

APLICACIÓN DE MÉTODOS BASADOS EN EL ANÁLISIS DE VIBRACIONES PARA LA CARACTERIZACIÓN DE DAÑO EN LAMINADOS CARBONO/EPOXI

Manuel Cuadrado Sanguino

Tesis depositada en cumplimiento parcial de los requisitos para el grado
de Doctor en
Ingeniería Mecánica y Organización Industrial

Universidad Carlos III de Madrid

Directores:

Dr. David Varas Doval
Dr. Jesús Pernas Sánchez
Dr. José Alfonso Artero Guerrero

Tutor/a:

Dr. David Varas Doval

Julio de 2023

Esta tesis se distribuye bajo licencia “Creative Commons **Reconocimiento – No Comercial – Sin Obra Derivada**”.



AGRADECIMIENTOS

Esta tesis es más que el esfuerzo de los últimos seis años en los que me he dedicado más intensamente, sino que abarca buena parte de mi vida profesional, desde que acabé mis estudios de ingeniería hace ya más de treinta años. Muchos son los que me han ayudado en esta trayectoria y sería imposible incluirlos a todos en estos agradecimientos. Pero sí que quiero hacerlo expresamente a aquellos que me han apoyado en esta parte final del trabajo

A Jorge Nasarre, que me inculcó el amor por la investigación y el rigor científico.

A José María Goicolea, que tanto me enseñó en mis cursos de doctorado y me ayudó cuando decidí hacerme doctor.

A mis directores de tesis, David Varas, Jesús Pernas y José Alfonso Artero que me han ayudado ya no sólo como directores de tesis, sino como verdaderos amigos.

A Jorge López, que inicialmente me animó a iniciar esta tesis y tanto me apoyó en sus inicios.

A Sergio Puerta y David Pedroche por su inestimable ayuda en los trabajos de laboratorio.

CONTENIDOS PUBLICADOS Y PRESENTADOS

La presente tesis se ha basado fundamentalmente en el contenido de tres artículos publicados en revistas científicas, etiquetados como artículos I a III. Los tres artículos presentan varios aspectos del análisis de la respuesta dinámica de laminados carbono/epoxi.

Artículo I: **M. Cuadrado**, J.A. Artero-Guerrero, J. Pernas-Sánchez, D. Varas. Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates from experimental modal data. *Journal of Sound and Vibration*, Volume 455, 2019, Pages 380-401, ISSN 0022-460X
<https://doi.org/10.1016/j.jsv.2019.05.007>

Esta publicación está incluida íntegramente en el Capítulo 3.I de la presente tesis, en inglés.

Contribución a la publicación: Manuel Cuadrado definió conceptualmente los objetivos de la investigación, participó en el desarrollo de la metodología y de las campañas experimentales, realizó el trabajo de análisis de resultados, elaboró el borrador original del artículo y participó en el proceso de revisión.

Artículo II: **M. Cuadrado**, J. Pernas-Sánchez, J.A. Artero-Guerrero, D. Varas. Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates using digital image correlation for full-field vibration measurement. *Measurement*, Volume 159, 2020, 107783, ISSN 0263-2241.
<https://doi.org/10.1016/j.measurement.2020.107783>

Esta publicación está incluida íntegramente en el Capítulo 3.I de la presente tesis, en inglés.

Contribución a la publicación: Manuel Cuadrado definió conceptualmente los objetivos de la investigación, participó en el desarrollo de la metodología y de las campañas experimentales, realizó el trabajo de análisis de resultados, elaboró el borrador original del artículo y participó en el proceso de revisión.

Artículo III: **Cuadrado, M.**, Artero-Guerrero, J.A., Pernas-Sanchez, J., Varas, D. Detection of barely visible multi-impact damage on carbon/epoxy composite plates using frequency response function correlation analysis. *Measurement*, Volume 196, 2022, 111194, ISSN 0263-2241.
<https://doi.org/10.1016/j.measurement.2022.111194>

Esta publicación está incluida íntegramente en el Capítulo 4.I.1 de la presente tesis, en inglés.

Contribución a la publicación: Manuel Cuadrado definió conceptualmente los objetivos de la investigación, participó en el desarrollo de la metodología y de las campañas experimentales, realizó el trabajo de análisis de resultados, elaboró el borrador original del artículo y participó en el proceso de revisión.

Parte del contenido del Artículo I se presentó en la 4th International Conference on Mechanics of Composites, Madrid 2018:

Congreso I: Ponencia titulada “Finite element model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates from experimental modal data”.

RESUMEN

En esta tesis se presenta un estudio en el que se ha desarrollado un método para la detección de daño estructural apenas visible debido a multi-impacto en placas de material compuesto carbono/epoxi. El método desarrollado es aplicable al seguimiento de la integridad estructural de estructuras que contengan este tipo de elementos, como son los fuselajes de ciertas aeronaves, durante su explotación comercial.

El método se basa en el análisis de las variaciones en la respuesta dinámica de los laminados, a través del estudio de las vibraciones forzadas mediante una excitación controlada.

En el estudio se han realizado tanto simulaciones numéricas de dicho comportamiento dinámico, mediante el desarrollo de modelos de elementos finitos, como un trabajo experimental consistente en ensayos de impacto sobre las placas, ensayos modales experimentales y de inspección mediante ultrasonidos.

El proceso seguido ha sido el siguiente:

1. Ensayos de caracterización dinámica de las placas intactas: ensayos vibratorios en condiciones de contorno libre, midiendo las vibraciones inducidas tanto mediante acelerómetros como con cámaras de alta velocidad.
2. Tratamiento de los datos de vibración para obtener las características dinámicas de las placas.
3. Desarrollo de modelos numéricos preliminares.
4. Ajuste de los modelos: corrección de algunos parámetros iniciales de los modelos numéricos basada en las características modales estimadas experimentalmente en el paso 2.
5. Ensayos de multi-impacto para simular el impacto de pequeños residuos o granizo. La distribución espacial de los impactos fue aleatoria y se realizaron en un rango de velocidades previamente establecido con el objetivo de conseguir daño apenas visible.
6. Inspección por ultrasonidos: las placas impactadas se inspeccionaron mediante C-Scan para establecer la localización y extensión de las delaminaciones producidas por los impactos.
7. Ensayos vibratorios de caracterización dinámica de las placas dañadas en las mismas condiciones que los realizados en el paso 1 sobre las placas intactas.
8. Tratamiento de los datos de vibración de las placas dañadas para obtener las características dinámicas modificadas por el daño.
9. Comparación de los datos dinámicos de placas intactas y dañadas (tanto modales como espectrales) para establecer índices de detección de daño y estudiar la capacidad de localización del daño.
10. Simulación de daño en modelos calibrados en el paso 4: se realizó una serie de ensayos virtuales con presencia de daño aleatorio, mediante técnicas de Montecarlo, y se establecieron tendencias que pueden ser usadas como referencia para la cuantificación de dicho daño.

La detección de daños mediante técnicas basadas en vibraciones es un amplio campo de investigación y las técnicas descritas llevan utilizándose desde hace tiempo. La principal diferencia de esta investigación con respecto a otras es centrarse en el umbral de detección de daño apenas visible en placas de material compuesto producidas por multi-impacto con un área de daño acumulado reducida, proponiendo y comparando índices capaces de detectarlo. Adicionalmente, se ha demostrado la aplicabilidad de estas técnicas incluso en el caso de reducción drástica del tiempo necesario para el desarrollo de los ensayos de detección, lo cual es un aspecto clave para la

adopción de las técnicas propuestas para industrias como la aeronáutica, en las que la reducción del tiempo de no vuelo de un avión por mantenimiento es crucial.

ABSTRACT

This thesis presents a study in which a method for the detection of barely visible structural damage due to multi-impact in carbon/epoxy composite plates has been developed. The developed method is applicable to structural health monitoring of structures containing this type of elements, such as the fuselages of certain aircraft, during their commercial operation.

The method is based on the analysis of the variations in the dynamic response of the laminates, through the study of forced vibrations by means of controlled excitation.

In the study, both numerical simulations of this dynamic behaviour have been carried out, through the development of finite element models, and experimental work consisting of impact tests on the plates, modal tests and ultrasonic inspection tests.

The process followed was as follows:

1. Dynamic characterisation tests on the intact plates: vibration tests under free boundary conditions, measuring the vibrations induced both by means of accelerometers and high-speed cameras.
2. Processing of the vibration data to obtain the dynamic characteristics of the plates.
3. Development of preliminary numerical models.
4. Models update: correction of some initial parameters of the numerical models based on the modal characteristics estimated experimentally in step 2.
5. Multi-impact tests to simulate the impact of small debris or hail. The spatial distribution of the impacts was random and performed in a range of velocities previously set according to the objective of achieving barely visible damage.
6. Ultrasonic inspection: the impacted plates were inspected by C-Scan to establish the location and extent of the delaminations produced by the impacts.
7. Vibration tests for dynamic characterisation of the damaged plates under the same conditions as those performed in step 1 on the intact plates.
8. Processing of the vibration data of the damaged plates to obtain the dynamic characteristics modified by the damage.
9. Comparison of the dynamic data of intact and damaged plates (both modal and spectral) to establish damage detection rates and explore damage localisation capability.
10. Simulation of damage in models calibrated in step 4: a large number of simulations established trends that can be used as a reference for damage quantification.

Damage detection using vibration-based techniques is a large field of research and the techniques described have been in use for some time. The main difference of this research with respect to others is to focus on the detection threshold of barely visible damage in multi-impact composite plates with a small cumulative damage area, proposing and comparing indices capable of detecting it. Additionally, the applicability of these techniques has been demonstrated despite drastically reducing the time required for the development of the detection tests, which is a key aspect for the adoption of the proposed techniques for industries such as aeronautics, where the reduction of the non-flight time of an aircraft due to maintenance is crucial.

ÍNDICE

AGRADECIMIENTOS	III
CONTENIDOS PUBLICADOS Y PRESENTADOS.....	IV
RESUMEN	VI
ABSTRACT.....	VIII
CAPÍTULO 1 INTRODUCCIÓN GENERAL	13
I. ANTECEDENTES E INTERÉS DE LA INVESTIGACIÓN.....	13
II. OBJETIVOS	16
III. CONTENIDO DE LA TESIS	16
CAPÍTULO 2 METODOLOGÍA EXPERIMENTAL Y NUMÉRICA	18
I METODOLOGÍA EXPERIMENTAL	18
I.1 DESCRIPCIÓN DE LOS ESPECÍMENES OBJETO DE ESTUDIO.....	18
I.2 ENSAYOS MODALES DE CARACTERIZACIÓN DINÁMICA.....	19
I) ENSAYO MODAL EXPERIMENTAL CLÁSICO.....	19
II) ENSAYO MODAL EXPERIMENTAL CON CÁMARAS DE ALTA VELOCIDAD	21
III) PRE Y POSTPROCESO DE LAS SEÑALES REGISTRADAS	23
I.3 ENSAYOS MULTI-IMPACTO	24
I.4 INSPECCIÓN POR ULTRASONIDOS	26
I.5 PRUEBAS QSL (QUASI STATIC LOADING).....	29
II MODELOS NUMÉRICOS	30
CAPÍTULO 3 AJUSTE DE MODELOS MEDIANTE ANÁLISIS MODAL	32
I RESULTADOS	32
ARTÍCULO I.....	33
ARTÍCULO II.....	56
II DISCUSIÓN.....	74
CAPÍTULO 4 DETECCIÓN Y CUANTIFICACIÓN DE DAÑO.....	76
I RESULTADOS	76
I.1 DETECCIÓN DE DAÑO MEDIANTE ANÁLISIS DE LA CORRELACIÓN ENTRE FRFS	76
ARTÍCULO III	77
I.2 DETECCIÓN DE DAÑO MEDIANTE EL ANÁLISIS DE VARIACIONES EN LAS FRECUENCIAS PROPIAS.....	90
A) DETECCIÓN DE DAÑO MEDIANTE ENSAYO ESTÁNDAR	90
B) DETECCIÓN DE DAÑO MEDIANTE ENSAYO RÁPIDO.....	94
I.3 CUANTIFICACIÓN EXPERIMENTAL DE LA EXTENSIÓN DEL DAÑO	99
A) SIMULACIONES DE DAÑO	99

B) CUANTIFICACIÓN DE DAÑO.....	104
II DISCUSIÓN	105
CAPÍTULO 5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.....	109
I. INTRODUCCIÓN	109
II. CONCLUSIONES.....	109
III. APORTACIONES MÁS NOVEDOSAS	112
IV. RECOMENDACIONES PARA TRABAJOS FUTUROS	113
ANEXOS.....	124
ANEXO 1 - ANÁLISIS NUMÉRICO DE LAS VARIACIONES DE LAS DEFORMADAS MODALES PRODUCIDAS POR EL DAÑO	125
1 INTRODUCCIÓN	125
2 SIMULACIÓN DE DAÑO	125
3 EFECTOS DEL DAÑO	126
3.1 VARIACIONES EN LOS PARÁMETROS MODALES BÁSICOS	126
3.2 VARIACIONES EN LAS FORMAS MODALES.....	129
3.3 VARIACIONES EN CURVATURAS MODALES	133
4 CONCLUSIONES.....	136
ANEXO 2 - LISTA COMPLETA DE PUBLICACIONES DEL DOCTORANDO	138

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Disposición para ensayo modal experimental clásico, con espécimen suspendido de un hilo de nylon para reproducir unas condiciones de contorno libres y un único acelerómetro	20
Figura 2 – Disposición para ensayo modal experimental clásico, con espécimen suspendido de un hilo de nylon para reproducir unas condiciones de contorno libres, y dos puntos de medida	20
Figura 3 – Disposición para ensayo modal experimental utilizando cámaras de alta velocidad	21
Figura 4 – Campo completo de medidas del desplazamiento fuera del plano: izq.: antes de la excitación; centro: 1s después; der.: 3 s después).	22
Figura 5 – Mallas de puntos de medida utilizadas y ejemplo de los desplazamientos obtenidos para el punto de la esquina superior izquierda	23
Figura 6 – Disposición experimental para ensayos de impacto	25
Figura 7 – Relación entre velocidad de impacto y área delaminada: izq.) placas de 4 mm; der.) placas de 6 mm	26
Figura 8 – Imágenes de espesor medido mediante inspección por ultrasonidos en placas de 4mm de espesor	27
Figura 9 – Imágenes de espesor medido mediante inspección por ultrasonidos en placas de 6mm de espesor: izq.) placas sin defectos acentuados; der.) placas defectuosas	27
Figura 10 – Placas de 6 mm con impactos y correspondientes áreas delaminadas proyectadas obtenidas mediante C-Scan	28
Figura 11 – Imágenes 3D y perfil de delaminación detectados mediante C-Scan y representación esquemática típica de daño por impacto	29
Figura 12 – Esquema y fotografía de ensayo QSL	30
Figura 13 – Modelo MEF de las placas: malla y posición del elemento masa que idealiza la presencia del acelerómetro utilizado en los ensayos modales convencionales	31
Figura 14 – Análisis de la variación de frecuencia en función de área dañada (placas de 4 mm de espesor)	93
Figura 15 – Análisis de la variación de frecuencia en función de área dañada (placas de 6 mm de espesor)	93
Figura 16 – Posición de los puntos de impacto en los ensayos rápidos	95
Figura 17 – Ejemplo de matriz de valores MAC entre modos experimentales y calculados con el modelo MEF calibrado para una placa intacta, utilizando únicamente 9 puntos de desplazamiento modal	96
Figura 18 – Análisis de variaciones en la frecuencia frente a área dañada, utilizando solo nueve puntos de impacto, para placas de 4mm de espesor	97
Figura 19 – Análisis de variaciones en la frecuencia frente a área dañada, utilizando solo nueve puntos de impacto, para placas de 6mm de espesor	97
Figura 20 – Modelo de la placa: mallado de modelo FEM	99
Figura 21 – Simulación de zonas dañadas en placa d21_7	100
Figura 22 – Modelo de delaminación: perfil simulado	101
Figura 23 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 4 mm: resultados experimentales y de las simulaciones. Izq.: valores de desviación típica de las diferencias; der.: diferencia máxima	102
Figura 24 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 6 mm: resultados experimentales y de las simulaciones. Izq.: valores de desviación típica de las diferencias; der.: diferencia máxima	102
Figura 25 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 4 mm: resultados experimentales y de las simulaciones aleatorias	103
Figura 26 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 6 mm: resultados experimentales y de las simulaciones aleatorias	103
Figura 27 – Valores predichos de área dañada frente a valores medidos en inspección por ultrasonidos: izq.) placas de 4 mm; der.) placas de 6 mm	104

LISTA DE TABLAS

Tabla 1 – Propiedades nominales de las placas	19
Tabla 2 – Número de impactos por placa y correspondiente área delaminada: izq.) placas de 4 mm; der.) placas de 6 mm	25
Tabla 3 – Desviación típica del espesor en las placas de 6 mm	27
Tabla 4 – Resultados modales experimentales para las placas intactas de 4 mm	91
Tabla 5 – Resultados modales experimentales para las placas intactas de 6 mm	91
Tabla 6 – Resultados modales experimentales para las placas dañadas de 4 mm	92
Tabla 7 – Resultados modales experimentales para las placas dañadas de 6 mm	92
Tabla 8 – Umbrales de detección de daño en placas de 4 mm	94
Tabla 9 – Umbrales de detección de daño en placas de 6 mm	94
Tabla 10 – Umbrales de detección de daño en placas de 4 mm cuando se utilizan únicamente nueve puntos de golpeo	97
Tabla 11 – Umbrales de detección de daño en placas de 6 mm cuando se utilizan únicamente nueve puntos de golpeo	98
Tabla 12 – 30 primeras frecuencias propias obtenidas mediante los modelos MEF ajustados.....	100
Tabla 13 – Resumen de los resultados obtenidos para la detección de daños mediante las diferentes técnicas investigadas	107

Capítulo 1 INTRODUCCIÓN GENERAL

I. Antecedentes e interés de la investigación

Los laminados de material compuesto se utilizan ampliamente y cada vez más, especialmente en el caso de elementos estructurales sensibles al peso, como los que se incorporan a los fuselajes de los aviones. Sus altas rigidez y resistencia estructural, así como su resistencia a la corrosión y fatiga, deben considerarse como ventajas clave [1,2,3]. Las nuevas mejoras logradas por dos de las mayores empresas de aviación civil pueden mencionarse como ejemplos del mayor uso de laminados compuestos, lo que ha llevado a reducir el peso de la estructura de las aeronaves en un 50% [4]. Sin embargo, a pesar de sus múltiples ventajas, son, al mismo tiempo, susceptibles de sufrir daños por impactos, debido a su baja resistencia frente a aquellos que se produzcan perpendicularmente al plano del laminado, especialmente en el caso de los compuestos de resina epoxi reforzados con fibra de carbono. A diferencia de lo que ocurre con los materiales isótropo, un impacto transversal podría producir fácilmente un Daño por Impacto Apenas Visible (DIAV) en este tipo de laminados. El daño suele tener su origen en el interior del material, sin signos significativos en la superficie del elemento. Por lo tanto, la existencia del daño, y aún menos su extensión, no pueden determinarse fácilmente sin una inspección adicional, pero podría conducir a un debilitamiento importante de la estructura [5]. Muchos trabajos de investigación han tenido como objeto de análisis la respuesta mecánica de los elementos de material compuesto frente a un único impacto. Sin embargo, este tipo de elementos estructurales suelen estar expuestos a condiciones más complejas, como son los impactos repetidos [6]. Ese es el caso, por ejemplo, de los impactos que puede causar el vuelo de residuos en la pista durante el aterrizaje o despegue de un avión, o el granizo durante una tormenta. Los impactos repetidos con baja energía podrían causar un daño más severo que un único impacto de alta energía, debido a la acumulación de daños [7]. Por lo tanto, el estudio de los daños totales producidos en materiales compuestos bajo impactos repetidos de baja energía, cada uno de los cuales puede causar daños apenas visibles, es de enorme interés [8,9,10]. Poder contar con un método fiable para la detección de estos daños en un tiempo relativamente reducido sería enormemente útil, y resulta de especial importancia en el caso del fuselaje de aeronaves, caso en el que puede ser crucial reducir al máximo el tiempo en tierra para mantenimiento.

Entre muchas técnicas diferentes de evaluación no destructiva aplicadas para detectar DIAV en elementos estructurales de material compuesto, muchos investigadores han elegido métodos basados en vibraciones [1,15,16,17,18,19]. El análisis de los cambios en el comportamiento dinámico de los elementos estructurales entre los estados intacto y dañado ha sido estudiado por muchos investigadores como un indicador para la detección del daño principalmente, pero también para localizarlo y cuantificarlo [20,21,22]. Es bien sabido que la presencia de daño suele implicar variaciones en la respuesta dinámica, debido a los cambios en sus parámetros dinámicos. Algunos de estos métodos se basan en el análisis de variaciones de parámetros modales y, en el caso de la ingeniería civil, se han aplicado principalmente a estructuras tipo viga o cerchas [23,24,25,26]. Sin embargo, las estructuras bidimensionales, como placas o láminas, también han sido objeto de atención más recientemente [27]. En muchos casos, se han aplicado diferentes métodos basados en vibraciones para evaluar daños en estructuras de placas de material compuesto [1,10,13,14,15,16,17,18,28,29,30,31,33,34,35,49].

Generalmente, en los métodos de identificación de daños se consideran cuatro niveles [20]: detección (nivel 1); localización (nivel 2); cuantificación de su gravedad (nivel 3); predicción de la vida útil restante de la estructura (nivel 4). Este trabajo aborda principalmente la identificación de la existencia de daño (nivel 1), aunque también se ha investigado la capacidad de las técnicas propuestas tanto para su localización (nivel 2) como para la cuantificación de su gravedad (nivel 3).

En cuanto a las técnicas de identificación de daño, una primera clasificación las dividiría entre las que realizan identificación local o global.

Los métodos locales son los basados en ensayos de alta resolución que se realizan en un área de muestra pequeña y en poco tiempo, para detectar pequeños daños incipientes en áreas propensas a sufrirlos. Suelen hacer uso de técnicas de imagen sofisticadas como son: radiografía, escaneo ultrasónico, patrones de campo magnético, vibrotermografía, corrientes de Foucault, termografía infrarroja activa o radiación ultravioleta basada en fluorescencia [29,51]. En el presente trabajo se utilizan métodos locales de escaneo ultrasónico. Estos métodos presentan la ventaja de utilizar solo datos obtenidos del estado dañado, por lo que no requieren información de referencia de la estructura intacta. En contrapartida normalmente requerirán o bien el conocimiento aproximado de la zona dañada, y que ésta sea fácilmente accesible, o un gran tiempo para una inspección extensa y a veces en condiciones de dificultad de acceso.

Los métodos globales buscan identificar daños inducidos a lo largo de todo el elemento estructural y en muchas ocasiones se basan en cambios medidos en la respuesta vibratoria espaciotemporal inducida en las estructuras, como es el caso de las técnicas utilizadas en el presente estudio.

Los métodos globales, en general, necesitarán una referencia de la situación intacta. En este sentido cabe hacer una segunda clasificación de las técnicas, entre aquellas basadas en modelos, es decir, métodos que requieren un modelo analítico o, más a menudo, numérico, generalmente de elementos finitos (MEF), y métodos basados en respuestas, es decir, métodos que usan solo datos experimentales de la situación intacta y dañada. En esta tesis se han utilizado ambos tipos de técnicas.

Finalmente, más específicamente sobre los métodos basados en vibraciones utilizados en el presente trabajo, se puede realizar una nueva clasificación en tres categorías principales con respecto al dominio utilizado en la correlación: los métodos que utilizan la respuesta en el dominio del tiempo, los métodos basados en el análisis de los parámetros modales y los que hacen uso de las funciones de respuesta de frecuencia (FRF). En el análisis vibratorio experimental se registran las historias temporales tanto de la respuesta como de la excitación. Sin embargo, el uso de datos en el dominio del tiempo para la identificación de daños presenta ciertos desafíos [21]. Por ello, alternativamente a los métodos que utilizan la respuesta en el dominio del tiempo para la identificación de daños [34,36,37], los métodos basados en el análisis de los parámetros modales (frecuencias naturales y formas modales) [15,18,26,28,30,32,38,39] y eventualmente amortiguamiento modal, o que hacen uso de las FRFs, se han vuelto más populares [29,41,42,43,44,45,46,49]. En este trabajo se han utilizado técnicas basadas tanto en las variaciones en las frecuencias naturales como en el uso de las FRFs.

En las técnicas basadas en modelos el objetivo principal es tener un modelo que pueda simular el comportamiento estructural de un conjunto de componentes estructurales en función de sus características iniciales promediadas. Sin embargo, es importante tener en cuenta que un modelo basado en las características iniciales de la estructura, aunque proporciona información útil, no puede predecir su respuesta con un alto nivel de precisión, debido a algunas incertidumbres sobre sus propiedades mecánicas. En el caso de los materiales compuestos, las pruebas realizadas en dos especímenes del mismo modelo estructural pueden mostrar un comportamiento dinámico muy diferente. Esto es debido a las grandes incertidumbres asociadas a las propiedades del material compuesto o las imperfecciones preexistentes [52]. Más específicamente, en el caso de las placas de material compuesto de plástico reforzado con fibra (FRP), los parámetros elásticos, como las propiedades elásticas de la fibra y la matriz, pueden diferir significativamente de los especificados por los fabricantes. Además, los métodos de producción pueden introducir cierta incertidumbre sobre algunos parámetros, como el espesor de las placas (tanto el valor medio como la uniformidad) o la densidad final. Para superar este problema,

los modelos estructurales teóricos se actualizan utilizando datos experimentales de la respuesta estructural. Las técnicas de actualización de modelos se han aplicado ampliamente para ajustar modelos estructurales teóricos utilizando datos modales obtenidos experimentalmente en ingeniería civil durante las últimas tres décadas [53,54,55], pero también más recientemente para placas de material compuesto [56,57,58,59]. El procedimiento de actualización del modelo puede tratarse como un problema de optimización, en el que se calculan las diferencias ponderadas entre los valores teóricos y experimentales de algunas de las características modales de la estructura para obtener la función objetivo.

El análisis modal experimental tradicional se basa en el uso de sensores de contacto individuales, como acelerómetros, geófonos, galgas extensométricas o transductores de desplazamiento, que miden solo en un conjunto de puntos de las estructuras. En el caso de laminados compuestos delgados, debido a la baja masa del elemento, se debe limitar el número total de sensores para restringir el peso agregado, que podría afectar a los resultados. Por lo tanto, para obtener características modales precisas, especialmente en el caso de las formas modales, será necesario utilizar una excitación itinerante, en una serie de puntos suficientemente extensa para poder obtener las formas modales con la precisión requerida. Sin embargo, esto alargará el tiempo necesario para los ensayos. Más recientemente, se han utilizado con éxito en el campo de las placas ligeras otras técnicas que no afectan las características dinámicas de la estructura ensayada, como sensores sin contacto (vibrómetros láser) o cámaras de alta velocidad y correlación digital de imágenes (DIC, Digital Image Correlation en inglés) [61,62,63]. La fortaleza del DIC es que es capaz de medir simultáneamente la respuesta en un amplio campo de medición, proporcionando una mayor densidad espacial que los sensores de contacto individuales o los vibrómetros láser. Por otro lado, su precisión se reduce como consecuencia de los desplazamientos bajos, especialmente a altas frecuencias, para los cuales la respuesta de la estructura está demasiado cerca, o incluso por debajo, del nivel de ruido del sistema de medición basado en cámaras [66,67].

Después de las identificaciones modales, es habitual encontrar discrepancias entre las características modales de las placas calculadas numéricamente y las correspondientes medidas experimentalmente, principalmente debido a incertidumbres sobre los valores iniciales de los parámetros físicos del modelo. Será entonces necesario realizar un ajuste en una serie de parámetros correspondientes a las características globales de la placa para las que existe cierta incertidumbre (como pueden ser la densidad y sus características elásticas). El proceso de ajuste suele dividirse en tres partes principales: (i) contraste con los resultados experimentales, (ii) análisis de sensibilidad y (iii) ajuste de parámetros. Este contraste consiste esencialmente en el proceso de emparejamiento de modos entre los resultados numéricos y experimentales, y la comparación entre las correspondientes frecuencias naturales. Después del contraste, generalmente se realiza un análisis de sensibilidad para determinar qué parámetros del modelo tienen la mayor influencia en las respuestas de interés, en este caso, las formas modales y las frecuencias propias. Así, en el siguiente paso, de actualización del modelo, solo se ajustarán los valores numéricos de aquellos parámetros que se identifiquen como influyentes hasta minimizar la función objetivo.

El proceso de ajuste, finalmente, consistirá básicamente en minimizar una función, la denominada “función objetivo”, que evalúa la diferencia entre los resultados experimentales y los obtenidos del modelo. Por lo tanto, un valor cero de la función objetivo significa que ambos conjuntos de resultados son coincidentes. Se pueden aplicar varios métodos para resolver este problema. Técnicas de inteligencia computacional como redes neuronales, enjambre de partículas y métodos basados en algoritmos genéticos, recocido simulado o método de superficie de respuesta [69,70]. Los métodos de orden cero, como método de aproximación de subproblemas, o basados en gradientes como métodos de optimización de primer orden, ambos implementados en ANSYS, serían la alternativa usada en la presente tesis.

Los antecedentes generales mostrados aquí se completan con aquellos específicos relativos a los temas tratados en los artículos publicados en los correspondientes capítulos de introducción de cada uno de ellos.

II. Objetivos

El objetivo global del trabajo es estudiar las posibilidades de detección, localización y cuantificación de daño apenas visible producido por multi-impacto, en laminados de material compuesto, mediante la utilización de técnicas basadas en su respuesta dinámica.

Este objetivo global se ha estructurado a través de la consecución de los objetivos parciales siguientes:

- i. Caracterización dinámica de los laminados, tanto en situación intacta como dañada, mediante ensayos vibratorios.
- ii. Establecimiento de una línea base de referencia basada en el desarrollo de modelos numéricos de las placas intactas, ajustados a partir de las características modales estimadas experimentalmente.
- iii. Generación de daño apenas visible en una serie de especímenes mediante ensayos de multi-impacto.
- iv. Comparación de los datos dinámicos de placas intactas (a partir de la línea base de referencia generada con los modelos ajustados) y dañadas (tanto modales como espectrales) para establecer índices de detección de daño y estudiar la capacidad de localización y cuantificación del daño.
- v. Aplicación de las técnicas para la detección de daño, pero basadas en resultados de ensayos vibratorios rápidos.

III. Contenido de la tesis

La estructura de la memoria de la presente tesis es la siguiente:

- Capítulo 1. Introducción general**, donde se ha revisado el estado del arte y el interés de la investigación, así como sus objetivos.
- Capítulo 2. Metodología experimental y numérica**, donde se describe los procedimientos experimentales y las características fundamentales de los modelos numéricos empleados.
- Capítulo 3. Ajuste de modelos mediante análisis modal**, donde se describen los resultados de la respuesta dinámica de los laminados de carbono/epoxi obtenidos en el desarrollo de modelos numéricos precisos de simulación. Se incluyen en este capítulo los dos artículos publicados relacionados con esta parte de la investigación:

Artículo I: donde se realiza un estudio de las placas de material compuesto a partir de modelos numéricos y ensayos modales convencionales mediante uso de acelerómetros para medir su respuesta.

Artículo II: donde se realiza un estudio similar, pero en este caso basado en los resultados de ensayos modales mediante el uso de cámaras de alta velocidad y Digital Image Correlation.

- Capítulo 4. Detección y cuantificación de daño**, donde se presentan los resultados del estudio de las posibilidades de aplicación de técnicas basadas en el análisis de la respuesta dinámica de las placas, para la detección y eventual cuantificación de daño apenas visible producido

por multi-impacto. Se incluye en este capítulo el artículo publicado relacionado con esta parte de la investigación:

Artículo III: donde se desarrollan índices de detección de daño basados en la correlación de FRFs entre las situaciones intacta y dañada de las placas.

Capítulo 5. Conclusiones y trabajos futuros.

Bibliografía.

Anexos: se incluyen un anexo con un trabajo auxiliar previo, no publicado, y un segundo con la lista completa de las publicaciones del doctorando:

Anexo 1: Trabajo auxiliar previo, exclusivamente numérico, donde se realiza una serie de simulaciones con los modelos calibrados y se analizan técnicas de detección localización y cuantificación de daño.

Anexo 2: Lista completa de publicaciones del autor.

Capítulo 2 METODOLOGÍA EXPERIMENTAL Y NUMÉRICA

El capítulo se subdivide como sigue: un primer apartado en el que se describen los especímenes y la metodología experimental empleada; un segundo apartado donde se describen los modelos numéricos iniciales.

I Metodología experimental

El procedimiento experimental se basa en:

- ensayos modales de caracterización dinámica: realizados en primer lugar sobre todas las placas intactas, para obtener una base de referencia de las características modales en situación sin daño, y posteriormente sobre las dañadas, para proceder al análisis de la influencia del daño sobre dichas características;
- ensayos de multi-impacto: a través de los cuales se induce daño de manera controlada en las placas intactas;
- ensayos de inspección ultrasónica: que permiten determinar el valor real de espesor de las placas intactas, así como evaluar la presencia de daño (delaminación) y su extensión en las placas dañadas.
- pruebas QSL (Quasi Static Loading): que permiten medir la rigidez transversal de las placas.

A continuación, se describen en detalle estos procedimientos, así como las características de los especímenes objeto del estudio.

I.1 Descripción de los especímenes objeto de estudio

Se han utilizado placas de material compuesto con fibras de carbono AS4 en una matriz de resina epoxi 8552 fabricada por HEXCEL.

Se han utilizado dos tipos de estas placas:

- un primer grupo es el de placas compuestas por 21 láminas unidireccionales con un espesor teórico de 0,19 mm, resultando en un espesor nominal de las placas de aproximadamente 4 mm, y con una secuencia de apilado simétrica (45/-45/90/0/90/-45/45/90/0 /90/0)s';
- un segundo grupo es el de placas compuestas por 32 de las mismas láminas, resultando un espesor nominal de aproximadamente 6 mm, con una secuencia de apilado (45/-45/90/0/90/-45/45/90/0/90/45/-45 /90/90/-45/45).

Todas ellas fueron curadas siguiendo un procedimiento de autoclave estándar, siguiendo las recomendaciones del fabricante, en el “Instituto Nacional de Técnicas Aeroespaciales (INTA)” y se cortaron en probetas de 300 x 300 mm².

Las propiedades nominales de las láminas proporcionadas por el fabricante se muestran en la **Tabla 1** (donde el eje 1 coincide con la dirección de las fibras).

Tabla 1 – Propiedades nominales de las placas

Propiedad	Valor
• Módulo de Young en la dirección de las fibras (E_1)	139 GPa
• Módulo de Young en las restantes direcciones ($E_2 = E_3$)	9 GPa
• Módulo de cortante ($G_{12} = G_{13}$)	5 GPa
• Módulo de cortante (G_{23})	4.5 GPa
• Coeficiente de Poisson ($\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$)	0.3089
• Densidad (ρ)	1580 kg m ⁻³

Es necesario señalar que existen parámetros de fabricación que pueden afectar a los resultados del estudio, como la superposición de porosidad de las láminas y otros. En cuanto a la porosidad, las láminas compuestas fueron apiladas y consolidadas cada cuatro láminas y luego curadas en autoclave por un fabricante certificado aeronáutico, tal y como ya se ha indicado. Esta metodología da como resultado menos del 1% de porosidad en las placas e incluso una menor dispersión entre ellas. Además, se ha realizado un análisis más profundo de la dispersión de características clave como son el espesor, el peso y el comportamiento modal, concluyendo una baja dispersión entre las placas fabricadas por este método.

I.2 Ensayos modales de caracterización dinámica

Para obtener las características modales de las placas, tanto intactas como dañadas, se realizaron ensayos modales experimentales utilizando alternativamente las dos técnicas siguientes:

- i) ensayo modal experimental clásico, basado en un martillo transductor de impacto itinerante con el que se excitan las placas en posiciones distribuidas uniformemente y uno o dos acelerómetros monoaxiales conectados a uno o dos puntos de referencia (ver Figura 1 para el primer caso y Figura 2 para el segundo);
- ii) dos cámaras de alta velocidad que registran simultáneamente toda la superficie de las placas durante y después de la excitación del martillo, que golpea en un único punto de excitación, para su posterior análisis mediante correlación digital de imágenes (Digital Image Correlation, DIC).

En ambos casos, los datos de vibración son tratados para obtener las características modales de las placas mediante el programa Análisis Modal de Construcciones de Ingeniería Civil (MACEC) [47].

i) Ensayo modal experimental clásico

La técnica basada en excitación itinerante y medida en un único punto es conocida como multiple input single output (MISO). Dicha técnica es la más adecuada para este tipo de elementos estructurales, en los que hay que garantizar que la masa del conjunto de transductores no sea significativa en comparación con la masa del elemento, para no distorsionar en exceso la medida de sus características dinámicas. En el presente trabajo se ha utilizado dicha técnica, con un solo acelerómetro, y en ocasiones con dos acelerómetros, en lo que sería ya una técnica multiple input multiple output (MIMO). No obstante, la masa de los dos acelerómetros es aún lo suficientemente pequeña como para que la distorsión en los resultados se pueda considerar despreciable.

Se ha decidido reproducir unas condiciones de contorno libres suspendiendo las placas verticalmente con un hilo de nylon, como se ve en la **Figura 1**. Hay que tener en cuenta que esta situación no es

realista, y que se debe esperar que la restricción elástica a los movimientos en los bordes de cada panel compuesto (debido a la continuidad con otros paneles y la eventual presencia de refuerzos a lo largo de estos bordes). Esa puede ser la situación en una estructura real, como puede ser el caso del fuselaje de la aeronave. Ello haría que aumentaran las frecuencias naturales debido al aumento general de la rigidez in situ de los paneles, cambiando globalmente las características dinámicas de las placas. Sin embargo, este efecto será similar tanto para la situación intacta como para la potencialmente dañada. Por tanto, lo importante es obtener unas características dinámicas de referencia para una situación intacta con condiciones de contorno reales como referencia, mediante el análisis experimental de los paneles antes de la puesta en servicio de la estructura. Pero, más allá de eso, no hay razón para creer que la metodología propuesta en el presente trabajo no sería aplicable debido a la variación de las condiciones de contorno.

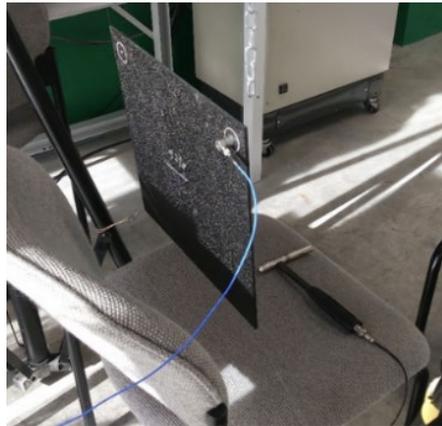
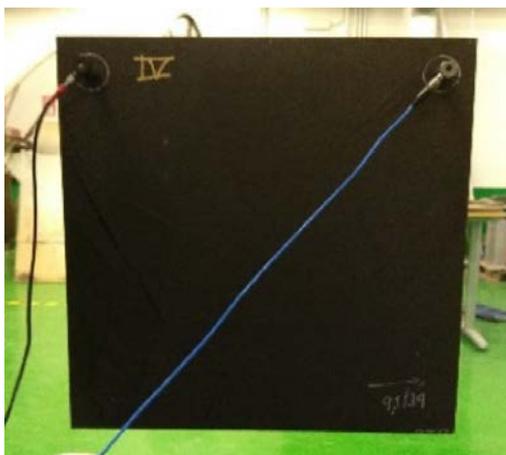


Figura 1 – Disposición para ensayo modal experimental clásico, con espécimen suspendido de un hilo de nylon para reproducir unas condiciones de contorno libres y un único acelerómetro

La excitación itinerante se realiza en 121 grados de libertad (DoFs) distribuidos uniformemente en ambas direcciones cada 25 mm (ver **Figura 2** derecha). Para este estudio, solo se midió la vibración dominante en la dirección fuera del plano.



1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33
34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44
45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55
56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66
67	68	69	70	71	72	73	74	75	76	77
78	79	80	81	82	83	84	85	86	87	88
89	90	91	92	93	94	95	96	97	98	99
100	101	102	103	104	105	106	107	108	109	110
111	112	113	114	115	116	117	118	119	120	121

Figura 2 – Disposición para ensayo modal experimental clásico, con espécimen suspendido de un hilo de nylon para reproducir unas condiciones de contorno libres, y dos puntos de medida

Se utilizaron tres canales del sistema de adquisición de datos, uno para el martillo excitador y otros dos para los acelerómetros. Las señales se graban a una frecuencia de muestreo de 10 kHz durante tres segundos. Las características de los acelerómetros y el martillo son las siguientes:

- Martillo: PZB Piezotronics modelo 086C03; rango de medición ± 2224 N pk; sensibilidad 2,25 mV/N; masa 0,16 kg.
- Acelerómetros: PZB Piezotronics modelo 352C33; rango de medición 0,5-10000 Hz; masa 5.8 g; sensibilidades 10,19 mV/m/s² (acelerómetro 1) y 10,27 mV/m/s² (acelerómetro 2).

Para asegurar que se puedan estimar el mayor número posible de modos, es fundamental una buena selección de la ubicación de los acelerómetros. En efecto, un determinado modo aparecería pobremente representado en la FRF en el caso de colocar el acelerómetro en una línea nodal de su deformación modal, afectando negativamente al análisis. Tras un extenso análisis modal de las placas a partir de modelos de elementos finitos (como se verá posteriormente), y el análisis de estas formas modales se puede concluir que la posición óptima para la estimación de los primeros modos corresponde a cualquiera de los puntos de discretización (ver **Figura 2** derecha) más cercanos a las esquinas de la placa. Esto se probó posteriormente de forma experimental.

En el caso de los ensayos convencionales, las medidas del acelerómetro para cada punto de excitación se tratan como medidas en cada punto de excitación frente a una excitación en el punto de medida. Esta posibilidad se basa en la hipótesis básica de que el sistema obedece al principio de reciprocidad de Maxwell, de manera que la matriz de movilidad del sistema se puede considerar simétrica. De este modo, aunque en principio el procedimiento MISO utilizado permitiría obtener una fila de FRFs de la matriz de movilidad, correspondientes al punto de medida y el conjunto de puntos de excitación, los resultados se tratan como si correspondieran a una columna de la matriz. Así, los resultados del ensayo convencional tendrán la misma estructura que los del ensayo con cámaras de alta velocidad. Este proceso se implementa de forma automática en un código Matlab.

ii) Ensayo modal experimental con cámaras de alta velocidad

En la **Figura 3** se muestra la configuración de los ensayos de vibración utilizando cámaras de alta velocidad.

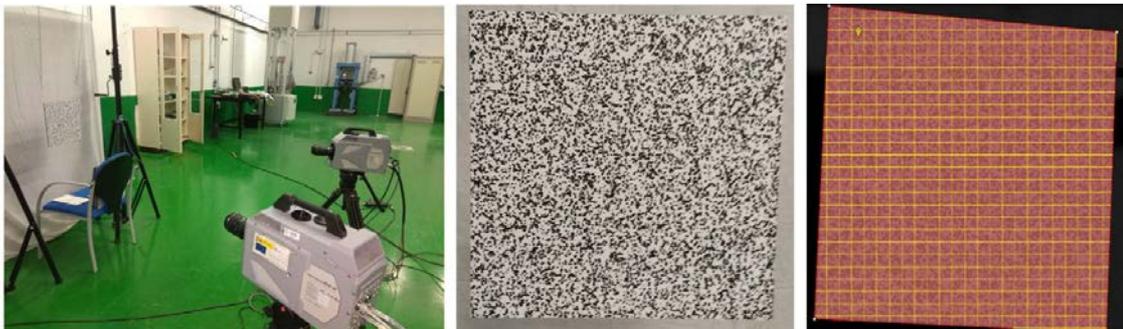


Figura 3 – Disposición para ensayo modal experimental utilizando cámaras de alta velocidad

La excitación se introduce de nuevo mediante el mismo martillo utilizado en los ensayos convencionales, pero en este caso en un único punto, en una esquina de las placas. Dado que a través de las técnicas DIC es posible medir simultáneamente la respuesta en un amplio campo de puntos, en este caso se trata de una configuración Single Input Multiple Output (SIMO).

Para la captura de las imágenes estereográficas se utilizaron dos cámaras de alta velocidad Photron FASTCAM SA-Z tipo 2100K-M-32GB montadas sobre trípodes (ver **Figura 3** izquierda), dispuestas en un ángulo de aproximadamente 30° con respecto a la perpendicular a las placas, que es lo recomendado para el uso de la estéreo correlación. Con el fin de capturar imágenes efectivas para el

algoritmo DIC, se utilizaron papeles adhesivos con un patrón aleatorio de puntos en la superficie de las placas (ver **Figura 3** centro). Dicho patrón se diseñó de acuerdo con la resolución de las cámaras y el área de la muestra. Dado que la resolución seleccionada fue de 768 x 768 px y el área registrada rondaba los 350 x 350 mm, la resolución espacial por píxel fue de 0,456 mm/px. De acuerdo con [62,76], el tamaño óptimo de punto en el patrón es de aproximadamente 3–5 px para evitar el riesgo de aliasing en las imágenes y reducir los errores (ver **Figura 3** derecha). Por ello, el tamaño de punto mínimo seleccionado fue de 4 px o 1,82 mm para la resolución espacial durante la prueba. Para generar el patrón y obtener el máximo contraste entre los puntos negros y el fondo blanco, se utilizó un código Python [77] que genera puntos de tamaño circular aleatorio de entre 4 y 6 px (1,8–2,8 mm) y posición también aleatoria. El resultado final es un patrón con puntos circulares y conglomerados de círculos de formas aleatorias. Dicho resultado se imprimió con una impresora láser en una etiqueta de papel. Finalmente, se aplicaron las pegatinas a todos los especímenes ensayados. Se puede considerar que la masa adicional o la rigidez del papel no cambiaron los resultados modales.

La velocidad de muestreo (fotogramas de captura) se estableció inicialmente en 9000 Hz. Sin embargo, una vez que se verificó que el método experimental no permitía identificar modos para frecuencias superiores a 1500 Hz, se redujo a 3000 Hz en una segunda serie de pruebas. El tamaño de los fotogramas individuales era de 768x768 píxeles. Se utilizó iluminación de alta intensidad para toda el área y tiempos de exposición de $1/10^5$ s.

El martillo está conectado al gatillo de las cámaras, lo que garantiza que la medición de la fuerza en el martillo y la grabación de las cámaras se inicien automáticamente de forma simultánea. Tanto la fuerza en el martillo como las imágenes fueron registradas durante 100 ms antes de la excitación y 3 segundos después de la misma (**Figura 4**). Así, se recogieron 27900 pares de imágenes en las pruebas realizadas a 9000Hz de frecuencia de muestreo, y 9300 en el caso de las pruebas realizadas a 3000Hz.

El movimiento de campo completo fuera del plano que se analizará para la estimación de parámetros modales se obtuvo mediante el uso del software Correlated Solutions Vic-3D. La **Figura 4** muestra, a modo de ejemplo, los mapas de desplazamiento para tres instantes diferentes del tiempo registrado. Se puede observar que este procedimiento permite obtener un mapa de desplazamientos muy preciso (en este caso un rango de alrededor de ± 5 mm de desplazamientos fuera del plano), lo que demuestra la sensibilidad del sistema.

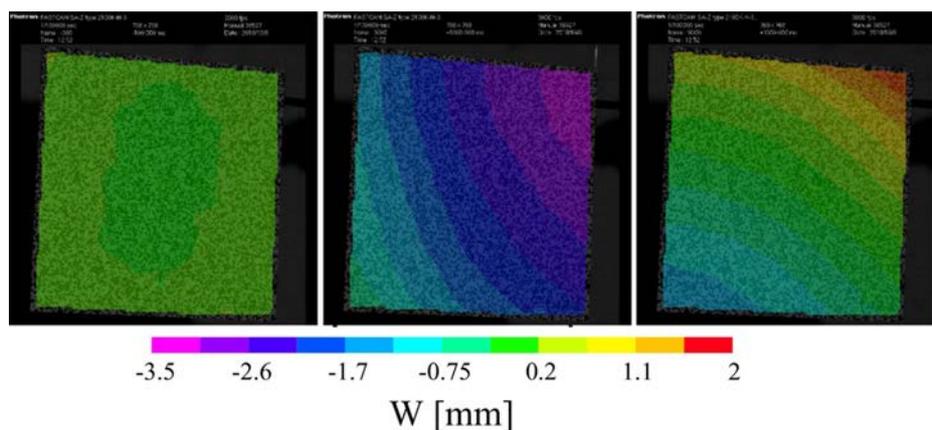


Figura 4 – Campo completo de medidas del desplazamiento fuera del plano: izq.: antes de la excitación; centro: 1s después; der.: 3 s después).

Se estableció una cuadrícula bastante más densa que la de los ensayos convencionales, con 441 puntos de medida distribuidos uniformemente en ambas direcciones cada 12,5 mm. La **Figura 5** superior

muestra la distribución de las mallas de puntos de medida y en la parte inferior un ejemplo de los desplazamientos obtenidos para uno de los puntos. Alternativamente, para comparar el tiempo de cálculo y los resultados, para una de las placas se utilizaron dos cuadrículas alternativas, una menos densa (121 puntos de medición distribuidos uniformemente en ambas direcciones cada 25 mm, es decir, la misma cuadrícula utilizada para las mediciones con martillo calibrado) y una más densa (1681 puntos de medición distribuidos uniformemente en ambas direcciones cada 6,25 mm, es decir, una rejilla que corresponde a la malla FEM).

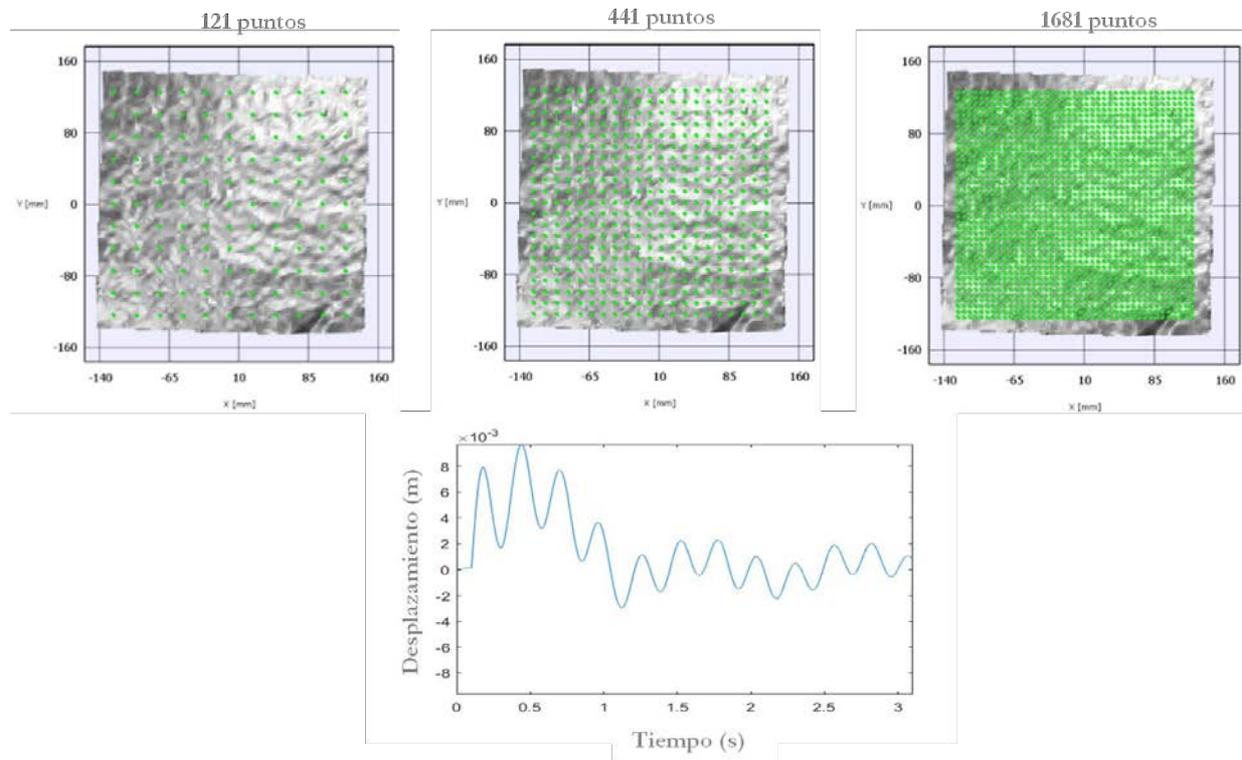


Figura 5 – Mallas de puntos de medida utilizadas y ejemplo de los desplazamientos obtenidos para el punto de la esquina superior izquierda

iii) Pre y postproceso de las señales registradas

Con los resultados de ambos tipos de ensayos, antes de realizar el análisis de las señales, las historias temporales se preprocesan en tres pasos: (i) descartar los primeros 100 ms antes del impacto; (ii) eliminar el desplazamiento debido a los componentes de CC de las señales; (iii) eliminar el movimiento de cuerpo rígido de baja frecuencia utilizando un filtro de paso alto con una frecuencia de corte de 100 Hz (inferior a la primera frecuencia natural estimada de las placas).

Respecto al riesgo de solapamiento (aliasing), hay que señalar que, en el caso de los ensayos convencionales, considerando que las frecuencias estimadas están en todos los casos claramente por debajo de los 3600 Hz, frecuencia inferior a la de Nyquist (f_{nyq}) que es de 5000 Hz (muestreo a 10000 Hz), el riesgo no existe. Del mismo modo, en los ensayos DIC las frecuencias estimadas están por debajo de los 1300 Hz, de nuevo inferior a la de Nyquist, que en este caso es de 1500 Hz (muestreo a 3000 Hz).

La determinación de las FRFs se puede realizar mediante el método Tri-spectrum promediado, que implica la determinación de tres espectros, el auto-power spectrum (APS) de cada una de las señales de

entrada y salida y el cross-power spectrum entre ambas señales (XPS) [71]. Dado que la señal de entrada solo se registra en el caso de los ensayos convencionales, solo en ese caso será posible la determinación de las FRFs.

Sin embargo, como alternativa al método anterior, una identificación paramétrica suele obtener resultados más precisos. Es por ello que los resultados finales se han obtenido mediante aplicación del software MACPEC, como se mencionó anteriormente, y la identificación se ha llevado a cabo utilizando el método poly-reference least squares complex frequency domain (método pLSCF) [24]. Los resultados obtenidos, que se utilizarán para el ajuste de los modelos numéricos, se muestran en los apartados 4 y 6 del **Artículo I**.

En el caso de los ensayos DIC para la identificación modal se utilizó el método de identificación de subespacios estocásticos basados en referencias (método SSI) [24]. Los resultados obtenidos, que se utilizarán para el ajuste de los modelos numéricos, se muestran en el apartado 4 del **Artículo II**.

I.3 Ensayos multi-impacto

Los impactos se realizaron con un cañón de gas de una etapa que utiliza gas ligero presurizado hasta 200 bar para impulsar los proyectiles. Se seleccionaron como proyectiles esferas de acero de 7,5 mm de diámetro y una masa de 1.73 g, como una solución de compromiso para simular el impacto de pequeños restos presentes en la pista durante el despegue o aterrizaje del avión que pudieran chocar con el fuselaje, así como el impacto de granizo. Dado que el diámetro interior del cañón era de 7,62 mm, no fue necesario utilizar ningún casquillo o cartucho para encajar el proyectil en el cañón, evitando desalineaciones o incertidumbres durante la prueba de impacto.

La velocidad de impacto se seleccionó variando la presión del gas que se introduce en el cañón y se midió usando una cámara de alta velocidad (Photron SA-Z) ubicada perpendicularmente a la trayectoria de la esfera. Para obtener una iluminación adecuada e imágenes útiles se utilizó un foco de alta intensidad HMI. Como el objetivo era producir hendiduras apenas visibles (inferiores a 1 mm de profundidad) pero produciendo cierto daño (delaminación), se realizaron varias pruebas iniciales sobre placas posteriormente descartadas, para establecer el rango correcto de velocidad. Así, para verificar si la hendidura apenas visible había producido delaminación se utilizó un C-Scan portátil durante las pruebas de impacto. Una vez que se estableció el rango de velocidad, se utilizaron varias velocidades para el conjunto final de placas para alcanzar diferentes extensiones de daño, tratando de obtener un escenario realista, en el que las placas están expuestas a las situaciones de impacto comentadas anteriormente con velocidades muy diferentes.

Las placas de material compuesto se sujetaron con un marco de acero que empotra 10 mm alrededor de su contorno frente a la boca del cañón de gas. El sistema de sujeción (en rojo en el esquema de la **Figura 6**) se adjuntó a una estructura de plataforma que permite mover la muestra en dirección vertical y horizontal sin cambiar las condiciones de contorno (como puede verse en la fotografía y esquema de la **Figura 6**).

El movimiento entre impactos se realizó de forma aleatoria, pero manteniendo todos los impactos dentro del espacio libre de la probeta. De este modo se pretende obtener una distribución espacial aleatoria de los impactos, similar a la que puede sufrir un laminado en una aeronave debido a los restos presentes en la pista durante su despegue o aterrizaje, o debido al granizo, como ya se ha comentado. Con esta configuración se realizaron 42 impactos contra laminados de 4 mm de espesor y 51 contra

laminados de 6 mm de espesor, en un rango de velocidades de 34 a 139 m/s como se puede observar en la **Figura 7**.

Por otra parte, se determinaron las áreas delaminadas producidas por los impactos mediante inspecciones por ultrasonidos. Tanto en dicha **Figura 7** como en la **Tabla 2** (en esta última las placas se han ordenado por orden de extensión de daño) también se incluye la información del área delaminada medida en estos ensayos con ultrasonidos correspondiente a cada impacto. Como puede observarse en la **Figura 7**, existe una clara correlación entre la velocidad de impacto (energía del impacto) y el área delaminada producida. Se utiliza la denominación d21 para placas dañadas de 21 láminas (4 mm) y d32 para placas dañadas de 32 láminas (6 mm). Hay que señalar que algunas placas son impactadas e inspeccionadas después del impacto más de una vez. Así, se muestran nueve situaciones dañadas para ambos grupos de placas, aunque en el caso de las placas de 4 mm de espesor solo se utilizan siete placas. Las placas d21-1 y d21-8 corresponden a dos situaciones de la misma placa, como también es el caso de las placas d21-2 y d21-7.

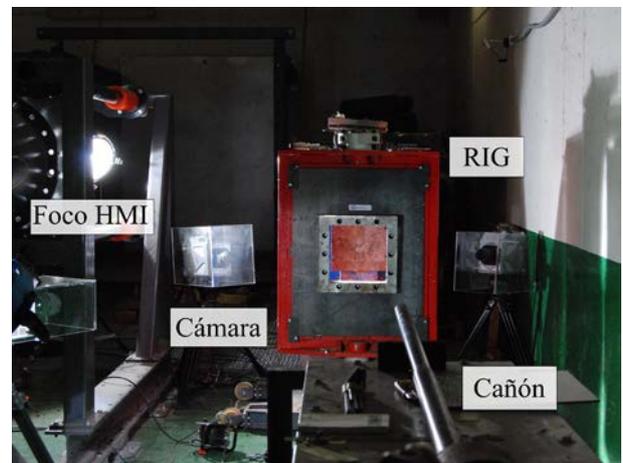
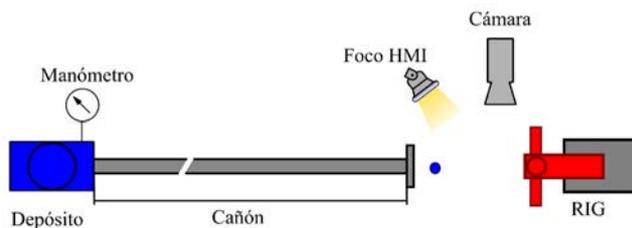


Figura 6 – Disposición experimental para ensayos de impacto

Tabla 2 – Número de impactos por placa y correspondiente área delaminada: izq.) placas de 4 mm; der.) placas de 6 mm

Placa	Nº de impactos	Área delaminada total (mm ² / % de superficie total)
d21-1	1	113 mm ² / 0.1%
d21-2	2	1253 mm ² / 1.4%
d21-3	2	2894 mm ² / 3.2%
d21-4	5	3255 mm ² / 3.6%
d21-5	4	4340 mm ² / 4.8%
d21-6	7	5327 mm ² / 5.9%
d21-7	8	6532 mm ² / 7.3%
d21-8	7	6651 mm ² / 7.4%
d21-9	6	7114 mm ² / 7.9%

Placa	Nº de impactos	Área delaminada total (mm ² / % de superficie total)
d32-1	1	823 mm ² / 0.9%
d32-2	4	840 mm ² / 0.9%
d32-3	2	1257 mm ² / 1.4%
d32-4	5	1269 mm ² / 1.4%
d32-5	7	3262 mm ² / 3.6%
d32-6	11	6090 mm ² / 6.8%
d32-7	8	6097 mm ² / 6.8%
d32-8	9	6612 mm ² / 7.3%
d32-9	7	7008 mm ² / 7.8%

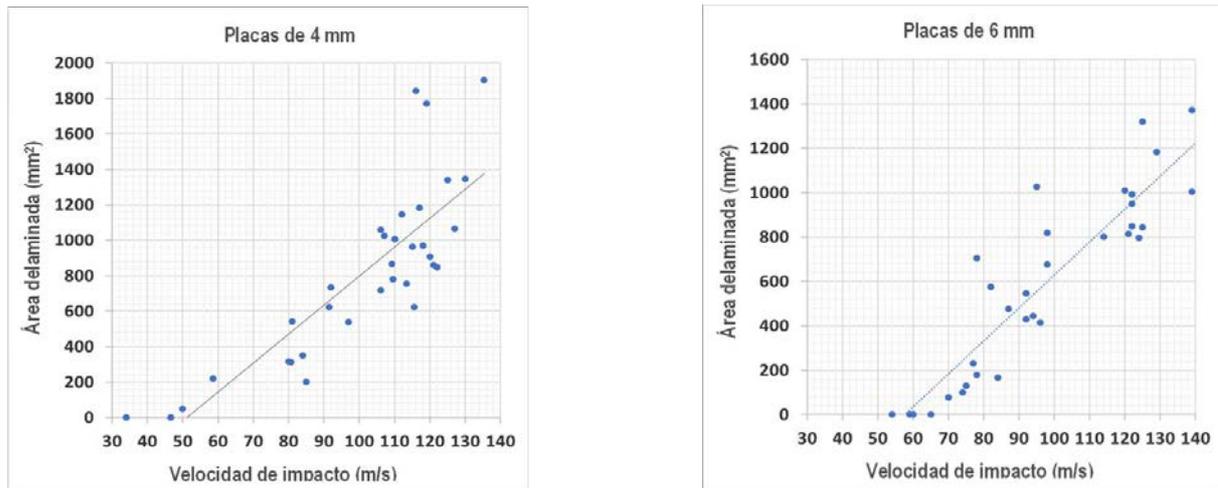


Figura 7 – Relación entre velocidad de impacto y área delaminada: izq.) placas de 4 mm; der.) placas de 6 mm

I.4 Inspección por ultrasonidos

Tanto para medir de forma precisa el espesor de las placas como para analizar la delaminación producida por los impactos y medir su extensión se utilizó la inspección no destructiva (C-Scan) mediante Ensayo Ultrasonico (UT) convencional, con sonda de 5 MHz y 0,25” (6,35 mm), tal como lo recomiendan las normas aeronáuticas. Las placas se colocaron en un tanque de agua y la sonda UT guiada utilizando un CNC robótico XYZ. Se utilizaron mapas de tiempo de vuelo (TOF) convencionales para medir el daño por impacto.

También se utilizó la corrección de amplitud de distancia (DAC) para ajustar la precisión del eco de la pared trasera. Los resultados de estudios previos [50] siguiendo los estándares muestran que esta configuración asegura un alto nivel de confianza en la medición. Además, Wronkovicz et al. [48], utilizando una configuración similar, compara la incertidumbre en las mediciones variando los ajustes de UT, obteniendo los mejores resultados con la misma configuración aplicada en el presente trabajo (sonda y frecuencia de UT) para un material similar. Las placas se someten a una inspección automática, con puntos de inspección distribuidos uniformemente en ambas direcciones cada 1 mm, sobre una cuadrícula que tiene cierto margen con respecto a las dimensiones de las placas, es decir con más de 90000 puntos de inspección. El valor de la profundidad de eco medida se registra en un archivo de texto para su posterior análisis, realizado a través de un script de Matlab.

En el caso de los laminados de 21 láminas se encontró que el espesor era bastante uniforme en todas las placas. El resultado de esta inspección se muestra en la **Figura 8**, donde se observa que el espesor, aunque presenta ligeras variaciones, es bastante uniforme en torno a los 3,7 mm, pero algo inferior al valor nominal de 4 mm.

En el caso de las placas de 32 láminas, el espesor de algunas de ellas resultó no uniforme debido a defectos de fabricación (posible incorrecta colocación de las láminas durante el apilado). Como se muestra en la **Figura 9**, para las dos placas en el lado derecho de la figura, la falta de uniformidad es especialmente aguda, aunque en todas ellas se detectó un cierto nivel de heterogeneidad. Estas placas defectuosas se descartaron para la actualización del modelo de referencia y para definir los datos modales experimentales de referencia para placas intactas.

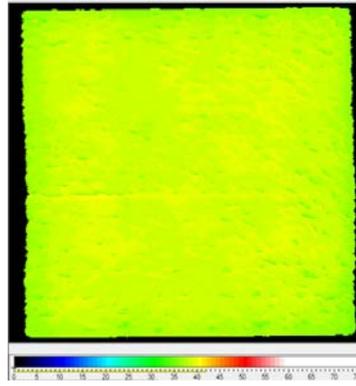


Figura 8 – Imágenes de espesor medido mediante inspección por ultrasonidos en placas de 4mm de espesor

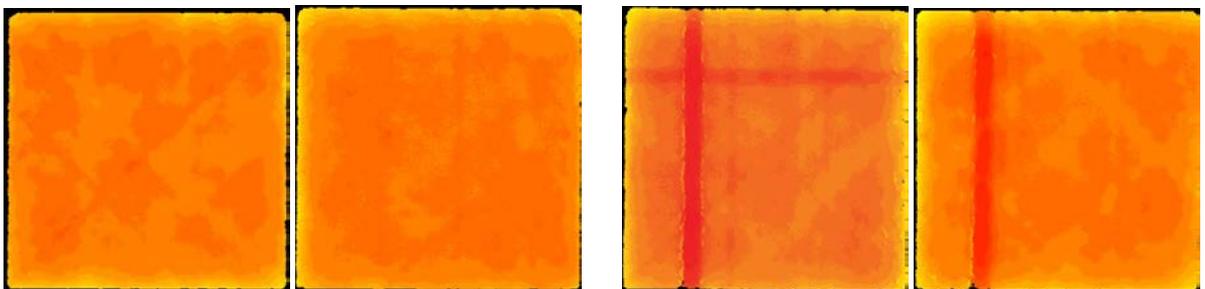


Figura 9 – Imágenes de espesor medido mediante inspección por ultrasonidos en placas de 6mm de espesor: izq.) placas sin defectos acentuados; der.) placas defectuosas

Para clasificar las placas como defectuosas se utilizó la desviación estándar del espesor medido. En el caso de todas las placas clasificadas como intactas, esta desviación estándar fue de alrededor de 0,05 mm, mientras que en las placas defectuosas fue de alrededor de 0,1 mm o incluso superior, como se puede ver en la **Tabla 3**, donde la denominación p32 se utiliza para las placas intactas no defectuosas, y de32 para las intactas defectuosas.

El resultado de esta inspección para las placas no defectuosas es en torno a los 5,7 mm de espesor, de nuevo ligeramente inferior al valor nominal de 6 mm.

Tabla 3 – Desviación típica del espesor en las placas de 6 mm

Placa	Desviación típica espesor (mm)
p32_1	0.053
p32_2	0.054
p32_3	0.056
de32_1	0.085
de32_2	0.108
de32_3	0.125
de32_4	0.126
de32_5	0.141

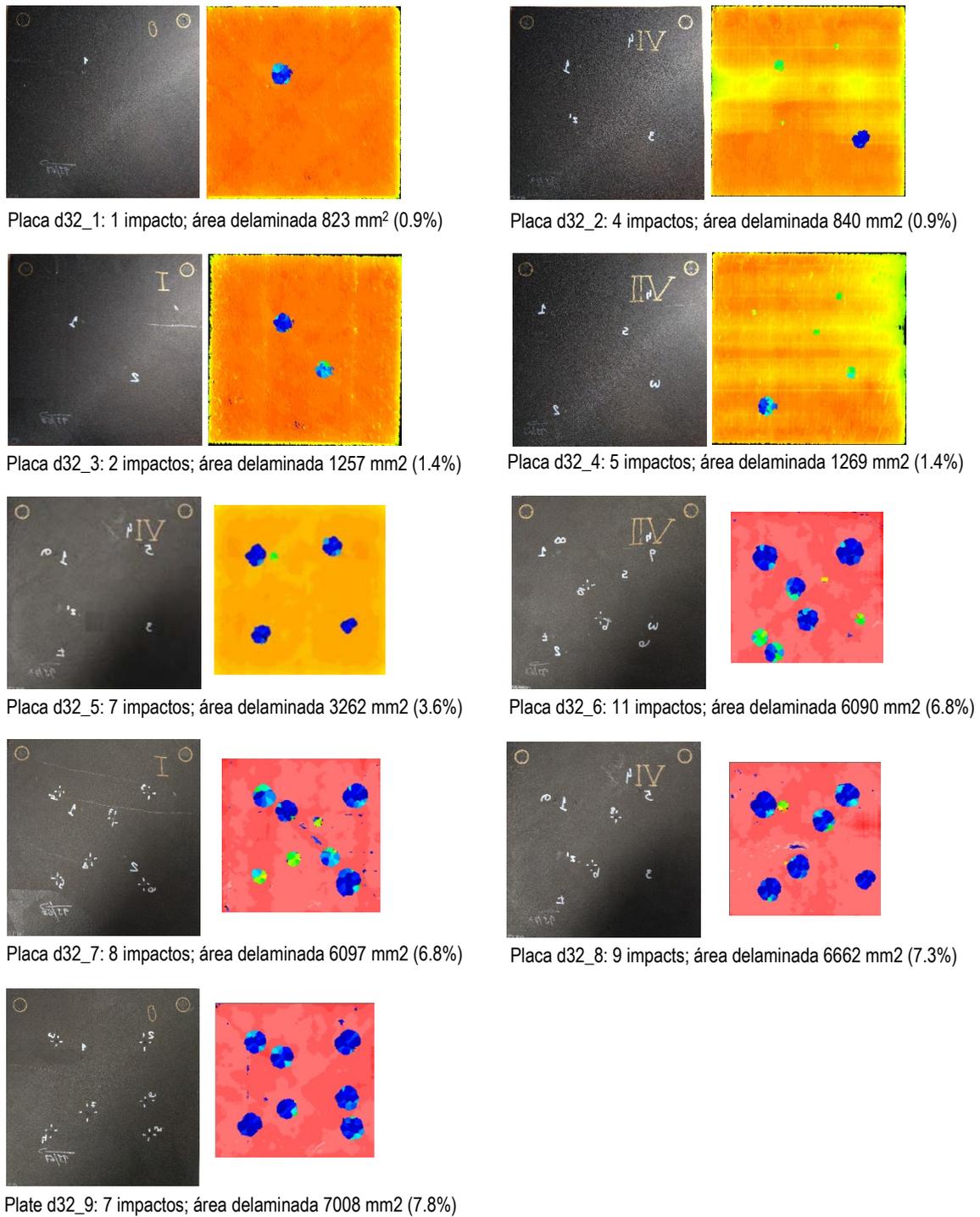


Figura 10 – Placas de 6 mm con impactos y correspondientes áreas delaminadas proyectadas obtenidas mediante C-Scan

La **Figura 10** muestra las nueve situaciones impactadas analizadas para los laminados de 32 láminas (la **Fig. 4** del **Artículo III** lo hace para las nueve situaciones impactadas para los laminados de 21 láminas). Como se ha indicado anteriormente en algunos casos dos denominaciones distintas se refieren a la misma placa, pero para dos situaciones de impacto diferentes. Por ello la denominación de la situación

de impacto no sigue la denominación original de las placas, sino que se hace correlativamente en orden ascendente de área dañada (internamente se conserva la trazabilidad completa).

Como se puede observar, aunque hay placas que se someten a impacto hasta once veces, al controlarse la velocidad de impacto para que el daño sea apenas visible, el área final dañada es bastante reducida, siempre inferior al 8%. Esto hará especialmente difícil detectar y cuantificar el daño, como se verá en los apartados siguientes.

Las imágenes de la **Figura 10** muestran áreas dañadas proyectadas de placas inspeccionadas desde la cara opuesta al impacto. También se han realizado inspecciones desde la cara de impacto. La combinación de ambas, considerando la profundidad de la delaminación encontrada en cada caso, proporcionó información útil para estimar, no solo el área proyectada de delaminación, sino también el contorno del volumen dañado. La **Figura 11** muestra, en su parte superior, imágenes gráficas en 3D de los resultados del C-Scan para una zona dañada escaneada desde ambas caras, que representan la profundidad a la que se encuentra la delaminación. Como puede verse, la profundidad es mayor al alejarse del centro del área dañada. En la parte inferior de la figura se muestra un perfil combinado de profundidad de delaminación, en el que el efecto antes mencionado es claro, y una comparación con la representación esquemática típica del daño por impacto. Estos resultados se utilizarán para simulaciones de daños.

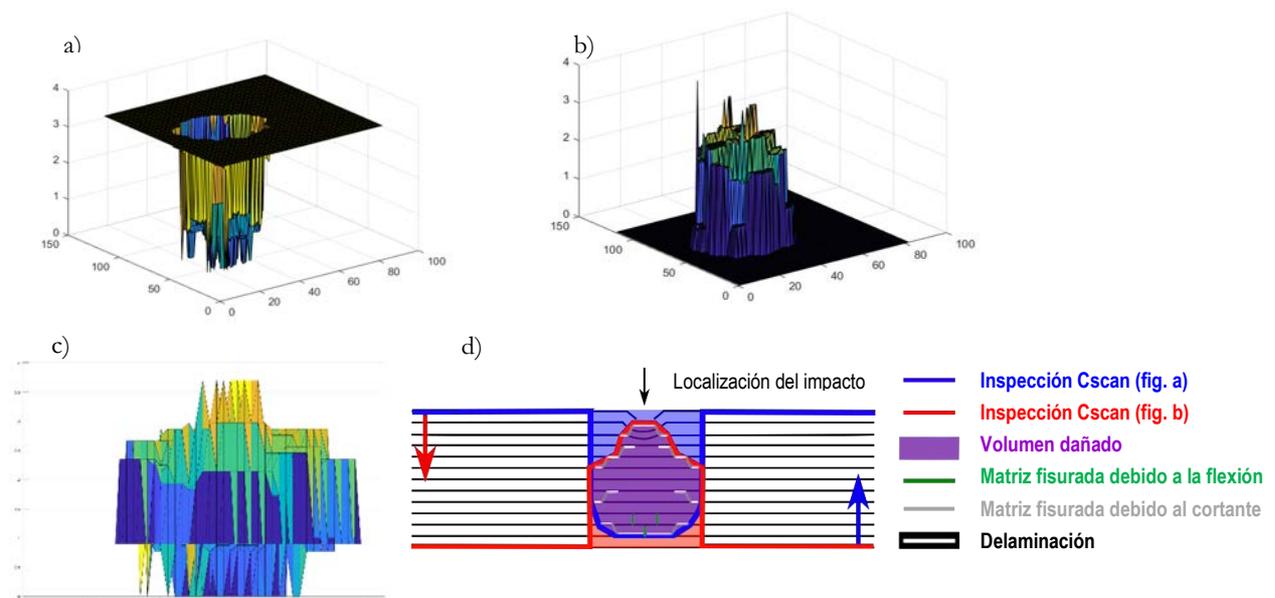


Figura 11 – Imágenes 3D y perfil de delaminación detectados mediante C-Scan y representación esquemática típica de daño por impacto

I.5 Pruebas QSL (Quasi Static Loading)

Para obtener una medida experimental de un parámetro adicional que está influido por las propiedades elásticas de las placas, se realizaron pruebas de carga cuasi estática (QSL) para medir su rigidez transversal. Se cambió el soporte y el indentador del método de ensayo estándar para QSL, ASTM-D6264, para adaptarlo al tamaño ($300 \times 300 \text{ mm}^2$) y forma de las probetas. En consecuencia, el tipo de soporte era rectangular en lugar de soporte circular, para simplemente apoyar 10 mm a lo largo del borde exterior de los especímenes, como se puede observar en la **Figura 12**. El indentador era una bola

de acero de 40 mm (57–66 HRC) sujeta a un actuador de velocidad de desplazamiento constante de 1,25 mm/min perpendicular a la placa, impuesta por una máquina de ensayo Universal (Instron 8516). Los datos de fuerza de carga y deflexión central de la placa se registraron a una frecuencia de muestreo de 100 Hz.

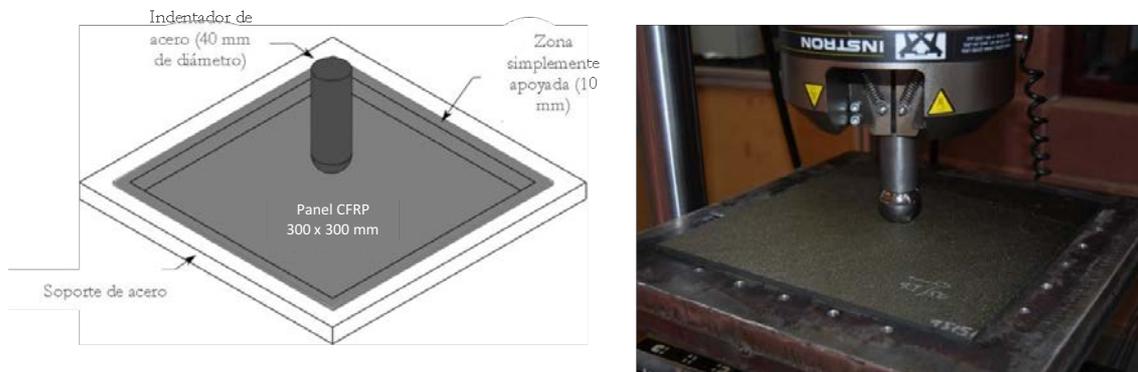


Figura 12 – Esquema y fotografía de ensayo QSL

II Modelos numéricos

Se desarrollaron en primer lugar modelos de elementos finitos preliminares de las placas, sobre el software ANSYS. Los valores de las características mecánicas de las placas en estos modelos serán los teóricos proporcionados por el fabricante. Posteriormente, los resultados de las estimaciones modales experimentales se comparan con los resultados obtenidos de los modelos del análisis modal numérico. Esta comparación permitirá el ajuste del modelo mediante la corrección de algunos de esos valores para conseguir un modelo calibrado.

Dado que el objetivo es obtener un modelo versátil que eventualmente pueda ser utilizado para simular la presencia de daño por delaminación, es recomendable tener al menos un elemento en el espesor de cada lámina, de modo que sea posible modelar la desconexión entre los nodos de la malla en las interfaces entre láminas (para idealizar la delaminación).

Con este objetivo, el tipo de elemento que mejor se ajusta a los objetivos del modelo es el hexaedro (elemento SOLID45 en ANSYS). Es un elemento con 8 nodos y 3 DoF por nodo e integración completa. Adicionalmente, se han incluido elementos de masa para idealizar la presencia de los acelerómetros utilizados en la determinación experimental de las características modales (**Figura 13**). Esta masa, aunque pequeña (son 5,8 g), no puede considerarse despreciable y debe incluirse en el modelo para obtener una mayor aproximación entre los resultados teóricos y experimentales, especialmente para algunas de las formas modales. La dimensión menor del elemento coincidirá con el espesor de cada una de las 21 láminas o 32 láminas de las placas, es decir, 0,19 mm. En cuanto a la dimensión mayor, se realizó un análisis de sensibilidad con valores del tamaño del elemento entre 25 y 2,5 mm (ver Artículo I). Tras este análisis se ha establecido que un tamaño de 6,5 mm es adecuado, combinando una precisión suficiente sin incrementar el coste computacional.

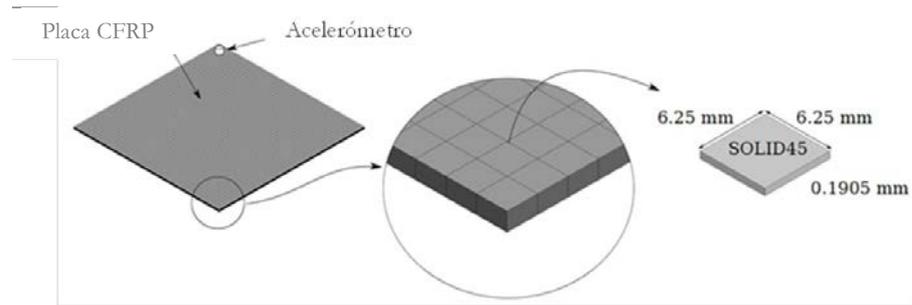


Figura 13 – Modelo MEF de las placas: malla y posición del elemento masa que idealiza la presencia del acelerómetro utilizado en los ensayos modales convencionales

Los resultados modales, frecuencias propias y formas modales, obtenidos mediante estos modelos iniciales se muestran completos en los **Artículos I y II** (ver **tabla 2** y **Fig. 7** de **Artículo II**).

El proceso de ajuste de estos modelos (model updating), mediante el cual se corrigen algunos parámetros en función de los datos experimentales, se explicará en el **Capítulo 3**.

Por otra parte, el empleo de los modelos ajustados a la simulación de daño se detalla en el **Apartado I.3 del Capítulo 4**. Adicionalmente, se ha incluido un anexo (**Anexo 1**) en el que se muestra un trabajo auxiliar previo, exclusivamente numérico, en el que se exploraron las posibilidades de aplicar las técnicas de simulación a la detección, y eventualmente a su localización y cuantificación, mediante análisis modal, del daño por delaminación en las placas de fibra de carbono ensayadas en la presente tesis.

Capítulo 3 AJUSTE DE MODELOS MEDIANTE ANÁLISIS MODAL

En el presente capítulo se muestran los resultados de la respuesta dinámica de los laminados de carbono/epoxi objeto de la presente tesis, obtenidos en el desarrollo de modelos numéricos precisos de simulación.

El capítulo se subdivide como sigue: un primer apartado en el que se incluyen los dos artículos publicados con los resultados detallados del trabajo desarrollado y un segundo con el análisis de dichos resultados.

I Resultados

Uno de los objetivos del estudio es obtener un modelo calibrado de las placas que eventualmente pueda usarse para simular su respuesta dinámica, tanto en situación intacta como con daño simulado.

Por ello se desarrollaron en primer lugar modelos de elementos finitos preliminares de las placas, sobre el software ANSYS, que se han presentado en el **Apartado II** del **Capítulo 2**. Posteriormente, los resultados de las estimaciones modales experimentales se comparan con los resultados obtenidos de los modelos del análisis modal numérico. Esta comparación permitirá el ajuste del modelo mediante la corrección de algunos de los valores iniciales de las características mecánicas de las placas, para conseguir un modelo calibrado. Los resultados de este proceso se presentan en los **Artículos I y II** que se incluyen a continuación.

El **Artículo I** incluye, en su sección 2, la descripción de las muestras de placas de material compuesto de carbono/epoxi utilizadas para el trabajo y un resumen de los procedimientos de prueba modal experimental (que ya se han presentado en el **Capítulo 2** de la presente tesis), así como los resultados del análisis modal experimental. En la sección 3 del artículo se describe el modelo numérico preliminar, basado en las propiedades mecánicas proporcionadas por el fabricante de las placas, que igualmente ha sido descrito en el **Capítulo 2** de la presente tesis. El proceso de ajuste del modelo se describe en la sección 4 del artículo, incluido el emparejamiento de modos y un análisis de sensibilidad mediante el cual se identifican las propiedades del material con mayor influencia en los parámetros modales. Finalmente, diferentes funciones objetivo se minimizan utilizando algoritmos ANSYS para resolver el problema de optimización. En la sección 5 se realiza la validación experimental de algunas de las propiedades actualizadas de las placas. Por último, la sección 6 presenta los resultados del ajuste realizado en un segundo juego de placas de distinto espesor. Las conclusiones se incluyen en la última sección.

Del mismo modo, el **Artículo II** incluye una descripción de los especímenes de placas de material compuesto de carbono/epoxi utilizadas para el trabajo y de los procedimientos experimentales en su sección 2. En la sección 3 se describen los modelos numéricos de referencia. Posteriormente, en la sección 4 se incluye un resumen de los resultados del análisis modal experimental, pero a diferencia de lo que se hizo en el **Artículo I**, analizando en este caso tanto las medidas realizadas con acelerómetros como las procedentes de las cámaras de alta velocidad. La sección 5 está dedicada a la descripción del proceso de ajuste del modelo. Los resultados obtenidos se comparan y discuten en la Sección 6. Finalmente, las conclusiones se presentan en la última sección.

ARTÍCULO I

Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates from experimental modal data.

Journal of Sound and Vibration, Volume 455, 2019.

<https://doi.org/10.1016/j.jsv.2019.05.007>

ARTÍCULO II

Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates using digital image correlation for full-field vibration measurement.

Measurement, Volume 159, 2020.

<https://doi.org/10.1016/j.measurement.2020.107783>

ARTÍCULO III

Detection of barely visible multi-impact damage on carbon/epoxy composite plates using frequency response function correlation analysis.

Measurement, Volume 196, 2022.

<https://doi.org/10.1016/j.measurement.2022.111194>

I.2 Detección de daño mediante el análisis de variaciones en las frecuencias propias

Ya se han comentado las dificultades asociadas a la detección de daños en los compuestos de FRP en el caso de un área dañada reducida (menos del 8%). Se ha visto en el Artículo III cómo se puede abordar de forma satisfactoria mediante el análisis de variaciones en las FRFs. En el presente apartado se aborda el mismo problema, pero mediante el análisis de variaciones en las características modales, y más concretamente en las frecuencias propias. Adicionalmente, como en el caso del análisis de las FRFs, también se ha demostrado la aplicabilidad de estas técnicas en ensayos rápidos utilizando un número muy reducido de puntos de medida.

Tras un proceso de actualización de modelos descrito en el **Capítulo 3**, se ajustaron algunos de los parámetros mecánicos de las placas para obtener modelos calibrados. En estos modelos las discrepancias entre los resultados modales numéricos y los correspondientes parámetros modales medidos experimentalmente se redujeron drásticamente, a errores con un valor medio de tan solo el 0,6 %, en el caso de las placas de 4 mm de espesor, y del 0,2 % para las de 6 mm. Estos modelos actualizados establecen la línea de base (situación intacta) del comportamiento dinámico de los dos conjuntos de placas. Se pueden aplicar, entonces, para la evaluación de la presencia de daño, como se muestra en las secciones siguientes, o para el control de calidad de fabricación.

a) Detección de daño mediante ensayo estándar

La **Tabla 4** y la **Tabla 5** muestran los resultados obtenidos para las placas intactas (las denominaciones p21 y p32 se utilizan para placas intactas de 21 láminas y 32 láminas respectivamente) y la **Tabla 6** y la **Tabla 7** para las placas dañadas. En dichas tablas las frecuencias estimadas se comparan con los valores numéricos correspondientes obtenidos de modelos calibrados, en términos de diferencias de frecuencias naturales y valores del criterio de seguridad modal (MAC). Para todas las placas se calculan los valores medios (μ), la desviación estándar (σ) y el valor máximo de la diferencia de frecuencia estimada con la referencia numérica, pero solo considerando modos correctamente apareados, es decir, modos para los cuales el valor MAC es superior a 0,80.

Tabla 4 – Resultados modales experimentales para las placas intactas de 4 mm

	MEF	placa p21_1			placa p21_2			placa p21_3			placa p21_4		
Modo	F (Hz)	F (Hz)	dif (%)	MAC									
(1 1)	155.4	153	1.30%	0.99	155	0.21%	0.97	153	1.80%	0.95	155	0.42%	0.95
(0 2)	202.4	206	1.79%	0.98	207	2.37%	0.99	207	2.44%	0.99	207	2.26%	0.99
(2 0)	274.6	274	0.14%	0.98	274	0.28%	0.99	275	0.02%	0.99	271	1.47%	0.81
(1 2)	380.9	380	0.12%	0.92	382	0.28%	0.94	384	0.71%	0.97	382	0.21%	0.92
(2 1)	403.0	401	0.60%	0.92	401	0.54%	0.94	403	0.11%	0.85	401	0.54%	0.92
(0 3)	614.6	618	0.60%	0.97	623	1.35%	0.99	624	1.49%	0.99	621	1.05%	0.99
(3 0)	723.1	713	1.43%	0.85	716		0.79	722	0.08%	0.88	716	0.92%	0.90
(1 3)	749.4	751		0.78	753	0.49%	0.85	756	0.82%	0.87	753	0.52%	0.91
(3 1)	881.2	858	2.68%	0.83	865	1.86%	0.99	870	1.24%	0.99	865	1.80%	0.99
(2 3)	1172.0	1174	0.15%	0.89	1174	0.15%	0.96	1177	0.42%	0.95	1173	0.12%	0.95
(3 2)	1216.9	1216		0.78	1215	0.16%	0.86	1218		0.79	1210		0.55
(1 4)	1364.0	1358	0.44%	0.90	1359	0.33%	0.96	1359	0.38%	0.95	1359	0.34%	0.99
(4 0)	1431.4	1444	0.88%	0.80	1442	0.76%	0.93	1423	0.61%	0.96	1425	0.47%	0.90
(4 1)	1548.8	1563		0.77	1562	0.86%	0.88	1529	1.30%	0.92	1525	1.55%	0.91
(3 3)	1736.9	1742	0.29%	0.85	1738	0.07%	0.91	1744	0.42%	0.91	1737	0.02%	0.96
(2 4)	1772.1	1780		0.75	1777		0.19	1783	0.62%	0.83	1768	0.20%	0.90
(4 2)	1940.1	1942	0.11%	0.84	1930		0.80	1929	0.57%	0.92	1913	1.42%	0.92
	$\mu =$	0.81%	0.87		0.69%	0.88		0.81%	0.92		0.83%	0.91	
	$\sigma =$	0.76%	0.08		0.67%	0.18		0.65%	0.06		0.66%	0.10	
	max/min =	2.68%	0.75		2.37%	0.19		2.44%	0.79		2.26%	0.55	

Tabla 5 – Resultados modales experimentales para las placas intactas de 6 mm

	MEF	placa p32_1			placa p32_2			placa p32_3		
Modo	F (Hz)	F (Hz)	dif (%)	MAC	F (Hz)	dif (%)	MAC	F (Hz)	dif (%)	MAC
(1 1)	225.4	226	0.32%	0.99	224	0.68%	0.99	224	0.43%	0.99
(0 2)	317.5	321	1.09%	0.99	317	0.03%	0.98	318	0.31%	0.98
(2 0)	423.9	426	0.39%	0.98	422	0.51%	0.98	423	0.28%	0.98
(1 2)	562.3	564	0.36%	0.97	558	0.72%	0.97	559	0.59%	0.97
(2 1)	603.4	605	0.24%	0.98	599	0.65%	0.98	600	0.47%	0.98
(0 3)	937.0	942	0.58%	0.97	932	0.54%	0.97	932	0.51%	0.97
(2 2)	1066.0	1067	0.06%	0.97	1059	0.66%	0.97	1059	0.65%	0.97
(1 3)	1127.5									
(3 0)	1134.1	1140		0.75				1133	0.06%	0.91
(3 1)	1333.1	1338	0.37%	0.95	1326	0.56%	0.96	1331	0.12%	0.94
(2 3)	1719.7	1731	0.64%	0.96	1718	0.08%	0.96	1710	0.58%	0.96
(3 2)	1804.9	1814	0.49%	0.92	1799	0.33%	0.94	1798	0.37%	0.89
(0 4)	1822.8									
(1 4)	2040.3	2064	1.14%	0.92	2046	0.26%	0.93	2034	0.32%	0.92
(4 0)	2211.2	2223	0.53%	0.88	2209	0.12%	0.87	2209	0.09%	0.92
(4 1)	2365.5	2379	0.57%	0.89	2363	0.10%	0.92	2362	0.16%	0.92
(3 3)	2539.8	2546	0.23%	0.91	2529	0.41%	0.94	2526	0.55%	0.91
(2 4)	2607.1	2621	0.52%	0.88	2594	0.48%	0.89	2600	0.29%	0.89
(4 2)	2886.5	2893	0.23%	0.81	2875	0.39%	0.84	2874	0.45%	0.81
	$\mu =$	0.49%	0.92		0.41%	0.94		0.37%	0.94	
	$\sigma =$	0.28%	0.07		0.22%	0.04		0.18%	0.05	
	max/min =	1.14%	0.75		0.72%	0.84		0.65%	0.81	

Tabla 6 – Resultados modales experimentales para las placas dañadas de 4 mm

Modo	Placa d21_1				placa d21_2				placa d21_3				placa d21_4				placa d21_5				placa d21_6				placa d21_7				placa d21_8				placa d21_9				
	F (Hz)	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC						
(1 1)	152.3	155.5	2.09%	1.00	152.9	0.42%	0.99	153.5	0.82%	0.99	153.0	0.49%	1.00	154.4	1.40%	1.00	155.5	2.09%	1.00	154.6	1.55%	0.99	155.5	1.55%	0.99	154.6	1.53%	0.99	154.6	1.53%	0.99						
(2 0)	202.1	206.6	2.24%	0.99	206.4	2.12%	0.97	207.2	2.53%	0.98	207.1	2.47%	0.98	207.3	2.55%	0.99	209.2	3.49%	0.99	208.1	2.98%	0.96	207.7	2.78%	0.96	208.9	3.34%	0.98	208.9	3.34%	0.98						
(1 2)	376.3	378.5	0.57%	0.97	376.6	0.08%	0.98	378.9	0.68%	0.98	377.7	0.38%	0.99	379.9	0.96%	0.94	381.7	1.43%	0.94	380.0	0.98%	0.92	379.8	0.92%	0.96	380.7	1.15%	0.95	380.7	1.15%	0.95						
(2 1)	398.2	401.5	0.82%	0.97	399.7	0.37%	0.99	400.9	0.65%	0.94	399.7	0.37%	0.98	403.6	1.33%	0.98	404.4	1.53%	0.97	402.5	1.06%	0.98	402.3	1.01%	0.97	402.8	1.14%	0.96	402.8	1.14%	0.96						
(3 0)	612.0	615.4	0.57%	0.95	614.0	0.34%	0.98	617.3	0.87%	0.99	616.3	0.71%	0.98	615.2	0.54%	0.99	618.1	1.01%	0.99	616.7	0.78%	0.99	618.4	1.06%	0.98	618.9	1.13%	0.98	618.9	1.13%	0.98						
(1 3)	748.6	750.2	0.22%	0.88	746.9		0.58	749.7	0.15%	0.91	747.9		0.53	749.7	0.15%	0.84	753.5	0.66%	0.88	750.3	0.24%	0.89	750.9	0.32%	0.93	752.8		0.62	752.8		0.62						
(3 1)	873.6	869.4	0.47%	0.97	865.3	0.94%	0.99	870.8	0.31%	0.99	866.3	0.83%	0.99	870.6	0.34%	0.99	873.7	0.02%	0.99	870.7	0.32%	0.99	871.0	0.29%	0.99	868.6	0.57%	0.99	868.6	0.57%	0.99						
(2 3)	1167.0	1163.6		0.63	1159.8	0.61%	0.95	1171.4	0.38%	0.96	1170.0	0.26%	0.96	1175.6	0.74%	0.94	1166.6		0.80	1167.2	0.02%	0.96	1165.1	0.16%	0.95	1166.6	0.03%	0.93	1166.6	0.03%	0.93						
(3 2)	1214.2	1220.7		0.58	1205.7		0.66	1214.1		0.68	1218.1		0.76	1222.8		0.71	1215.6		0.79	1207.1		0.71	1209.4		0.68	1210.7		0.69	1210.7		0.69						
(1 4)	1360.8				1362.2	0.10%	0.82	1380.4	1.44%	0.96	1370.6	0.72%	0.97	1403.8	3.16%	0.88	1346.2	1.07%	0.93	1351.4	0.69%	0.96	1347.3	1.00%	0.94	1352.4	0.62%	0.93	1352.4	0.62%	0.93						
(4 0)	1430.7	1425.8		0.64	1427.0		0.65	1436.1	0.38%	0.94	1431.8		0.39	1440.0	0.65%	0.85	1422.4	0.58%	0.88	1426.3		0.53	1416.0	1.02%	0.91	1401.2		0.13	1401.2		0.13						
(4 1)	1546.6	1561.2	0.95%	0.84	1510.5	2.33%	0.90	1559.6	0.84%	0.91	1548.7	0.14%	0.94	1569.9	1.51%	0.86	1507.3	2.54%	0.84	1548.5		0.42	1506.1	2.62%	0.91	1481.5		0.58	1481.5		0.58						
(3 3)	1731.6	1741.6	0.57%	0.93	1726.2	0.31%	0.98	1736.0	0.25%	0.98	1725.2	0.37%	0.98	1742.6	0.63%	0.93	1742.2	0.61%	0.96	1725.0	0.38%	0.95	1732.2	0.03%	0.91	1732.1	0.03%	0.93	1732.1	0.03%	0.93						
(2 4)	1771.6	1785.7	0.79%	0.84	1777.1	0.31%	0.84	1774.9	0.19%	0.89	1767.0	0.26%	0.88	1784.8	0.75%	0.90	1780.2	0.49%	0.89	1759.2	0.70%	0.88	1762.0	0.54%	0.89	1769.7	0.11%	0.81	1769.7	0.11%	0.81						
(4 2)	1937.4	1944.2	0.35%	0.90				1938.4	0.05%	0.96	1921.4	0.83%	0.93	1941.4	0.21%	0.89	1926.9	0.54%	0.89				1935.3		0.76	1931.5		0.52	1931.5		0.52						
		$\mu = 0.77\%$		0.88		0.67%		0.89		0.64%		0.94		0.59%		0.90		1.01%		0.92		1.16%		0.92		0.80%		0.88		0.93%		0.92		0.87%		0.82	
		$\sigma = 0.52\%$		0.13		0.68%		0.14		0.60%		0.07		0.57%		0.17		0.80%		0.07		0.89%		0.07		0.75%		0.17		0.78%		0.89%		0.23			
		max/min = 2.24%		0.58		2.33%		0.58		2.53%		0.68		2.47%		0.39		3.16%		0.71		3.49%		0.79		2.98%		0.42		2.78%		0.68		3.34%		0.13	

Tabla 7 – Resultados modales experimentales para las placas dañadas de 6 mm

Modo	placa d32_1				placa d32_2				placa d32_3				placa d32_4				placa d32_5				placa d32_6				placa d32_7				placa d32_8				placa d32_9			
	F (Hz)	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC	F (Hz)	diff (%)	MAC					
(1 1)	225.4	224.9	0.21%	1.00	224.9	0.22%	1.00	225.3	0.05%	1.00	224.8	0.28%	1.00	225.5	0.07%	0.97	224.9	0.21%	1.00	225.5	0.03%	1.00	225.2	0.08%	1.00	#(REF)	0.22%	1.00	#(REF)	0.22%	1.00					
(2 0)	317.5	318.5	0.31%	0.99	319.1	0.50%	0.99	319.6	0.66%	0.99	319.2	0.52%	1.00	319.4	0.31%	0.98	319.4	0.59%	0.99	319.6	0.66%	0.99	319.3	0.58%	0.99	318.5	0.32%	0.99	318.5	0.32%	0.99					
(0 2)	423.9	422.9	0.24%	0.99	422.1	0.43%	0.98	423.9	0.00%	1.00	423.9	0.01%	0.99	422.6	0.31%	0.98	423.5	0.10%	0.99	423.6	0.08%	0.99	422.5	0.33%	0.99	422.6	0.31%	0.99	422.6	0.31%	0.99					
(1 2)	562.3	560.0	0.42%	0.99	560.0	0.42%	0.99	561.1	0.21%	0.99	559.9	0.42%	0.99	561.5	0.16%	0.97	560.7	0.28%	0.99	561.5	0.15%	0.99	561.9	0.07%	1.00	560.8	0.27%	0.99	560.8	0.27%	0.99					
(2 1)	603.4	601.8	0.25%	0.99	602.1	0.21%	0.98	602.7	0.11%	1.00	602.9	0.08%	1.00	602.1	0.20%	0.99	602.5	0.14%	1.00	602.8	0.10%	0.99	602.5	0.14%	1.00	602.2	0.18%	1.00	602.2	0.18%	1.00					
(0 3)	937.0	929.1	0.84%	0.99	931.6	0.57%	0.99	931.8	0.56%	0.99	928.7	0.88%	0.99	936.1	0.09%	0.99	929.7	0.78%	0.99	933.2	0.40%	0.99	933.5	0.37%	0.99	929.9	0.75%	0.99	929.9	0.75%	0.99					
(2 2)	1066.0	1063.5	0.23%	1.00	1066.4	0.04%	0.99	1060.4	0.52%	0.99	1059.2	0.64%	0.99	1064.4	0.15%	0.98	1059.6	0.60%	0.99	1060.7	0.50%	0.99	1063.5	0.23%	0.98	1061.6	0.41%	0.99	1061.6	0.41%	0.99					
(1 3)	1127.5	1116.2	1.01%	0.89			1116.6	0.97%	0.95	1114.6	1.14%	0.93	1117.8	0.86%	0.83	1114.9	1.12%	0.88	1119.8		0.75	1116.9	0.94%	0.94	1113.5	1.24%	0.93	1113.5	1.24%	0.93						
(3 0)	1134.1	1134.0	0.01%	0.95	1132.5	0.14%	0.89	1130.2	0.34%	0.96	1132.6	0.13%	0.95	1128.0	0.54%	0.88	1132.2	0.17%	0.90	1124.1		0.72	1128.5	0.49%	0.97	1127.9	0.54%	0.93	1127.9	0.54%	0.93					
(3 1)	1333.1	1327.8	0.40%	1.00	1327.0	0.46%	0.99	1325.2	0.59%	0.99	1324.0	0.68%	0.99	1315.5	1.32%	0.98	1316.1	1.27%	0.99	1328.2	0.37%	0.99	1320.4	0.95%	0.99	1316.1	1.28%	0.98	1316.1	1.28%	0.98					
(2 3)	1719.7	1720.8	0.06%	0.99	1723.9	0.24%	0.97	1721.0	0.07%	0.97	1719.5	0.01%	0.97	1712.2	0.44%	0.98	1710.6	0.53%	0.96	1707.8	0.69%	0.98	1714.5	0.30%	0.98	1709.2	0.61%	0.97	1709.2	0.61%	0.97					
(3 2)	1804.9	1801.6	0.18%	0.94	1799.0	0.33%	0.95	1800.8	0.23%	0.96	1799.1	0.32%	0.96	1801.9		0.79	1796.7	0.45%	0.88	1801.1	0.21%	0.91	1792.6	0.68%	0.96	1792.9	0.66%	0.88	1792.9	0.66%	0.88					
(0 4)	1822.8				1833.1		0.79	1847.4		0.58	1834.9	0.66%	0.84												1815.6	0.00%	0.68									
(1 4)	2040.3	2036.5	0.19%	0.96	2050.1	0.48%	0.97	2046.1	0.28%	0.96	2038.6	0.08%	0.95	2010.0	1.49%	0.97	2017.0	1.14%	0.97	1998.1	2.07%	0.96	2015.1	1.23%	0.97	2000.3	1.96%	0.96	2000.3	1.96%	0.96					
(4 0)	2211.2	2216.4	0.23%	0.96	2221.3		0.50	2218.7	0.34%	0.95	2211.3	0.01%	0.93	2203.5	0.35%	0.93	2207.3	0.18%	0.92	2214.5	0.15%	0.94	2190.3	1.40%	0.87	2197.3	0.63%	0.67	2197.3	0.63%	0.67					
(4 1)	2365.5	2375.4	0.42%	0.97	2383.1	0.74%	0.96	2376.1	0.45%	0.96	2368.1	0.11%	0.93	2362.3	0.14%	0.94	2357.0	0.36%	0.95	2369.5	0.17%	0.94	2368.8	0.14%	0.87	2361.1	0.19%	0.89	2361.1	0.19%	0.89					
(3 3)	2539.8	2537.7	0.08%	0.94	2538.4	0.05%	0.94	2534.3	0.22%	0.93	2531.6	0.32%	0.91	2536.3	0.14%	0.92	2525.6	0.56%	0.92	2529.0	0.43%	0.90				2533.2	0.26%	0.85	2533.2							

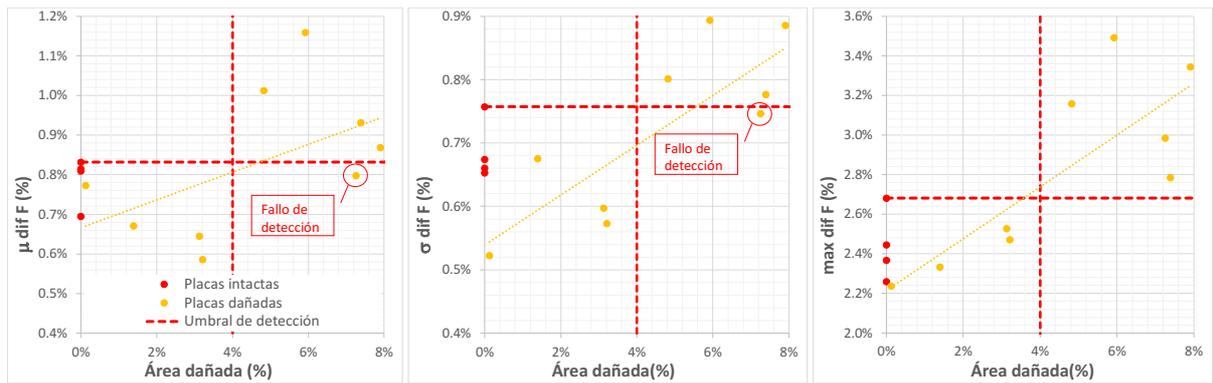


Figura 14 – Análisis de la variación de frecuencia en función de área dañada (placas de 4 mm de espesor)

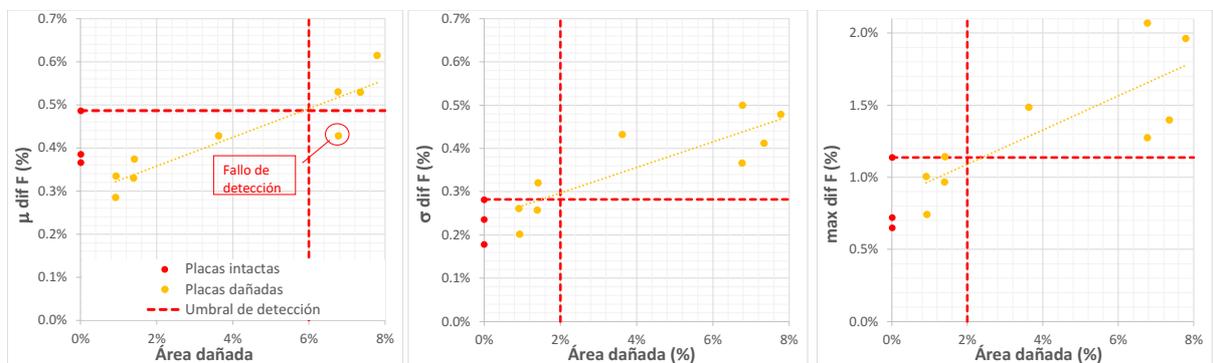


Figura 15 – Análisis de la variación de frecuencia en función de área dañada (placas de 6 mm de espesor)

Por otro lado, los mismos tres parámetros han sido representados para placas intactas (placas denominadas p21_x o p32_x, casos con área dañada = 0.0 % de la **Tabla 8** y la **Tabla 9**). Los valores máximos de los parámetros para estas placas pueden considerarse como representativos del umbral de detección de daño para cada indicador (con texto en rojo en las tablas). Como puede verse en la **Figura 14** y la **Figura 15**, varias placas dañadas tienen valores por debajo de este umbral. Sin embargo, existe un porcentaje mínimo de área dañada a partir del cual se detectan daños en casi todas las placas de los tres indicadores. En el caso de las placas de 4 mm este porcentaje mínimo ronda el 4%, con un fallo de detección para la placa d21_7 al utilizar como indicador el valor medio y desviación estándar de las diferencias. En el caso de las placas de 6 mm el umbral de detección es del orden del 2% cuando se utiliza como indicador la desviación estándar y el valor máximo de las diferencias, y superior, del orden del 6%, cuando se utiliza el valor medio de las diferencias, con un fallo de detección para d32_7 en este indicador. Esta conclusión se puede ver aún más claramente en la **Tabla 8** y la **Tabla 9**, en la que se destacan con fondo rosa los valores de los parámetros que están por encima del umbral de detección.

Tabla 8 – Umbrales de detección de daño en placas de 4 mm

Placa	μ dif	σ dif	máx dif	Área dañada
p21 1	0.81%	0.76%	2.68%	0.0%
p21 2	0.69%	0.67%	2.37%	0.0%
p21 3	0.81%	0.65%	2.44%	0.0%
p21 4	0.83%	0.66%	2.26%	0.0%
d21 1	0.77%	0.52%	2.24%	0.1%
d21 2	0.67%	0.68%	2.33%	1.4%
d21 3	0.64%	0.60%	2.53%	3.1%
d21 4	0.59%	0.57%	2.47%	3.2%
d21 5	1.01%	0.80%	3.16%	4.8%
d21 6	1.16%	0.89%	3.49%	5.9%
d21 7	0.80%	0.75%	2.98%	7.3%
d21 8	0.93%	0.78%	2.78%	7.4%
d21 9	0.87%	0.89%	3.34%	7.9%

Tabla 9 – Umbrales de detección de daño en placas de 6 mm

Placa	μ dif	σ dif	máx dif	Área dañada
p32 1	0.49%	0.28%	1.14%	0.0%
p32 2	0.39%	0.24%	0.72%	0.0%
p32 3	0.37%	0.18%	0.65%	0.0%
d32 1	0.28%	0.26%	1.01%	0.9%
d32 2	0.34%	0.20%	0.74%	0.9%
d32 3	0.33%	0.26%	0.97%	1.4%
d32 4	0.37%	0.32%	1.14%	1.4%
d32 5	0.43%	0.43%	1.49%	3.6%
d32 6	0.53%	0.37%	1.27%	6.8%
d32 7	0.43%	0.50%	2.07%	6.8%
d32 8	0.53%	0.41%	1.40%	7.3%
d32 9	0.61%	0.48%	1.96%	7.8%

b) Detección de daño mediante ensayo rápido

Como se ha explicado, el procedimiento modal experimental normal utilizado para obtener las características modales consume un tiempo considerable, lo que podría condicionar su aplicabilidad en la práctica. En el presente apartado se analiza la opción de realizar la prueba con un conjunto más limitado de puntos de excitación y una reducción drástica del tiempo del ensayo.

Al muestrear los FRFs en las 121 ubicaciones de impacto, es posible estimar, no solo las frecuencias naturales de las placas, sino también sus formas modales definidas en muchos puntos. Sin embargo, la información sobre las frecuencias naturales se puede obtener de un conjunto más reducido de puntos de impacto, o incluso de uno solo.

En este trabajo se ha encontrado una solución de compromiso utilizando solo nueve puntos de impacto distribuidos como se muestra en la **Figura 16**. Se ha encontrado que la información obtenida de estos nueve puntos es suficiente para estimar con precisión las frecuencias naturales de las placas. Por otro lado, por supuesto, el grado de precisión de las formas modales estimadas se reduce drásticamente. Esto es un problema porque, como se ha explicado anteriormente, la información de las formas modales es

la clave para el emparejamiento de modos. Sin embargo, dado que, como se ha visto, para el grado de daño analizado en este trabajo el desplazamiento de frecuencia es bastante limitado, el emparejamiento de modos aún es posible (como puede verse en la **Figura 17** para las celdas enmarcadas y cruzadas en amarillo). Esto es así a pesar de tener valores altos de MAC, fuera de la “diagonal” de los modos emparejados, que no corresponden a un emparejamiento, debido a la falta de precisión de las formas de los modos. El problema es que la presencia de estos valores elevados, en ocasiones incluso superiores a los valores correspondientes a los modos emparejados, hace casi imposible un emparejamiento automático y es necesaria una inspección visual de la matriz MAC.

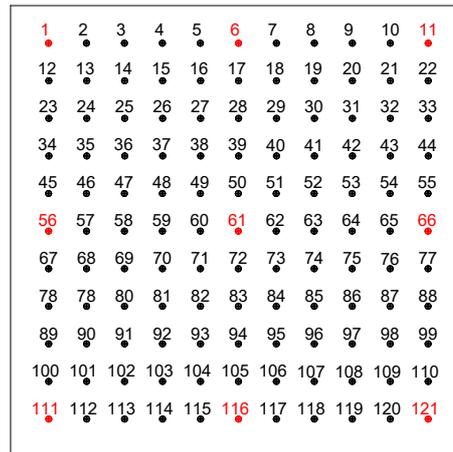


Figura 16 – Posición de los puntos de impacto en los ensayos rápidos

El análisis de las variaciones de frecuencia se realiza en la **Figura 18** y la **Figura 19**. Las figuras muestran los mismos tres parámetros considerados en el apartado anterior (valor medio, desviación estándar y valor máximo) de la diferencia de frecuencia entre los valores experimentales estimados y la referencia numérica, representados frente al porcentaje de área dañada para todas las placas impactadas. Como puede verse, la falta de precisión debido al reducido número de puntos de impacto aumenta el grado de dispersión de los resultados. De este modo, se reduce la correlación entre la variación de frecuencia y el área dañada. Aunque todavía existe una clara tendencia hacia mayores diferencias para mayor área dañada para todos los indicadores, su eficiencia para ser utilizada para la detección de daños es menos clara.

En el caso de los laminados de 4 mm de espesor, si se utiliza como indicador la diferencia máxima, existe un porcentaje mínimo de daño detectable en torno al 4% (en las cinco placas con un daño superior al 4% este indicador señalaría la presencia de daño). Sin embargo, el valor medio y la desviación estándar no parecen ser indicadores eficientes para detectar áreas tan poco dañadas. Con ambos indicadores no se detectan dos de las cinco placas con daño superior al 4%, lo que indica que el porcentaje mínimo de daño detectable estaría por encima del 8% (la línea roja vertical que representa el porcentaje mínimo de daño detectable no se representa entonces en la **Figura 18** izquierda y centro).

En el caso del laminado de 6 mm de espesor, el daño mínimo detectable vuelve a rondar el 2% cuando se utiliza como indicador la desviación estándar y el valor máximo de las diferencias (en las cinco placas con un daño superior al 4% estos indicadores señalarían la presencia de daño). Sin embargo, el valor medio tampoco parece ser un buen indicador. Con este indicador no se detectan tres de las cinco placas con daño superior al 2%, lo que indica que el porcentaje mínimo de daño detectable estaría por encima

del 8% (la línea roja vertical que representa el porcentaje mínimo de daño detectable no se representa entonces en la **Figura 19** izquierda).

Esto se puede ver aún más claramente en la **Tabla 10** y la **Tabla 11**, en las que los valores de los parámetros que están por encima del umbral de detección se destacan con fondo rosa.

		MODOS ESTIMADOS EXPERIMENTALMENTE																	
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
MODOS CALCULADOS NUMÉRICAMENTE	1	1.00	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	0.62	0.08	0.99	0.00	0.03	0.01	0.00	0.00	0.96	0.00	0.00
	2	0.00	1.00	0.01	0.00	0.00	0.00	0.02	0.00	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.18	0.00	0.00	0.35	0.49
	3	0.00	0.01	0.99	0.00	0.00	0.00	0.11	0.03	0.03	0.00	0.00	0.00	0.01	0.07	0.01	0.00	0.32	0.07
	4	0.00	0.00	0.00	0.99	0.00	0.00	0.00	0.02	0.27	0.00	0.01	0.86	0.04	0.00	0.01	0.00	0.02	0.01
	5	0.01	0.00	0.00	0.00	1.00	0.30	0.00	0.15	0.01	0.00	0.98	0.00	0.02	0.00	0.11	0.01	0.00	0.01
	6	0.01	0.00	0.00	0.00	0.28	0.99	0.00	0.19	0.01	0.00	0.22	0.01	0.01	0.00	0.35	0.04	0.00	0.01
	7	0.00	0.04	0.16	0.00	0.00	0.00	0.99	0.00	0.13	0.00	0.00	0.02	0.00	0.02	0.00	0.00	0.08	0.15
	8	0.97	0.01	0.00	0.01	0.02	0.01	0.01	0.73	0.07	0.97	0.02	0.05	0.00	0.00	0.00	0.94	0.00	0.01
	9	0.00	0.01	0.03	0.20	0.00	0.01	0.12	0.08	0.99	0.00	0.00	0.07	0.47	0.00	0.00	0.02	0.03	0.01
	10	0.99	0.00	0.00	0.00	0.01	0.01	0.00	0.66	0.09	0.99	0.01	0.03	0.01	0.00	0.00	0.97	0.00	0.01
	11	0.01	0.00	0.00	0.01	0.99	0.23	0.00	0.16	0.00	0.00	0.99	0.00	0.02	0.00	0.16	0.02	0.00	0.01
	12	0.00	0.01	0.00	0.91	0.01	0.00	0.01	0.00	0.09	0.00	0.00	0.99	0.19	0.00	0.01	0.00	0.00	0.01
	13	0.00	0.33	0.03	0.03	0.00	0.00	0.01	0.00	0.01	0.00	0.00	0.00	0.01	0.10	0.00	0.00	0.36	0.06
	14	0.00	0.00	0.00	0.04	0.00	0.00	0.00	0.11	0.40	0.00	0.00	0.09	0.99	0.00	0.01	0.00	0.03	0.00
	15	0.00	0.17	0.04	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	0.00	0.00	0.01	0.01	0.99	0.00	0.00	0.09	0.15
	16	0.00	0.00	0.00	0.00	0.12	0.38	0.00	0.02	0.00	0.00	0.17	0.01	0.00	0.00	0.99	0.02	0.00	0.00
	17	0.95	0.01	0.02	0.00	0.01	0.01	0.00	0.60	0.09	0.93	0.01	0.04	0.01	0.01	0.00	0.99	0.03	0.02
	18	0.00	0.29	0.38	0.01	0.00	0.00	0.10	0.02	0.00	0.00	0.00	0.01	0.01	0.13	0.01	0.00	0.99	0.01
	19	0.00	0.37	0.15	0.01	0.00	0.00	0.18	0.01	0.01	0.00	0.00	0.05	0.00	0.04	0.00	0.00	0.02	0.99
	20	0.01	0.00	0.00	0.00	0.10	0.94	0.00	0.16	0.01	0.00	0.07	0.02	0.01	0.00	0.58	0.04	0.00	0.01
	21	0.91	0.00	0.05	0.01	0.01	0.00	0.01	0.51	0.09	0.89	0.00	0.05	0.01	0.00	0.00	0.85	0.05	0.06
	22	0.00	0.00	0.00	0.05	0.00	0.00	0.00	0.12	0.36	0.00	0.00	0.10	0.96	0.00	0.00	0.01	0.03	0.01
	23	0.00	0.00	0.00	0.00	0.04	0.52	0.00	0.05	0.00	0.00	0.07	0.00	0.01	0.00	0.94	0.02	0.00	0.00
	24	0.00	0.00	0.00	0.10	0.03	0.40	0.00	0.00	0.06	0.00	0.03	0.19	0.27	0.00	0.68	0.03	0.02	0.00
	25	0.99	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.58	0.09	0.98	0.00	0.03	0.01	0.00	0.00	0.93	0.00	0.02
	26	0.00	0.00	0.00	0.00	0.26	0.21	0.00	0.00	0.01	0.00	0.31	0.02	0.00	0.00	0.95	0.02	0.00	0.00
	27	0.00	0.00	0.00	0.25	0.00	0.00	0.00	0.07	0.14	0.00	0.00	0.32	0.88	0.00	0.01	0.01	0.05	0.01
	28	0.00	0.08	0.05	0.00	0.00	0.00	0.01	0.01	0.00	0.00	0.00	0.02	0.01	0.35	0.00	0.00	0.21	0.00
	29	0.00	0.01	0.02	0.01	0.00	0.00	0.01	0.07	0.15	0.00	0.00	0.00	0.63	0.35	0.00	0.00	0.00	0.00
	30	0.00	0.00	0.00	0.03	0.00	0.00	0.00	0.11	0.38	0.00	0.00	0.12	0.79	0.08	0.00	0.01	0.04	0.00
	31	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	0.01	0.00	0.09	0.01	0.01	0.09	0.03	0.64	0.00	0.01	0.01	0.00
	32	0.39	0.04	0.23	0.00	0.00	0.00	0.01	0.34	0.06	0.45	0.00	0.03	0.00	0.16	0.00	0.47	0.12	0.17
	33	0.00	0.29	0.37	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	0.00	0.00	0.01	0.01	0.55	0.01	0.00	0.69	0.01
	34	0.00	0.05	0.14	0.00	0.00	0.00	0.04	0.01	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.56	0.00	0.00	0.09	0.33

Figura 17 – Ejemplo de matriz de valores MAC entre modos experimentales y calculados con el modelo MEF calibrado para una placa intacta, utilizando únicamente 9 puntos de desplazamiento modal

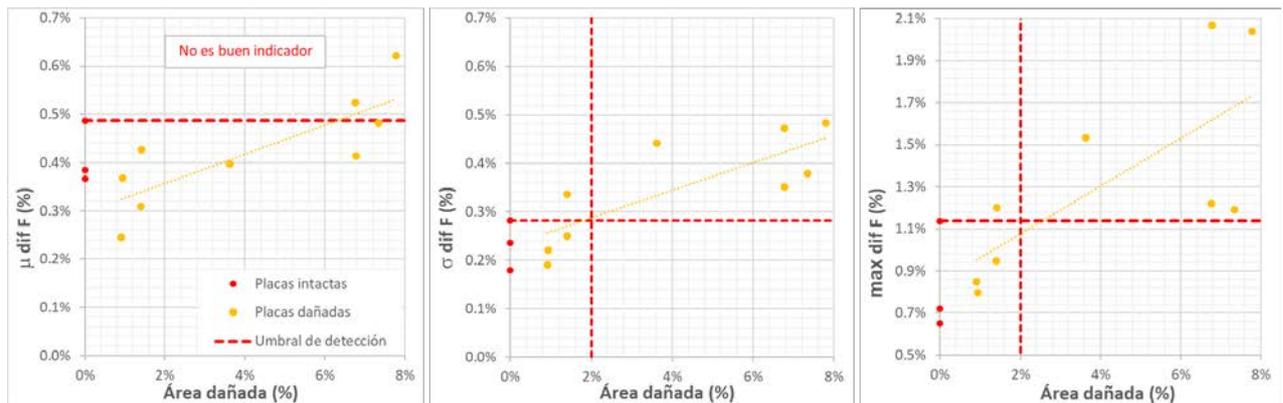


Figura 18 – Análisis de variaciones en la frecuencia frente a área dañada, utilizando solo nueve puntos de impacto, para placas de 4mm de espesor

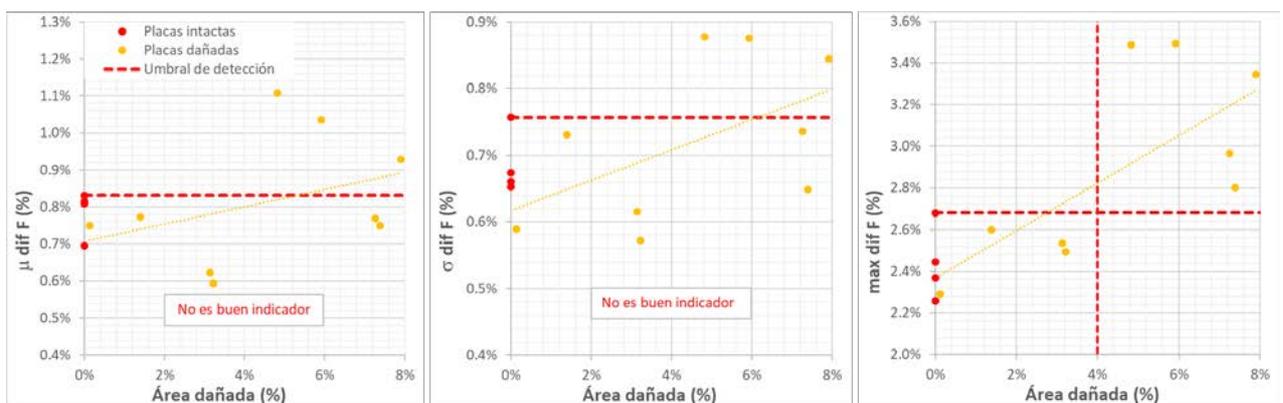


Figura 19 – Análisis de variaciones en la frecuencia frente a área dañada, utilizando solo nueve puntos de impacto, para placas de 6mm de espesor

Tabla 10 – Umbrales de detección de daño en placas de 4 mm cuando se utilizan únicamente nueve puntos de golpeo

Placa	μ dif	σ dif	máx dif	Área dañada
p21_1	0.81%	0.76%	2.68%	0.0%
p21_2	0.69%	0.67%	2.37%	0.0%
p21_3	0.81%	0.65%	2.44%	0.0%
p21_4	0.83%	0.66%	2.26%	0.0%
d21_1	0.75%	0.59%	2.29%	0.1%
d21_2	0.77%	0.73%	2.60%	1.4%
d21_3	0.62%	0.62%	2.53%	3.1%
d21_4	0.59%	0.57%	2.49%	3.2%
d21_5	1.11%	0.88%	3.49%	4.8%
d21_6	1.04%	0.88%	3.49%	5.9%
d21_7	0.77%	0.74%	2.96%	7.3%
d21_8	0.75%	0.65%	2.80%	7.4%
d21_9	0.93%	0.84%	3.35%	7.9%

Tabla 11 – Umbrales de detección de daño en placas de 6 mm cuando se utilizan únicamente nueve puntos de golpeo

Placa	μ dif	σ dif	máx dif	Área dañada
p32_1	0.49%	0.28%	1.14%	0.0%
p32_2	0.39%	0.24%	0.72%	0.0%
p32_3	0.37%	0.18%	0.65%	0.0%
d32_1	0.25%	0.19%	0.85%	0.9%
d32_2	0.37%	0.22%	0.80%	0.9%
d32_3	0.31%	0.25%	0.95%	1.4%
d32_4	0.43%	0.34%	1.20%	1.4%
d32_5	0.40%	0.44%	1.53%	3.6%
d32_6	0.52%	0.35%	1.22%	6.8%
d32_7	0.41%	0.47%	2.07%	6.8%
d32_8	0.48%	0.38%	1.19%	7.3%
d32_9	0.62%	0.48%	2.04%	7.8%

I.3 Cuantificación experimental de la extensión del daño

En el presente apartado se analizará la aplicabilidad experimental de la simulación numérica de daño para su cuantificación. Para ello se ha partido de simulaciones, en este caso aleatorias, de daños en modelos calibrados para establecer una línea de base para la correlación entre el cambio de frecuencia y el nivel de daño, correlación que se ha probado con éxito en comparación con los resultados experimentales.

a) Simulaciones de daño

Para la simulación de daño se utiliza el modelo de elementos finitos de las placas intactas que se describe en el **Capítulo 2**, desarrollado sobre ANSYS, y posteriormente ajustado a las características modales estimadas como se describe en el **Capítulo 3**.

Como ya se ha comentado, para poder modelar la presencia de daño por delaminación, se requiere un modelo en el que en el espesor de cada lámina exista un elemento. Además, debe ser posible modelar la desconexión entre los nodos de la malla en las interfaces entre láminas. Con este objetivo, el tipo de elemento que mejor se ajusta a los objetivos del modelo es el hexaedro. Por ello se ha utilizado el elemento de ANSYS, SOLID45, elemento con 8 nodos y 3 GDL por nodo. La dimensión menor del elemento coincide con el espesor de cada una de las láminas que constituyen la placa, esto es, 0.178 mm en el modelo ya ajustado. En cuanto a la dimensión mayor, tras el análisis de sensibilidad realizado, descrito en el Artículo I, se ha considerado que el tamaño de 6.5 mm es adecuado, combinando una precisión suficiente sin incrementar el coste computacional. El resultado es la malla fina que puede verse en la **Figura 20**.

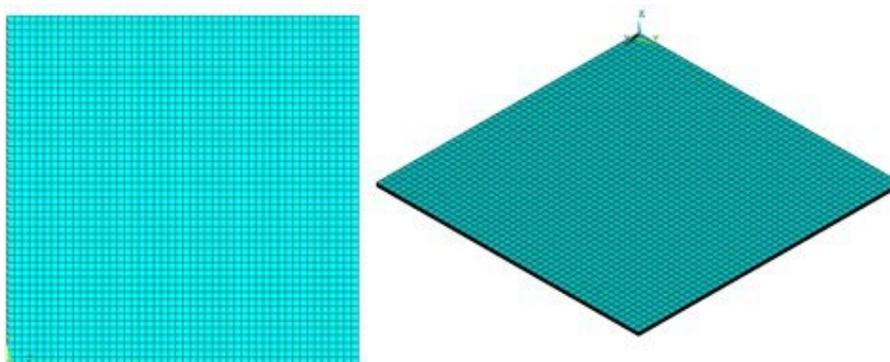


Figura 20 – Modelo de la placa: mallado de modelo FEM

Con dichos modelos ajustados se obtienen las primeras 30 frecuencias propias representadas en la **Tabla 12**. Como ya se explicó, de cara a poder comparar los resultados de las simulaciones con los obtenidos experimentalmente, tiene cierta importancia el incluir en el modelo la presencia de la masa del acelerómetro utilizado en los ensayos modales.

Sobre este modelo intacto se simula una serie de situaciones dañadas. Dicha simulación se realiza desacoplando los nodos de la malla en las interfaces entre láminas en una zona cuadrada, y creando un elemento de contacto (CONTA178 en código ANSYS) entre esos nodos para evitar la posibilidad de penetración entre las láminas desacopladas.

Tabla 12 – 30 primeras frecuencias propias obtenidas mediante los modelos MEF ajustados

Nº	Typo	f ₁ (Hz)	f ₂ (Hz)
1	(1 1)	173.9	170.6
2	(0 2)	222.3	222.0
3	(2 0)	306.1	301.7
4	(1 2)	422.6	417.7
5	(2 1)	447.0	442.0
6	(0 3)	677.3	674.0
7	(3 0)	799.9	793.1
8	(2 2)	803.6	801.5
9	(1 3)	822.7	821.0
10	(3 1)	975.2	966.3
11	(2 3)	1287.5	1283.5
12	(0 4)	1314.2	1313.5
13	(3 2)	1336.5	1332.8
14	(1 4)	1498.0	1493.7
15	(4 0)	1569.5	1568.6
16	(4 1)	1699.3	1696.4
17	(3 3)	1904.0	1900.7
18	(2 4)	1941.3	1939.0
19	(4 2)	2127.3	2123.3
20	(0 5)	2185.0	2184.6
21	(1 5)	2317.5	2316.9
22	(5 0)	2560.4	2559.2
23	(3 4)	2631.2	2630.2
24	(4 3)	2696.5	2694.3
25	(5 1)	2711.7	2710.8
26	(2 5)	2818.9	2817.9
27	(5 2)	3097.0	3096.1
28	(0 6)	3245.3	3239.4
29	(1 6)	3400.8	3391.5
30	(4 4)	3458.0	3457.1

Nota: f₁: sin masa de acelerómetro; f₂: con un acelerómetro

En primer lugar, se han simulado los daños presentes en las placas impactadas. En este caso se hace en una zona cuadrada con un área aproximadamente equivalente al área delaminada evaluada a través de la inspección C-Scan (como se muestra en la **Figura 21** como ejemplo para el caso de la placa d21_7).

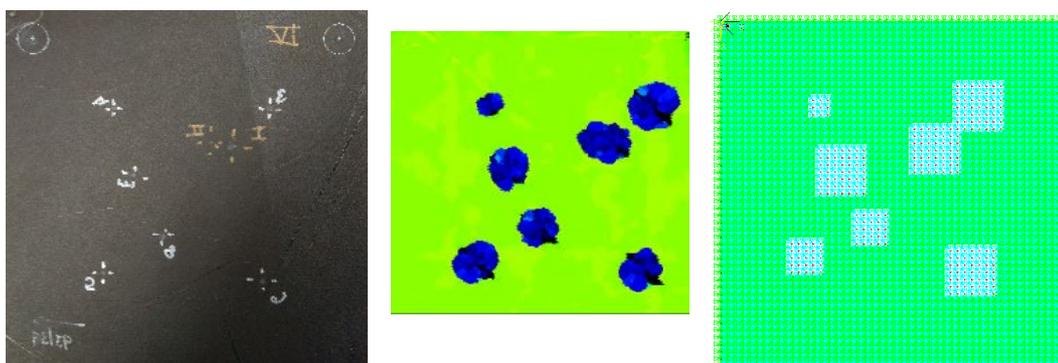


Figura 21 – Simulación de zonas dañadas en placa d21_7

Por otro lado, el perfil del volumen dañado se ha estimado a partir de las inspecciones por ultrasonidos realizadas desde ambas caras (impactada y opuesta) de las placas, tal y como se explica en el **Apartado**

I-4 del Capítulo 2. La **Figura 22** muestra el detalle de la imagen inferior izquierda de la **Figura 11**, donde se representaban las imágenes 3D y el perfil de delaminación detectados mediante C-Scan. Sobre dicha imagen se superpone el perfil utilizado en el modelo para un área delaminada simulada de 25x25 mm, para el caso de una placa de 21 láminas (4 mm de espesor). En esta figura, la delaminación incluida en el modelo (elementos con nodos desconectados) está representada por las líneas rojas sobre un detalle esquemático de la malla, pero con una escala vertical diez veces superior a la horizontal, para mayor claridad (el perfil obtenido de C-Scan está superpuesto).

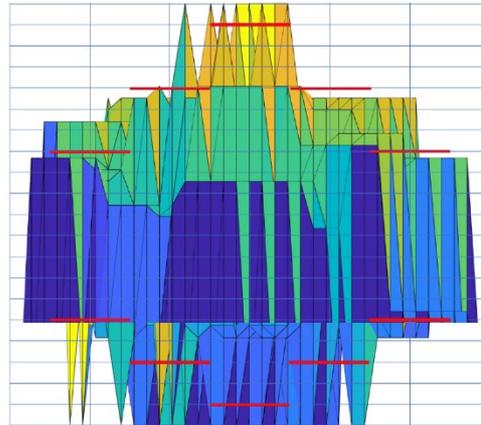


Figura 22 – Modelo de delaminación: perfil simulado

Para todas las simulaciones se realizó un análisis modal. Las frecuencias calculadas se compararon con los valores correspondientes obtenidos de los modelos calibrados de placas intactas. Se calcularon la desviación estándar y el valor máximo de la diferencia de frecuencia con la referencia, considerando los mismos primeros modos correctamente emparejados utilizados en la comparación entre el análisis modal experimental y el numérico tratado en **Capítulo 3** (diecisiete modos para placas de 4 mm de espesor y diecinueve para las de 6 mm). Los resultados se muestran en la **Figura 23** y la **Figura 24**, en las que también se representan las líneas de regresión lineal correspondientes a los resultados de las simulaciones y se comparan con las correspondientes a los datos experimentales.

Por otra parte, hay que recordar que el ajuste del modelo de referencia a los resultados experimental no es perfecto, y existe una cierta diferencia entre los valores de las frecuencias del conjunto de placas intactas y las obtenidas del modelo numérico calibrado. Es por ello por lo que en la **Figura 23** y la **Figura 24** se han ajustado los valores de los indicadores de variación de frecuencia procedentes de los resultados experimentales. Si no se realiza dicho ajuste, la tendencia de las diferencias no sería a un valor nulo por daño nulo, como resulta lógico. La corrección necesaria es aproximadamente la desviación estándar, en un caso, y el valor máximo, en el otro, del cambio de frecuencia entre los valores medios de las frecuencias del conjunto de placas intactas y las obtenidas del modelo.

Después de esa corrección, aunque los resultados obtenidos de la simulación para cada placa son diferentes de los experimentales, debido a las dificultades para realizar una simulación ajustada del daño real, las tendencias representadas por las líneas de regresión lineal son muy similares. Este hallazgo alentó la idea de utilizar estas tendencias como referencia para la cuantificación de daños.

Sin embargo, la muestra de nueve escenarios de daño no puede considerarse suficientemente representativa. Por ello se decidió realizar una simulación aleatoria de un número amplio de escenarios de daño, considerando 180 escenarios en total. En cada escenario la posición y el tamaño del daño son aleatorios, así como el número de zonas dañadas, que varía entre 1 y 8.

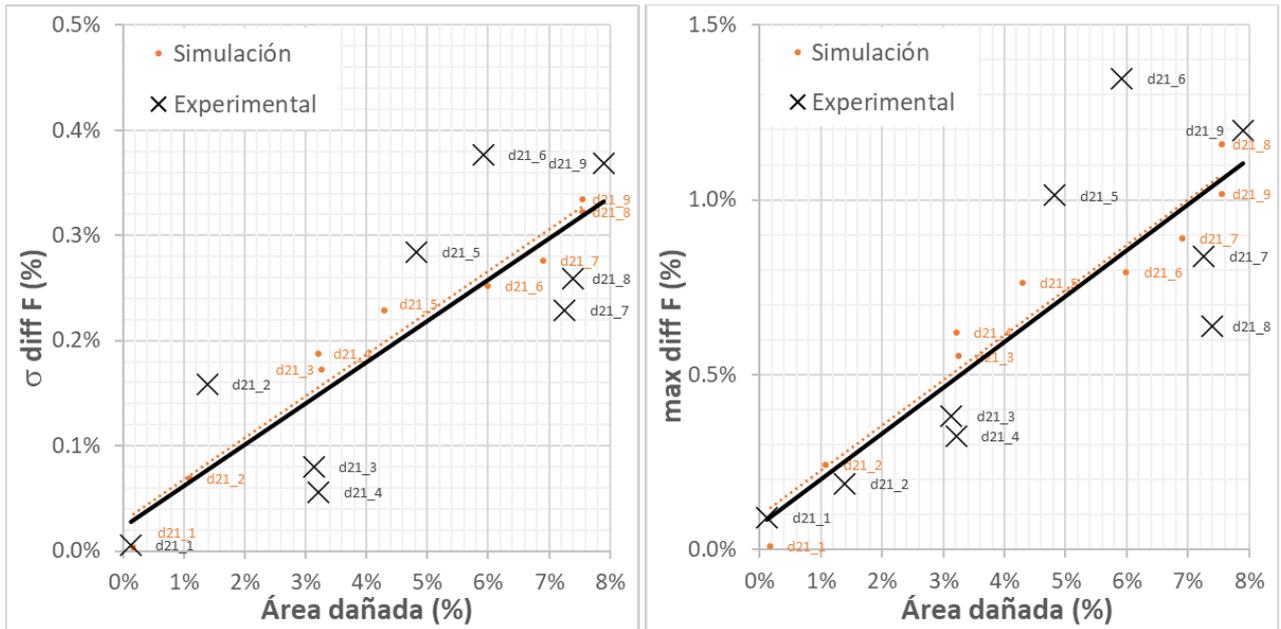


Figura 23 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 4 mm: resultados experimentales y de las simulaciones. Izq.: valores de desviación típica de las diferencias; der.: diferencia máxima

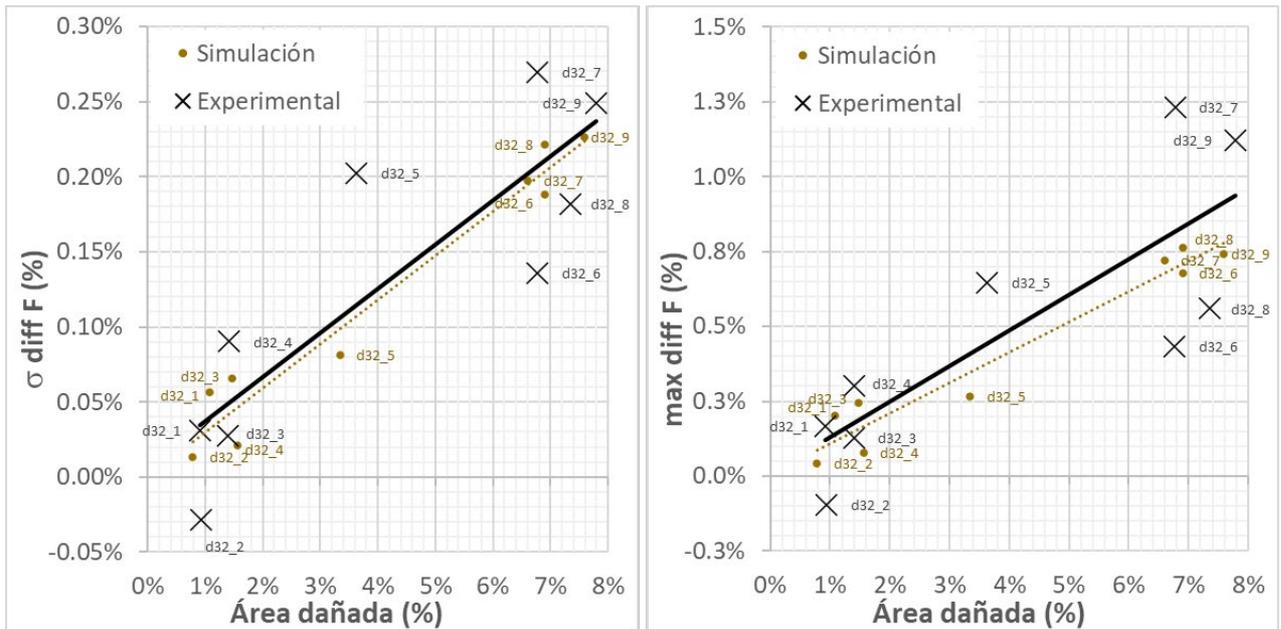


Figura 24 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 6 mm: resultados experimentales y de las simulaciones. Izq.: valores de desviación típica de las diferencias; der.: diferencia máxima

Los resultados se muestran en la **Figura 25** y **Figura 26** (en estas figuras no se incluyen los resultados de simulaciones anteriores, que se muestran en la **Figura 23** y **Figura 24**). Como se puede observar:

- la tendencia ascendente entre los indicadores y el nivel de daño inducido de los datos experimentales está muy bien reproducida por las simulaciones, como lo indica el buen ajuste entre las líneas de regresión para ambos conjuntos de datos;
- existe cierta dispersión de los resultados, debido al diferente efecto que una misma área dañada puede tener en el desplazamiento de las frecuencias naturales, dependiendo de las posiciones y número de zonas dañadas; esta dispersión también existe en los datos experimentales, y es aún más marcada, especialmente para menor área dañada, debido a tres factores principales: i) el error de ajuste de los modelos actualizados; ii) la dispersión de las características modales de las placas intactas; iii) la influencia del método de extracción modal experimental.

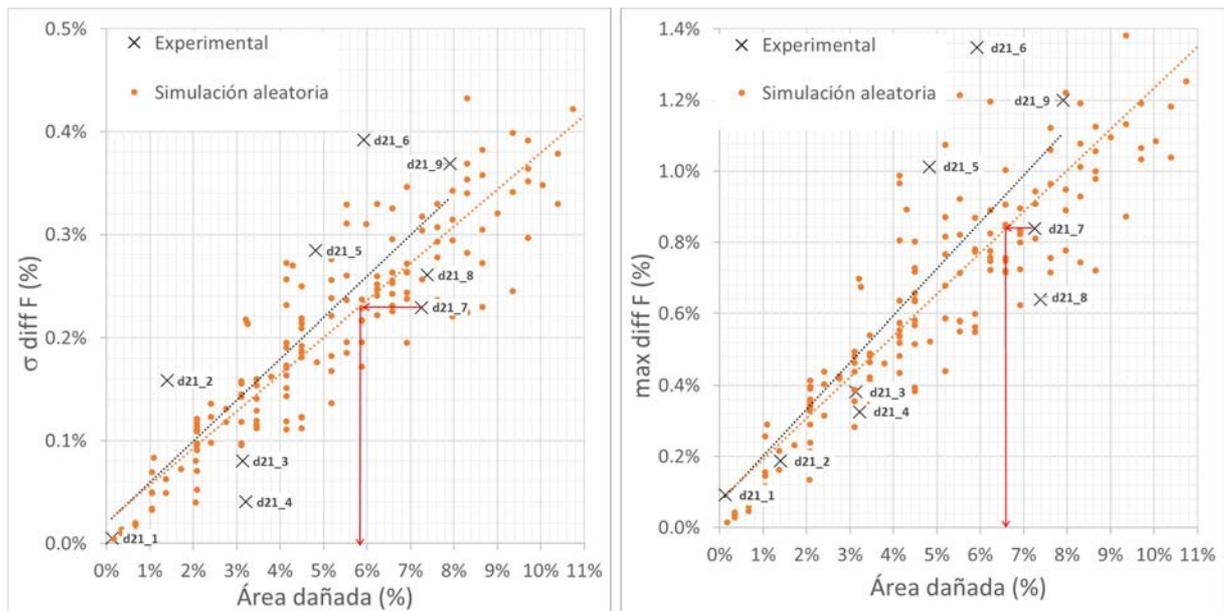


Figura 25 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 4 mm: resultados experimentales y de las simulaciones aleatorias

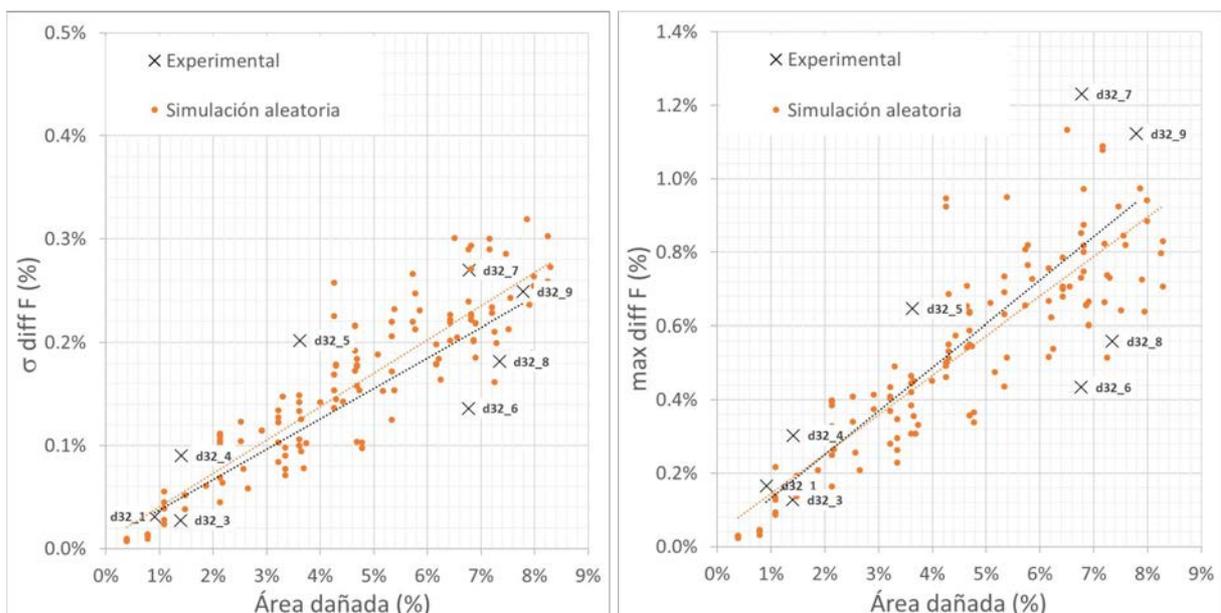


Figura 26 – Análisis de la relación variación de frecuencia/área dañada para placas de 6 mm: resultados experimentales y de las simulaciones aleatorias

b) Cuantificación de daño

Las líneas de regresión obtenidas de las simulaciones aleatorias (de la **Figura 25** y de la **Figura 26**) podrían usarse entonces como línea de base para la cuantificación de daños. Para el indicador de cambio de frecuencia obtenido a partir de los datos experimentales de una placa, el área dañada prevista correspondiente se puede calcular en función de estas líneas de regresión, como se muestra en la **Figura 25** como ejemplo para la placa d21_7. Calculando el valor medio de las dos predicciones, basado en la desviación estándar y el valor máximo del cambio de frecuencia, se obtendría un área dañada de 6,2 % (frente a un valor medido de 7,3 %).

El ejemplo de la d21_7, sin embargo, corresponde a uno de los casos en los que la predicción se aproxima más al daño medido. Si se aplica este método a todas las placas, incluidas las intactas, se obtienen las predicciones de área dañada que se presentan en la **Figura 27**, en comparación con las medidas a través de la inspección por ultrasonidos. De estos resultados se pueden señalar varios aspectos:

- i. No se pronostican áreas dañadas nulas para algunas de las placas intactas; sin embargo, la predicción está casi siempre por debajo del umbral de detección establecido en el **Apartado I.2** del presente capítulo, para dichas placas intactas, siendo un 4% en el caso de las placas de 21 láminas (excepto la placa p21_1, para la que se supera ligeramente el umbral) y un 2% para las de 32 láminas;
- ii. Para placas cuya área dañada medida está por debajo de este umbral de detección, el daño pronosticado también lo está, con la única excepción de la placa d32_4; no obstante, cabe indicar que, para determinar la existencia de daño, este análisis basado en desplazamiento de frecuencia puede complementarse con el análisis basado en correlación FRFs descrito en el **Artículo III**;
- iii. Para placas cuya área dañada medida está por encima del umbral de detección, el área prevista también está por encima de este umbral; para estas placas existen algunas diferencias entre las áreas dañadas medida y prevista, que podrían alcanzar un máximo del 3%; por lo tanto, las áreas dañadas pronosticadas pueden considerarse solo como una indicación del daño real; sin embargo, la tendencia de aumento del área dañada pronosticada en comparación con la medida es clara, y se puede esperar que para daños mayores el error de la cuantificación sea más pequeño.

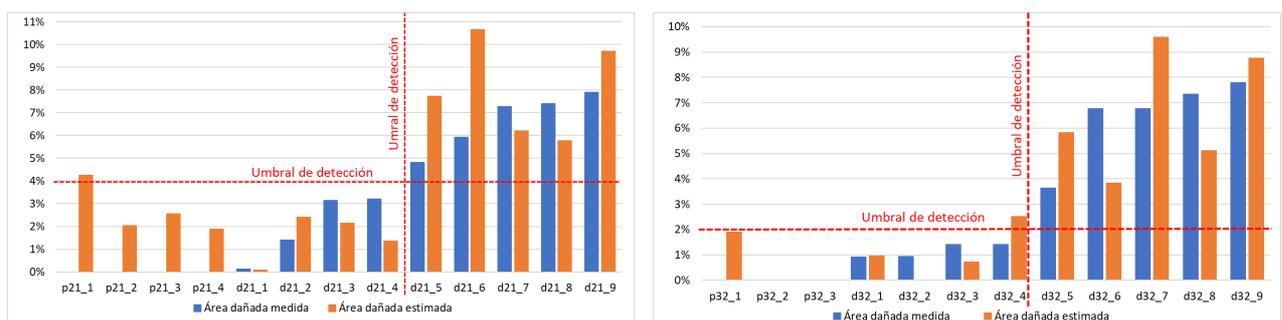


Figura 27 – Valores predichos de área dañada frente a valores medidos en inspección por ultrasonidos: izq.) placas de 4 mm; der.) placas de 6 mm

II Discusión

En este capítulo se han analizado dos técnicas basadas en el análisis de la respuesta dinámica de las placas para la detección y eventual cuantificación de daño apenas visible, producido por multi-impacto, en las placas de material compuesto objeto de estudio en la presente tesis.

La primera de las técnicas se basa en el análisis de la correlación entre las FRFs de las situaciones intacta y dañada. Los resultados muestran la eficacia de esta técnica para la detección de daño apenas visible, incluso en el caso de que el daño total tenga una extensión inferior al 8% del área total de las placas. Un primer indicador se basa en la evaluación de la diagonal de las matrices FDAC (Frequency Domain Assurance Criterion) como indicador del grado de correlación entre los dos conjuntos de FRFs. Dicha diagonal contiene la correlación entre las columnas correspondientes a la misma frecuencia para ambos estados (intacto y dañado). Un segundo indicador se basa en la misma aproximación, pero extendiendo su dominio al plano complejo mediante las matrices CFDAC (Complex Frequency Domain Assurance Criterion). Se ha comprobado que la parte real y especialmente la imaginaria de este segundo indicador es más sensible a la presencia de daño. Si se considera la parte imaginaria, el valor del indicador para todas las placas dañadas está por encima del umbral de detección, demostrando que este método es lo suficientemente preciso para la detección de daño. Sin embargo, el umbral de detección puede verse influido por las incertidumbres del proceso de fabricación. La variabilidad en el valor de algunos parámetros mecánicos puede aumentar dicho umbral, al aumentar las diferencias entre placas intactas, de forma que pudieran aparecer placas en las que se den falsos positivos de presencia de daño. No obstante, considerando el alto control de calidad existente en el proceso de fabricación de los materiales compuestos en la industria aeronáutica, así como la repetibilidad de dicho proceso, hace que este riesgo sea poco probable.

Por otra parte, el procedimiento experimental utilizado para obtener las FRFs de las placas implica excitarlas en 121 puntos con un martillo itinerante, lo que es muy exigente desde el punto de vista de tiempo requerido. Es por ello que se ha explorado también la posibilidad de usar indicadores con una muestra de FRFs más reducida, lo cual implica excitar las placas en un número menor de puntos. Se realizaron varios análisis, siempre con los puntos de impacto considerados distribuidos aleatoriamente, reduciendo el número de puntos de excitación de 121 a nueve, y finalmente a solo tres. Se observó que cuando se utiliza la parte imaginaria de los indicadores basados en las matrices CFDAC, el valor del indicador está por encima del umbral de detección para todas las placas, incluido el caso de utilizar solo tres puntos de excitación. Esto demuestra que con este método es posible la detección de daños apenas visibles y un porcentaje reducido de área delaminada incluso con una prueba muy rápida utilizando solo tres puntos de impacto. Sin embargo, debe señalarse que la pendiente de la tendencia ascendente entre el indicador y el nivel de daño inducido se reduce mucho cuando el número de puntos disminuye. Eso podría dar lugar a falsos positivos en placas intactas en las que exista una mayor diferencia en algunos de los parámetros mecánicos o geométricos con respecto al conjunto de placas de referencia. Además, el umbral de detección en términos de valor del indicador aumenta cuando disminuye el número de puntos de excitación, lo que podría dar lugar a falsos negativos en placas dañadas.

La segunda técnica se basa en el análisis de las variaciones en las frecuencias propias entre las situaciones intacta y dañada. Se ha realizado un análisis modal experimental muy preciso de las placas intactas y dañadas, mediante el cual se han estimado hasta 22 frecuencias propias y las formas modales correspondientes. Como se vio en el **Capítulo 3**, los resultados correspondientes a placas intactas permitieron estimar algunas de las propiedades del material y obtener un modelo físicamente más correcto en el que se redujeron drásticamente las discrepancias con los correspondientes parámetros modales medidos experimentalmente. Este modelo establece la línea base del comportamiento dinámico del conjunto de placas de material compuesto y luego ha sido aplicado para la detección de

daño inducido. Debido a que el área dañada no era muy importante en los especímenes considerados y que el daño no es intenso (apenas visible), las variaciones en términos de frecuencias naturales son realmente reducidas, con valores máximos siempre inferiores al 4%. El análisis de estos cambios de frecuencia se puede realizar a través de tres parámetros estadísticos (valor medio, desviación estándar y valor máximo) de la diferencia de frecuencia entre los valores experimentales estimados y la referencia numérica. Mediante el análisis de las variaciones de estos parámetros versus el porcentaje de área dañada para todas las placas impactadas, se evaluó que, a pesar de tener cierto grado de dispersión, existe una clara tendencia hacia mayores diferencias para mayor área dañada. Si se considera que los valores máximos de los parámetros para placas vírgenes representan el umbral de detección, se demostró que existe un porcentaje mínimo de área dañada más allá del cual se detecta daño para casi todas las placas para los tres indicadores. En el caso de las placas de 4mm de espesor este porcentaje mínimo ronda el 4%, con un único fallo de detección en dos de los indicadores. En el caso de las placas de 6mm de espesor es inferior, de alrededor del 2%, cuando se usa la desviación estándar y el valor máximo de las diferencias como indicador, sin fallos de detección, y superior, de alrededor del 6%, cuando se usa el valor medio de las diferencias, con un fallo de detección.

Como en el caso del método basado en la correlación de FRFs, también en este caso se exploró la posibilidad de reducir el número de puntos de excitación en los ensayos modales. En este caso se ha encontrado una solución de compromiso utilizando solo nueve puntos de impacto. Se ha comprobado que la información obtenida de estos nueve puntos es suficiente para estimar con precisión las frecuencias naturales de las placas. Por otro lado, por supuesto, el grado de precisión de las formas modales estimadas se reduce drásticamente. Sin embargo, dado que para la extensión e intensidad de daño analizadas en este trabajo el cambio de frecuencia es bastante limitado, el emparejamiento de modos es aún posible. La falta de precisión aumenta el grado de dispersión de los resultados, sin embargo, todavía aparece una clara tendencia hacia mayores diferencias para mayor área dañada. En el caso de las placas de 4mm de espesor, si se utiliza como indicador la diferencia máxima, existe un porcentaje mínimo de daño detectable en torno al 4% (el valor del indicador supera el del umbral de detección para las cinco placas con un daño superior al 4%). Sin embargo, el valor medio y la desviación estándar no parecen ser indicadores eficientes para detectar áreas de daño reducidas. En el caso de las placas de 6mm de espesor, el daño mínimo detectable vuelve a rondar el 2% cuando se utiliza como indicador la desviación estándar y el valor máximo de las diferencias (las cinco placas con un daño superior al 4% se detectan como dañadas). Sin embargo, el valor medio tampoco parece ser un buen indicador.

La **Tabla 13** muestra un resumen de los resultados obtenidos para la detección de daños utilizando las diferentes técnicas investigadas.

Tabla 13 – Resumen de los resultados obtenidos para la detección de daños mediante las diferentes técnicas investigadas

Técnica	Referencia utilizada	Eficiencia	Umbral de detección (área dañada) para los diferentes indicadores	
			Placas de 4mm de espesor	Placas de 6mm de espesor
Variaciones en las frecuencias	Modelo FEM calibrado de placas intactas	Baja: necesita un modelo FEM calibrado ensayos largos	μ dif: 4% (con 1 fallo de detección) σ dif: 4% (con 1 fallo de detección) máx dif: 4% (sin fallo de detección)	μ dif: 6% (con 1 fallo de detección) σ dif: 2% (con 1 fallo de detección) máx dif: 2% (sin fallo de detección)
Variaciones en las frecuencias (ensayos rápidos)	Modelo FEM calibrado de placas intactas	Media: necesita un modelo FEM calibrado	μ dif: no es un buen indicador σ dif: no es un buen indicador máx dif: 4% (sin fallo de detección)	μ dif: no es un buen indicador σ dif: 2% (sin fallo de detección) máx dif: 2% (sin fallo de detección)
Correlación de FRFs	Conjunto de FRFs medias de placas intactas	Media: ensayos largos	DI ₁ : 4% (sin fallo de detección) DI _{2m} : 4% (sin fallo de detección) DI _{2r} : 2% (sin fallo de detección) DI _{2i} : 0% (sin fallo de detección)	No investigado
Correlación de FRFs (ensayos rápidos)	Conjunto de FRFs medias de placas intactas	Buena	DI ₁ : 4% (sin fallo de detección) DI _{2m} : 4% (sin fallo de detección) DI _{2r} : 2% (sin fallo de detección) DI _{2i} : 0% (sin fallo de detección)	No investigado

Finalmente, se ha investigado la capacidad de estas técnicas para la cuantificación de daños. Para ello, se utilizaron los modelos calibrados de las placas intactas para simular la presencia de daño interlaminar. Se realizaron simulaciones aleatorias de daño y se verificó que las simulaciones reproducen muy bien la tendencia ascendente de la relación entre los indicadores estadísticos basados en las variaciones en frecuencias y el nivel de daño inducido de los resultados experimentales. Se establecieron las rectas de regresión obtenidas de las simulaciones aleatorias para la desviación estándar y valor máximo de las diferencias de frecuencia. Estas rectas pueden usarse como línea de base para la cuantificación de daños. Para el indicador de cambio de frecuencia obtenido de los datos experimentales de una placa, el área dañada prevista correspondiente se puede calcular en función de estas líneas de regresión. Este método se usó para todas las placas, incluidas las intactas, y las predicciones de áreas dañadas obtenidas mostraron que: i) aunque no se pronostican áreas dañadas nulas para algunas de las placas intactas, la predicción está casi siempre bajo el umbral de la detección; ii) para placas dañadas, el daño pronosticado está casi siempre por debajo del umbral de detección para aquellas placas cuya área dañada medida está por debajo de este umbral; iii) en cambio, para placas cuya área dañada medida está por encima del umbral de detección, el área prevista también está por encima de este umbral.

Por lo tanto, se puede concluir que los resultados prueban la capacidad de los enfoques basados en vibraciones propuestos para detectar daños inducidos por impactos múltiples apenas visibles en placas de material compuesto. Adicionalmente, un aspecto clave para industrias como la aeronáutica, es poder reducir el tiempo de no vuelo de un avión por mantenimiento. Las técnicas propuestas basadas en pruebas rápidas se muestran como una alternativa a la inspección por UT de toda la superficie de una aeronave sujeta a riesgo de este tipo de impacto y consecuente daño interno (que actualmente se realiza durante los trabajos de mantenimiento estándar), reduciendo drásticamente el tiempo de inspección.

Capítulo 5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

I. Introducción

El contenido principal de la presente tesis se encuentra en los tres artículos publicados, cada uno de los cuales constituye un documento autónomo, con su propio resumen de resultados y conclusiones. Por otra parte, en el capítulo 4 se incluye, además del tercero de los artículos, parte del trabajo de investigación que aún no ha sido publicado. Dicho capítulo 4 cuenta asimismo con una sección final de discusión. En el presente apartado se resume la contribución general del trabajo y se incluye una breve discusión de los logros principales en el contexto global de la tesis.

El objetivo de la presente tesis ha sido desarrollar técnicas de detección del daño aplicables al seguimiento de la integridad estructural, durante la explotación comercial, de estructuras que contengan elementos de material compuesto, como son los fuselajes de ciertas aeronaves. Se han desarrollado técnicas de detección y cuantificación del daño apenas visible producido por multi-impacto en placas de material compuesto con fibras de carbono en una matriz de resina epoxi.

Para lograr este objetivo global, la tesis se divide en los objetivos parciales principales siguientes:

- Caracterización de una base de referencia de la situación intacta.
- Generación de daño apenas visible mediante ensayos de multi-impacto.
- Desarrollo de índices de detección y técnicas de cuantificación de daño.

Las técnicas desarrolladas se basan en el análisis de las variaciones en la respuesta dinámica de los laminados, combinando simulaciones numéricas de dicho comportamiento dinámico, mediante el desarrollo de modelos de elementos finitos, con un trabajo experimental consistente esencialmente en ensayos de multi-impacto, modales y de inspección mediante ultrasonidos.

II. Conclusiones

Como conclusión principal se puede decir que los hallazgos de la presente tesis demuestran el potencial del enfoque propuesto basado en vibraciones para detectar y cuantificar, de forma aproximada, daños de no gran extensión inducidos por impactos múltiples, apenas visibles, en el tipo de laminados estudiado. Dicho enfoque representa una alternativa a la inspección por ultrasonidos de toda la superficie sujeta al riesgo de este tipo de impacto, lo que podría reducir de forma importante el tiempo de inspección.

Por otra parte, teniendo en cuenta los objetivos parciales planteados, se han obtenido las conclusiones siguientes:

1. Caracterización de una base de referencia de la situación intacta

Se ha realizado la estimación de algunas de las propiedades materiales de dos conjuntos de placas intactas (un primer conjunto de placas de 4 mm de espesor y un segundo de 6 mm), utilizando datos experimentales, procedentes tanto de ensayos modales convencionales como del uso de la correlación digital de imágenes obtenidas mediante cámaras de alta

velocidad, y técnicas de ajuste de modelos de elementos finitos. La metodología utiliza la desviación entre la información modal experimental (frecuencias propias y formas modales) y el modelo de elementos finitos, para ser aplicado a un proceso de optimización.

A partir de los resultados de los ensayos convencionales, se ha realizado un análisis modal experimental muy preciso de las placas, mediante el cual se han llegado a estimar hasta 22 frecuencias propias y formas modales en las placas de 4 mm de espesor, y 19 en las de 6 mm, con gran precisión. Se verificó que el modelo numérico de las placas se desviaba del comportamiento real, con diferencias de frecuencias entre los modos numérico y experimental que rondaban el 10% en todos los modos. Tras el ajuste de algunos de los parámetros con valores inciertos, aquellos a los que es más sensible la respuesta dinámica de las placas (módulo de elasticidad, densidad y espesor), se ha conseguido reducir drásticamente el error en frecuencias a un valor medio de tan solo un 0,6% en el primer conjunto de placas y del 0.2% en el segundo. Este ajuste se puede considerar casi perfecto, ya que estas variaciones son del mismo orden que las diferencias entre placas, consiguiendo así un muy buen modelo de referencia de la respuesta dinámica real de las placas. Es importante señalar que se ha verificado experimentalmente la consistencia de los valores de los parámetros ajustados midiendo el peso real de las placas, su espesor y rigidez.

A partir de los datos obtenidos mediante cámaras de alta velocidad y correlación digital de imágenes, en el análisis modal experimental de las placas se identifican menos modos que con la técnica convencional anterior. En contrapartida, la ventaja de poder medir el campo completo de desplazamientos de la placa permite obtener formas modales con mayor definición y más suaves, sobre todo en los modos con frecuencias más bajas. Estos resultados parecen prometedores para ser aplicados a la localización de daños en este tipo de placas. Por otro lado, una ventaja adicional de este método radica en una reducción significativa del tiempo experimental requerido en comparación con los ensayos convencionales, lo que podría ser crucial en algunas aplicaciones para el mantenimiento y la monitorización de la integridad estructural. También con esta técnica el ajuste de los parámetros ha permitido una reducción drástica, similar a la anterior, del error total en frecuencias naturales entre el modelo y los resultados experimentales. Una conclusión muy importante es, por tanto, que el grado de mejora de los modelos es igual a la conseguida con los ensayos modales convencionales.

2. Generación de daño apenas visible mediante ensayos de multi-impacto

Para los ensayos de impacto se ha utilizado un cañón de gas y proyectiles elegidos en función del objetivo de producir hendiduras apenas visibles (inferiores a 1 mm de profundidad, similares a las que producirían pequeños restos en la pista de aterrizaje/despegue o granizo) pero que produzcan un cierto daño (delaminación). Se realizaron varias pruebas para establecer el rango correcto de velocidad de proyectil, y los impactos finales se han realizado para velocidades variables dentro de ese rango. Por otra parte, se han impuesto movimientos aleatorios a las placas entre impactos. De esta forma finalmente se ha obtenido un escenario realista, con una distribución aleatoria de impactos apenas visibles y consiguiendo delaminación de extensión variable, pero que en su conjunto nunca es superior al 8% de la superficie de la placa.

Hay que recordar que uno de los retos de la investigación era la posibilidad de detectar este tipo de daños no excesivamente extensos y de baja intensidad, que producen cambios muy ligeros en la respuesta dinámica de las placas.

3. Desarrollo de índices de detección y técnicas de cuantificación de daño

a. Detección de daño mediante el análisis de las correlaciones entre las FRFs de las situaciones intacta y dañada

Para estudiar las posibilidades de esta técnica se han utilizado varios indicadores. El primero se basa en la evaluación de la diagonal de las matrices FDAC (Frequency Domain Assurance Criterion), como indicador del grado de correlación entre los dos conjuntos de FRFs correspondientes a los estados intacto y dañado. Un segundo conjunto de indicadores se basa en el mismo enfoque, pero extendiendo su dominio al plano complejo a través del FDAC complejo (CFDAC). Se evaluó que la parte real y especialmente la imaginaria del segundo conjunto de indicadores aparecen como más sensibles. Si se considera la parte imaginaria, todas las placas dañadas tienen un valor del indicador superior a un umbral de detección establecido por el máximo valor del indicador en las placas intactas. Esto demuestra que esta metodología posee una buena precisión para la detección de daños, incluso para daño de baja intensidad y de una extensión total inferior al 8%.

El procedimiento experimental utilizado para obtener las FRFs de las placas implica excitarlas en 121 puntos con un martillo itinerante, lo que requiere un tiempo que puede hacer problemática su aplicación práctica. Por ello, también se exploró la posibilidad de utilizar los indicadores muestreando las FRFs en un número reducido de lugares de impacto. Se ha visto que cuando se utiliza la parte imaginaria de indicadores basados en CFDAC, es posible la detección de daños incluso con este tipo de prueba rápida, utilizando solo tres puntos de impacto. Sin embargo, la pendiente de la tendencia ascendente entre el indicador y el nivel de daño inducido se reduce mucho. Eso podría dar lugar a falsos positivos en placas intactas. Además, el umbral de detección, en términos de valor máximo del indicador para las placas intactas, aumenta a medida que disminuye el número de puntos, lo que podría dar lugar también a falsos negativos.

b. Detección de daño mediante el análisis de las diferencias en frecuencias propias entre las situaciones intacta y dañada (trabajo aún no publicado)

Debido a las características del daño estudiado, las variaciones en términos de frecuencias naturales entre los valores experimentales estimados y la referencia numérica son mínimas (inferiores al 1%), lo cual supone un verdadero reto a la hora de utilizarlas para la detección del daño. El análisis de estos cambios de frecuencia se puede realizar a través de tres parámetros estadísticos (valor medio, desviación estándar y valor máximo). Mediante el análisis de las variaciones de estos parámetros versus el porcentaje de área dañada para todas las placas impactadas, se ha evaluado que, a pesar de tener cierto grado de dispersión, existe una clara tendencia hacia mayores diferencias para mayor área dañada. Si se considera que los valores máximos de los parámetros para placas intactas representan el umbral de detección, se ha demostrado que existe un porcentaje mínimo de área dañada más allá del cual se detecta daño para casi todas las placas a través de los tres indicadores, pero por debajo del cual es imposible. Este porcentaje varía dependiendo del tipo de placa y el indicador utilizado (con valores mínimos del 4% para placas de 4 mm de espesor y del 2% para las de 6 mm), pero lleva a concluir que esta técnica resulta menos efectiva que la basada en diferencias entre FRFs.

También en este caso se exploró la posibilidad de detección de daños mediante pruebas rápidas. Se ha comprobado que la información obtenida con un número reducido de puntos

de excitación (se exploró hasta con solo nueve puntos) es suficiente para estimar con precisión las frecuencias naturales de las placas, pero reduce drásticamente el grado de precisión de las formas modales estimadas, dificultado el emparejamiento de modos. Por otra parte, a pesar de que aumenta el grado de dispersión de los resultados, todavía se observa una clara tendencia hacia mayores diferencias para mayor área dañada. Esto hace que resulte aún posible detectar daños superiores a los umbrales señalados anteriormente con alguno de los indicadores empleados, pero con menor precisión.

c. Análisis de las tendencias de evolución de los índices de detección de daño establecidas a partir de simulaciones para la cuantificación de daño (trabajo aún no publicado)

Se han realizado simulaciones aleatorias de un número amplio (180) de escenarios de daño. En cada escenario la posición y el tamaño del daño son aleatorios, así como el número de zonas dañadas. Posteriormente, para cada simulación, se ha realizado un análisis modal, y se han comparado las frecuencias propias obtenidas con las de la referencia de la situación intacta. Se ha verificado que las simulaciones reproducen muy bien la tendencia ascendente entre los indicadores estadísticos basados en las variaciones de frecuencias y el nivel de daño inducido de los datos experimentales. Las líneas de regresión obtenidas de las simulaciones aleatorias, que se establecieron para la desviación estándar y valor máximo de las diferencias de frecuencia, pueden usarse entonces como referencia para la cuantificación de daños. Para el indicador de cambio de frecuencia obtenido de los datos experimentales de una placa, el área dañada estimada correspondiente se puede calcular en función de estas líneas de regresión, usando la media de las previsiones. Este método se ha utilizado para todas las placas, incluidas las intactas, y las estimaciones de área dañada obtenidas han mostrado que:

- i) no se pronostican áreas dañadas nulas para algunas de las placas intactas; sin embargo, la predicción está casi siempre (salvo en un caso) por debajo del porcentaje mínimo de área dañada establecido como umbral de la detención (4% para placas de 4 mm y 2% para placas de 6 mm); se puede concluir que los falsos positivos de detección serían inusuales;
- ii) para placas cuya área dañada medida está por encima del umbral de detección, el área estimada también lo está, lo que confirma la capacidad del método para detectar el daño;
- iii) para estas últimas placas existen algunas diferencias entre las áreas dañadas medida y estimada, que podrían alcanzar un máximo del 3%; por lo tanto, las áreas dañadas estimadas deben considerarse solo como una aproximación del daño real.

III. Aportaciones más novedosas

A juicio del autor, las principales contribuciones al estado del arte son:

- Análisis modal experimental muy preciso de las placas, mediante el cual se han llegado a estimar un alto número de frecuencias propias y formas modales en un grupo de placas, con gran precisión. Esto ha permitido realizar un ajuste de los modelos numéricos de las placas con una reducción drástica de las diferencias en frecuencias respecto de los resultados experimentales. El ajuste se puede considerar casi perfecto, ya que estas variaciones son del mismo orden que las diferencias entre placas, consiguiendo así un muy buen modelo de referencia de la respuesta dinámica real de las placas.
- Ajuste de modelos de las placas, basado en el uso de la correlación digital de imágenes obtenidas mediante cámaras de alta velocidad, para el análisis modal experimental de las

placas igualmente exitoso. La conclusión es, por tanto, que el grado de ajuste de los modelos es el mismo que el conseguido con los ensayos modales convencionales.

- Uso eficaz de la correlación entre las FRFs de las situaciones intacta y dañada para la detección del daño apenas visible por multi-impacto, a partir de indicadores basados en la evaluación de la diagonal de las matrices FDAC, y extendiendo su dominio al plano complejo a través del FDAC complejo (CFDAC).
- Uso de estimadores estadísticos basados en las variaciones de frecuencias naturales entre los estados intacto y dañado para la detección del mismo tipo de daño, siempre que dicho daño supere un porcentaje mínimo que representa el umbral de detección del método (de entre el 2% y el 4%).
- Reducción del tiempo de ensayo en los procedimientos, tanto los basados en la correlación entre las FRFs como en las variaciones de frecuencias naturales, manteniendo su capacidad de detección de daño aunque con el riesgo de reducir su eficacia.
- Demostración de la capacidad de estas técnicas para la cuantificación aproximada de daño, mediante la creación de una línea de referencia a partir de una simulación aleatoria de un número amplio de escenarios de daño.

IV. Recomendaciones para trabajos futuros

Consideramos que esta tesis contiene contribuciones útiles para la monitorización de la integridad estructural basada en el análisis de vibraciones de elementos de material compuesto. No obstante, investigaciones futuras podrían ser necesarias para obtener un método aún más robusto, no solo para la detección de daño, sino también para su localización y cuantificación más precisa.

En las diferentes líneas de investigación abordadas, se sugieren los trabajos de investigación siguientes:

- Detección de daño a través del análisis de correlaciones entre FRFs: en el presente trabajo las correlaciones se han realizado únicamente entre FRFs obtenidas experimentalmente, de placas intactas y dañadas. Para el futuro se sugiere la posibilidad de aplicar los modelos MEF calibrados para obtener un conjunto de FRFs que podrían usarse como línea de base para las correlaciones con las FRFs experimentales de placas potencialmente dañadas; dado que la forma de las FRFs dependerá del amortiguamiento, este trabajo requerirá el análisis de los amortiguamientos modales reales para poder establecer una ley de amortiguamiento realista en el modelo.
- Localización de daño mediante análisis de variaciones en las curvaturas de las deformadas modales: la eficacia de esta técnica depende de la precisión alcanzada en los valores de curvatura de las formas modales experimentales; en este sentido, como se ha visto en el **Artículo II**, las formas modales obtenidas mediante DIC 3D no solo tienen una mayor definición, ya que es posible obtener un desplazamiento modal en una malla de puntos mucho más densa, sino que también son más suaves, al menos en el caso de los modos de frecuencias más bajas; por ello, se sugiere aplicar las técnicas evaluadas en el anexo 1 a las formas modales obtenidas mediante ensayos DIC 3D.
- Cuantificación de daño usando como referencia líneas de regresión obtenidas de simulaciones aleatorias: aunque se verificó que las simulaciones reproducen muy bien

la tendencia ascendente entre los indicadores estadísticos basados en las variaciones de frecuencias y el nivel de daño inducido de los datos experimentales, se vio también que existía una cierta dispersión, debida al diferente efecto que una misma área dañada puede tener en el desplazamiento de las frecuencias naturales, dependiendo de las posiciones y número de zonas dañadas; se sugiere realizar análisis de sensibilidad a estos factores que puedan ayudar a una cuantificación más precisa del daño e incluso a una mayor caracterización (número de zonas dañadas, distribución del daño, etc.); eventualmente se podría investigar la utilización de las técnicas de model updating en los modelos de daño simulado, aunque parece un reto complicado en el caso de daños apenas visibles como los estudiados en el presente trabajo.

REFERENCIAS

- [1] Milad Saedifar, Mehdi Ahmadi Najafabadi, Dimitrios Zarouchas, Hossein Hosseini Toudeshky, Meisam Jalalvand, Barely visible impact damage assessment in laminated composites using acoustic emission, *Composites Part B: Engineering*, Volume 152, 2018, Pages 180-192.
- [2] Wei Tan, Brian G. Falzon, Louis N.S. Chiu, Mark Price, Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact (CAI) behaviour of composite laminates, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Volume 71, 2015, Pages 212-226.
- [3] Y. Shi, T. Swait, C. Soutis, Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact, *Composite Structures*, Volume 94, Issue 9, 2012, Pages 2902-2913.
- [4] J.A. Artero-Guerrero, J. Pernas-Sánchez, J. López-Puente, D. Varas, Experimental study of the impactor mass effect on the low velocity impact of carbon/epoxy woven laminates, *Composite Structures*, Volume 133, 2015, Pages 774-781.
- [5] X.C. Sun, S.R. Hallett, Barely visible impact damage in scaled composite laminates: Experiments and numerical simulations, *International Journal of Impact Engineering*, Volume 109, 2017, Pages 178-195.
- [6] Binbin Liao, Jianwu Zhou, Ying Li, Panding Wang, Li Xi, Ruxin Gao, Ke Bo, Daining Fang, Damage accumulation mechanism of composite laminates subjected to repeated low velocity impacts, *International Journal of Mechanical Sciences*, Volume 182, 2020.
- [7] Shuang Tian, Zhengong Zhou, New criteria for simulating failure under multiple impacts of the same total energy on glass fiber reinforced aluminum alloy laminates, *Materials & Design*, Volume 102, 2016, Pages 142-150.
- [8] Jeroen Vandendriessche, Adil Han Orta, Erik Verboven, Wim Van Paepegem, Koen Van Den Abeele, Mathias Kersemans, Probabilistic ultrasound C-scan imaging of barely visible impact damage in CFRP laminates, *Composite Structures*, Volume 284, 2022, 115209.

- [9] Sidney Goossens, Francis Berghmans, Kirsá Muñoz, Miguel Jiménez, Evangelos Karachalios, Diego Saenz-Castillo, Thomas Geernaert, A global assessment of barely visible impact damage for CFRP sub-components with FBG-based sensors, *Composite Structures*, Volume 272, 2021, 114025.
- [10] U. Polimeno, M. Meo, Detecting barely visible impact damage detection on aircraft composites structures, *Composite Structures*, Volume 91, Issue 4, 2009, Pages 398-402.
- [11] Solver I. Thorsson, Anthony M. Waas, Mostafa Rassaian, Low-velocity impact predictions of composite laminates using a continuum shell based modeling approach Part b: BVID impact and compression after impact, *International Journal of Solids and Structures*, Volume 155, 2018, Pages 201-212.
- [12] Abrar H. Baluch, Olben Falcó, José Luis Jiménez, Bas H.A.H. Tijs, Cláudio S. Lopes, An efficient numerical approach to the prediction of laminate tolerance to Barely Visible Impact Damage, *Composite Structures*, Volume 225, 2019, 111017.
- [13] Andrzej Katunin, Angelika Wronkowicz-Katunin, Wojciech Danek, Marek Wyleżół, Modeling of a realistic barely visible impact damage in composite structures based on NDT techniques and numerical simulations, *Composite Structures*, Volume 267, 2021, 113889.
- [14] Andrzej Katunin, Angelika Wronkowicz-Katunin, Wojciech Danek, Krzysztof Dragan, Marek Wyleżół, A reverse engineering approach for modeling of barely visible impact damage by combining results of non-destructive testing and numerical simulations, *Procedia Structural Integrity*, Volume 37, 2022, Pages 195-202.
- [15] Andrzej Katunin, Krzysztof Dragan, Michał Dziendzikowski, Damage identification in aircraft composite structures: A case study using various non-destructive testing techniques, *Composite Structures*, Volume 127, 2015, Pages 1-9.
- [16] Samir Mustapha, Lin Ye, Xingjian Dong, Mehrisadat Makki Alamdari, Evaluation of barely visible indentation damage (BVID) in CF/EP sandwich composites using guided wave signals, *Mechanical Systems and Signal Processing*, Volumes 76–77, 2016, Pages 497-517.

- [17] Colin Ratcliffe, Dirk Heider, Roger Crane, Carl Krauthauser, Myung Keun Yoon, John. W. Gillespie, Investigation into the use of low cost MEMS accelerometers for vibration based damage detection, *Composite Structures*, Volume 82, Issue 1, 2008, Pages 61-70.
- [18] Zhang, Z., He, M., Liu, A., Singh, H.K., Ramakrishnan, K.R., Hui, D., Shankar, K. & Morozov, E.V. (2018). Vibration-based assessment of delaminations in FRP composite plates. *Composites Part B: Engineering*, Volume 144, 2018, Pages 254-266.
- [19] Fei Gao, Yongsheng Shao, Jiadong Hua, Liang Zeng, Jing Lin, Enhanced wavefield imaging method for impact damage detection in composite laminates via laser-generated Lamb waves, *Measurement*, Volume 173, 2021.
- [20] Rytter, A., 1993, "Vibration based inspection of civil engineering structures," Ph. D. Dissertation, Department of Building Technology and Structural Engineering, Aalborg University, Denmark.
- [21] W. Fan, P. Qiao, Vibration-based Damage Identification Methods: A Review and Comparative Study, *Struct Health Monit* 10 (2011) 83–111.
- [22] Doebling, S.W., Farrar, C. R. & Prime, M. B (1998). A summary review of vibration-based damage identification methods. *The Shock and Vibration Digest*, Vol. 30, pp. 91-105.
- [23] Reynders, E. (2012). System Identification Methods for (Operational) Modal Analysis: Review and Comparison. *Archives of computational Methods in Engineering*, 19:51–124.
- [24] Peeters, B. (2003). System identification and damage detection in civil engineering. *Ph.D. thesis, Department of Civil Engineering, K.U.Leuven, Belgium.*
- [25] Maeck, J. (2003). Damage assessment of civil engineering structures by vibration monitoring. *Ph.D. thesis, Department of Civil Engineering, K.U.Leuven, Belgium.*
- [26] Sarehati Umar, Norhisham Bakhary, A.R.Z. Abidin, Response surface methodology for damage detection using frequency and mode shape, *Measurement*, Volume 115, 2018, Pages 258-268.

- [27] Surace, C., Saxena, R., Gherlone, M. & Darwich, H. (2014). Damage localisation in plate like-structures using the two-dimensional polynomial annihilation edge detection method. *Journal of Sound and Vibration* 333 (5412–5426).
- [28] Pérez, Marco A., Gil, Lluís, Oller, Sergio (2014). Impact damage identification in composite laminates using vibration testing. *Composite Structures* 108 (267–276).
- [29] Marco A. Pérez, Roger Serra-López, A frequency domain-based correlation approach for structural assessment and damage identification. *Mechanical Systems and Signal Processing* 119 (2019) 432-456.
- [30] Zhang, Z., Shankar, K., Ray, T., Morozov, E.V. & Tahtali, M. (2013). Vibration-based inverse algorithms for detection of delamination in composites. *Composites Structures* 102 (226-236).
- [31] Yan, Y.J., Yam, L.H. (2004). Detection of delamination damage in composite plates using energy spectrum of structural dynamic responses decomposed by wavelet analysis. *Computers and Structures* 82 (347–358).
- [32] Wei, Z., Yam, L.H. & Cheng, L. (2004). Detection of internal delamination in multi-layer composites using wavelet packets combined with modal parameter analysis. *Computers and Structures* 82 (377–387).
- [33] Yam, L.H., Yan, Y.J. & Jiang, J.S. (2003). Vibration-based damage detection for composite structures using wavelet transform and neural network identification. *Computers and Structures* 82 (377–387).
- [34] Andrzej Katunin, Identification of structural damage using S-transform from 1D and 2D mode shapes, *Measurement*, Volume 173, 2021.
- [35] Hongyu Cui, Haiyue Du, Fengyuan Zhao, Ming Hong, Damage identification in a plate structure based on a cross-direction strain measurement method, *Measurement*, Volume 158, 2020.
- [36] S. Choi, N. Stubbs, Damage identification in structures using the time-domain response, *J. Sound Vib.* 275 (2004) 577–590.

- [37]L. Majumder, C. Manohar, A time-domain approach for damage detection in beam structures using vibration data with a moving oscillator as an excitation source, *J. Sound Vib.* 268 (2003) 699–716.
- [38]Rims Janeliukstis, Sandris Rucevskis, Mirosław Wesolowski, Andris Chate, Experimental structural damage localization in beam structure using spatial continuous wavelet transform and mode shape curvature methods, *Measurement*, Volume 102, 2017, Pages 253-270.
- [39]M. Radziński, M. Krawczuk, M. Palacz, Improvement of damage detection methods based on experimental modal parameters, *Mech. Syst. Signal Process.* 25 (2011) 2169–2190.
- [40]S. Panteliou, T. Chondros, V. Argyrakis, A. Dimarogonas, Damping factor as an indicator of crack severity, *J. Sound Vib.* 241 (2001) 235–245.
- [41]X. Liu, N. Lieven, P. Escamilla-Ambrosio, Frequency response function shape-based methods for structural damage localisation, *Mech. Syst. Signal Process.* 23 (2009) 1243–1259.
- [42]U. Lee, J. Shin, A frequency-domain method of structural damage identification formulated from the dynamic stiffness equation of motion, *J. Sound Vib.* 257 (2002) 615–634.
- [43]Marinone, T., Moya, A., Atamturktur, Y., Sezer, H., Moaveni, B., Papadimitriou, C., Y Schoenherr, T., Comparison of FRF Correlation Techniques, Model Validation and Uncertainty. Quantification, Volume 3, 2015, Springer International Publishing Cham, 978-3-319-15224-0.
- [44]Fotsch, D., Ewins, D.J., Applications of MAC in the Frequency Domain, *Proceedings of the 18th International Modal Analysis Conference*, pp. 1225-1231, 2000.
- [45]R. Pascual, J.C. Golinval, M. Razeto, A Frequency Domain Correlation Technique for Model Correlation and Updating, *15th International Modal Analysis Conference (IMAC XV)*, pp. 1–7.

- [46]R.P.C. Sampaio, N.M.M. Maia, Strategies for an efficient indicator of structural damage, *Mechanical Systems and Signal Processing*, Volume 23, Issue 6, 2009.
- [47]Reynders, E., Schevenels, M. & De Roeck, G. (2014). MACEC 3.3: A Matlab toolbox for experimental and operational modal analysis. User manual - Report BWM-2014-06.
- [48]Wronkiewicz, Angelika, Krzysztof Dragan, y Krzysztof Lis. “Assessment of Uncertainty in Damage Evaluation by Ultrasonic Testing of Composite Structures”. *Composite Structures* 203 (2018): 71-84. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.06.109>.
- [49]Marco A. Pérez, J. Pernas-Sánchez, J.A. Artero-Guerrero, Roger Serra-López. “High-velocity ice impact damage quantification in composite laminates using a frequency domain-based correlation approach”. *Mechanical Systems and Signal Processing*, Volume 147, 2021, 107124, ISSN 0888-3270, <https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2020.107124>.
- [50]J. Pernas-Sánchez, J.A. Artero-Guerrero, D. Varas, J. López-Puente, Experimental analysis of normal and oblique high velocity impacts on carbon/epoxy tape laminates, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Volume 60, 2014, Pages 24-31.
- [51]Kaleeswaran Balasubramaniam, Piotr Fiborek, Dominika Ziąja, Michał Jurek, Mirosław Sawczak, Rohan Soman, Paweł H. Malinowski, Global and local area inspection methods in damage detection of carbon fiber composite structures, *Measurement*, Volume 187, 2022, 110336.
- [52]M. Chandrashekhar, R. Ganguli, Damage assessment of composite plate structures with material and measurement uncertainty, *Mech. Syst. Signal Pr.* 75 (2016) 75–93.
- [53]A. Teughels, J. Maeck, D. De Roeck, A finite element model updating method using experimental modal parameters applied on a railway bridge, in: *Proceedings of 7th International Conference on Computer Aided Optimum Design of Structures*, Bologna, 2001.

- [54]A. Esfandiari, F. Bakhtiari-Nejad, M. Sanayei, A. Rahai, Structural finite element model updating using transfer function data, *Comput. Struct.* 88 (1) (2010) 54– 64.
- [55]Visser W., Updating structural dynamics models using frequency response data, Ph.D. thesis, Department of Mechanical Engineering, Imperial College of Science, Technology and Medicine, London SW7 (1992).
- [56]A.K. Mishra, S. Chakraborty, Development of a finite element model updating technique for estimation of constituent level elastic parameters of FRP plates, *Appl. Math. Comput.* 258 (2015) 84–94.
- [57]A.K. Mishra, S. Chakraborty, Inverse detection of constituent level elastic parameters of FRP composite panels with elastic boundaries using finite element model updating, *Ocean Eng.* 111 (2016) 358–368.
- [58]K. Sepahvand, S. Marburg, Identification of composite uncertain material parameters from experimental modal data, *Probab. Eng. Mech.* 37 (2014) 148– 153.
- [59]G. Petrone, V. Meruane, Mechanical properties updating of a non-uniform natural fibre composite panel by means of a parallel genetic algorithm, *Compos. Part A: Appl. S.* 94 (2017) 226–233.
- [60]Ansys, User’s manual, ANSYS Release 18.1 (2017).
- [61]D. Moreno, B. Barrientos, C. Perez-Lopez, F. Mendoza-Santoyo, Modal vibration analysis of a metal plate by using a laser vibrometer and the POD method, *J. Opt. A: Pure Appl. Opt.* 7 (2005) S356.
- [62]P. Reu, D. Rohe, L. Jacobs, Comparison of DIC and LDV for practical vibration and modal measurements, *Mech. Syst. Signal Process.* 86 (2017) 2–16.
- [63]F. Trebua, M. Hagara, Experimental modal analysis performed by high-speed digital image correlation system, *Measurement* 50 (2014) 78–85.
- [64]R. Huady, M. Hagara, A new procedure of modal parameter estimation for high-speed digital image correlation, *Mech. Syst. Signal Process.* 93 (2017) 66–79.
- [65]Weizhuo Wang, John E. Mottershead, Alexander Ihle, Thorsten Siebert, Hans Reinhard Schubach, Finite element model updating from full-field vibration

- measurement using digital image correlation, *J. Sound Vib.* 330 (8) (2011) 1599–1620.
- [66]R. Allemagne, The Modal Assurance Criterion (MAC)-twenty years of use and abuse, *Sound Vib.* (2003) 14–21.
- [67]E. Moliner, M. Cuadrado, Assessment of Long-Term Structural Health at Villanueva del Jalon Viaduct, in: *Proceedings of the Second International Conference on Railway Technology: Research, Development and Maintenance, Civil-Comp Proceedings*, 2014.
- [68]D. Ribeiro, R. Calçada, R. Delgado, M. Brehm, V. Zabel, Finite element model updating of a bowstring-arch railway bridge based on experimental modal parameters, *Eng. Struct.* 40 (2012) 413–435.
- [69]T. Marwala, *Finite Element Model Updating Using Computational Intelligence Techniques*, Springer Verlag, London, 2010.
- [70]M. Friswell, J.E. Mottershead, *Finite Element Model Updating in Structural Dynamics*, vol. 38, Springer Science & Business Media, 2013.
- [71]IMC Gmbh, *Imc famos, users manual version 7.2, Doc. Rev 1 (14.04.2017)*.
- [72]Lieven, N., and Ewins, D. Spatial correlation mode shapes, the coordinated modal assurance criterion (comac). 6th International Modal Analysis Conference, Society for Experimental Mechanics, Connecticut (1988).
- [73]D.L., H. Application of enhanced coordinate modal assurance criteria. 10th International Modal Analysis Conference, Society for Experimental Mechanics, California (1992).
- [74]Y.K. Ho and D.J. Ewins, On Structural Damage Identification with Mode Shapes, *Proceedings of Cost F3 Conference on System Identification and Structural Health Monitoring*, Madrid, Spain, 2000, pp 677-686.
- [75]Rihard Frans, Yoyong Arfiadi, Herman Parung, Comparative Study of Mode Shapes Curvature and Damage Locating Vector Methods for Damage Detection of Structures, *Procedia Engineering*, Volume 171, 2017, Pages 1263-1271.

- [76]International Digital Image Correlation Society, E.M.C. Jones, M.A. Iadicola (Eds.) (2018). A Good Practices Guide for Digital Image Correlation. DOI: 10.32720/idics/gpg.ed1.
- [77]J.D. Hunter, Matplotlib: a 2D graphics environment, *Comput. Sci. Eng.* 9 (3) (2007) 90–95, <https://doi.org/10.1109/MCSE.2007.55>.
- [78]E. Reynders, R. Pintelon, G. De Roeck, Uncertainty bounds on modal parameters obtained from stochastic subspace identification, *Mech. Syst. Signal Process.* 22 (4) (2008) 948–969.

ANEXOS

Anexo 1 - Análisis numérico de las variaciones de las deformadas modales producidas por el daño

1 Introducción

El objeto de este anexo es el estudio, mediante simulaciones, de los efectos del daño por delaminación en la variación de las deformadas modales de las placas de material compuesto ensayadas en la presente tesis. Asimismo, se estudian las posibilidades de aplicar distintas técnicas de análisis de dichas variaciones a la caracterización del daño.

En este anexo se analizarán únicamente resultados procedentes de la simulación del daño en el modelo de elementos finitos ajustado previamente con las características modales de las placas ensayadas (ver **Artículos I y II**). En el **Capítulo 4** se analizó su aplicabilidad a la cuantificación de daño, combinando la simulación numérica con el análisis experimental.

En el apartado 2 de este anexo se presentan los resultados de la simulación de daño, incluyendo una amplia gama de casos de estudio variando la extensión del daño (tanto en superficie como a lo largo del espesor de la placa) y su localización. Se realizan simulaciones tanto con una única posición del daño, que se corresponde con la simulación de daño por impacto de un único proyectil, como con varias posiciones, que se correspondería a la simulación del daño producido por multi-impacto.

En el apartado 3 se analizan los efectos del daño simulado sobre las variaciones de los parámetros modales básicos, frecuencias y valores MAC.

Posteriormente, en los apartados 3.2 y 3.2, se analizan las posibilidades de un estudio algo más profundo de variaciones en las deformadas modales. En el apartado 3.2 a través de criterios siguientes:

- Modal Assurance Criterion (MAC), que es un índice adicional para la detección y cuantificación de daño
- Coordinate Modal Assurance Criterion (CoMAC) y Enhanced Coordinate Modal Assurance Criterion (ECoMAC), que podrían utilizarse adicionalmente para la localización geométrica del daño.

Finalmente, como criterio alternativo, en el apartado 3.3 se analizan las variaciones en las derivadas de las formas modales.

2 Simulación de daño

Para la simulación de daño se utiliza la técnica ya descrita en el **Apartado I.3 a)** del **Capítulo 4** sobre los modelos ajustados de las placas intactas de 4 mm de espesor.

En primer lugar, se desarrolla una serie de simulaciones en las que la zona dañada es un área cuadrada siempre centrada en la pieza, pero de extensión variable, tanto en la superficie en planta como en el número de láminas a las que afecta (**Figura A-1**). Se han simulado 40 daños diferentes, con un número de interfases delaminadas variable entre 1 y 19 con incrementos de 2, y extensión variable entre 25x25, 50x50 75x75 y 100x100 mm².

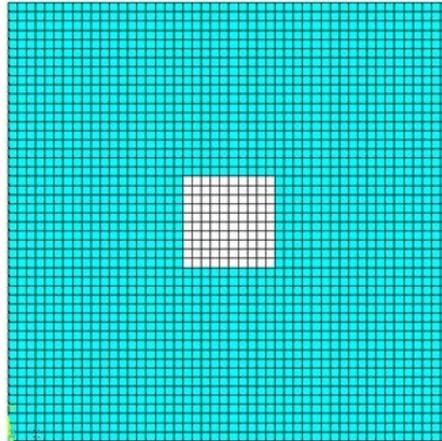


Figura A-1 – Modelo de la placa con zona dañada centrada de 75x75 mm²

Posteriormente se ha simulado la presencia de daño múltiple, en tres zonas de la placa, de baja extensión (25x25 mm²), variando igualmente el número de láminas afectadas entre 1 y 19 (**Figura A-2**). La disposición de los daños se realizó buscando una dispersión aleatoria, pero suficientemente alejados de los bordes para evitar efectos indeseados difícilmente valorables.

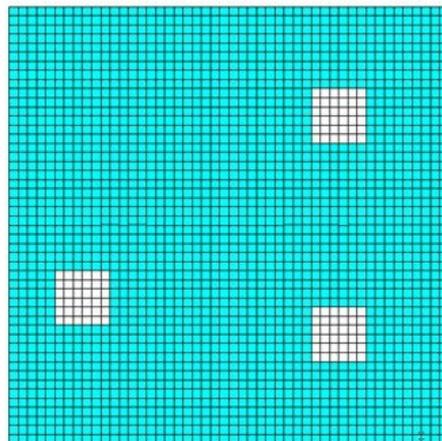


Figura A-2 – Modelo de la placa con tres zonas dañadas de 25x25 mm²

3 Efectos del daño

3.1 Variaciones en los parámetros modales básicos

En primer lugar, se analiza la variación de las frecuencias y valores MAC entre el estado intacto y dañado. Para el cálculo de los valores MAC se utilizan los resultados en los nodos correspondientes a la malla de 121 puntos utilizada para los ensayos experimentales. De este modo se anticipan los resultados que se tendrán cuando se utilicen datos experimentales en lugar de simulaciones. Esta misma malla se ha utilizado para el resto de los criterios igualmente.

Nº	FEM Optimo				FEM 1_1_100				FEM 1_3_100				FEM 1_5_100				FEM 1_7_100				FEM 1_9_100				FEM 1_11_100				FEM 1_13_100				FEM 1_15_100				FEM 1_17_100				FEM 1_19_100			
	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC	Frec (Hz)	Frec (Hz)	Dif (%)	MAC				
1	155	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00	155	0.1%	1.00				
2	202	202	0.0%	1.00	202	0.0%	1.00	202	0.0%	1.00	202	0.0%	1.00	201	0.5%	1.00	201	0.5%	1.00	201	0.5%	1.00	201	0.5%	1.00	201	0.5%	1.00	199	1.5%	0.97	208	2.9%	0.58	204	1.0%	0.87	204	1.0%	0.87				
3	274	273	0.4%	1.00	273	0.4%	1.00	272	0.8%	1.00	272	0.8%	1.00	270	1.5%	0.99	267	2.6%	0.98	260	5.2%	0.94	240	12.5%	0.74	317	15.6%	0.40	307	12.0%	0.31	307	12.0%	0.31	307	12.0%	0.31	307	12.0%	0.31				
4	380	374	1.6%	0.99	372	2.2%	0.99	370	2.7%	0.98	368	3.2%	0.97	365	4.0%	0.96	362	4.8%	0.95	358	5.8%	0.92	351	7.7%	0.78	344	9.5%	0.61	382	0.5%	0.48	382	0.5%	0.48	382	0.5%	0.48	382	0.5%	0.48				
5	402	398	1.1%	0.99	396	1.6%	0.98	394	2.1%	0.97	391	2.8%	0.96	390	3.1%	0.95	387	3.8%	0.93	384	4.6%	0.88	379	5.8%	0.70	404	0.4%	0.61	396	1.6%	0.80	396	1.6%	0.80	396	1.6%	0.80	396	1.6%	0.80				
6	614	571	6.9%	0.98	560	8.7%	0.97	552	10.0%	0.95	543	11.5%	0.94	535	12.8%	0.92	517	15.7%	0.86	503	18.0%	0.78	475	22.6%	0.50	572	6.8%	0.66	561	8.6%	0.69	561	8.6%	0.69	561	8.6%	0.69	561	8.6%	0.69				
7	722	658	8.8%	0.64	645	10.6%	0.63	630	12.7%	0.61	620	14.1%	0.59	601	16.7%	0.57	579	19.8%	0.50	551	23.7%	0.43	720	0.3%	0.24	661	8.4%	0.36	633	12.3%	0.46	633	12.3%	0.46	633	12.3%	0.46	633	12.3%	0.46				
8	730	715	2.0%	0.60	709	2.9%	0.59	696	4.6%	0.56	671	8.1%	0.50	629	13.8%	0.41	579	20.7%	0.35	551	24.5%	0.30	777	6.5%	0.30	661	9.4%	0.27	633	13.3%	0.27	633	13.3%	0.27	633	13.3%	0.27	633	13.3%	0.27				
9	748	745	0.4%	0.99	745	0.4%	0.99	745	0.4%	0.99	744	0.6%	0.98	743	0.7%	0.98	742	0.8%	0.97	740	1.1%	0.95	735	1.8%	0.78	746	0.3%	0.81	744	0.6%	0.96	744	0.6%	0.96	744	0.6%	0.96	744	0.6%	0.96				
10	880	862	2.0%	0.99	860	2.2%	0.99	858	2.5%	0.99	856	2.7%	0.98	854	2.9%	0.98	848	3.6%	0.87	838	4.7%	0.87	804	8.6%	0.45	869	1.2%	0.84	862	2.0%	0.90	862	2.0%	0.90	862	2.0%	0.90	862	2.0%	0.90				
11	1170	1079	7.8%	0.90	1057	9.7%	0.86	1034	11.6%	0.79	1005	14.1%	0.70	977	16.5%	0.65	897	23.3%	0.38	1161	0.8%	0.35	1096	6.3%	0.55	1237	5.7%	0.50	1182	1.0%	0.64	1182	1.0%	0.64	1182	1.0%	0.64	1182	1.0%	0.64				
12	1197	1135	5.2%	0.94	1101	8.0%	0.85	1049	12.4%	0.71	965	19.4%	0.50	1080	9.8%	0.45	1040	13.1%	0.46	989	17.4%	0.44	884	26.1%	0.28	1121	6.3%	0.29	1059	11.5%	0.37	1059	11.5%	0.37	1059	11.5%	0.37	1059	11.5%	0.37				
13	1215	1112	8.5%	0.79	1094	9.9%	0.70	1074	11.6%	0.66	1056	13.1%	0.60	1018	16.2%	0.51	963	20.7%	0.33	1203	1.0%	0.40	1112	8.5%	0.46	1085	10.7%	0.22	1243	2.3%	0.64	1243	2.3%	0.64	1243	2.3%	0.64	1243	2.3%	0.64				
14	1362	1327	2.5%	0.91	1322	2.9%	0.88	1317	3.3%	0.85	1312	3.6%	0.81	1305	4.2%	0.73	1284	5.7%	0.40	1318	3.2%	0.79	1283	5.8%	0.54	1304	4.2%	0.69	1321	3.0%	0.89	1321	3.0%	0.89	1321	3.0%	0.89	1321	3.0%	0.89				
15	1429	1308	8.5%	0.86	1258	12.0%	0.74	1194	16.4%	0.57	1144	19.9%	0.42	1080	24.4%	0.26	1601	12.0%	0.29	1507	5.5%	0.28	1551	8.5%	0.26	208	85.4%	0.18	1574	10.2%	0.21	1574	10.2%	0.21	1574	10.2%	0.21	1574	10.2%	0.21				
16	1546	1514	2.1%	0.95	1505	2.7%	0.92	1492	3.5%	0.86	1463	5.4%	0.51	1527	1.2%	0.45	1499	3.0%	0.87	1482	4.1%	0.82	1509	2.4%	0.58	1501	2.9%	0.87	1493	3.4%	0.88	1493	3.4%	0.88	1493	3.4%	0.88	1493	3.4%	0.88				
17	1734	1623	6.4%	0.83	1592	8.2%	0.48	1607	7.3%	0.61	1586	8.5%	0.58	1534	11.5%	0.36	1376	20.6%	0.32	1739	0.3%	0.38	1642	5.3%	0.58	1833	5.7%	0.58	1760	1.5%	0.77	1760	1.5%	0.77	1760	1.5%	0.77	1760	1.5%	0.77				
18	1769	1661	6.1%	0.78	1629	7.9%	0.45	1549	12.4%	0.37	1498	15.3%	0.33	1477	16.5%	0.32	1420	19.7%	0.21	1989	44.1%	0.20	1551	12.3%	0.26	1750	1.1%	0.22	1642	7.2%	0.26	1642	7.2%	0.26	1642	7.2%	0.26	1642	7.2%	0.26				
19	1937	1764	8.9%	0.75	1730	10.7%	0.62	1696	12.4%	0.49	1671	13.7%	0.43	629	67.5%	0.34	552	71.5%	0.38	465	76.0%	0.40	366	81.1%	0.33	317	83.6%	0.26	1805	6.8%	0.19	1805	6.8%	0.19	1805	6.8%	0.19	1805	6.8%	0.19				
20	1993	1831	8.1%	0.82	1778	10.8%	0.71	1707	14.3%	0.53	2102	5.5%	0.42	2050	2.9%	0.53	1964	1.4%	0.56	1977	0.8%	0.39	2086	4.7%	0.47	1993	0.0%	0.48	1938	2.7%	0.33	1938	2.7%	0.33	1938	2.7%	0.33	1938	2.7%	0.33				
21	2114	2078	1.7%	0.95	2069	2.2%	0.93	2058	2.7%	0.89	2033	3.9%	0.74	1983	6.2%	0.41	2108	0.3%	0.76	2071	2.1%	0.88	2210	4.5%	0.39	746	64.7%	0.11	744	64.8%	0.14	744	64.8%	0.14	744	64.8%	0.14	744	64.8%	0.14				
22	2335	2329	0.3%	0.74	2304	1.3%	0.77	2275	2.6%	0.76	2240	4.1%	0.73	2171	7.0%	0.68	2019	13.5%	0.45	2401	2.8%	0.49	2256	3.4%	0.62	2063	11.7%	0.20	1003	57.0%	0.15	1003	57.0%	0.15	1003	57.0%	0.15	1003	57.0%	0.15				
23	2401	2418	0.7%	0.59	2391	0.4%	0.64	2351	2.1%	0.65	2273	5.3%	0.63	2220	7.5%	0.57	2094	12.8%	0.31	2467	2.8%	0.60	1323	44.9%	0.08	1501	37.5%	0.17	1493	37.8%	0.19	1493	37.8%	0.19	1493	37.8%	0.19	1493	37.8%	0.19				
24	2460	2392	2.8%	0.88	2371	3.6%	0.79	2327	5.4%	0.43	2295	6.7%	0.40	2524	2.6%	0.64	2453	0.3%	0.80	2354	4.3%	0.49	2210	10.2%	0.13	155	93.7%	0.10	155	93.7%	0.10	155	93.7%	0.10	155	93.7%	0.10	155	93.7%	0.10				
25	2474	2258	8.7%	0.37	2212	10.6%	0.34	1034	58.2%	0.30	1005	59.4%	0.34	977	60.5%	0.41	2461	0.5%	0.46	796	67.8%	0.36	673	72.8%	0.26	404	83.7%	0.23	310	87.5%	0.17	310	87.5%	0.17	310	87.5%	0.17	310	87.5%	0.17				
26	2573	2622	1.9%	0.67	2588	0.6%	0.55	2539	1.3%	0.37	1763	31.5%	0.29	1018	60.4%	0.27	963	62.6%	0.29	871	66.2%	0.25	494	80.8%	0.24	429	83.3%	0.31	382	85.2%	0.25	382	85.2%	0.25	382	85.2%	0.25	382	85.2%	0.25				
27	2828	2585	8.6%	0.55	2472	12.6%	0.45	2373	16.1%	0.29	3048	7.8%	0.46	2921	3.3%	0.30	2656	6.1%	0.25	2480	12.3%	0.13	884	68.7%	0.10	317	88.8%	0.10	204	92.8%	0.10	204	92.8%	0.10	204	92.8%	0.10	204	92.8%	0.10				
28	2959	3007	1.6%	0.84	2979	0.7%	0.74	2922	1.2%	0.34	2895	2.2%	0.34	2935	0.8%	0.17	1284	56.6%	0.09	358	87.9%	0.07	1283	56.6%	0.07	429	85.5%	0.10	382	87.1%	0.13	382	87.1%	0.13	382	87.1%	0.13	382	87.1%	0.13				
29	3099	2830	8.7%	0.34	2737	11.7%	0.24	3115	0.5%	0.24	1498	51.7%	0.21	1477	52.3%	0.19	1420	54.2%	0.13	465	85.0%	0.08	1551	49.9%	0.14	1445	53.4%	0.11	1400	54.8%	0.05	1400	54.8%	0.05	1400	54.8%	0.05	1400	54.8%	0.05				
30	3160	3218	1.8%	0.43	3190	1.0%	0.40	3154	0.2%	0.52	2616	17.2%	0.16	1983	37.2%	0.11	1376	56.5%	0.13	2071	34.5%	0.13	1984	37.2%	0.09	629	80.1%	0.05	1438	54.5%	0.13	1438	54.5%	0.13	1438	54.5%	0.13	1438	54.5%	0.13				
31	3197	3218	0.7%	0.39	3190	0.2%	0.32	3154	1.3%	0.27	2295	28.2%	0.23	2179	31.8%	0.19	1376	57.0%	0.31	1155	63.9%	0.23	933	70.8%	0.16	1464	54.2%	0.12	1369	57.2%	0.26	1369	57.2%	0.26	1369	57.2%	0.26	1369	57.2%	0.26				
32	3410	3268	4.2%	0.51	2472	27.5%	0.17	1194	65.0%	0.14	965	71.7%	0.16	900	73.6%	0.24	835	75.5%	0.23	806	76.4%	0.21	777	77.2%	0.18	317	90.7%	0.13	846	75.2%	0.08	846	75.2%	0.08	846	75.2%	0.08	846	75.2%	0.08				
33	3463	3197	7.7%	0.46	3155	8.9%	0.38	3115	10.1%	0.26	1498	56.7%	0.13	1477	57.4%	0.14	1420	59.0%	0.17	1346	61.1%	0.14	884	74.5%	0.17	652	81.2%	0.13	590	83.0%	0.13	590	83.0%	0.13	590									

A modo de ejemplo la **Figura A-3** muestra los resultados comparativos entre estado intacto y los 10 escenarios de daño con la máxima extensión simulada de 100x100 mm². Como puede observarse, el valor medio de la diferencia en frecuencias crece casi monótonamente con el incremento de láminas afectadas por la delaminación, al tiempo que la media de los valores MAC decrece. Se observa igualmente, a través de la escala de colores aplicada a los valores MAC, que el efecto sobre las formas modales es mayor en los modos de frecuencias altas (rojo menos intenso, correspondiente a valores MAC más bajos, en la zona inferior de la tabla donde están las frecuencias más altas).

El mismo efecto se observa para los otros tres escenarios de extensión del daño simulados. En la **Figura A-4** y la **Figura A-5** se resumen los resultados obtenidos. Se ve lo comentado anteriormente, que la diferencia en frecuencias crece casi monótonamente con el incremento de daño simulado, mientras que la media de los valores MAC decrece.

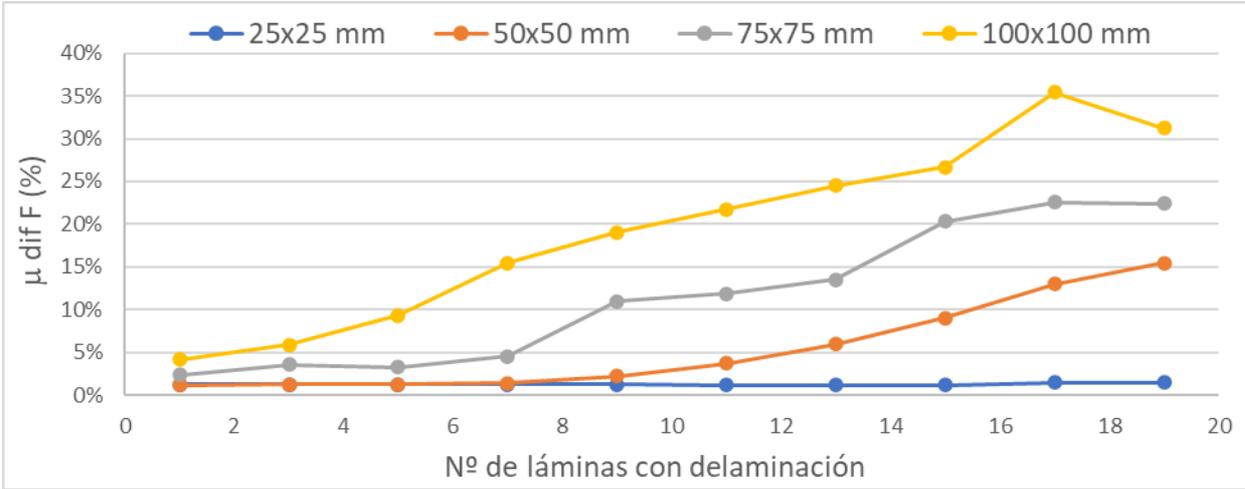


Figura A-4 – Resultados de medias de variaciones en frecuencias

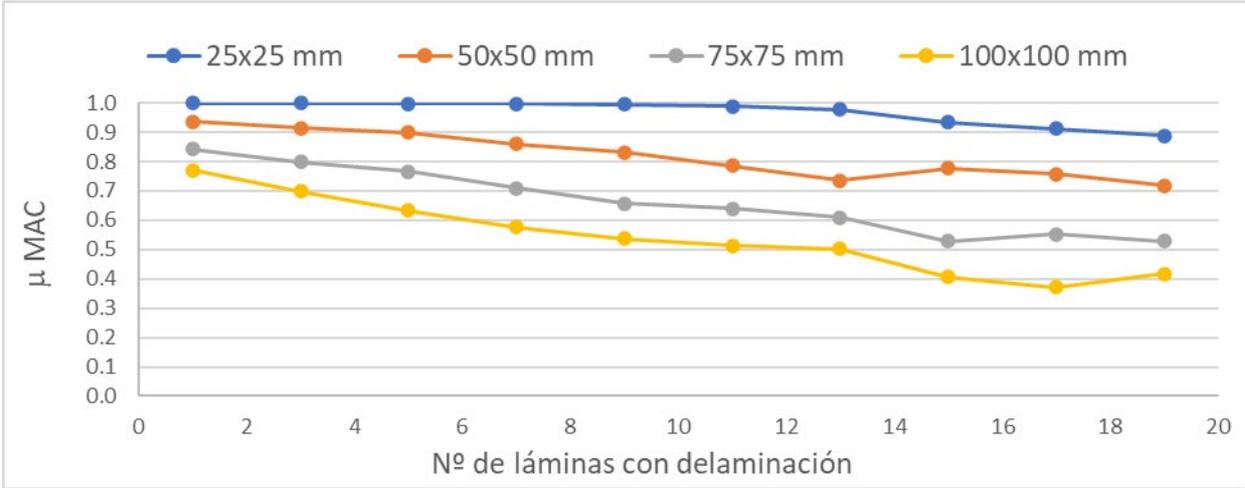


Figura A-5 – Resultados de medias de valores MAC

3.2 Variaciones en las formas modales

Alternativamente al MAC, se ha desarrollado una amplia serie de criterios de comparación entre los espacios vectoriales correspondientes a dos familias de formas modales, aplicados a la comparativa entre resultados modales de una situación de referencia (íntacta en este caso) y una a evaluar (la dañada en este caso).

De entre todos ellos, se ha prestado especial interés a aquellos que permiten evaluar qué grados de libertad, y, por tanto, qué zonas de la placa, contribuyen en mayor medida a reducir el valor MAC.

Como se ha comentado en la introducción del anexo, se han utilizado los dos criterios siguientes:

1 Coordinate Modal Assurance Criterion (CoMAC) [72]

Se trata de una extensión del MAC que permite una identificación de en qué medida cada GdL contribuye negativamente a un valor bajo de MAC. Se calcula utilizando el siguiente enfoque: una vez que el emparejamiento de modos se haya realizado mediante MAC, para un GdL determinado (punto de la placa) q el valor CoMAC correspondiente es:

$$CoMAC_q = \frac{\sum_{i=1}^n |\phi_{q,i} \psi_{q,i}|^2}{\sum_{i=1}^n \psi_{q,i}^2 \sum_{i=1}^n \phi_{q,i}^2} \quad (3)$$

Donde n es el número de modos y $\phi_{q,i}$ y $\psi_{q,i}$ son los valores en la posición q del modo i en el conjunto de modos de situación íntacta y dañada respectivamente. Las posiciones q consideradas se corresponden con los puntos de la malla utilizada para los ensayos experimentales.

Hay que tener en cuenta que la formulación anterior asume que hay una equivalencia entre los vectores modales en los dos conjuntos, aunque puede producirse una reenumeración debida al proceso de emparejamiento, ya que en el estado dañado puede producirse un desorden de las formas modales con respecto a la situación de referencia íntacta. Adicionalmente, se puede establecer un criterio para decidir si existe equivalencia, como puede ser un valor mínimo del MAC. Sin embargo, en este caso, aunque sí se ha realizado el emparejamiento (entre los modos que tienen un valor MAC máximo, como se ha explicado en el cuerpo de la tesis), para el cálculo del valor CoMAC no se ha establecido un valor mínimo para el MAC, y se utilizan todos los vectores modales.

En la **Figura A-6** se muestran los resultados de valores CoMAC para placas dañadas con daño de extensión 25x25 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19). En las columnas primera y tercera se muestran los valores en todos los puntos de medida, mientras que en las columnas segunda y cuarta se truncan a aquellos valores que superan la media más 2.5 veces la desviación típica, esto es, que tienen solo un 2% de probabilidad de verse superados. Como puede verse el daño se manifiesta con valores altos de este criterio en la zona central dañada, de forma más clara cuantas más láminas se vean afectadas. Hay que señalar, no obstante, que se producen algunos falsos positivos, incluso para 15 o 17 láminas afectadas.

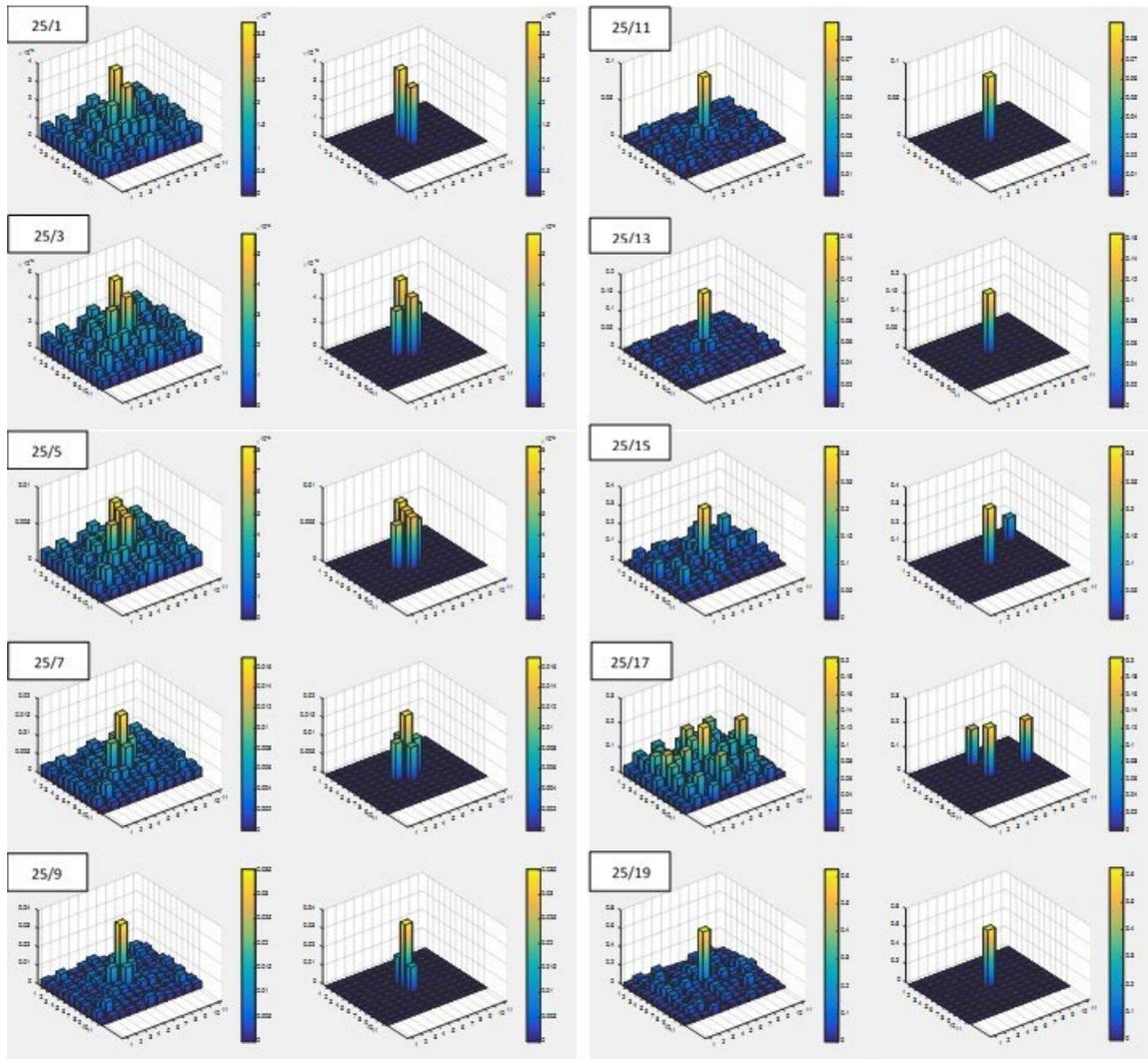


Figura A-6 – Resultados de CoMAC para placas dañadas con daño de extensión 25x25 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

La falta de precisión del criterio para localizar el daño se muestra aún más claramente al aumentar la extensión, como se puede ver en la **Figura A-7** donde se muestran los resultados equivalentes a los de la **Figura A-6** pero para un daño centrado de 100x100 mm², para los casos de 1, 7, 13 y 19 láminas afectadas. Para un daño de esta extensión su localización mediante este criterio en la zona central de la placa resulta bastante aleatoria, incluso para los casos con muchas láminas afectadas.

Por otra parte, como índice del grado de daño, el valor mínimo del CoMAC tampoco aparece como un criterio claro, como se ve en la **Figura A-8**. Aunque dicho valor mínimo tiene una tendencia general a disminuir con el grado de daño, dicha disminución no es monótona ni con la extensión en superficie ni con el número de láminas afectadas.

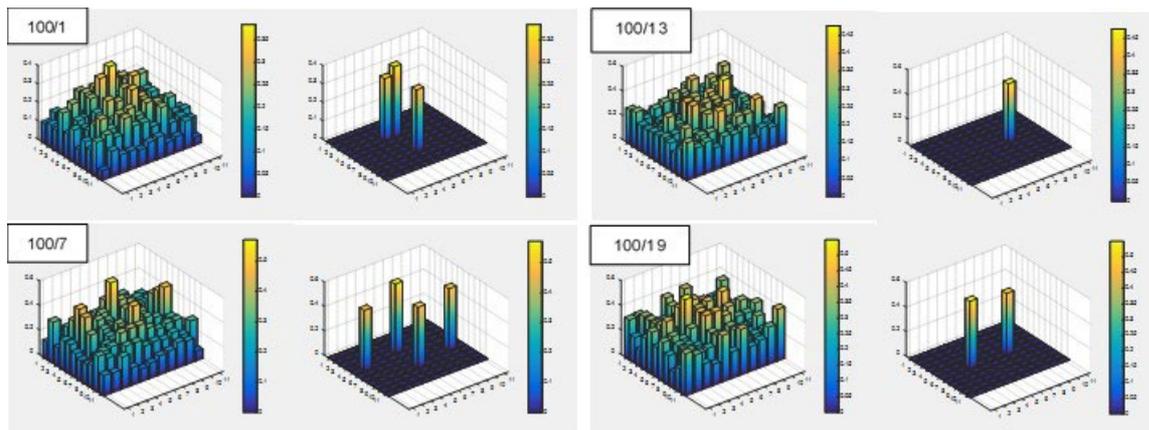


Figura A-7 – Resultados de CoMAC para placas dañadas con daño de extensión 100x100 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

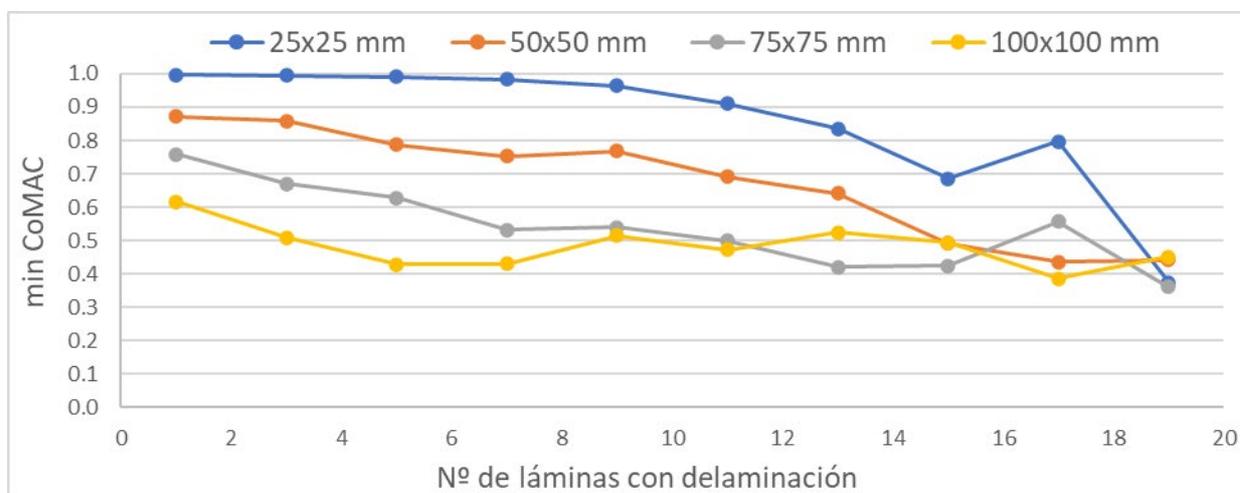


Figura A-8 – Valores mínimos de CoMAC para las placas dañadas con daño único central

2 Enhanced Coordinate Modal Assurance Criterion (ECoMAC) [73]

Al igual que el CoMAC, este criterio permite una identificación de en qué medida cada GdL contribuye negativamente a un valor bajo de MAC, pero en este caso se calcula a partir de la diferencia entre la deformada modal de un punto de la placa (q) para los modos emparejados ϕ_i y ψ_i :

$$ECoMAC_q = \frac{\sum_{i=1}^n |\phi_{q,i} - \psi_{q,i}|}{2n} \quad (4)$$

Donde n es el número de modos y $\phi_{q,i}$ y $\psi_{q,i}$ son los valores en la posición q del modo i en el conjunto de modos de situación intacta y dañada respectivamente.

A diferencia de los criterios anteriores, un valor bajo de este índice implica alta correlación.

En la **Figura A-9** se muestran los resultados de ECoMAC para placas dañadas con daño de extensión 25x25 mm² y número de láminas afectadas variable, tal y como se hiciera en la **Figura A-7** para los valores CoMAC (solo los casos con 1, 7, 13 y 19 láminas afectadas). Como puede verse

este índice localiza el daño con valores altos en la zona central dañada, de forma más clara que el CoMAC, incluso para un número pequeño de láminas afectadas y sin falsos positivos cuando el número de láminas afectadas es alto.

También al aumentar la extensión se ve la mejora en la precisión de este criterio respecto del CoMAC para localizar el daño, como se puede ver en la **Figura A-10**, donde se muestran los resultados equivalentes a los de la **Figura A-9** pero para un daño centrado de 100x100 mm². Para un daño de esta extensión su localización mediante este criterio en la zona central de la placa resulta clara en los casos de muchas láminas afectadas, aunque es menos clara para los casos en que solo 1 o 3 láminas son afectadas.

Por otra parte, el valor máximo del ECoMAC, como se ve en la **Figura A-11** muestra una tendencia un poco más clara que el CoMAC de adaptación al incremento de daño.

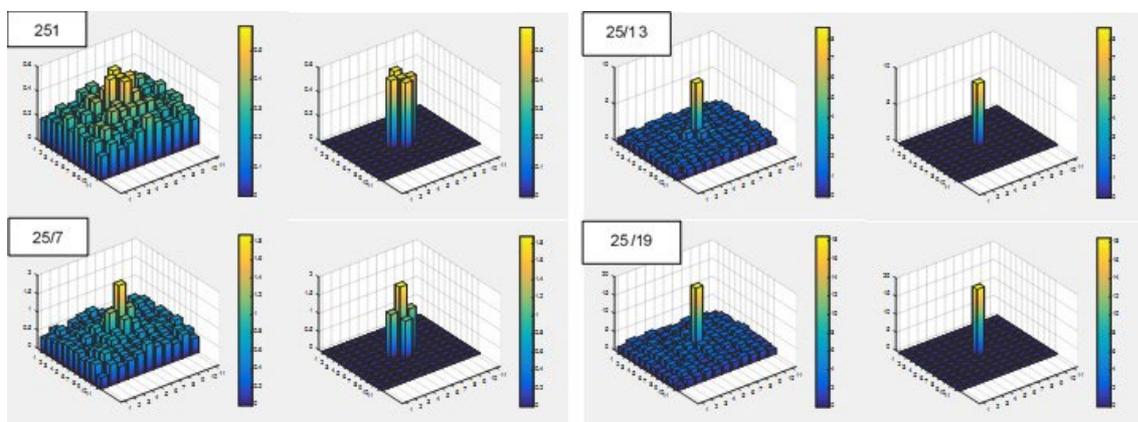


Figura A-9 – Resultados de ECoMAC para placas dañadas con daño de extensión 25x25 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

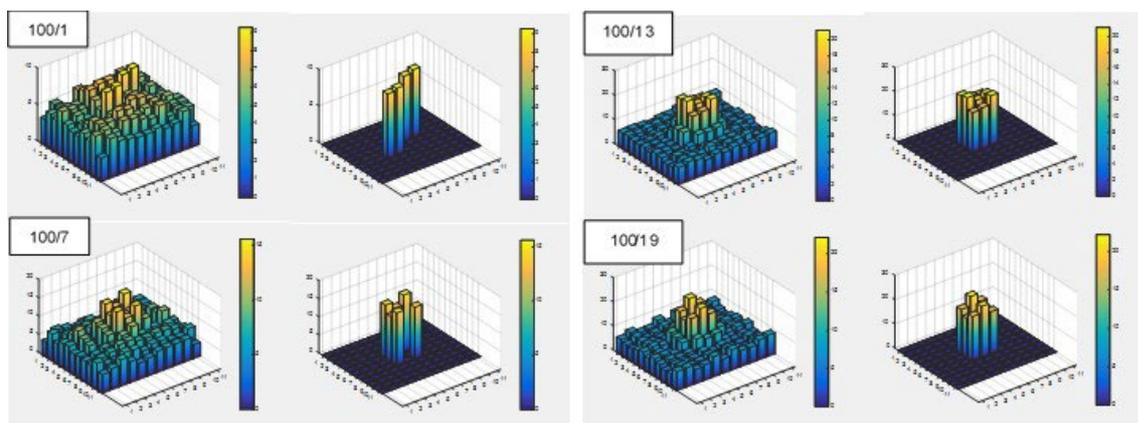


Figura A-10 – Resultados de ECoMAC para placas dañadas con daño de extensión 100x100 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

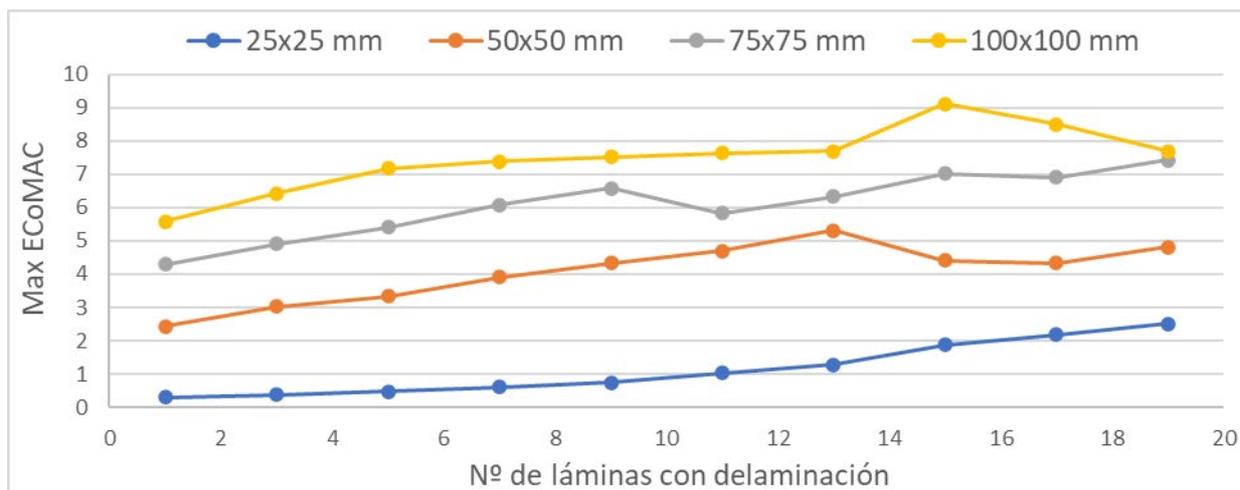


Figura A-11 – Valores máximos de ECoMAC para las placas dañadas con daño único central

A la vista de estos resultados esperanzadores, se ha evaluado la capacidad de este criterio de localizar la presencia de múltiples daños de pequeña extensión. En la **Figura A-12** se muestran los resultados. Como se puede observar, para daños que afectan a muchas láminas (13 o más), la localización por este criterio es bastante efectiva (figuras parte derecha, con 13 y 19 láminas afectadas), pero no es así para daños que afectan a pocas láminas (figuras parte izquierda, con 1 y 7 láminas afectadas).

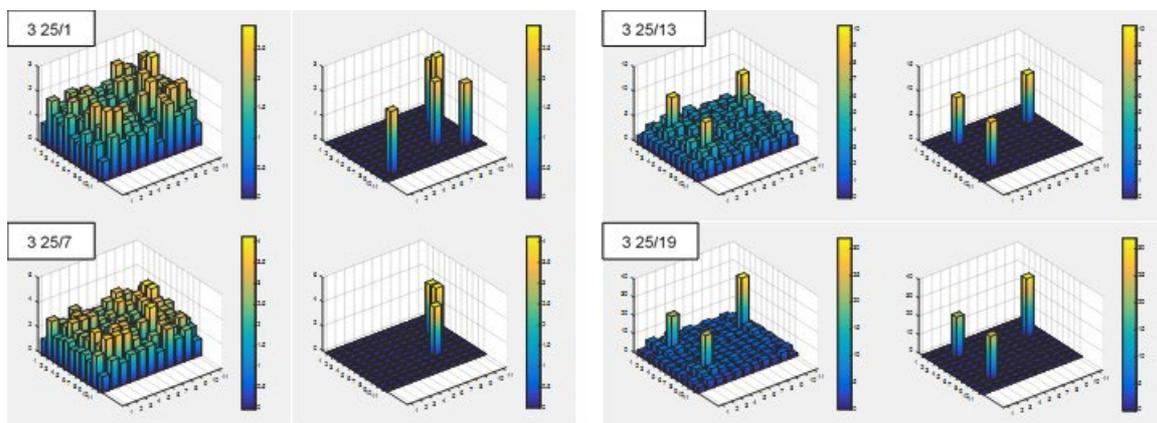


Figura A-12 – Valores máximos de ECoMAC para las placas dañadas con tres zonas dañadas en una extensión de 25x25 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

3.3 Variaciones en curvaturas modales

Como se comentó en la introducción, como criterio alternativo al análisis de las variaciones en las formas modales, se analizan las variaciones en sus derivadas, en este caso la curvatura. Esta idea se basa en que existe una relación entre la curvatura de la forma modal y la rigidez a flexión de las placas. Dado que un daño por delaminación de las láminas de la placa producirá una reducción en su rigidez a flexión, esto redundará en un incremento de la curvatura de la forma modal localizada en la zona dañada. De este modo, las variaciones en la curvatura modal podrán utilizarse como un indicador de la localización de la delaminación.

La curvatura local en cada dirección puede estimarse a partir de una aproximación de la derivada segunda por diferencias finitas centradas:

$$\kappa_{q,i} \simeq \phi_{q,i}'' = \frac{(\phi_{q+1,i} - 2\phi_{q,i} + \phi_{q-1,i})}{h^2} \quad (5)$$

donde ϕ_i es el modo de vibración i , h la distancia entre coordenadas y q el punto de la placa en el que se calcula la curvatura, y $q+1$ y $q-1$ los puntos posterior y anterior respectivamente en la dirección en la que se calcula la curvatura.

Como cuadrado de la curvatura total en un punto q se utiliza la suma de los cuadrados de las curvaturas direccionales:

$$\kappa_{q,i}^2 = \kappa_{x,q,i}^2 + \kappa_{y,q,i}^2 \quad (6)$$

Para este trabajo el índice de daño utilizado es el propuesto por Ho y Ewins [74], que se calcula como sigue:

$$\Delta\kappa_{q,i}^2 = \left| (\kappa_{q,i}^d)^2 - (\kappa_{q,i}^i)^2 \right| \quad (7)$$

Donde los superíndices d e i indican situación dañada e intacta respectivamente.

Finalmente, el índice de daño en curvatura global en el punto q para el conjunto N de modos considerado será [75]:

$$ID\kappa_q = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta\kappa_{q,i}^2 \quad (8)$$

En la **Figura A-13** se muestran los resultados de $ID\kappa$ para placas dañadas con daño de extensión $25 \times 25 \text{ mm}^2$ y número de láminas afectadas variable, tal y como se hiciera en la **Figura A-6** para los valores CoMAC (solo los casos con 1, 7, 13 y 19 láminas afectadas). Como puede verse este índice localiza el daño con valores altos en la zona central dañada, de forma aún más clara que el ECoMAC, prácticamente sin falsos positivos incluso para un número pequeño de láminas afectadas.

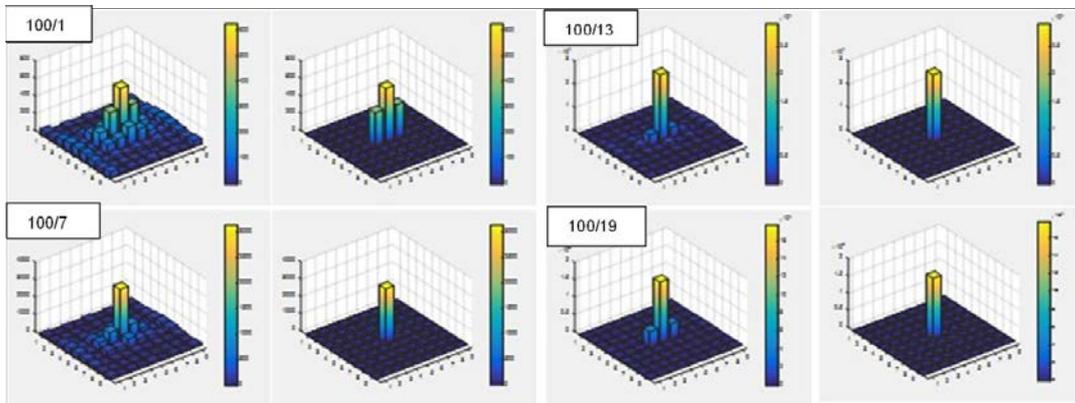


Figura A-13 – Resultados de $ID\kappa$ para placas dañadas con daño de extensión $25 \times 25 \text{ mm}^2$ y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

Nota: en este caso la curvatura no se evalúa en las posiciones de borde, por lo que no se muestran resultados en dichas posiciones: la cuadrícula es, por tanto, de 9×9 , en lugar de 11×11

También al aumentar la extensión se ve la mejora en la precisión de este criterio respecto del CoMAC y ECoMAC para localizar el daño, como se puede ver en la **Figura A-14** donde se muestran los resultados equivalentes a los de la **Figura A-13** pero para un daño centrado de $100 \times 100 \text{ mm}^2$. Para un daño de esta extensión su localización mediante este criterio en la zona central de la placa resulta clara en los casos de muchas láminas afectadas, aunque es menos clara para los casos en que solo 1 o 3 láminas son afectadas.

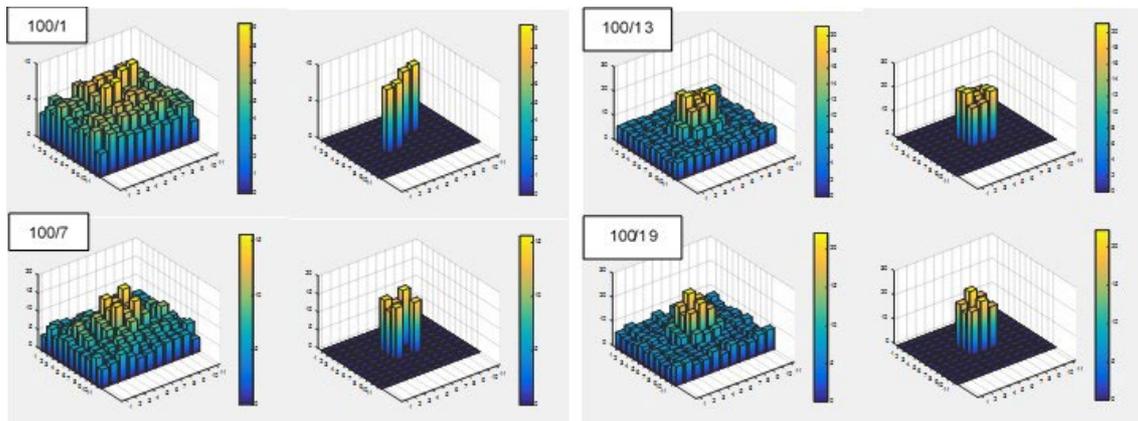


Figura A-14 – Resultados de $ID\kappa$ para placas dañadas con daño de extensión $100 \times 100 \text{ mm}^2$ y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

Por otra parte, el valor máximo del $ID\kappa$, como se ve en la **Figura A-15** muestra una tendencia un poco más clara que CoMAC y ECoMAC de adaptación al incremento de daño, ya que en casi todos los casos es monótonamente creciente (salvo en un punto del caso $100 \times 100 \text{ mm}$).

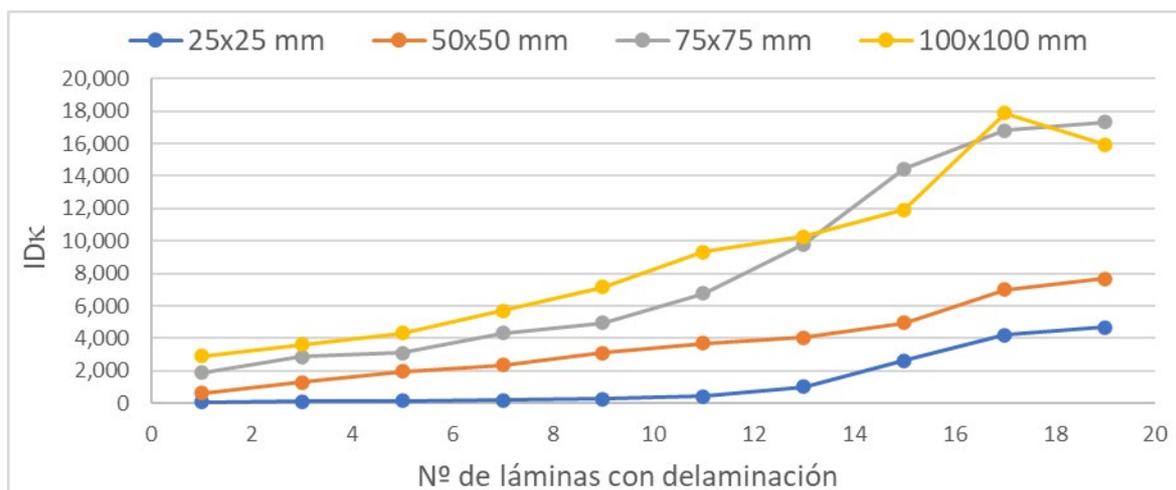


Figura A-15 – Valores máximos de $ID\kappa$ para las placas dañadas con daño único central

A la vista de estos resultados, al igual que se hiciera para el caso del criterio ECoMAC, se ha evaluado la capacidad de este criterio para localizar la presencia de múltiples daños de pequeña extensión. En la **Figura A-16** muestran los resultados. Como se puede observar, en este caso aparece una identificación muy clara de la zona dañada para daños que afectan a muchas láminas

(figuras parte derecha, con 13 y 19 láminas afectadas), pero incluso en el caso de daños que afectan a pocas láminas (figuras parte izquierda, con 1 y 7 láminas afectadas), también se consigue una identificación clara de las zonas dañadas, aunque con un pequeño error de posición en algún caso (las zonas dañadas de las posiciones 2-2 y 8-2 se sitúan erróneamente en 2-1 y 8-1).

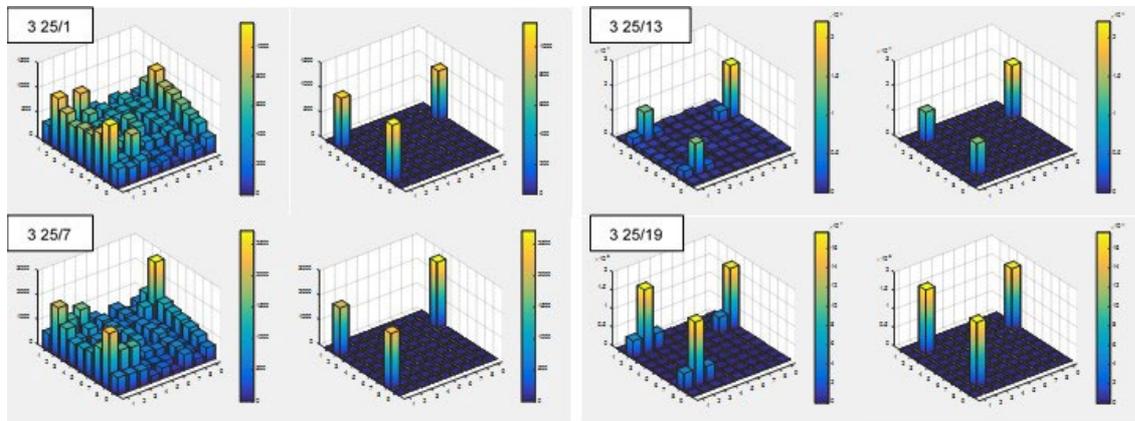


Figura A-16 – Resultados de $ID\kappa$ para placas con tres zonas dañadas en una extensión de 25x25 mm² y número de láminas afectadas variable (de 1 a 19)

4 Conclusiones

Mediante simulaciones numéricas se han analizado los efectos del daño por delaminación en las características modales de las placas.

En primer lugar, se ha observado que el valor medio de la diferencia en frecuencias entre las situaciones intacta y con daño simulado crece casi monótonamente con el incremento de láminas con delaminación simulada, al tiempo que la media de los valores MAC decrece.

Posteriormente se ha analizado el uso de otros criterios de comparación entre formas modales que permiten evaluar qué grados de libertad, y, por tanto, qué zonas de la placa, contribuyen en mayor medida a reducir el valor MAC. Ello ha permitido ver que:

Mediante el uso del valor CoMAC, el daño se manifiesta con valores altos de este criterio en la zona dañada, de forma más clara cuantas más láminas se vean afectadas, aunque se producen algunos falsos positivos, incluso para 15 o 17 láminas afectadas. La falta de precisión del criterio para localizar el daño se muestra aún más claramente al aumentar la extensión.

El índice ECoMAC, por su parte, permite localizar el daño de forma más clara que el CoMAC, incluso para un número pequeño de láminas afectadas y sin falsos positivos cuando el número de láminas afectadas es alto. También al aumentar la extensión se ve la mejora en la precisión de este criterio respecto del CoMAC. Sin embargo, la eficacia del índice no ha sido tan buena para localizar la presencia de múltiples daños de pequeña extensión.

Como criterio alternativo se analizan las variaciones en la curvatura de las deformadas modales. El índice $ID\kappa$ utilizado basado en este criterio localiza el daño con valores altos en la zona central dañada, de forma aún más clara que el ECoMAC, prácticamente sin falsos positivos incluso para un número pequeño de láminas afectadas. También al aumentar la extensión se ve la mejora en la precisión de este criterio respecto del CoMAC y ECoMAC. Por otra parte, el valor máximo del $ID\kappa$ muestra una tendencia un poco más clara que CoMAC y ECoMAC de adaptación al incremento de daño, ya que en casi todos los casos es monótonamente creciente. Con este índice, a diferencia de los anteriores, aparece una identificación muy clara de las zonas dañadas también

para múltiples daños de pequeña extensión cuando éstos afectan a muchas láminas, pero incluso en el caso de daños que afectan a pocas láminas, también se consigue una identificación clara de las zonas dañadas, aunque con errores de posición en algún caso.

Anexo 2 - Lista completa de publicaciones del doctorando

Libros

- [L1] “INTERNATIONAL RAILWAY SOLUTION - IRS 70727 - Ed. 1. Railway Application – Track superstructure decision-making”. Editorial: International Union of Railways. 2021. ISBN/ISSN *: 978-2-7461-3077-7. Autor de los capítulos 3 y 4 así como del apéndice D.
- [L2] “*Documentos complementarios no contradictorios para la aplicación de los Eurocódigos para el cálculo de puentes de Ferrocarril*”. Dirección General de Ferrocarriles; Centro de Publicaciones, Ministerio de Fomento. 2014. ISBN/ISSN: NIPO: 161-14-162-9. Coautor del capítulo: “*Estudio del comportamiento de las estructuras Ferroviarias con vía en placa*”.

Artículos

- [A1] “Detection of barely visible multi-impact damage on carbon/epoxy composite plates using frequency response function correlation analysis”. *Measurement*, Volume 196, 2022.
- [A2] “Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates using digital image correlation for full-field vibration measurement”. *Measurement*, Volume 159, 2020.
- [A3] “Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates from experimental modal data”. *Journal of Sound and Vibration*, Volume 455, 2019.
- [A4] “Modeling the Calculation of Lateral Accelerations in Railway Vehicles as a Tool of Alignment Design”. *International Journal of Railway*. Vol.2 No.3. September 2009. Pág. 118-123.
- [A5] “Análisis of buckling in dual-gauge tracks”. *Proceedings of the Institution of Civil Engineers, Transport*. Volume 161. issue TR4. November 2008. Pags 177-184.
- [A6] “Interacción Vía-Estructura en puentes ferroviarios. Algoritmos de cálculo paso a paso”. *Revista de Obras Públicas*. Volumen N° 3499/Año 156. Madrid abr 2009. Pág. 39-48.
- [A7] “Consideración de las deformaciones por retracción y fluencia en el estudio del fenómeno de interacción vía-tablero en el proyecto de puentes ferroviarios”. *Revista de Obras Públicas*. Volumen N° 3.446/Año 151. Madrid jul 2004. ISBN 0034-8619. Pág. 45-51.
- [A8] “Alta Velocidad: El fenómeno de Interacción Vía-Tablero en Puentes”. *Revista de Obras Públicas*. Volumen N° 3.418/Año 149. Madrid feb 2002. ISBN 0034-8619. Pág. 61-68.

Monografías

- [M1] “*High Speed Railway Track Technical Options. Suitability Assessment Guide*”. Union International de Chemin de Fer. 2015. Coautor.
- [M2] “*Research on OPTIMUM SPEED for HIGH SPEED LINES*”. Union International de Chemin de Fer. 2012. Coautor.
- [M3] “Estudio del comportamiento a medio y largo plazo de las estructuras ferroviarias de balasto y placa. Monografía 111”. CEDEX; Centro de Publicaciones, Ministerio de Fomento. 2013. Coautor de los capítulos 3 y 7.
- [M4] “Ejemplos de aplicación de la IAPF-07. ACHE. Monografía 15. Grupo de trabajo 5/1: Puentes de Ferrocarril”. Coautor de Capítulo de Interacción vía-estructura. Madrid 2008.
- [M5] “Integración de la monitorización de viaductos ferroviarios en el sistema de gestión y mantenimiento de infraestructuras “Viadintegra”. Informe de avance y primeros resultados del proyecto. Capítulo: “Análisis de medidas de la instrumentación permanente en el viaducto de alta velocidad de Villanueva del Jalón”. Fundación Caminos de Hierro. 2012.
- [M6] “Aplicación de métodos numéricos al cálculo de cuñas de transición. Leyes de variación de la rigidez. Cálculo dinámico de la interacción vía-vehículo”. PROINTEC, S.A. Enero 2001.
- [M7] “Problemas de ruido y vibraciones asociados a infraestructura y tráfico ferroviarios. Comparación Vía Clásica – Vía sobre Placa”. PROINTEC, S.A. Mayo 2000.
- [M8] “Interacción entre carriles continuos y tableros de viaductos ferroviarios o plataforma. Metodología y criterios de dimensionamiento de aparatos de dilatación de vía”. PROINTEC, S.A. Octubre 2000.
- [M9] Serie de monografías sobre interacción vía-estructura. PROINTEC, S.A.:
- a. “Interacción entre carril continuo y tablero de puente. Calibrado del modelo de cálculo según la ficha UIC 774-3”. Marzo 2000.
 - b. “Interacción entre carril continuo y tablero de puente. Tableros de un vano sin aparato de dilatación”. Junio 2000.
 - c. “Interacción entre carril continuo y tablero de puente. Puentes de varios vanos isostáticos sin aparato de dilatación”. Junio 2000.
 - d. “Interacción entre carril continuo y tablero de puente. Puente de un vano con aparato de dilatación”. Junio 2000.
 - e. “Interacción entre carril continuo y tablero de puente. Puentes de varios vanos isostáticos con aparatos de dilatación”. Junio 2000.

Ponencias en congresos internacionales:

- [PI1] “Finite element model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates from experimental modal data”. 4th International Conference on Mechanics of Composites. Madrid 2018.
- [PI2] “New System for Structural Health Monitoring of Railway Infrastructures Using Vibration-based Techniques (Hammer Project). 10th UIC World Congress on High Speed Rail. Ankara 2018.
- [PI3] “Mechanical characterization of baseplate pads for switches and crossings”. International Conference on Train/Track Interaction & Wheel/Rail Interface. Beijing 2016.
- [PI4] “Mechanical characterization of baseplate pads for switches and crossings”. X International Conference Engineering for High Speed “Profitability of High Speed Railways Networks. Interoperability and other key factors”. Córdoba 2016.
- [PI5] “High performance base plate pads system for switches and crossings”. World Congress on Railway research. Milan 2016.
- [PI6] Track gauge influence on the risk of derailment”, 9th World High Speed Congress. Tokio 2015.
- [PI7] “Assessment of Long-Term Structural Health at Villanueva del Jalón Viaduct”. Second International Conference on Railway Technology: Research, Development and Maintenance. Corsica 2014.
- [PI8] “Modeling and long term structural health monitoring of Villanueva del Jalón viaduct”. Eurodyn 2014. IX International Conference on Structural Dynamics. Porto 2014.
- [PI9] Proyecto Viadintegra: “Comportamiento térmico del viaducto de alta velocidad de Villanueva del Jalón”. VIII Jornadas técnicas internacionales: La ingeniería para Alta Velocidad. Del Shinkansen a las redes modernas. Alta velocidad con cincuenta años de perspectiva. Córdoba 2014.
- [PI10] Proyecto Viadintegra: “Análisis de medidas de la instrumentación permanente en el viaducto de Villanueva del Jalón”. VII Jornadas técnicas internacionales: La ingeniería para Alta Velocidad. Alta velocidad en el mundo. Córdoba 2013.
- [PI11] Integración de la monitorización de viaductos ferroviarios en el sistema de gestión y mantenimiento de infraestructuras “Viadintegra”. VI Jornadas técnicas internacionales: La ingeniería para Alta Velocidad. Infraestructuras ferroviarias eficientes. Córdoba 2012.
- [PI12] “Operational modal analysis of a high-speed railway bridge: the Jalón viaduct”. International Conference on Noise and Vibration Engineering (ISMA 2012), Leuven, Dec. 2012.

- [PI13] “Lateral vehicle-structure dynamics: simplified analysis based on deformed track geometry”. 7th World Congress on High Speed. Beijing 2010.
- [PI14] “Florida High Speed Rail. Tampa-Orlando Corridor. Structures design criteria”.1st Workshop on Global Standard for High Speed Rail Systems. Paris 2010.
- [PI15] “New considerations on track-structure interaction in railway bridges”. IABMAS2010: The Fifth International Conference on Bridge Maintenance, Safety and Management. Philadelphia 2010.
- [PI16] “Computation models for assessing dynamic effects on underpasses in high speed railway lines”. COMPDYN 2009. Thematic Conference on Computational Methods in Structural Dynamics and Earthquake Engineering. Rhodes 2009.
- [PI17] “A probabilistic approach of the behavior of restricted bearings of railway bridge decks. Assessment of the load increase as a function of the stiffness and tolerances”. World Congress on Railway Research. Seoul 2008.
- [PI18] Dinámica lateral vehículo-estructura en puentes ferroviarios. El caso del Viaducto Arroyo de las Piedras. Jornadas técnicas internacionales: La ingeniería para Alta Velocidad. Línea de Alta Velocidad Córdoba-Málaga. Córdoba 2008.
- [PI19] “Analysis of lateral displacements in large railway viaducts under traffic loads. Impact on ride safety and passenger comfort”. World Congress on Railway Research. Seoul 2008.
- [PI20] “Comparative analysis of vibration standards applied to railways. General vibration assessment for a new hsl project in Spain”. Noise and vibrations on High-Speed Railways. Porto 2008.
- [PI21] “La interacción vía-estructura en puentes ferroviarios”. Jornadas técnicas internacionales: La ingeniería para Alta Velocidad. Veinte años de experiencia en España. Córdoba 2007.
- [PI22] “La plataforma, responsable del comportamiento a largo plazo de la infraestructura”. Jornadas técnicas: La ingeniería para Alta Velocidad. Veinte años de experiencia en España. Córdoba 2007.
- [PI23] “Numerical methods for the analysis of longitudinal interaction between track and structure”. Track-Bridge Interaction on High-Speed Railways. Porto 2007.
- [PI24] “Small Structures in the core (nucleus) of the embankment in High Speed Lines. Effects of the variation of the Global Stiffness of the Track and design recommendations”. RailFound 06 Birmingham Sept 2006.
- [PI25] “Modeling the calculation of lateral accelerations in railway vehicle bodies due to track alignment singularities”. 7th World Congress on Railway Research. Montréal jun 2006.
- [PI26] “Analysis of buckling in three-rail tracks”. 14th International Symposium EURNEX. Zelina may 2006.

- [PI27] “Deck bearings for railway bridges. Assessment of load increase due to tolerances on restricted bearings”. 14th International Symposium EURNEX. Zelina may 2006.
- [PI28] “Small Structure in de core (nucleus) of the embankment in High Speed Lines. Effects of the variation of the Global Stiffness of the Track and design recommendations”. 5th World Congress on Railway Research. Köln nov 2001.
- [PI29] “Infrastructure for new High Speed Lines. Interface Earth-Works/Structures. Optimization of design and calculation”. 4th World Congress on Railway Research. Tokio oct 1999.

Ponencias en congresos nacionales:

- [PN1] “Proyecto Viadintegra”. Proyecto del subprograma INNFACTO. Asamblea de la Plataforma Tecnológica ferroviaria española. Málaga 2011.
- [PN2] “Proyecto Viadintegra”. Aula de proyectos innovadores. Salón internacional de la Industria Ferroviaria, BCN Rail, Barcelona 2011.
- [PN3] “Ejemplos de aplicación de la IAPF 07. Interacción vía- estructura”. Jornada técnica anual y asamblea ordinaria ACHE. Puentes para el ferrocarril de alta velocidad. Madrid 2009.
- [PN4] “Modelos de cálculo para el estudio de los efectos dinámicos en pasos inferiores de líneas de alta velocidad”. SEMNI. Congreso de Métodos Numéricos en Ingeniería 2009. Barcelona, 2009.
- [PN5] “Simulación numérica de la dinámica lateral vehículo-estructura en el viaducto ferroviario Arroyo de las Piedras”. 1er congreso de usuarios CAE y BIM. Madrid 2009.
- [PN6] “Interacción vía-estructura en puentes ferroviarios: casos de aplicación de la IAPF”. Jornada técnica IAPF-07: Normativa sobre Instrucción de Acciones en Puentes de Ferrocarril. Cádiz y Granada 2008.
- [PN7] “Casos de aplicación de la IAPF 07 al análisis de la interacción vía- estructura”. Jornada IAPF07. Instrucción de Acciones en Puentes de Ferrocarril: principios, novedades y casos de aplicación. Madrid 2008.
- [PN8] “Un modelo de cálculo paso a paso para la interacción longitudinal vía-estructura en puentes ferroviarios”. III Conferencia de usuarios de Ingeciber y Forum Fluent. Madrid 2007.
- [PN9] “Características, comportamiento geotécnico y criterios de dimensionamiento de capas de asiento en infraestructuras ferroviarias”. Foro geotécnico gallego. 1er curso de geotecnia aplicada a obras de desarrollo lineal: carreteras y ferrocarriles. A Coruña 2007.
- [PN10] “Apoyos de tableros de puentes ferroviarios. Evaluación del incremento de cargas debido a tolerancias de los apoyos restringidos”. 2ª Conferencia Ibérica de Usuarios de ANSYS&CivilFEM. Madrid 2006.

- [PN11]“Consideración del fenómeno de Interacción Vía-Tablero en el proyecto de Puentes Ferroviarios”. Puentes de Ferrocarril. Proyecto, Construcción y Mantenimiento. Madrid jun 2002.
- [PN12]“Análisis y diseño óptimo de elementos de infraestructura ferroviaria mediante empleo de modelos matemáticos avanzados”. Jornada sobre el dimensionamiento de plataformas ferroviarias para su adaptación a nuevas condiciones de tráfico. CEDEX. Madrid mayo de 2000.
- [PN13]“Cálculo de plataformas ferroviarias mediante el empleo de modelos matemáticos avanzados”. Ferroviaria '98. A Coruña jun 1998.