseños con elementales unidos por adhesivos estructurales, lo que minimiza el peso y ofrecen una introducción óptima de la carga en la estructura compuesta, evitando así las concentraciones de tensión. Sin embargo, aún se requieren juntas remachadas para puntos altamente cargados, tales como las uniones de ala o uniones donde se requiere una garantía especial para una vida útil más larga.

La monitorización de cargas estructurales en vuelo de los RPAS es de gran relevancia no solo para la evaluación de las cargas de vuelo y el uso de estos datos para estimar la vida útil restante de la estructura, sino también para una evaluación rápida y fiable de los impactos estructurales debidos a eventos inesperados, como aterrizajes duros y ráfagas que pueden producir cargas significativas en la estructura. Esto es especialmente importante con las estructuras de CFRP donde el daño es a menudo poco visible y las técnicas de inspección no destructiva (NDI) convencionales requieren mucho tiempo y operadores altamente capacitados. La monitorización de cargas en vuelo permite, en combinación con un sistema de detección de daños estructurales (SHM, de Structural Health Monitoring), tiempos de puesta a punto después/antes de vuelo rápidos y aumenta la disponibilidad de los RPAS. Aparecen muy pocos casos en los que la carga de vuelo y la monitorización de uso se han realizado con RPAS. Los casos conocidos, aparte de las actividades del Instituto Nacional de Tecnología Aeroespacial (INTA) con su RPAS de vigilancia táctica SIVA [1], el blanco aéreo DIANA [2] y el MILANO, son la monitorización de cargas estructurales del RPAS NISHANT por un grupo israelí-indio [3] [4] y el HERON de Larga Duración y Gran Altitud (HALE) de la compañía IAI [5] [6] que hacen uso de la red de sensores ópticos instalada. En este último avión se aplican ya los requisitos de aeronavegabilidad del RPAS según las regulaciones de aeronavegabilidad de aeronaves tripuladas comerciales [7] [8]. Otro caso es la NASA que realizó pruebas de vuelo de un Predator A [9] y en el ala larga y esbelta del HELIOS [10] [11] [12] [13]. En todos estos casos, los sensores de fibra óptica, como los sensores de redes Bragg (FBGS), se han utilizado para medir tanto las deformaciones como la temperatura. Los FBGS son muy atractivos para el uso en aplicaciones RPAS debido a su peso muy bajo, volumen mínimo, multiplexibilidad, confiabilidad e inmunidad a las influencias electromagnéticas. Muchos sensores pueden inscribirse en una sola fibra óptica y no interfieren o no son interferidos por los sistemas de antenas de comunicación y observación a bordo o cualquier otra interferencia electromagnética (EMI).

Los sensores de fibra óptica utilizados en el MILANO son FBGSs grabados en la fibra óptica durante la fase de hilada (DTG_draw tower gratings) de la compañía FBGS INTERNATIONAL, que están disponibles con recubrimiento de poliimida u Ormocer [14], [15] y que son sensores muy

robustos, adecuados para soportar el duro ambiente aeronáutico durante el vuelo, manejo y mantenimiento. Se realizaron campañas de prueba en el INTA que demostraron la confiabilidad de estos FBGS en un amplio rango de temperaturas de -150 a 200°C [16], [17], en condiciones criogénicas [18], en condiciones secas y húmedas, bajo carga de fatiga [19] y en condiciones embebidas y pegadas tanto en material compuesto como en metal. Actualmente no hay ningún interrogador embarcable para FBGS certificado en el mercado, aunque los desarrollos de Smart Fibers Company (ahora HALIBURTON) [20], Insensys /Epsilon Optics Company [21], Technobis Company [22] y desarrollos de la compañía TEMAI son sistemas adecuados para aplicaciones aéreas.

El siguiente documento describe las actividades conjuntas del INTA y de la ETSIAE utilizando un SHM basado en DTG robustos para su RPAS MILANO tipo MALE.



Figura 1. RPAS MILANO con SHM integrado durante las pruebas en tierra. FF / FP2: Fuselaje delantero / posterior. Arriba dcho: MILANO en vuelo

2 SHM integrado en el MILANO

INTA ha adquirido mucha experiencia en las últimas dos décadas en el diseño, en la fabricación y la aplicación de RPAS desarrollados internamente para la vigilancia, el reconocimiento y los blancos aéreos. Uno de los RPASs desarrollado y ensamblado por INTA es el MILANO, que se desarrolló a partir de un proyecto de investigación y desarrollo para operaciones MALE. La estructura completa de CFRP tiene una envergadura de ala de 12,5 m, servicio de techo de 9000 m y más de 20 h de duración de vuelo, figura 1. El primer vuelo se realizó en invierno de 2018.

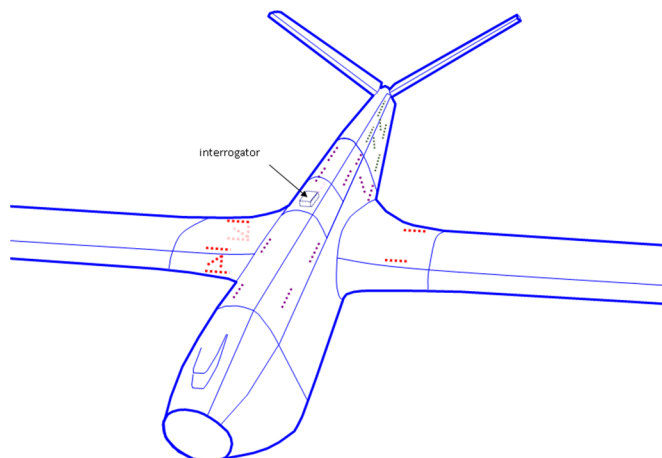


Figura 2. Sensores integrados en el MILANO 1. Líneas discontinuas rojas: ala central; morado: fuselaje central; verde: FP



MILANO está equipado con una red de sensores tipo DTG integrados en el ala central, el fuselaje y el tren central, figura 2. Los principales objetivos de los sistemas de sensores instalados son:

- Monitorización de cargas de vuelo.
- Evaluación de eventos especiales.
- Detección de daños.
- Verificación de datos de diseño.
- Recopilación de datos para la certificación.

Los datos de vuelo, almacenados en el interrogador FBGS, se descargarán a través de Ethernet y se analizarán en tierra después de cada vuelo o grupo de vuelos para estimar la vida útil residual de la estructura y detectar posibles daños estructurales. Los datos de deformaciones medidos se compararán con los valores de deformaciones de referencia de la estructura prístina. Para el SHM de vuelo, el principio físico para la detección de daños es el cambio de la distribución de deformaciones debido a la presencia de un daño estructural. La carga se redistribuye dentro de la estructura si alguno de sus elementos cambia su rigidez, debido a la reducción de su área de soporte de carga, como por ejemplo la separación de elementos estructurales, grietas locales o delaminaciones del material compuesto. Esta redistribución de la carga da como resultado diferencias en la distribución de las deformaciones de la estructura y puede ser detectada por los sensores integrados. Se calculará un índice de daño utilizando los nuevos datos medidos. Se han obtenido experiencias con esta técnica en el objetivo aéreo de vuelo rápido DIANA de INTA [2]. La compensación de temperatura de los datos se prevé con los sensores de temperatura instalados y las calibraciones realizadas previamente de la estructura instrumentada. Se requiere una carga de referencia para la detección de los cambios del camino de carga. La carga de referencia es, en el caso de DIANA antes mencionada, un peso calibrado que se encuentra en un punto definido de su fuselaje frontal. En el caso del RPAS HERON [3], el RPAS se levanta con una grúa en posiciones definidas del ala para obtener una carga de referencia repetible. En el MILANO, la carga de referencia aún está por definirse. El interrogador embarcado del MILANO es el Smart Scan Aero Mini de Smart Fibers Company [20] que es un interrogador compacto y robusto para la medición dinámica de FBGS basado en una fuente de láser sintonizable. Los datos se escriben durante el vuelo en una memoria flash interna de 32 GB, lo que permite el registro de datos de prueba de vuelo extendido sin la necesidad de una computadora de vuelo independiente. El interrogador ha superado la calificación ambiental MIL-STD-810G en choque (20 g) y vibración (11 g rms) y está operativo en el rango de temperatura de -40 a 60°C. Los sensores de fibra óptica utilizados son DTG de Ormocer recubiertos de alta resistencia.

2.1 Validación del SHM de vuelo con sensores puntuales (FBGS)

Dos fuselajes posteriores (FP1 y FP2) se fabricaron en el marco del proyecto INESASSE, financiado con fondos nacionales, para validar el SHM de vuelo integrado. Cada uno está equipado con 20 DTG para medir deformaciones y uno para la temperatura. La posición de los FBGS ha sido optimizada para obtener el mayor resultado frente a delaminaciones utilizando el FEM. Los elementales de CFRP

(revestimientos, largueros, refuerzos y cuadernas) están unidos mediante un adhesivo estructural. Uno de los fuselajes posteriores (FP1) se fabricó con cuatro zonas despegadas. Las zonas de este fuselaje no están unidas por el adhesivo, sino que están remachadas, de modo que la continuidad estructural está garantizada, pero se ofrece la posibilidad de introducir daños mediante la eliminación paso a paso de los remaches. Estas zonas están ubicadas en tres de las cuatro cuadernas y en el larguero lateral como se muestra en la figura 3. El otro fuselaje de popa, FP2, se fabricó de acuerdo con el diseño estándar y todos los elementos están unidos entre sí. Mientras FP1 se utiliza para evaluar la capacidad de detección de daños, FP2 se utiliza para demostrar la robustez de su sistema de sensores en vuelo, mide las cargas de vuelo y evalúa la robustez de los algoritmos de detección de daños contra falsas alarmas.

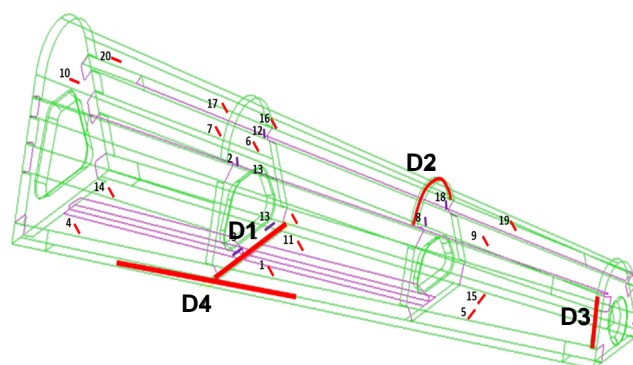


Figura 3. Fuselaje posterior de casi 3m de longitud con las 4 zonas de descolados (D1-4, líneas rojas) unidas no por adhesivo sino por remaches. Los números marcan los FBGS

Se tomó una referencia de las deformaciones (ϵ_{0i}) de cada sensor ($i=1\dots 20$) del fuselaje completamente remachada en carga de flexión y torsión. La carga se introdujo en pasos del 10%, alcanzando 4kN en flexión y 2kN en carga de torsión, figura 5. A continuación, los remaches en la segunda cuaderna (daño D1) se retiraron uno por uno hasta la mitad del número total y luego de cuatro en cuatro remaches. Después de remover cada remache se realizaron los mismos ensayos mecánicos y se media de nuevo las deformaciones de cada sensor (ϵ_i). Antes de cada prueba, los valores de tensión fueron balanceados y se compensaron con el efecto de la temperatura. Los resultados obtenidos se compararon con la referencia (ϵ_{0i}) y se calculó la diferencia en porcentaje para cada sensor. Las tres veces la desviación estándar (3σ) se resta de cada deformación para obtener un resultado estadísticamente fiable. El resultado final es el índice de daño (D_i) mostrado en la ecuación (1).

$$D_i [\%] = \text{abs} \left(\frac{(\epsilon_{0i} - 3\sigma) - (\epsilon_i - 3\sigma)}{\epsilon_{0i} - 3\sigma} \cdot 100 \right) \quad (1)$$

Se definió un umbral arbitrario de $D_i = 10\%$, que indica que hay con alta probabilidad un daño estructural si D_i es mayor que este valor. Un daño está indicado en cuanto uno de los sensores (i) detecta daño. El daño se marca como, por ejemplo, en el caso del sensor A14 que se encuentra en la parte inferior plana de FP1 cerca del daño, cuando se quita el primer remache. Un resultado igual de sensible al daño se observa en los sensores C6, C19 y C17 colocados en el



revestimiento. Quitar más remaches incrementa normalmente el daño, pero puede llegar a disminuir D_i en algunos casos, si se obtiene cierta simetría de los remaches quitados, como en el sensor A14 con 11 o 15 remaches quitados, figura 4. Se puede ver en el caso del daño D4, que los sensores C6 y C20, situados en el revestimiento superior, eran en este caso los más sensibles al daño.

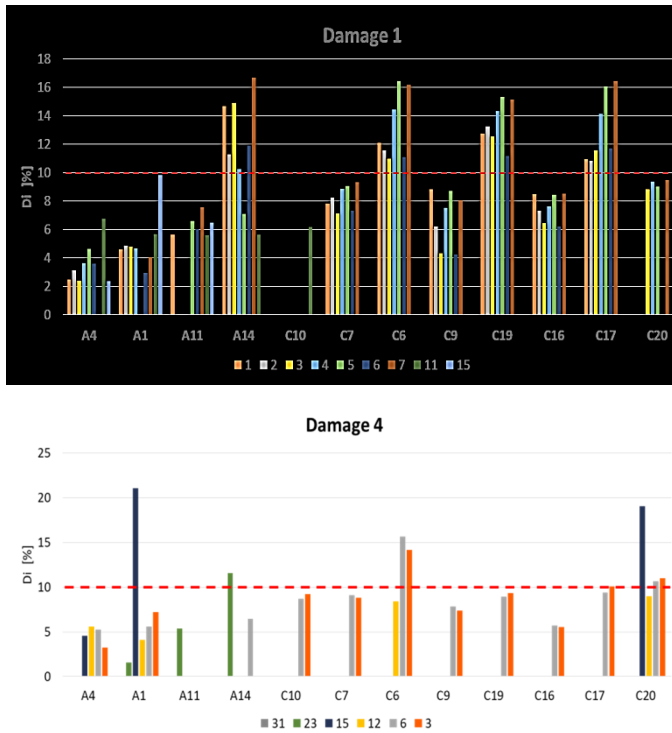


Figura 4. Índice de daños de los sensores instalados en los revestimientos cuando los remaches fueron removidos paso a paso. Remaches del daño D1 (1, 3, 5, 7, 11 y 15) y D4 (3, 6, 12, 15, 23, 31). Las barras de error indican la desviación estándar. La línea discontinua roja el umbral de daño

En general se puede decir, que daños relativamente pequeños pueden ser detectados con este método, como se puede ver en la tabla 1. En ningún caso, de la estructura con los remaches quitados, se ha detectado un cambio significativo de la deflexión global del FP1 a carga máxima, que se mantenía en unos 71 ± 3 mm en la punta. Las propiedades funcionales del fuselaje posterior no se ven afectadas con desencolados de hasta 1 m de longitud (D4), lo que indica que el sistema de detección de daño es suficientemente sensible para avisar de un daño antes de que este daño pueda tener consecuencias catastróficas.

| | Daño | | | |
|------------------------|------|-----|-----|-----|
| | D1 | D2 | D3 | D4 |
| Tamaño detectable [mm] | 50 | 180 | 110 | 100 |

Tabla 1. Tamaños de daño detectables con el método, donde el D_i es mayor de 10%

Otras técnicas, como componentes principales (PCA) y redes neuronales artificiales (ANN), pueden aplicarse para mejorar más todavía los resultados. Estas técnicas también se han estudiado dentro de este proyecto INESASSE y se presentarán en el siguiente párrafo.

2.2 Nuevas técnicas de detección de daño mediante PCA y sensores distribuidos

Se han estudiado nuevas técnicas de detección de daño basados en PCA y ANN utilizando sensores de fibra óptica distribuido [24, 26, 27, 28]. Una red de sensores distribuidos de fibra óptica, integrado en el panel base del FP2, proporciona mediciones de deformación en cada punto de la fibra, figura 5.

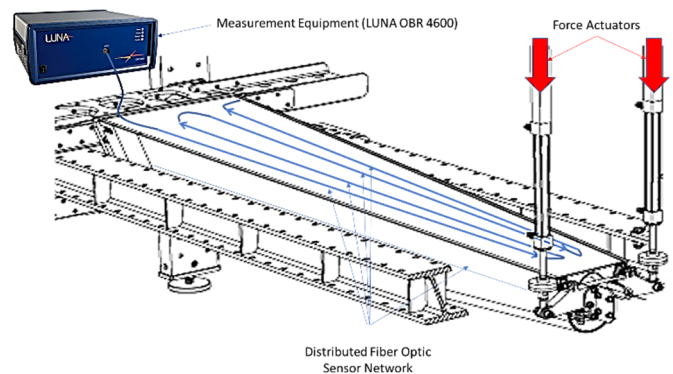


Figura 5. Set up del ensayo mecánico usado para los ensayos y la instrumentación de fibra óptica distribuida en el FP1

Esta gran red de sensores se aprovecha para detectar cambios en el campo de deformaciones globales causadas por un daño local. Además, los campos de deformación se obtuvieron mediante un modelo de elementos finitos (FEM).

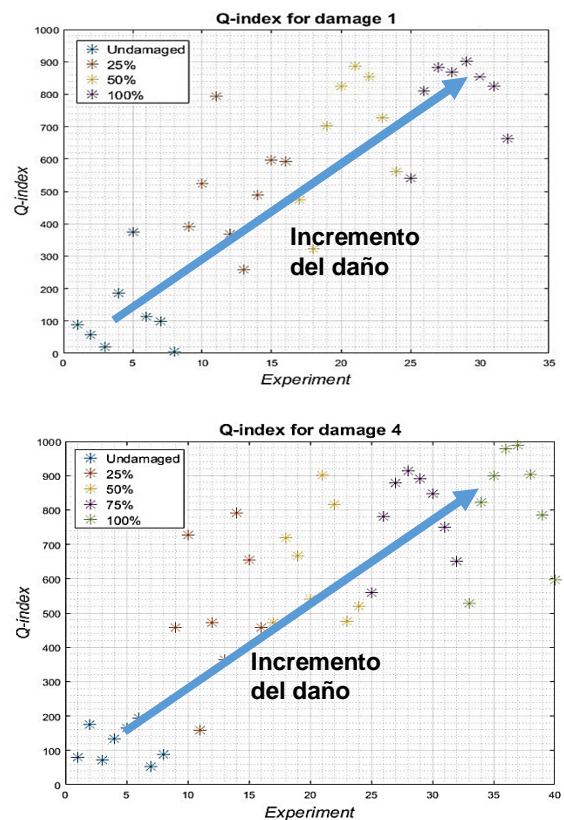


Figura 6. Resultados experimentales del índice Q para los casos de daño D1 (arriba) y D4 (abajo) en las condiciones sin daño, 25%, 50% y 100% de daño introducido.



El núcleo del sistema de detección de daño es el algoritmo para comparar el campo de deformaciones con y sin los daños introducidos. En este estudio, dos algoritmos diferentes se utilizan basado en PCA y la ANN, respectivamente. PCA es un método simple y no paramétrico para extraer información de grandes conjuntos de datos. Es un procedimiento de análisis multivariable clásico para reducir un conjunto de datos complejos a una dimensión inferior y revelar algunos patrones / estructuras ocultos; se puede encontrar una discusión más amplia en la referencia [29]. Los datos originales se expresan de nuevo en una nueva base ortogonal donde los datos se organizan según direcciones de varianza máxima y redundancia mínima, denominadas componentes principales.

El indicador de daño para esta técnica es el índice Q y la capacidad de detección ha sido probada por los resultados de tensión de FEM con ruido agregado en diferentes estados de daño. Como se puede concluir en la Figura 6, esta técnica es poderosa para detectar la aparición de daño, incluso si el área de daño es pequeña.

2.3 Nuevas técnicas de detección de daño mediante ANN y sensores distribuidos

Las redes neuronales artificiales son herramientas matemáticas que se utilizan para resolver problemas de varios tipos como una red de unidades de procesamiento paralelo, masivo y distribuido llamadas neuronas. En este caso, los ANN se construyen utilizando la información de deformación proporcionada por la red de sensores distribuidos.

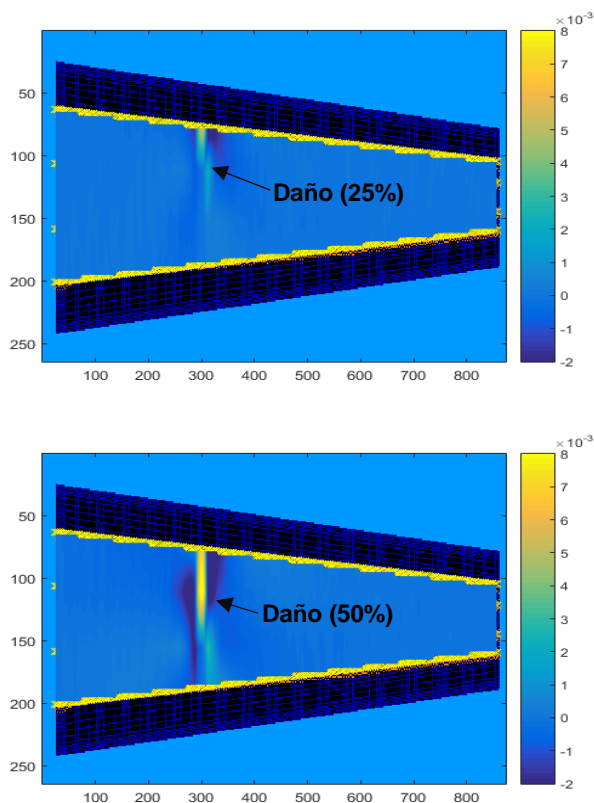


Figura 7. Resultados experimentales de ANN para los casos de daño D1 en las condiciones de 25% de daño (arriba) y 50% de daño (abajo)

El entrenamiento se realizó con simulaciones FEM con diferentes estados de daño y diferentes casos de carga. La ANN se entrena con deformaciones calculadas para la estructura no dañada, y para los casos de daños 1 y 4 con 100% y 75% de la longitud de desunión. Cada caso de daño modifica el perfil de deformación. La ANN seleccionada es una arquitectura estática de propagación hacia atrás con 16 entradas (2 casos de daños) y la referencia en 16 pasos de carga, una capa oculta de 120 neuronas y 2 salidas, los perfiles de los indicadores de daños en las dos ubicaciones consideradas de daños. La salida de ANN es un indicador de daño para un conjunto predefinido de situaciones entrenadas, que proporciona un perfil de tensión de los diferentes casos de daños de entrenamiento, en este caso los daños 1 y 4. Una ANN similar, con la misma respuesta y estructura, fue entrenada con resultados reales. El resultado de la ANN con diferentes daños progresivos en las posiciones 1 y 4 se puede ver en la siguiente figura 7.

Se muestra que la ANN establece la posición de daño cuando la entrada es simulada por FEM. ANN proporciona el perfil de daño basado en la prueba de deformación, el estado de daño definido durante el entrenamiento, independientemente del estado de carga. Esta información podría presentarse como un mapa de daños sobre la estructura, como se puede ver en la figura 7.

3 Conclusiones

SHM es una de las tecnologías habilitadoras para revolucionar el futuro diseño y mantenimiento estructural. Esto es de gran interés especialmente en las esturas de los RPAS, que en su mayoría están hechos de CFRP y donde no hay pilotos, que pueden avisar de incidencias ocurridas durante el vuelo. Los beneficios del enfoque de SHM para inspecciones de RPAS sin desmontaje y para minimizar los costos de uso y mantenimiento, mejora la fiabilidad y maximiza la disponibilidad de la aeronave.

Los robustos DTG FBGS utilizados, su arnés y el robusto interrogador de SMART FIBERS Company han funcionado de manera fiable durante las campañas de pruebas y en los vuelos realizados hasta ahora. Las pruebas en tierra realizadas con un fuselaje posterior para validar el SHM demostraron la posibilidad de detectar daños típicos, como el despegado de elementos estructurales, que se simuló al remover remaches paso a paso de zonas que no se habían adherido. Se han podido detectar descolados pequeños de pocos centímetros utilizando los sensores puntuales de FBGS y un índice de daño simplificado. Se detectaron daños siempre mucho antes de que estos descolados pudieran haber causado un cambio significativo en las prestaciones del fuselaje posterior.

Se estudiarán otros algoritmos de detección de daños, además del índice de daños ya aplicado, como PCA y redes neuronales artificiales ANN que demostraron su gran potencial en los resultados obtenidos. PCA proporciona un índice para calcular la ocurrencia de daños. Sin embargo, esta técnica no puede calcular la ubicación del daño o evaluar el tamaño del daño. ANN requiere una capacitación previa y es más difícil de usar y calcular; sin embargo, ANN podría proporcionar no solo la evaluación de daños, sino también una localización



detallada del área de daños que se puede presentar como un mapa de daños.

Agradecimientos

Los autores agradecen la financiación de las actividades del Ministerio de Economía y Competitividad (MINECO) dentro del proyecto INESASSE TRA2014-58263-C2-1-R.

Referencias

1. M. Frövel, G. Carrión, J. M. Pintado, J. Cabezas, F. Cabrerizo; "Health and Usage Monitoring of INTA unmanned Vehicles", *Structural Health Monitoring Journal*, Print ISSN: 1475-9217, DOI: 10.1177/1475921716676992, 2016
2. M. Frövel, F. Terroba, et al "Structural Health and Usage Monitoring of an unmanned turbojet target drone" *Structural Health Monitoring Journal*. 1-16, 2018, DOI: 10.1177/1475921718764082
3. Kressel, A. Handelman, Y. Botsev, J. Balter, P. Guedj, N. Gorbatov, M. Tur, Acr Pillai, M. H. Prasad, N. Gupta, A. M. Joseph and R. Sundaram, "Evaluation of flight data from an airworthy structural health monitoring system integrally embedded in an unmanned air vehicle", 6th European Workshop on Structural Health Monitoring, EWSHM-12, Dresden, Germany, ISBN_978-3-940283-41-2, pp: 1004-1007, 2012
4. I. Kressel, O. Shapira, U. Ben-Simon, A. Bergmann, S. Shoham, B. Glam, A. Handelman, Y. Botsev, J. Balter, P. Guedj, N. Gorbatov, M. Tur; "Airworthiness monitoring of the wing of a UAV fleet using fiber optic distributed sensing", ICAF, 29th conference, Nagoya, Japan, June 2017
5. I. Kressel, O. Shapira, N. Mashiach, U. Ben Simon, B. Glam, A. Bergman, A. Dvorjetski, T. Rothman, T. Yehoshua, M. Tur, "Structural Health Monitoring of Composite-based UAVs Using Simultaneous Fiber-Optic Interrogation by Fiber Bragg Grating Point Sensors and Rayleigh-based distributed Sensing", 56th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, 2016
6. Kressel, I., Dorfman, B., Botsev, Y., Handelman, A., Balter, J., Pillai, A. C. R., & Tur, M. „Flight validation of an embedded structural health monitoring system for an unmanned aerial vehicle". *Smart Materials and Structures*, 24(7), 075022, 2015
7. "STANAG 4671 (Edition 1) – Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements (USAR)," North Atlantic Treaty Organization Standardization Agreements, 2009
8. M. Neubauer, G. Gunteher and K. Fullhas, *Structural Design Aspects and Criteria for Military UAV.RTO-MP-AVT 145 UAV Design Processes and Criteria* 2007.
9. NASA information, <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/WSFM/index.html>, http://www.spacedaily.com/reports/NASA_evaluates_new_wing_sensor_999.html
10. Raffaella Di Sante, "Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications", *Sensors* 2015, 15, 18666-18713; doi:10.3390/s150818666
11. Ko, W.; Richards, W.U.S. Patent Application for Method for Real-Time Structure Shape-Sensing. U.S. Patent No. 7520176, 21 April 2009.
12. Bakalyar, J.; Jutte, C. Validation tests of fiber optic strain-based operational shape and load measurements. In *Proceedings of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, AIAA, Honolulu, HI, USA, 23 April 2012; pp. 1–81.
13. Derkevorkian, A.; Masri, S.F.; Alvarenga, J.; Boussalis, H.; Bakalyar, J.; Richards, W.L. Strain-based deformation shape-estimation algorithm for control and monitoring applications. *AIAA J.* 2013, 51, 2231–2240.
14. Chojetzki C., Rothhardt M., Ommer J., Unger S., Schuster K., Müller H.R., "High-reflective Draw-tower fiber Bragg gratings-arrays and single gratings of type II"; *Optical Engineering*, Vol 44 (6), June 2005.
15. Rothhardt M., Chojetzky C., Müller H.R.: "High mechanical strength single pulse draw tower gratings", *Proc. SPIE* Vol. 5579, Part A, pp. 127-135, 2004
16. M. Frövel, E. del Olmo, J. M. Pintado; "Optical fiber Bragg grating sensors embedded in CFRP composites for structural health monitoring of aerospace structures"; *Proceedings of the Adaptronic Congress 08*, Berlin
17. M. Frövel, G. Carrión, C. Gutiérrez, C. Moravec, J. M. Pintado. "Temperature and humidity dependent performance of FBG- strain sensors embedded in carbon/epoxy composites", *Proceedings of SPIE Smart Structures/NDE*, 16th annual international symposium, San Diego, USA, 2009
18. M. Frövel , A. Güemes , J.M. Pintado , E. Olmo, A. Obst; "Multiplexable Fiber Bragg grating temperature sensors embedded in CFRP structures for cryogenic applications", 3rd European Workshop on Structural Health Monitoring, Conference Centre Granada, Spain, 2006
19. M. Frövel, E. del Olmo, G. Carrión, J. M. Pintado, "Influence of Fatigue Loads and Temperature on the Response of FBGS embedded in Composite Material for Aerospace Applications", 5th European Workshop on Structural Health Monitoring, EWSHM-10, ISBN 978-1-60595-024-2, Sorrento, Italia, 2010
20. Smart fibers product information, <https://www.smartfibres.com/products/airframe-structural-health-monitoring>
21. Insensys, Epsilon Optics product information, <http://www.epsilonoptics.com/interrogators.html>,
22. Technobis product information, <http://www.technobis.com/index.php/products/fiber-sensing-solutions/gator-basic-fbg-interrogator-2-2>
23. Product information from FBGS Technologies, <http://www.fbgs.com/products/draw-tower-gratings/overview/>
24. J. Sierra, M, Frövel, E. Del Olmo, A. Güemes, J.M. Pintado; "A robust procedure for damage identification in a lattice spacecraft structural element by mean of strain field pattern recognition techniques", *European conference on Composite materials*, ECCM, Sevilla, Spain, June 2014
25. Malte Frövel, Antonio Fernandez, José María Pintado, María Antonia de la Torre, Raquel Lopez Heredero and Felix Terroba, "Structural health and usage monitoring with fiber optic sensors of unmanned aircrafts", *ECSSMET conference*, ESA/ESTEC, June 2018.
26. Güemes, A. Fernández-López, A. Soller, B. "Optical Fiber Distributed Sensing. Physical Principles and Applications" *J. Structural Health Monitoring*, Vol. 9, No. 3, 233- 245. (2010)
27. Güemes, A. Fernández-López, A, et all "Structural Health Monitoring in Composite Structures by Fiber-Optic Sensors" *Sensors* 2018, 18(4), 1094; <https://doi.org/10.3390/s18041094>
28. Boller et al., "INDEUS: A mean for simulation in SHM". *Proceedings 8th EWSHM2016* Bilbao, Spain
29. J. Sierra, A. Güemes and L. Mujica. *Damage Detection by Using {FBG}s and Strain Field Pattern Recognition Techniques*. *Smart Materials and Structures*. 25011-25020. 2013

