



POLITÉCNICA



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO FIN DE GRADO

Título del Trabajo Fin de Grado

AUTOR: Nombre APELLIDOS

ESPECIALIDAD: Denominación de la especialidad

COTUTOR: Nombre APELLIDOS

TUTOR DEL TRABAJO: Nombre APELLIDOS

Febrero de 2020

Agradecimientos

TITULACIÓN: Graduado en Ingeniería Aeroespacial

DEPARTAMENTO: Materiales y Producción Aeroespacial

TIPO DE TFG: Especial

INTENSIFICACIONES A LAS QUE SE OFERTA: Todas

TÍTULO DEL TRABAJO: Detección y análisis de impactos sobre estructuras de material compuesto con sensores integrados

CONTENIDOS Y OBJETIVOS DEL TRABAJO:

En el marco de las estructuras inteligentes, las estructuras con sensores integrados permiten la determinación de la existencia de daños o de eventos mediante el tratamiento de las señales de los sensores, en lo que se conoce como SHM (Structural Health Monitoring). En este marco, se va a trabajar con una red de sensores PZT integrados en una placa de material compuesto con y sin rigidizadores. Se analizarán los impactos realizados sobre la misma y se estudiará su respuesta para tratar de discriminar no solo la posición del impacto, sino también discriminar la energía del mismo. Adicionalmente se tratará de discriminar entre la masa y la velocidad del impacto y, en caso de que se produzcan daños en la misma (delaminaciones, roturas, etc) cuantificarlos y caracterizarlos.

Con este objetivo, se desarrollarán redes neuronales (ANN-Artificial Neural Networks) que serán entrenadas con resultados experimentales y teóricos. Las ANN son unas excelentes clasificadoras y analizadoras de tendencias, por lo que se propone su uso para el estudio de las señales debidas al impacto.

Este TFG presenta un carácter marcadamente interdisciplinar, ya que abarca desde las estructuras de material compuesto, adquisición de medida mediante sensores y tratamiento de datos.

Índice general

1. Introducción y motivación	1
2. Estado del arte	3
2.1. Monitorización de estructuras aeronáuticas - SHM 5 pags (SHM a día de hoy – futuros desarrollos)	4
2.1.1. Estructuras aeronáuticas	5
2.1.2. Daños en estructuras aeronáuticas	6
2.1.3. Tecnologías SHM	10
2.2. Inteligencia Artificial aplicada a SHM	12
2.3. IA aplicado a la monitorización estructural	13
2.4. IA aplicada a la monitorización de estructuras aeronáuticas	14
2.5. RNN LSTM	14
3. SHM basado en la medida de deformaciones mediante RNN	15
3.1. Proyecto INESASSE	15
3.1.1. Estructura	15
3.1.2. Daños	17
3.1.3. Sensores	18
3.1.4. Detección de daños en estructura FEM	18
3.1.5. Detección de daños en estructura real	19
3.2. Proyecto DACOMAT: Evaluación de la influencia de la temperatura y cargas externas	20
3.3. FBG (Strain puntual) - FEM y real	21
3.4. Medida distribuida - FEM y real	22
4. Caracterización de impactos para SHM	23
4.1. Propuesta de ensayo experimental	23
4.1.1. Impactador estructura	23
4.1.2. Electrónica - Software y hardware	23
4.1.3. Adquisición y procesado de datos	23
4.2. Caracterización de la posición	24
4.3. Caracterización de la energía	25
4.4. Caracterización de la velocidad	26
4.5. Caracterización completa de un impacto	27
5. Conclusiones y trabajos futuros	28
5.1. Conclusiones	28
5.2. Trabajos futuros	29

Índice de figuras

2.1.	SHM como sistema realimentado	4
2.2.	Problemas asociados a las estructuras de una aeronave [12]	5
2.3.	Criterios de diseño [2]	6
2.4.	Tracción axial	7
2.5.	Daño por compresión en compuestos por micropandeo	7
2.6.	Distintos daños en agujeros de unión	8
2.7.	Consecuencias de un impacto en material compuesto	8
2.8.	Etapas de crecimiento de daño en fatiga	9
2.9.	Daños típicos en paneles sandwich	9
2.10.	Tecnología SHM [10]	10
3.1.	UAV INTA Milano	16
3.2.	Estructura Mialno	17
3.3.	Esquema de los daños realizados a la estructura	17
3.4.	Posición de los sensores FBG sobre el fuselaje posterior del Milano	19

Índice de tablas

2.1. Relación entre sensores y técnicas de SHM con DSF [1]	11
3.1. Definición de daños en el fuselaje	18

Capítulo 1

Introducción y motivación

Tanto en el sector aeronáutico como espacial, los vehículos y sistemas están diseñados y posteriormente certificados con el fin de garantizar unos mínimos de seguridad muy elevados cuando se encuentran en condiciones de operación. Con esto se busca que, bajo una larga lista de posibles sucesos durante la operación de estos vehículos, se consiga terminar la misión de forma exitosa o que sea abortada de forma segura.

Los posibles sucesos de la mencionada lista pueden ir desde la pérdida de un motor a la de un pequeño remache y esto plantea un problema. El detectar la pérdida de un motor es algo relativamente sencillo, los gritos de la cabina son un indicador muy fiable de ello, sin embargo, el que un remache se suelte tiene reacciones más discretas ya que el cambio en el campo de deformaciones generado por su pérdida no se aprecia fácilmente.

Con el objetivo de poder encontrar los pequeños defectos que se han ido produciendo durante la operación de los vehículos se llevan a cabo mantenimientos preventivos y la reparación de los elementos que sean necesarios. Con la idea de crear estructuras inteligentes, capaces de detectar distintos tipos de eventos que ocurran en el vehículo durante su operación, nació el Structural Health Monitoring (SHM). Esto se consigue dotando a las estructuras con redes de sensores para que, procesando las señales a través de diversos algoritmos, la propia estructura sea capaz de detectar un impacto, un desencolado, una pérdida de un elemento de sujeción, etc.

Esto tiene consecuencias muy importantes. Cuando se detecta algún fallo en una estructura se procede rápidamente a su reparación, por lo que, una pronta identificación de una rotura hace que no termine provocando un fallo catastrófico. Por otra parte, si tienes un sistema que monitoriza el vehículo y éste no detecta ningún tipo de problema, los períodos de mantenimiento se pueden espaciar ya que hay un sistema que asegura que el vehículo no está dañado, lo que lleva a tener un mayor tiempo de operación en condiciones de máxima seguridad.

La tendencia del sector aeroespacial desde hace unas décadas ha sido aumentar el porcentaje de masa del avión que está fabricado con materiales compuestos y reducir el correspondiente a materiales metálicos. Los materiales compuestos tienen unas propiedades específicas muy superiores a metales como el aluminio, sin embargo, presentan inconvenientes como una mayor dificultad en su fabricación y tipos de daños diferentes a los que sufren los metales y que son más difíciles de detectar.

La necesidad de tener una herramienta fiable para poder detectar fallos en estructuras

aeronáuticas y, más concretamente, en estructuras aeronáuticas de geometría compleja fabricadas en material compuesto ha sido el impulsor de este Trabajo Fin de Grado.

En otros estudios realizados anteriormente, ~~de los cuales se hablará más tarde~~, se comprobó que el uso de algoritmos de Inteligencia Artificial eran muy efectivos a la hora de ~~encontrar daños~~ provocados por un cambio en el campo de deformaciones de la estructura. Esto permitía ~~ser capaces de~~ clasificar distintos tipos de daños, su localización y magnitud con un número reducido de sensores aún en estructuras complejas.

En este estudio se ~~quiere ir un paso más lejos~~. El objetivo principal va a ser crear una herramienta basada en IA y, más concretamente, Recurrent Neural Networks para detectar y caracterizar impactos en estructuras complejas fabricadas en material compuesto. Se buscará no solo la posición donde se haya producido el impacto, sino también la energía asociada tratando de discriminar entre masa y velocidad del objeto impactado. (~~Dicir que hay una relación entre la energía de impacto y la probabilidad para que el material se haya dañado?~~)

Para ello se instrumentarán dos laminados con redes de sensores PZT, muy efectivos a la hora de trabajar con ondas de Lamb. El primer laminado será una placa plana con un rigidizador en forma de T, la cual consideraremos la geometría simple, y el segundo laminado más complejo será un cuarto de costilla del Airbus A380 con múltiples rigidizadores y vaciados.

El lado negativo del uso de IA para SHM es que se requiere un ~~Data Set~~ muy grande para poder entrenar las redes y conseguir un nivel de confianza elevado en los resultados. Para dar un orden de la cantidad de impactos que se necesitan realizar se va a hacer una estimación rápida. La placa se va dividir en un mallado de 10x10 elementos, se van a realizar impactos a 10 alturas diferentes y con 10 masas diferentes. Pero no se puede tener solo un único impacto ~~o Sample~~ por elemento, altura y masa, se necesitan como poco 10 ~~Samples~~, lo que nos lleva a:

$$N_{\text{impactos}} = (10 \cdot 10) \cdot 10 \cdot 10 \cdot 10 = 10^5$$

Al ser un número de impactos inabarcable para la realización manual de forma rigurosa, se diseñará y fabricará un Impactador por gravedad con el objetivo de realizar y almacenar la información de todos los impactos automáticamente.

Una vez que se haya terminado el proceso de adquisición de datos, se entrenarán las redes para comprobar si este algoritmo es capaz de superar todos los objetivos propuestos.

Capítulo 2

Estado del arte

Structural Health Monitoring (SHM) es el ~~proceso científico~~ de identificar daños y fallos en estructuras de forma no destructiva [8]. Este proceso ayuda a deducir diferentes tipos de cargas operacionales y ambientales que actúan sobre la estructura, como daños mecánicos causados por cargas, el crecimiento de estos daños por la operación del vehículo y el futuro comportamiento del componente conforme el daño se acumula. El SHM se realiza en cuatro pasos principales:

1. **Evacuación operacional:** para aplicar la técnica de SHM, la evaluación operativa es el paso fundamental. Estudia los problemas y sus consecuencias que conducen a monitorizar las estructuras. La evaluación estructural trata de buscar solución a varias preguntas, tales como ¿qué tipo de daño se busca en la estructura monitorizada? ¿a qué condiciones ambientales y operativas está sometido la estructura monitorizada mientras se lleva a cabo el proceso de SHM? ¿Cuáles son las restricciones de la transferencia de datos a través del sistema SHM a causa de la operación del vehículo? o ¿cuáles son las ventajas del SHM en la vida segura del vehículo?
2. **Adquisición, fusión y limpieza de datos:** el proceso de adquisición de datos es una parte crucial en SHM y el tipo de sensores que se utilizarán para obtener la información de la estructura está ligado a la técnica de SHM usada. En esta fase se estudia el número de sensores usados, la posición en la que se colocarán y el hardware que almacenará esta información.
La normalización de estos datos puede ayudar a ayudar a interpretar los inputs. Este proceso también incluye la fusión de mediciones de varios sensores para describir los daños con mayor precisión.
La limpieza de datos es el proceso utilizado para conseguir resultados más concretos en la detección de daños. En el caso de ensayos dinámicos, uno de los métodos más usados es el filtrado activo.
3. **Extracción de características:** la parte más crítica del SHM es extraer las inferencias y ~~desarrollar conclusiones~~. Este proceso incluye descubrir qué propiedades son afectadas por el daño y también cuáles son las áreas afectadas por ese daño. El proceso de fusión de los datos recogidos de varios procesos y fuentes, seguido de una combinación de estos datos para llegar a un resultado simple se conoce como *condensación*.

4. **Modelado estadístico para discriminación de características:** el desarrollo de un modelo estadístico es el paso final del SHM. Este proceso incluye dos categorías. Cuando los datos recopilados pertenecen tanto a partes dañadas como a no dañadas, el modelado estadístico hace una clasificación general también conocida como aprendizaje supervisado, como puede ser el análisis de regresión y clasificación grupal. Cuando los datos proceden únicamente de estructuras dañadas, se habla de aprendizaje no supervisado.

Desde un punto de vista matemático, el SHM se puede considerar como sistemas de control realimentado [11], diferenciándose de éstos en sus características físicas. Las escalas temporales dependen de si el sistema busca controlar una grieta donde los tiempos característicos dependen de orden de la vida operativa de la planta o si se quiere un sistema de localización y detección de impactos, donde el tiempo característico pasa a decenas de ms. También cambian las características espaciales, dependiendo fundamentalmente de la criticidad del daño. La longitud característica será grande cuando la tolerancia al daño permita tamaños considerables, sin embargo, en las zonas donde ésta tolerancia sera pequeña, la longitud característica también lo tendrá que ser [1].

Para funcionar, un sistema SHM medirá todas las entradas y salidas que afectan a la planta monitorizada, entendiéndose como planta aquella cuya función sea soportar o transmitir cargas, siendo fija o móvil. Los parámetros de observación serían los parámetros característicos de operación propios y los relativos al entorno. La situación anómala será aquella que comprometa el funcionamiento presente y futuro de la planta, en su conjunto, dentro de las condiciones de diseño [3].

Así pues, tenemos que el SHM es en esencia un sistema autónomo para inspeccionar y detectar daños en estructuras con una mínima intervención humana. En la Figura 2.1 se puede ver representada esta idea [1].

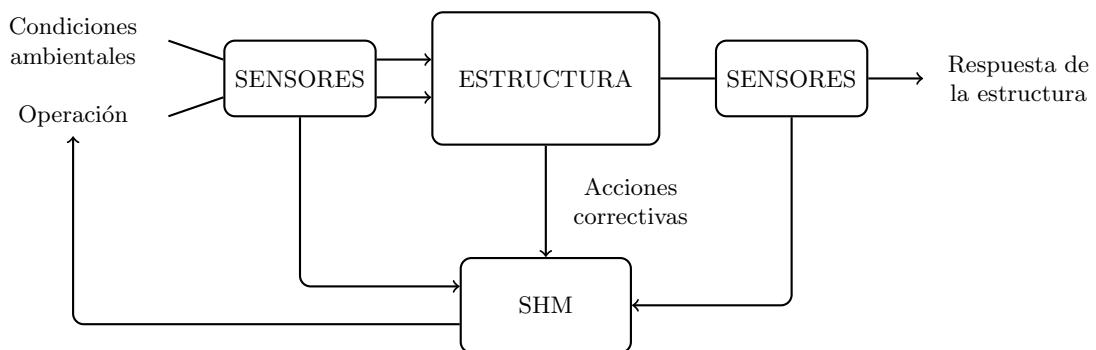


Figura 2.1: SHM como sistema realimentado

2.1. Monitorización de estructuras aeronáuticas - SHM 5 pags (SHM a día de hoy – futuros desarrollos)

Dentro de la gran variedad de estructuras en las que se puede aplicar el SHM, este trabajo se va a centrar en las estructuras aeronáuticas fabricadas con material compuesto.

Como ya se ha introducido en el primer paso del SHM, *Evaluación operacional*, hay una serie de preguntas que se necesitan responder para elegir el sistema óptimo para monitorizar una estructura determinada dentro de todas las que componen una aeronave.

Será necesario dar respuesta a las siguientes cuestiones:

1. ¿Qué estructura se quiere monitorizar?
2. ¿Qué tipo de daño afecta a la integridad de dicha estructura?
3. ¿Cuál va a ser la característica sensitiva al daño, o Damage Sensitive Feature (DSF), la que se va a usar? El DSF tendrá que ser alguna característica o parámetro medible de la estructura que sea modificado por la presencia del daño.
4. ¿De qué modo el daño influye en la DSF?

Una vez que todas estas preguntas tengan respuesta, se tendrá toda la información necesaria para elegir una estrategia global de SHM apropiada para el objetivo que se ha fijado. A continuación, se van a responder estas cuestiones para el caso de estructuras aeronáuticas.

2.1.1. Estructuras aeronáuticas

No todas las estructuras que componen una aeronave están sometidas al mismo tipo de cargas y, por lo tanto, no presentan los mismos problemas ni se usan los mismos criterios de diseño para toda la aeronave.

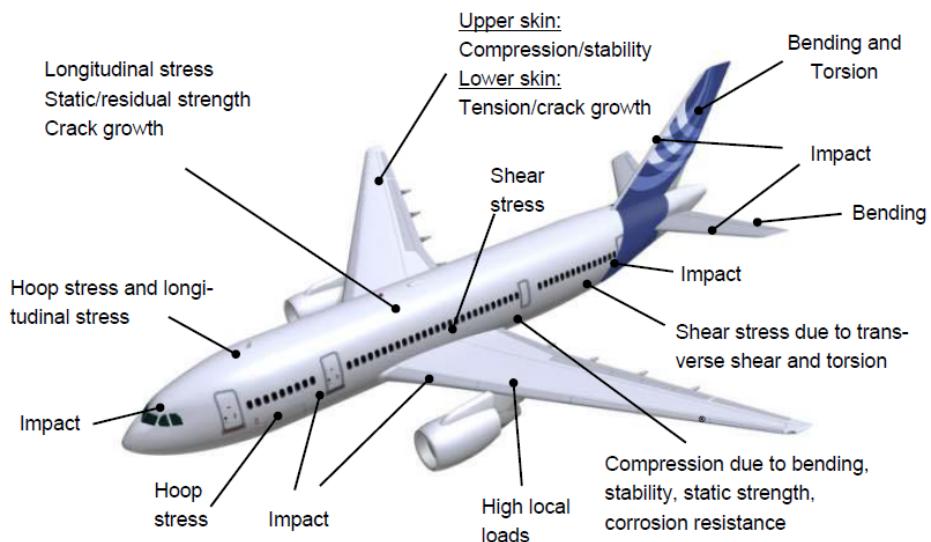


Figura 2.2: Problemas asociados a las estructuras de una aeronave [12]

En aeronáutica, la inmensa mayoría de partes se diseñan a fatiga. Esto quiere decir que, para un número determinado de ciclos y con un espectro determinado de cargas, la pieza o estructura no compromete la integridad global de la aeronave.

Dentro del diseño a fatiga hay otras dos tendencias, el diseño a vida segura o a tolerancia al daño. En las estructuras diseñadas bajo el criterio de vida segura granizan que, mientras no se supere el espectro de carga, la integridad estructural no peligra. En cambio, el diseño de tolerancia al daño tiene en cuenta que en el propio proceso de fabricación se generan

grietas en el material y asume que estas grietas van a crecer, por lo que toma medidas para asegurar que no se produzcan fallos catastróficos [2].

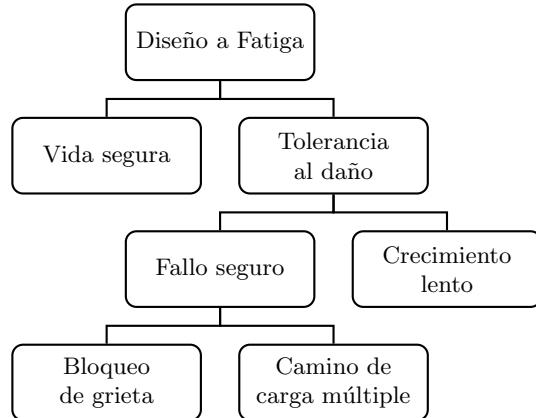


Figura 2.3: Criterios de diseño [2]

Usando las Figuras 2.2 y 2.10 se puede tener una idea general de la estructura bajo estudio y responder a la primera pregunta. El siguiente paso será diferenciar entre los distintos daños que pueden sufrir estas estructuras.

2.1.2. Daños en estructuras aeronáuticas

En una estructura aeronáutica, se puede definir un daño como los cambios en el material y/o en las propiedades geométricas de un sistema estructural, incluyendo cambios en las condiciones de contorno y conectividad del mismo, que pueden afectar de manera adversa al funcionamiento presente y futuro del sistema [7].

De forma general, se pueden organizar los daños que sufren las estructuras aeronáuticas dentro de las siguientes categorías [1]:

- **Daño accidental:** daño fortuito y no predecible que se produce en la estructura. Por ejemplo, un impacto de pájaro.
- **Daño por fatiga:** este es un tipo de daño predecible, derivado de la acción de las cargas cíclicas en la misma. Un ejemplo son las grietas que aparecen en el perímetro de agujeros.
- **Daño ambiental:** este tipo no es predecible, se produce en la estructura por acción del medio ambiente en el que opera la estructura. Uno de los ejemplos es la corrosión.
- **Daño operacional:** al igual que los accidentales, es un daño no predecible y fortuito que se produce en la estructura derivado de la operación de la misma. Un caso común es una sobrecarga en la maniobra de aterrizaje.

Como ya se ha comentado anteriormente, este trabajo se va a centrar en estructuras fabricadas en Material Compuesto. Los modos de fallo que se producen en este tipo de material son diferentes a los que ocurren en las estructuras metálicas [4] y a continuación se presenta un breve resumen de estos tipos característicos de daños [6].

- **Daño por tracción:** este fallo es producido por varios mecanismos de daño que ocurren secuencialmente. Usando como referencia la Figura 2.4 se tiene un laminado [0,90,0] con una carga longitudinal aplicada en la orientación 0°. Cuando comienza un ciclo de carga, primero se rompe la lámina orientada a 90° ya que la resina es la que soporta los mayores esfuerzos. Cuando aumenta la carga, comienzan a aparecer delaminaciones entre las pieles debido a tensiones generadas por efectos tridimensionales. Si sigue aumentando la carga, se llega a rotura final de la fibra.

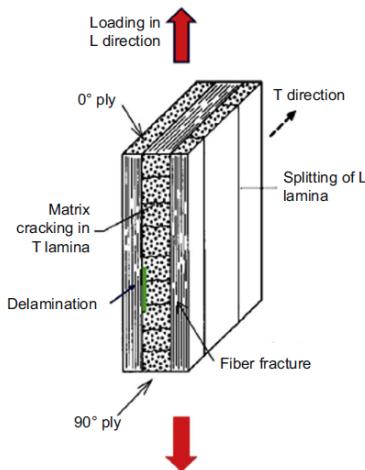


Figura 2.4: Tracción axial

- **Daño en compresión:** cuando se somete a estructura a compresión axial, el compuesto falla por pandeo. En una escala local, el material falla por el mecanismo de micropandeo. Al estar las fibras en una matriz flexible, al aplicar la carga las fibras se empiezan a ondular, como se ve en la Figura 2.5a. Conforme aumenta la carga la ondulación aumenta hasta que se produce el fallo en forma de *kink bands*, en las Figuras 2.5b y 2.5c se puede apreciar el fenómeno.

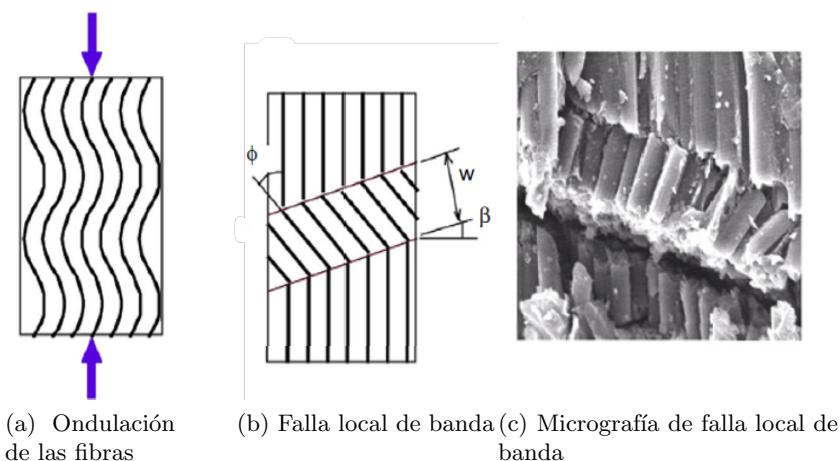


Figura 2.5: Daño por compresión en compuestos por micropandeo

- **Daños en agujeros de unión:** cuando se quiere unir una pieza metálica con otra

de compuesto, un método ampliamente usado es la unión con elementos mecánicos, lo que lleva a realizar agujeros y tiene una gran penalización en la rigidez y fatiga. Se pueden dar causados por tracción, Figura 2.6a, o por compresión, Figura 2.6b.

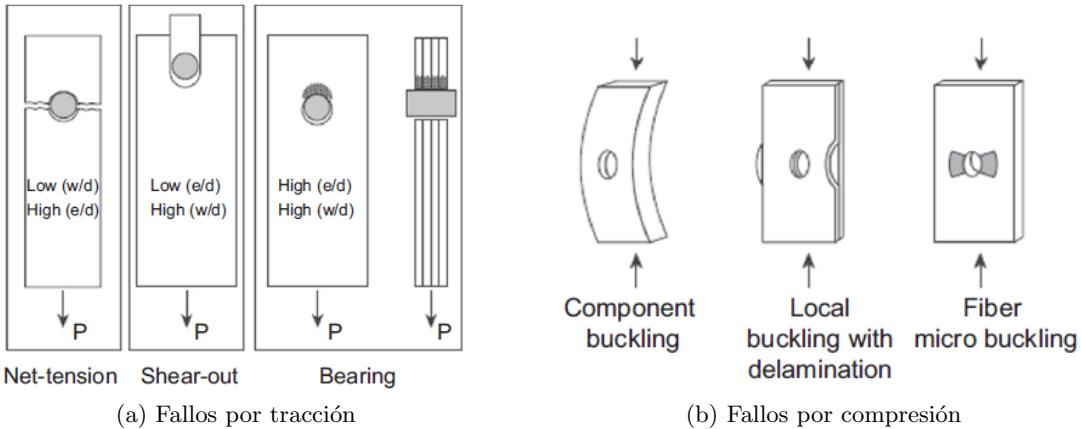


Figura 2.6: Distintos daños en agujeros de unión

- **Daño por impacto:** este tipo de daño no es importante en estructuras metálicas, sin embargo, un impacto de baja velocidad puede generar daños importantes y sin dejar ninguna marca en la superficie. Cuando el impacto es de baja energía puede generar delaminaciones y si tiene la energía suficiente producirá desconchado en la superficie opuesta al impacto. Se puede ver el esquema de las etapas que sufre un laminado unidireccional bajo una carga cíclica en la Figura 2.7.

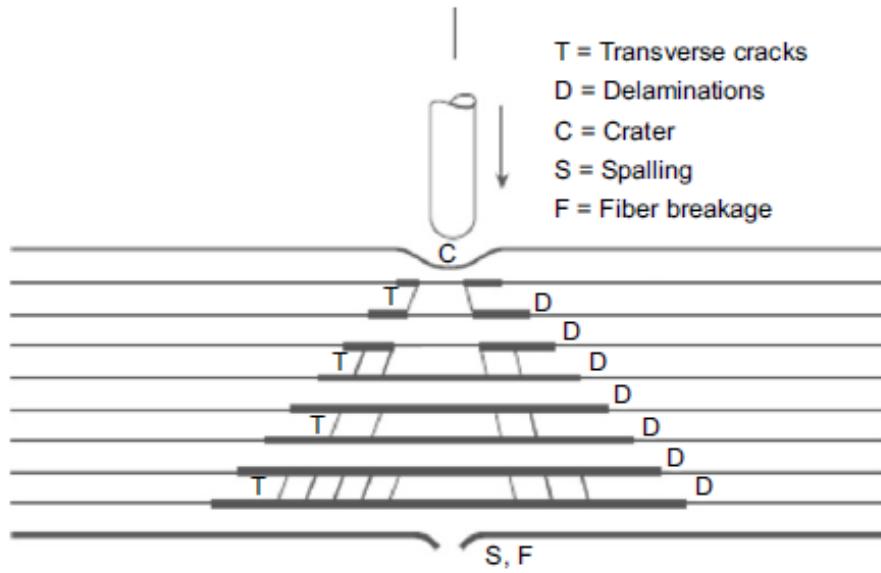


Figura 2.7: Consecuencias de un impacto en material compuesto

- **Daño por fatiga:** la fatiga en compuestos es más complicada que en materiales metálicos. En la Figura 2.8. La evolución del daño por estas fases depende del nivel de carga en el ciclo de fatiga.

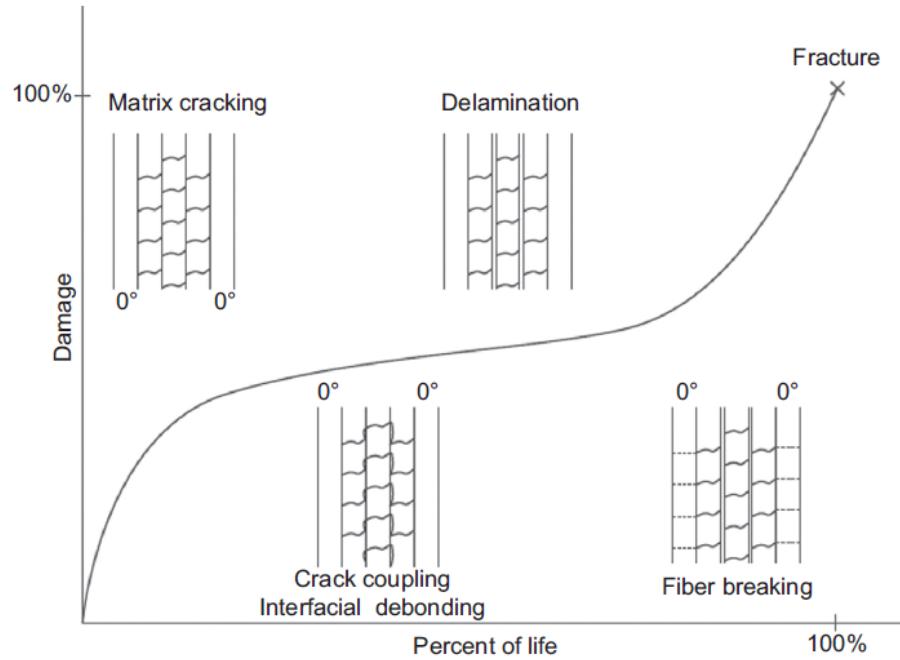


Figura 2.8: Etapas de crecimiento de daño en fatiga

- **Daño en estructuras sandwich:** los paneles sandwich de polímero reforzado con fibra de carbono (CFRP) son mucho más susceptibles al daño por impacto que los fabricados con polímero reforzado con fibra de vidrio (GFRP), y el tipo de daño predominante en cada uno de ellos es diferente. La rotura de fibra en CFRP sandwich y el aplastamiento del núcleo en los paneles fabricados con GFRP. En la Figura 2.9 se pueden ver diversos daños que estos paneles pueden sufrir.

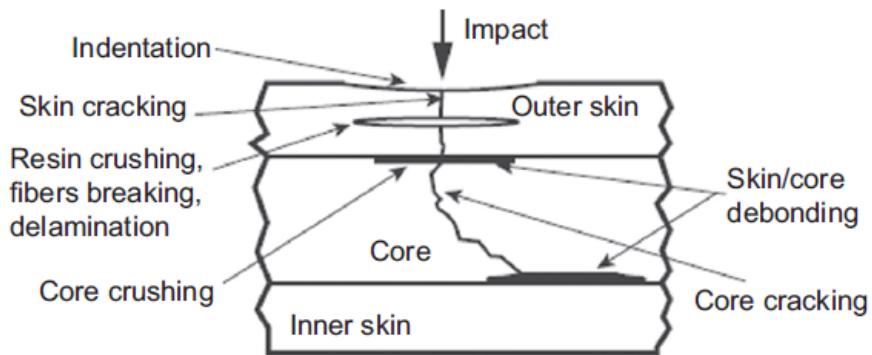


Figura 2.9: Daños típicos en paneles sandwich

- **Daño en uniones adhesivas:** la unión adhesiva es ventajosa frente la mecánica, ya que el hacer agujeros presenta muchos problemas. Sin embargo, la fiabilidad de las uniones adhesivas no siempre se puede garantizar. La delaminación en uniones adhesivas de compuestos es el daño más frecuente, lo que reduce la rigidez de la estructura y con ello la capacidad de carga de la estructura.

Estos daños se pueden producir de forma conjunta y, de hecho, la inmensa mayoría de

ellos aparecen en fuselajes o elementos de pared delgada.

Una vez que se tiene la lista de posibles daños que pueden afectar a una estructura se necesita encontrar cuál de todos los parámetros medibles en esta estructura se ve afectado por la presencia del daño, la DSF.

A su vez, hay que tener en cuenta como el daño modifica la DSF a medida que crece. Esta relación se llama Firma de Daño (FdD). Dicha firma puede ser algún valor relacionado con la medida o señal que se obtiene de la DSF.

Una vez definidas la DSF y la FdD apropiadas para la estructura que se esté estudiando, se puede pasar a la elección de la tecnología SHM a aplicar.

METER LA TABLA DE JAIME CON LAS CARACTERÍSTICAS SENSITIVAS QUE SE VEN AFECTADAS POR CADA DAÑO?

2.1.3. Tecnologías SHM

Una de las formas de clasificar las diferentes técnicas de SHM consiste en evaluar la física que hay detrás de ellas. Para un mejor entendimiento se ha dibujado un mapa conceptual que relaciona las tecnologías con los sensores.

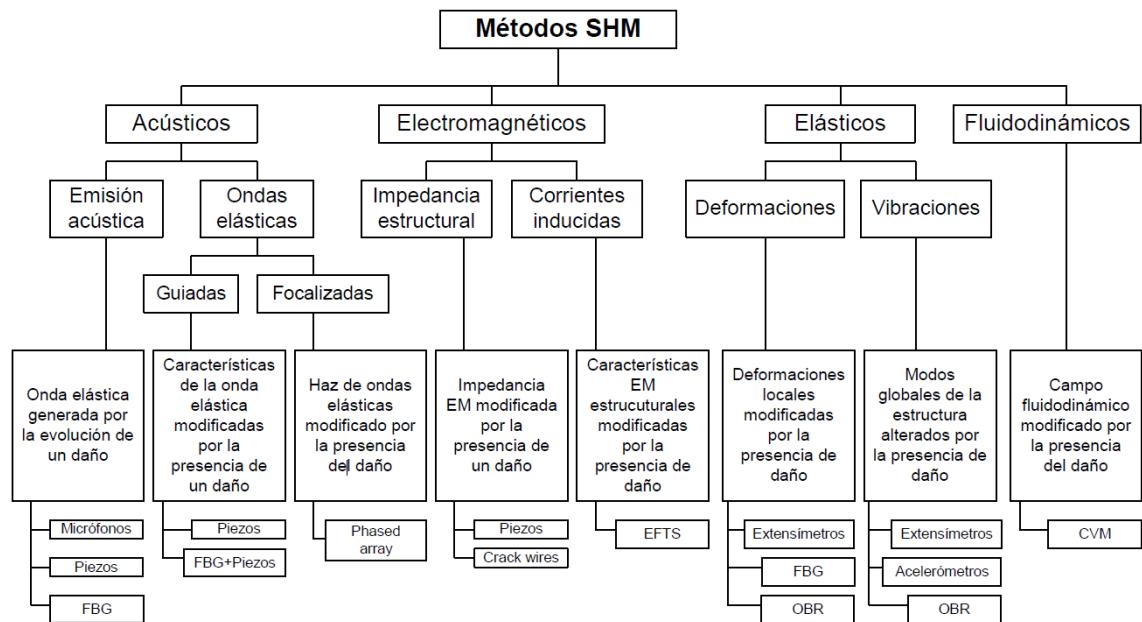


Figura 2.10: Tecnología SHM [10]

Una vez sabiendo los sensores y tecnologías SHM disponibles junto a los daños típicos, se puede construir una tabla para hacer más sencilla la elección de una tecnología para un determinado daño y DSF [1].

Sensor SHM	TÉCNICA SHM						
	Deformaciones locales	Deformaciones locales	Deformaciones locales	Corrientes inducias / Impedancia estructural	Modos de vibración	Emisión acústica	Ondas elásticas guiadas
	CARACTERÍSTICA SENSIBLE AL DAÑO						
	Forma estructural	Deformación estructural puntual	Campo de deformación	Interferencia electromagnética	Deformación-desplazamiento por Vibraciones	Deformación-desplazamiento por Ondas Elásticas	
Extensímetros	SI	SI	NO	NO	SI	NO	NO
FBG	SI	SI	SI	NO	SI	NO	SI
EFTS	NO	NO	NO	NO	NO	NO	NO
Micrófonos	NO	NO	NO	NO	NO	SI	NO
Acelerómetros	SI	SI	NO	NO	SI	NO	NO
Phased arrays	NO	NO	NO	SI	NO	SI	SI
Piezoelectrómicos	NO	SI	NO	SI	SI	SI	SI
OBR	SI	SI	SI	NO	SI	NO	NO
CVM	SI	SI	NO	NO	NO	NO	NO
Crack wires	SI	SI	NO	NO	NO	NO	NO

Tabla 2.1: Relación entre sensores y técnicas de SHM con DSF [1]

2.2. Inteligencia Artificial aplicada a SHM

2-3 pags

1. Explicar que es la inteligencia artificial y los tipos que hay
2. Diferencias que hay entre Machine learning y Deep learning y por qué decidimos que el Deep Learning es mejor para nuestro objetivo
3. Comentar las distintas redes neuronales dentro de DL y argumentos para elegir las Recurrent Neural Networks - RNN
4. Ejemplos de IA aplicada en SHM

2.3. IA aplicado a la monitorización estructural

TODOS los sectores menos aeronáutica - entre 5 y 10 pags

Poner un estado actuar de como se esta aplicando la IA a la monitorización estructuras en general

2.4. IA aplicada a la monitorización de estructuras aeronáuticas

INESASSE (5 pags VER TFM Jaime García SOLO INTRODUCIR)

Dar una vuelta al apartado anterior centrándolo sobre todo en estructuras aeronáuticas. Si se puede, poner ejemplos de estructuras de material compuesto e inferir en la complejidad que dan frente a las metálicas por su direccionalidad de propiedades.

2.5. RNN LSTM

Esplicación completa y detallada

Capítulo 3

SHM basado en la medida de deformaciones mediante RNN

3.1. Proyecto INESASSE

El Proyecto INESASSE (Integración y Explotación de Sistemas de Autodiagnóstico y Supervisión de Salud Estructural en aviones no tripulados) tiene como objetivo principal investigar la capacidad de implantación, en condiciones operativas, de sistemas de supervisión estructural (SSE), empleando redes de sensores de fibra óptica.

Este proyecto de investigación fue realizado por el INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeronáutica), en conjunto con la ETSIAE (Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio), y consta de 3 fases:

1. Elaboración de un modelo de elementos finitos (FEM) del sistema estructural, a través del cual se establece la morfología de la red de sensores. Sobre este FEM se simularán distintos daños producidos sobre la estructura, a fin de analizarlos mediante distintas técnicas SHM y determinar la posición óptima de la red sensorial.
2. Fabricación de dos estructuras idénticas de CFRP que se instrumentaran con la red de sensores definida en la fase 1, integrables en el UAV en cuestión. Tras esto, a una de estas estructuras se le realizará una campaña de ensayos en tierra a fin de validar los FEM, además de comparar los resultados obtenidos mediante herramientas SHM sobre el modelo teórico y el real. Al igual que en el FEM, se realizarán los mismos daños estructurales controlados.
3. En la última fase del proyecto, la estructura fabricada anteriormente que no fue ensayada, se integrará en un UAV en operaciones de vuelo reales, procesando datos de los sensores integrados en la fase 2, e investigando las capacidades del sistema SHM seleccionado para el vuelo.

El vehículo aéreo no tripulado que protagoniza este proyecto es el UAV Milano, con una masa en servicio de 900 kg y una autonomía de hasta 20 horas. En la Figura 3.1 se puede apreciar una imagen del mismo.

3.1.1. Estructura

El elemento sobre el que se ha realizado el FEM y la posterior fabricación es el fuselaje posterior del UAV Milano. Esta estructura está compuesta por:

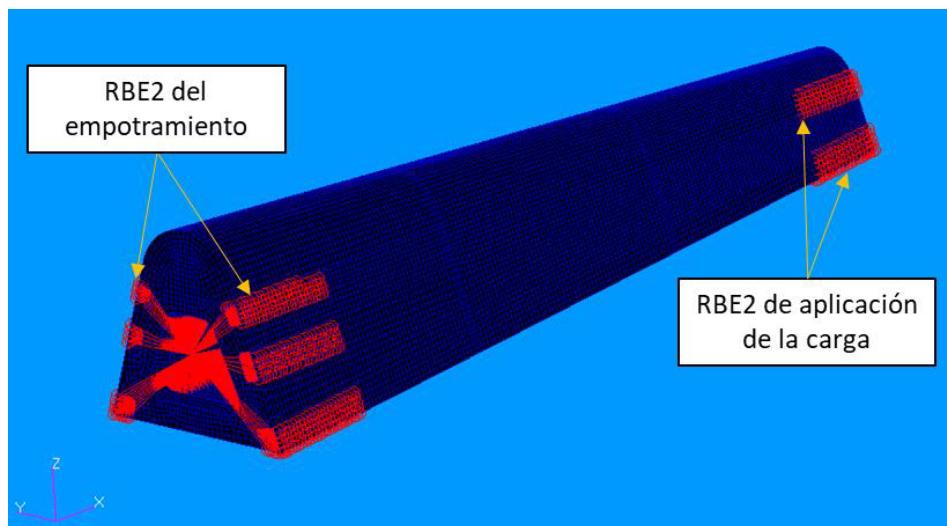


Figura 3.1: UAV INTA Milano

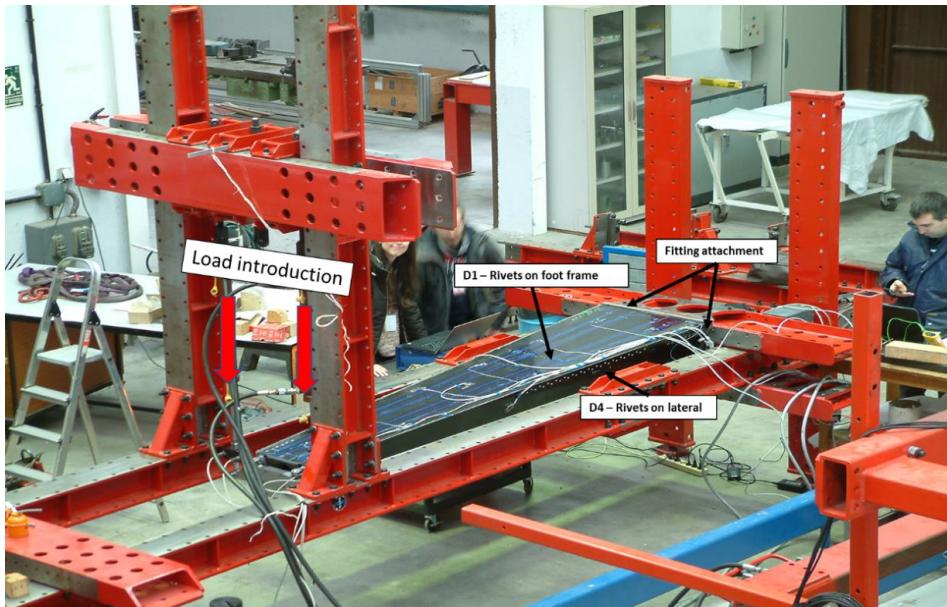
- Revestimiento inferior con un larguero longitudinal en T dividido en dos y refuerzos sobre las pestañas. Fabricado con cinta UD fuera de autoclave.
- Revestimiento superior con dos largueros en L y refuerzos sobre las pestañas. Fabricado con cinta UD fuera de autoclave.
- Cuatro cuadernas con refuerzos sobre las mismas. Fabricadas con cinta UD fuera de autoclave.

Las dimensiones aproximadas de la estructura son de 2600x850x890 mm.

En la Figura 3.2a se puede ver el FEM de la estructura una vez importada en el software de cálculo. A su vez, se pueden diferenciar las zonas en las que se van a aplicar las condiciones de contorno a la hora de hacer la simulación. Estas condiciones de contorno son muy similares a las que fue sometida la estructura real, Figura 3.2b, cuando se realizaron los ensayos.



(a) FEM de la estructura con condiciones de contorno



(b) Ensayo de la estructura fabricada en CFRP

Figura 3.2: Estructura Mialno

3.1.2. Daños

Como se ha mencionado anteriormente, el objetivo de este proyecto es tener un sistema SHM para detectar daños en un fuselaje de material compuesto durante su operación, por lo tanto, hay que definir donde están localizados estos daños y cual va a ser su tamaño.

Estos daños se corresponden con desencolados parciales o totales en las zonas en cuestión. En la Figura 3.3 se puede ver la localización de cada daño en la estructura y en la Tabla 3.1 se realiza su descripción.

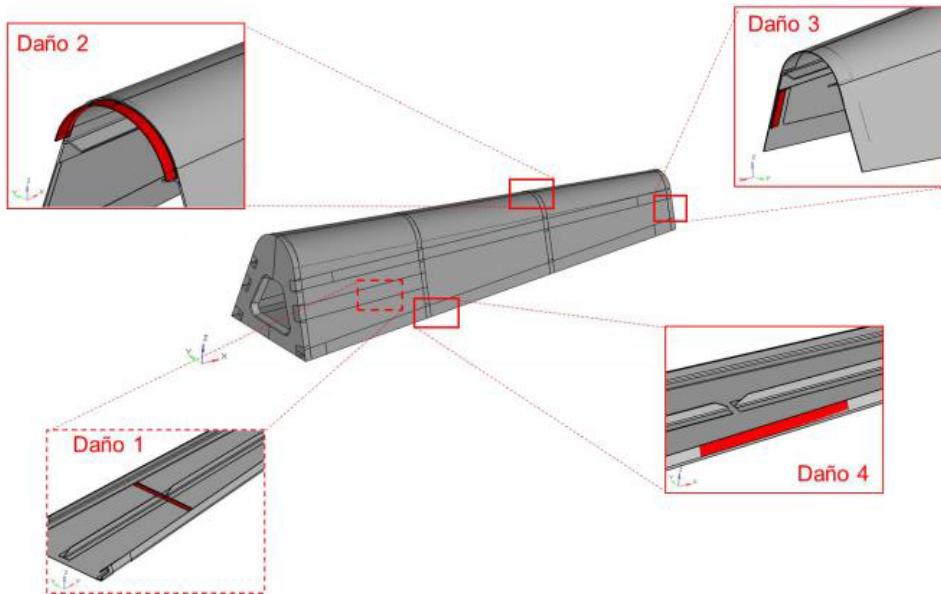


Figura 3.3: Esquema de los daños realizados a la estructura

Es importante resaltar que, aunque el ensayo estructural se realizó para los cuatro

DAÑO	TIPO DE DAÑO	ELEMENTOS AFECTADOS	LONGITUD MÁXIMA	LONGITUD DE INCREMENTO
D1	Desencolado parcial del pie de la cuaderna	Cuaderna 2, revestimiento inferior	450 mm	30 mm
D2	Desencolado parcial de la pestaña superior de la cuaderna	Cuaderna 3, revestimiento superior	350 mm	25 mm
D3	Desencolado parcial de la pestaña lateral de la cuaderna	Cuaderna 4, revestimiento superior	180 mm	30 mm
D4	Desencolado parcial entre el revestimiento inferior y el revestimiento superior	Revestimiento inferior, revestimiento superior	900 mm	30 mm

Tabla 3.1: Definición de daños en el fuselaje

daños, se llegó a la conclusión de que el daño 3 era irrelevante tras ver los resultados obtenidos con el FEM. Por lo tanto, dicho daño fue descartado.

El objetivo es poder detectar desencolados, pero a la hora de realizar los ensayos se simuló este tipo de unión con una unión mecánica por medio de remaches. Esto permitió agilizar el proceso, ya que se pudo reparar la unión de forma rápida y sencilla cuando se completaba la obtención de los datos correspondientes a un daño.

En el FEM se consigue romper la continuidad estructural del modelo separando los nodos en contacto de las superficies involucradas en el daño a estudiar. Con esto se consigue que las cargas no se transmitan y realiza la misma función que un desencolado o la rotura de una unión mecánica.

3.1.3. Sensores

Durante el desarrollo del proyecto INESASSE para la monitorización de la estructura se utilizaron dos tipos de sensores de deformaciones basados en fibra óptica, medida de deformación puntual con sensores FBG (Fiber Bragg Grating) y de medida distribuida (OBR). Sin embargo, aquí solo se va a detallar la disposición de la red sensorial integrada en Milano constituida por 20 sensores del tipo FBG.

¿HACER UNA EXPLICACIÓN DE LOS SENSORES FBG AQUÍ?

Se puede ver un resumen de la disposición de estos sensores sobre las superficies del fuselaje en la Figura 3.4.

Si se quiere saber con más detalle las posiciones de todos los sensores que fueron instalados se puede consultar en [9].

3.1.4. Detección de daños en estructura FEM

DETALLES DE MEDIDA Y ENSAYO (5 págs aprox, lo que se ha hecho y las medidas de las que se dispone)

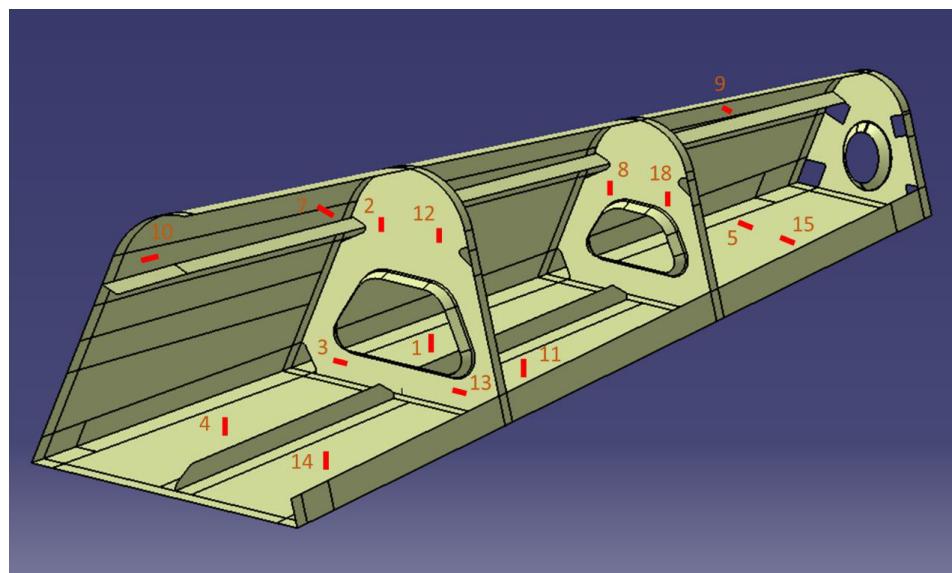


Figura 3.4: Posición de los sensores FBG sobre el fuselaje posterior del Milano

3.1.5. Detección de daños en estructura real

3.2. Proyecto DACOMAT: Evaluación de la influencia de la temperatura y cargas externas

Segunda parte de Alfredo

3.3. FBG (Strain puntual) - FEM y real

RESULTADOS

3.4. Medida distribuida - FEM y real

pendiente de definir en detalle

Capítulo 4

Caracterización de impactos para SHM

4.1. Propuesta de ensayo experimental

4.1.1. Impactador estructura

4.1.2. Electrónica - Software y hardware

4.1.3. Adquisición y procesado de datos

4.2. Caracterización de la posición

CON DATOS DE CHRISTIAN Y AIRBUS AL MENOS
Red que clasifica la posición de un impacto

4.3. Caracterización de la energía

CON DATOS DE CHRISTIAN Y AIRBUS AL MENOS
Red que clasifica la energía de impacto.

4.4. Caracterización de la velocidad

Si se termina por realizar el impactador, también se buscará una clasificación de velocidad da impacto para diferentes masas y misma altura de suelta.

4.5. Caracterización completa de un impacto

Combinación de los anteriores clasificadores para comprobar la precisión completa de un impacto.

Capítulo 5

Conclusiones y trabajos futuros

5.1. Conclusiones

al menos 3-4 págs

5.2. Trabajos futuros

1 pag qewrg weqwewe [5]

Bibliografía

- [1] J. García Alonso. “Monitorización de estructuras aeronáuticas mediante técnicas de inteligencia artificial.” En: (2016).
- [2] Christian Boller. “Structural Health Management of Ageing Aircraft and Other Infrastructure.” En: (2008).
- [3] J.M. W. Brownjohn. “Structural Health Monitoring od civil infraestructure.” En: (2007).
- [4] P.W.R. Beaumont C. Soutis. “Multi-scale Modelling of Composite Material Systems: The Art of Predictive Damage Modelling.” En: *Woodhead Publishing Ltd.* (2005).
- [5] Albert Einstein. “Zur Elektrodynamik bewegter Körper. (German) [On the electrodynamics of moving bodies]”. En: *Annalen der Physik* 322.10 (1905), págs. 891-921. DOI: <http://dx.doi.org/10.1002/andp.19053221004>.
- [6] Victor Giurgiutiu. “Structural health monitoring (SHM) of aerospace composites.” En: *Polymer Composites in the Aerospace Industry*. (2019). DOI: 10.1016/B978-0-08-102679-3.00017-4.
- [7] G. Manson y G. Park K. Worden C.R. Farrar. “The fundamental axioms of structural health monitoring.” En: (2007).
- [8] Verma Rahul. “Structural health monitoring of aerospace composites.” En: (). DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102291-7.00003-4>.
- [9] J. García Ramírez. “Análisis de datos para la monitorización de la salud estructural.” En: (2018).
- [10] M. Scheerer. “SHM of Composite Structures using Acoustic Emission Methods.” En: *European Ground Testing Instrumentation Aerospace Testing Expo* (2008). DOI: 10.1016/B978-0-08-102679-3.00017-4.
- [11] H. Shon. “A review of Structural Health Monitoring Literature.” En: (1996-2001).
- [12] H. Speckmann. “Structural Health Monitoring (SHM).” En: *IMRBPP Meeting, EA SA, Cologne (April, 2007)*.