



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

TRABAJO FIN DE MÁSTER
CARACTERIZACIÓN DE EFECTOS TÉRMICOS Y MECÁNICOS
SOBRE LAS ONDAS DE LAMB.

AUTOR: Jesús SESÉ ENRÍQUEZ DE SALAMANCA

INTENSIFICACIÓN: Vehículos Espaciales

TUTOR DEL TRABAJO: Antonio FERNÁNDEZ LÓPEZ

Julio de 2024

“Space: the final frontier. These are the voyages of the starship Enterprise. Its continuing mission: to explore strange new worlds. To seek out new life and new civilizations. To boldly go where no one has gone before!”

(Star Trek: The Next Generation)

AGRADECIMIENTOS

A mis padres Jesús y Amalia y a mi hermano Fernando por acompañarme en esta larga travesía llamada Universidad. Todo el trabajo de estos años es fruto de vuestro amor y cariño, aunque haya 200 km de distancia. No ha sido fácil pero el esfuerzo y la constancia que he aprendido de vosotros me permiten escribir estas palabras. Os quiero.

A mi pareja Natalia, la Universidad me ha dado muchas cosas, pero si tuviera que elegir una fue, es y será el haberte conocido en el Máster. Eres la razón de mi sonrisa. Te quiero.

A mi familia, ahora tendréis que buscar otro tema para llamarme y preguntarme cuando acabo. Espero que ahora me llaméis para quedar a comer, ya no tengo excusa de que tengo que estudiar.

Abuelos, los que estáis y los que no, espero que estéis orgullosos de vuestro nieto.

A mi tutor Antonio, por ofrecerme hacer las prácticas y este TFM. Este año he tenido la oportunidad de aprender contigo que la ingeniería y los compuestos están muy bien pero que en la vida hay más cosas detrás de esto.

No puedo olvidarme de Dani, Andrés P, Andresín, Amor e Iliá. Me habéis visto escribir este TFM más que nadie. Los días en el laboratorio montando el dron nos los olvidaré jamás.

A Sandra y Sergio, hemos vivido mil y una batallas juntos y todavía queda cuerda para rato. Ay si las paredes de la Escuela hablaran...Gracias por hacerme compañía durante el TFM.

Wiki y David, estáis preparados para comeros el mundo. Lo demostráis cada día. Ahora todo mi trabajo en Delegación y Aeroempleo queda en vuestras manos.

CC, IG y JMP, puedo decir que estoy orgulloso de mi Escuela gracias a vosotros. Ha sido un placer trabajar con vosotros.

Viernes 12 de julio de 2024

Fin de una etapa.

ÍNDICE

Resumen	xi
Abstract.....	xii
1 Introducción	1
1.1 OBJETIVOS Y ALCANCE DEL PROYECTO	2
2 Estado del Arte.....	3
2.1 STRUCTURAL HEALTH MONITORING	3
2.1.1 TÉCNICAS SHM.....	5
2.1.2 APLICACIÓN DEL SHM AL SECTOR AERONÁUTICO	7
2.2 ONDAS DE LAMB.....	11
2.2.2 SENSORES/ACTUADORES PZT	14
2.2.3 EFECTO DE LA TEMPERATURA Y CARGA EN LAS ONDAS DE LAMB.....	17
3 Caso De Estudio	21
3.1 ESPECÍMENES DE ESTUDIO	21
3.1.1 PLACA 1: ALUMINIO	21
3.1.2 PLACA 2: MATERIAL COMPUESTO.....	23
3.2 EQUIPOS DE ADQUISICIÓN DE DATOS.....	26
3.2.1 CHASSIS NI PXIE-1073	26
3.2.2 EQUIPOS DE CONTROL DE TEMPERATURA Y DEFORMACIÓN	27
3.3 DEFINICIÓN DE ENSAYOS	28
3.3.1 EQUIPOS DE ENSAYO	28
3.3.2 CONDICIONES DE ENSAYO.....	28
3.4 CONFIGURACIÓN SENSORES	30
3.4.1 OBSERVACIONES SOBRE LA CONFIGURACIÓN DE LOS SENSORES.....	31
3.5 ENSAYOS ADICIONALES	33
3.5.1 LIBIS.....	33
3.5.2 PLACA BIAxIAL	33
4 Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos.....	35
4.1 ANÁLISIS PRELIMINAR EN FRECUENCIA	35
4.2 ANÁLISIS EFECTO TÉRMICO.....	37
4.2.1 PLACA ALUMINIO	37
4.2.2 PLACA MATERIAL COMPUESTO	41
4.3 ANÁLISIS EFECTO MECÁNICO	44
4.3.1 PLACA ALUMINIO	44
4.3.2 PLACA MATERIAL COMPUESTO	47
4.4 ENSAYOS ADICIONALES	50
4.4.1 LIBIS (TÉRMICO).....	50
4.4.2 PLACA BIAxIAL (TÉRMICO, TRACCIÓN, TÉRMICO + TRACCIÓN)	53

5	Conclusiones	60
5.1	TRABAJOS FUTUROS.....	60
6	Bibliografía	62
7	Anexos	66
7.1	ESTRUCTURA DEL SOFTWARE DE CONTROL DEL CHASSIS	66
7.2	FUNCIONAMIENTO SOFTWARE DISPERSION CALCULATOR [18]	68
7.3	PROCEDIMIENTO PARA LA INSTALACIÓN DE PIEZOELÉCTRICOS.....	70

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

ILUSTRACIÓN 2-1: ESQUEMA SHM.....	3
ILUSTRACIÓN 2-2: COMPARACIÓN CONCEPTUAL DE DOS ESTADOS ESTRUCTURA.....	4
ILUSTRACIÓN 2-3: CLASIFICACIÓN TÉCNICAS SHM. OBTENIDO DE [2]	6
ILUSTRACIÓN 2-4: SIMIL ESTRUCTURA SISTEMA SHM CON EL SISTEMA NERVIOSO HUMANO.	7
ILUSTRACIÓN 2-5: EVOLUCIÓN DE LAS TAREAS DE MANTENIMIENTO CON EL TIEMPO DE VIDA DE UN AVIÓN.	8
ILUSTRACIÓN 2-6: EJEMPLO CARGAS Y CONDICIONES AMBIENTE DE UN AVIÓN DURANTE SU VIDA ÚTIL.	9
ILUSTRACIÓN 2-7: DAÑOS FORTUITOS EN UNA AERONAVE.....	10
ILUSTRACIÓN 2-8: DAÑOS CRÍTICOS EN AERONAVES POR MAL MANTENIMIENTO.	10
ILUSTRACIÓN 2-9: TIPOS DE ONDAS GUIADAS.	11
ILUSTRACIÓN 2-10: MODOS DE PROPAGACIÓN DE LAS ONDAS DE LAMB.	12
ILUSTRACIÓN 2-11: REPRESENTACIÓN VELOCIDAD DE FASE Y DE GRUPO DE UNA ONDA	12
ILUSTRACIÓN 2-12: GRÁFICAS DE LAS VELOCIDADES DE FASE Y LAS DE GRUPO PARA ALUMINIO ISOTRÓPICO.....	13
ILUSTRACIÓN 2-13: EJEMPLO SEÑAL EN UN MEDIO DISPERSIVO Y EN UN MEDIO NO DISPERSIVO	13
ILUSTRACIÓN 2-14: FUNCIONAMIENTO DE USO DE PZT PARA DETECTAR DAÑO MEDIANTE ONDAS DE LAMB. EXTRAÍDO DE [24]	15
ILUSTRACIÓN 2-15: INTERROGACIÓN Y ADQUISICIÓN MEDIANTE PZT. REPRESENTACIÓN EFECTO PIEZOELÉCTRICO.....	15
ILUSTRACIÓN 2-16: MODULACIÓN SEÑAL EMPLEADA (200 KHZ) Y TRANSFORMADA DE FOURIER.....	16
ILUSTRACIÓN 2-17: EJEMPLO DE LAS CONDICIONES AMBIENTE Y OPERACIÓN DE UN AVIÓN.	17
ILUSTRACIÓN 2-18: ESQUEMA DEL EFECTO DE LA TEMPERATURA Y CARGA EN LA DETECCIÓN DE DAÑO.	18
ILUSTRACIÓN 2-19: ANÁLISIS NÚMERO DE ARTÍCULOS CIENTÍFICOS PUBLICADOS RELACIONADOS CON SHM Y EFECTO CONDICIONES AMBIENTE Y OPERACIÓN.	18
ILUSTRACIÓN 2-20: OBTENCIÓN DE LAS NUEVAS CURVAS DE VELOCIDAD DE FASE Y GRUPO PARA ALUMINIO PARA DIFERENTES ESTADOS DE CARGA. OBTENIDAS DE [22], [32]	20
ILUSTRACIÓN 3-1: DIMENSIONES PLACAS DE ESTUDIO	21
ILUSTRACIÓN 3-2: VELOCIDAD DE FASE Y DE GRUPO PARA ALUMINIO 2024 OBTENIDAS MEDIANTE DISPERSIÓN CALCULATOR [18].....	22
ILUSTRACIÓN 3-3: VELOCIDAD DE FASE Y DE GRUPO PARA LAMINADO MATERIAL COMPUESTO EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO DE PROPAGACIÓN OBTENIDAS MEDIANTE DISPERSIÓN CALCULATOR [18]	23
ILUSTRACIÓN 3-4: VELOCIDAD DE FASE Y DE GRUPO PARA LAMINADO MATERIAL COMPUESTO PARA ÁNGULO DE PROPAGACIÓN 0° OBTENIDAS MEDIANTE DISPERSIÓN CALCULATOR [18]	24
ILUSTRACIÓN 3-5: VELOCIDAD DE GRUPO EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO DE PROPAGACIÓN PARA LAMINADO MATERIAL COMPUESTO PARA 150 KHZ OBTENIDAS MEDIANTE DISPERSIÓN CALCULATOR [18]	25
ILUSTRACIÓN 3-6: CHASSIS NATIONAL INSTRUMENTS NI-PXIE-1073. EN ROJO NI PXIE-6356 Y EN VERDE LA MATRIZ DE CONMUTACIÓN PICKERING.....	26

ILUSTRACIÓN 3-7: DEMOSTRACIÓN CRITERIO DE NYQUIST PARA DIFERENTES TASAS DE MUESTREO (TM): A) $TM = F < 2F$, B) $TM = 2F$, C) $TM = 4F/3 < 2F$. OBTENIDA DE [40]	26
ILUSTRACIÓN 3-8: DEMOSTRACIÓN DE LA MEJORA DE DETALLE EN LA RECONSTRUCCIÓN DE LA SEÑAL AL AUMENTAR LA TASA DE MUESTREO POR ENCIMA DEL CRITERIO DE NYQUIST.	27
ILUSTRACIÓN 3-9: EQUIPOS DE CONTROL: A) AGILENT 34970A, B) TERMOPAR THERMOMETER 305P	27
ILUSTRACIÓN 3-10: IMÁGENES DE LOS ENSAYOS REALIZADOS: A) TRACCIÓN, B) TÉRMICO.....	29
ILUSTRACIÓN 3-11: CONFIGURACIÓN DE LOS SENSORES EN LAS PLACAS: A) CROQUIS DE LA POSICIÓN DE LOS SENSORES; B) FOTO DE LOS SENSORES SOBRE LAS PLACAS DE ENSAYO.	30
ILUSTRACIÓN 3-12: REDUCCIÓN DE REBOTES MEDIANTE PASTA DE VACÍO	32
ILUSTRACIÓN 3-13: DRON LIBIS. MODELO CONSTRUIDO Y RÉPLICA DEL EXTRADÓS CON LOS SENSORES.	33
ILUSTRACIÓN 3-14: CROQUIS PLACA 2D CON LA CONFIGURACIÓN DE SENSORES.....	34
ILUSTRACIÓN 4-1: VELOCIDADES DE GRUPO DE LAS PLACAS DE ALUMINIO Y MATERIAL COMPUESTO PARA 50 KHZ, 100 KHZ Y 150 KHZ.....	35
ILUSTRACIÓN 4-2: EJEMPLO SEÑALES RECIBIDAS A LA FRECUENCIA DE TRABAJO: IZQUIERDA: PLACA ALUMINIO A 100 KHZ SENSOR 2->3 (310 MM) DERECHA: PLACA MATERIAL COMPUESTO A 50 KHZ SENSOR 1->2 (155 MM)	36
ILUSTRACIÓN 4-3: RESULTADOS ENSAYO TÉRMICO PLACA ALUMINIO A 100 KHZ SENSOR 2 -> 1 (155 MM).	37
ILUSTRACIÓN 4-4: RESULTADOS ENSAYO TÉRMICO PLACA ALUMINIO A 100 KHZ SENSOR 2 -> 3 (310 MM).	38
ILUSTRACIÓN 4-5: TRANSFORMADA DE WAVELET. PLACA ALUMINIO 100 KHZ SENSOR 2->1	39
ILUSTRACIÓN 4-6: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TÉRMICO EN LA PLACA ALUMINIO A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3.....	39
ILUSTRACIÓN 4-7: VARIACIÓN AMPLITUD DE LA SEÑAL POR EFECTO TÉRMICO EN LA PLACA ALUMINIO A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3	40
ILUSTRACIÓN 4-8: RESULTADOS ENSAYO TÉRMICO PLACA COMPUESTO A 50 KHZ SENSOR 2 -> 1 (155 MM).	41
ILUSTRACIÓN 4-9: RESULTADOS ENSAYO TÉRMICO PLACA COMPUESTO A 50 KHZ SENSOR 2 -> 3 (310 MM).	42
ILUSTRACIÓN 4-10: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TÉRMICO EN LA PLACA COMPUESTO A 50 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3	43
ILUSTRACIÓN 4-11: VARIACIÓN AMPLITUD DE LA SEÑAL POR EFECTO TÉRMICO EN LA PLACA COMPUESTO A 50 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3	43
ILUSTRACIÓN 4-12: RESULTADOS ENSAYO TRACCIÓN PLACA ALUMINIO A 100 KHZ SENSOR 2 -> 1 (155 MM).	44
ILUSTRACIÓN 4-13: RESULTADOS ENSAYO TRACCIÓN PLACA ALUMINIO A 100 KHZ SENSOR 2 -> 3 (310 MM).	45
ILUSTRACIÓN 4-14: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TRACCIÓN EN LA PLACA ALUMINIO A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3.....	46
ILUSTRACIÓN 4-15: VARIACIÓN AMPLITUD DE LA SEÑAL POR EFECTO TRACCIÓN EN LA PLACA ALUMINIO A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3	46
ILUSTRACIÓN 4-16: RESULTADOS ENSAYO TRACCIÓN PLACA COMPUESTO A 50 KHZ SENSOR 2 -> 1 (155 MM).	47

ILUSTRACIÓN 4-17: RESULTADOS ENSAYO TRACCIÓN PLACA COMPUESTO A 50 KHZ SENSOR 2 -> 3 (310 MM).	48
ILUSTRACIÓN 4-18: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TRACCIÓN EN LA PLACA COMPUESTO A 50 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3	49
ILUSTRACIÓN 4-19: VARIACIÓN AMPLITUD DE LA SEÑAL POR EFECTO TRACCIÓN EN LA PLACA COMPUESTO A 50 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3	49
ILUSTRACIÓN 4-20: DISPOSICIÓN SENSORES EXTRADÓS LIBIS.	50
ILUSTRACIÓN 4-21: SEÑALES RECIBIDAS SENSORES 1->2 Y 1->3 DEL LIBIS.	50
ILUSTRACIÓN 4-22: DETALLE SEÑALES RECIBIDAS SENSORES 1->2 Y 1->3 DEL LIBIS.	51
ILUSTRACIÓN 4-23: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TEMPERATURA EN EL LIBIS A 50 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 1->2. DERECHA: SENSOR 1->3.....	52
ILUSTRACIÓN 4-24: VARIACIÓN AMPLITUD DE LA SEÑAL POR EFECTO TEMPERATURA EN EL LIBIS A 50 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR 2->1. DERECHA: SENSOR 2->3.....	52
ILUSTRACIÓN 4-25: EJEMPLO SEÑAL RECIBIDA PLACA BIAXIAL.....	53
ILUSTRACIÓN 4-26: RESULTADOS ENSAYO TÉRMICO PLACA BIAXIAL A 100 KHZ: ARRIBA: SENSOR VERTICAL. ABAJO: SENSOR HORIZONTAL.....	54
ILUSTRACIÓN 4-27: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TEMPERATURA EN LA PLACA BIAXIAL A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR VERTICAL. DERECHA: SENSOR HORIZONTAL	55
ILUSTRACIÓN 4-28: VARIACIÓN AMPLITUD DE LA SEÑAL POR EFECTO TEMPERATURA EN LA PLACA BIAXIAL A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR VERTICAL. DERECHA: SENSOR HORIZONTAL	55
ILUSTRACIÓN 4-29: RESULTADOS ENSAYO TRACCIÓN PLACA BIAXIAL A 100 KHZ: ARRIBA: SENSOR VERTICAL. ABAJO: SENSOR HORIZONTAL.....	56
ILUSTRACIÓN 4-30: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TRACCIÓN EN LA PLACA BIAXIAL A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR VERTICAL. DERECHA: SENSOR HORIZONTAL	57
ILUSTRACIÓN 4-31: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA DE LA SEÑAL POR EFECTO TRACCIÓN EN LA PLACA BIAXIAL A 100 KHZ. IZQUIERDA: SENSOR VERTICAL. DERECHA: SENSOR HORIZONTAL	57
ILUSTRACIÓN 4-32: RESULTADOS ENSAYO COMBINADO PLACA BIAXIAL A 100 KHZ SENSOR VERTICAL	58
ILUSTRACIÓN 4-33: VARIACIÓN PARÁMETROS DE LA SEÑAL POR EFECTO COMBINADO EN LA PLACA BIAXIAL A 100 KHZ. SENSOR VERTICAL IZQUIERDA: VARIACIÓN TIEMPO LLEGADA. DERECHA: VARIACIÓN AMPLITUD SEÑAL.	59
ILUSTRACIÓN 7-1: ESQUEMA SOFTWARE CHASSIS NI PXIE-1073 DESARROLLADO EN EL DEPARTAMENTO DE MATERIALES Y PRODUCCIÓN AEROESPACIAL DE LA ETSI AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO.	66
ILUSTRACIÓN 7-2: PESTAÑA EDICIÓN/CREACION DE MATERIALES. SOFTWARE DISPERSION CALCULATOR [18]	68
ILUSTRACIÓN 7-3: VISTA PESTAÑA OBTENCIÓN CURVAS DE DISPERSIÓN MATERIALES ISÓTROPAS. SOFTWARE DISPERSION CALCULATOR [18].....	69
ILUSTRACIÓN 7-4: VISTA PESTAÑA OBTENCIÓN CURVAS DE DISPERSIÓN MATERIALES ANISÓTROPAS. SOFTWARE DISPERSION CALCULATOR [18].....	69

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 2-1: CLASIFICACIÓN TÉCNICAS DE SHM. OBTENIDO DE [3]	6
TABLA 3-1: PROPIEDADES MECÁNICAS ALUMINIO 2024 T351	21
TABLA 3-2: PROPIEDADES MECÁNICAS DEL LAMINADO DE 10 CAPAS DE AS4/8552-UD	23
TABLA 3-3: CONDICIONES DE ENSAYO: A TRACCIÓN Y TÉRMICO	28
TABLA 4-1: CONDICIONES ENSAYO TÉRMICO	37
TABLA 4-2: CONDICIONES ENSAYO TRACCIÓN	44

RESUMEN

La necesidad de tener sistemas robustos y fiables para detectar el daño en estructuras aeronáuticas obligan a conocer con detalle el comportamiento de estos sistemas para su validación. Por ello el impacto de las condiciones ambiente y de operación en los sistemas SHM es uno de los actuales retos de la industria para la implementación de estas tecnologías.

En este trabajo se presenta el procedimiento seguido para el diseño del experimento y el uso de equipos de medición especializados para generar y recibir ondas de Lamb. Se analizan dos especímenes (Aluminio y Material Compuesto) para caracterizar el comportamiento de las ondas de Lamb para diferentes estados de carga y temperatura. Finalmente se comparan los resultados con los obtenidos en piezas de geometría más compleja para cotejar los resultados.

Palabras clave: Monitorización estructural (SHM), Ondas de Lamb, Condiciones Ambiente y de Operación, Materiales Compuestos, Aeronáutica.

ABSTRACT

The need for robust and reliable systems to detect damage in aerospace structures requires a detailed understanding of their behavior for validation purposes. Therefore, the impact of environmental and operational conditions on SHM systems is one of the current challenges facing the industry in the implementation of these technologies.

This work presents the procedure followed for the design of the experiment and the use of specialized measurement equipment to generate and receive Lamb waves. Two specimens (Aluminum and Composite Material) are analyzed to characterize the behavior of Lamb waves under different load and temperature conditions. Finally, the results are compared with those obtained from more complex geometry parts to cross-verify the findings.

Key words: Structural Health Monitoring, Lamb Waves, Environmental and Operational Conditions, Composite Materials & Aeronautics.

1 INTRODUCCIÓN

La monitorización estructural se ha convertido en una herramienta fundamental para el mantenimiento de estructuras críticas en el sector aeronáutico.

Su desarrollo ha sido exponencial en los últimos 30 años a partir de la aparición de ordenadores portátiles con capacidad de computación suficiente para permitir el procesamiento de grandes volúmenes de datos. Existen múltiples técnicas de monitorización entre las que destaca el uso de Ondas de Lamb para la detección de daño gracias a su capacidad de ofrecer una amplia cobertura con número reducido de sensores.

No obstante, la implementación efectiva de las técnicas de monitorización presenta múltiples desafíos. La complejidad de las estructuras, que incluyen refuerzos y rigidizadores, provoca que las señales generadas sufran alteraciones o rebotes dificultando su interpretación. Otro efecto determinante es el de las condiciones ambiente y de operación que influyen significativamente en la propagación alterando la señal de trabajo.

Se vuelve imprescindible conocer el comportamiento de las ondas bajo diferentes condiciones para garantizar que el proceso de detección de daño no provoque falsos positivos, obligando a parar el avión cuando no es necesario, o falsos negativos y se deteriore la estructura más de lo deseado.

Este trabajo fin de máster se centra en la caracterización de los efectos térmicos y mecánicos sobre las ondas de Lamb en estructuras aeronáutica. Se pretende caracterizar los efectos a través de especímenes tanto de material metálico como de compuesto, que incrementen gradualmente su complejidad.

El carácter multidisciplinar de este estudio no solo involucra el análisis estructural, sino también la medición y análisis de las señales de las ondas de Lamb. A través de este enfoque se espera contribuir a la investigación y mejora de los sistemas SHM en el sector aeronáutico.

1.1 OBJETIVOS Y ALCANCE DEL PROYECTO

Los objetivos del presente trabajo son:

- Estudiar cómo afectan las variaciones de temperatura a la propagación de las ondas de Lamb en materiales metálicos y compuestos.
- Analizar el efecto de diferentes estados de carga en las señales de las ondas de Lamb en materiales metálicos y compuestos.
- Determinar matemáticamente posibles relaciones existentes entre la temperatura y la carga con las alteraciones generadas en la señal.
- Analizar el impacto de las condiciones ambiente y de operación en piezas metálicas y de compuesto de geometría más compleja y comparar los resultados con los obtenidos en las probetas estudiadas.

2 ESTADO DEL ARTE

2.1 STRUCTURAL HEALTH MONITORING

La monitorización de la integridad estructural o Structural Health Monitoring (SHM) se trata de una tecnología emergente multidisciplinaria, centrada en la evaluación continua de estructuras mediante una combinación de sensores embebidos que permitan medir sus parámetros físicos para evaluar su estado.

Bajo esta definición, y la de otros autores como la recogida en el estándar SAE [1], se engloban tres elementos clave relativos del SHM [2]:

- Existencia de una red de sensores permanentes en la estructura; necesarios para automatizar las inspecciones y diferenciándolo de los ensayos no destructivos (NDT).
- Capacidad de procesamiento “on board”. El gran volumen de información generada por la amplia red sensores implican una necesidad de equipos de alto rendimiento.
- Algoritmos desarrollados para el tratamiento y comparación de los datos adquiridos por los sensores con los datos obtenidos de la estructura sana para determinar posibles alteraciones.

De forma esquemática, se puede representar un sistema SHM como un sistema realimentado (Ilustración 2-1) en el que, a partir de la información obtenida por los sensores, éste provee información acerca del estado de la estructura al operador para que pueda tomar acciones correctivas.



Ilustración 2-1: Esquema SHM

Relativo al estado de la estructura, para que el sistema pueda determinar su estado hace falta diferenciar entre el concepto de que es una estructura “sana” y el de que es una estructura “dañada”.

Estado del Arte

El daño no es una magnitud física por lo que no se puede medir directamente. Sin embargo, la presencia de daño y su crecimiento se puede detectar y cuantificar por la variación en otras propiedades físicas. Por tanto, el daño se puede definir como el cambio local de propiedades o condiciones de contorno que afectan negativamente el comportamiento de la estructura [3].

La propia definición determina que para valorar si hay algún cambio en la estructura, se deben comparar dos estados consecutivos de ésta (Ilustración 2-2). Si durante la inspección se observa que la señal ha cambiado respecto de la señal base “sana”, eso implica que la estructura ha sufrido alguna alteración.

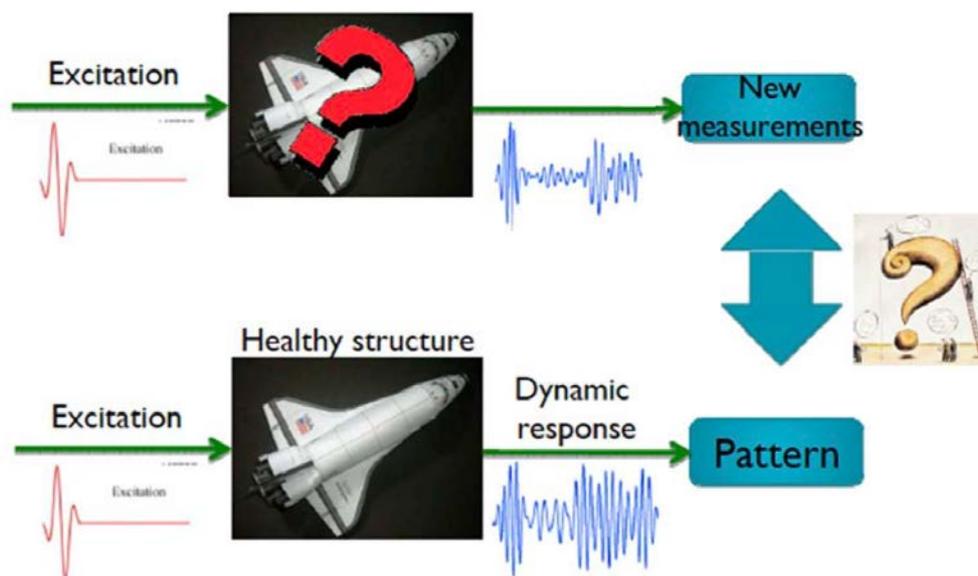


Ilustración 2-2: Comparación conceptual de dos estados estructura.

La monitorización continua de la estructura (Structural Usage Monitoring, SUM) permite entonces al usuario medir y detectar las diferencias entre señales, las cuales se pueden traducir para evaluar por el usuario la necesidad de intervenir.

El proceso de determinación de daño en una estructura a través del SHM se puede definir en 5 niveles de actuación ([4] y [5]) de complejidad creciente :

- Nivel 1: Detección de la presencia de un daño
- Nivel 2: Localización de la presencia de un daño
- Nivel 3: Cuantificación y determinación del tipo daño
- Nivel 4: Tiempo restante de vida en servicio (Prognosis)
- Nivel 5: Auto reparación

Estado del Arte

Esta clasificación representa el nivel de conocimiento que se tiene del estado del daño. Los escalones superiores requieren de la información de los inferiores; para cuantificar el tiempo restante de vida en servicio primero es necesario detectarlo, localizarlo y cuantificarlo. Los niveles 1 a 3 se suelen denominar Diagnóstico y generalmente se suelen llevar a cabo mediante sensores. Para la Prognosis en cambio se requiere de modelos y simulaciones que junto con una estimación de los niveles de carga futuros permitan predecir el deterioro de la estructura.

La aplicación del SHM es algo extendido en diferentes sectores con múltiples aplicaciones. Ejemplo de ello es el sector civil [6] con la monitorización de rascacielos (Burj Khalifa [7]), de monumentos (Torre de Pisa [8]), de laboratorios científicos (CERN [9]); el sector energético con las centrales nucleares [10]; o el sector aeroespacial con la monitorización por parte de la NASA de la ISS [11]. Cada una cuenta con sistemas SHM adaptados a sus características, pero con un objetivo común, conocer el estado de la estructura en todo momento.

2.1.1 TÉCNICAS SHM

Las técnicas de SHM se pueden clasificar acorde a diferentes criterios:

- Monitorización Global o Local: La monitorización local hace referencia a cuando el área de inspección está restringida a la zona bajo el sensor (Ejemplos: Método de Impedancia Electromagnética); en la monitorización global el área de inspección es toda la estructura (Ejemplos: Análisis Modal y Ondas de Lamb, aunque estas últimas requieren de una red de sensores) .
- Física de medición: Esta clasificación ordena los diferentes tipos de sensor disponibles para la física de cada técnica (Ilustración 2-3). Otro tipo de clasificación es la basada en el tipo de sensores en la que se ordenan las físicas que se pueden aplicar con cada uno.
- Tipo de Monitorización: Se centra en clasificar a los sensores acorde a si necesitan perturbar la estructura para medir (sensores activos) o miden la respuesta en operación (sensores pasivos).

Dentro de las diferentes técnicas hay algunas que destacan por su relevancia y versatilidad. El uso de Ondas Guiadas (idealmente conocidas como Ondas de Lamb) ocupa los primeros puestos de publicación dentro de las diferentes técnicas de SHM; le acompañan técnicas basadas en vibraciones (Análisis Modal) y el uso de sensores de Fibra Óptica [12].

Physical Principle	Techniques	Main Sensor Type	Range
Continuous Mechanics	Vibration methods	Accelerometers	Global local
	Strain-based methods	Fiber optic sensors	Mid-range
Elastic waves	Guided waves	PZT	Mid-range (m)
	Acoustic emission	PZT, AE probes	Mid-range (m)
	Phased arrays	PZT	Mid-range (m)
Fluid dynamics	Comparative vacuum monitoring (CVM)	Patch with microchannels	Local
	Electromechanical impedance (EMI)	PZT	Local
Electricity and magnetism	Electrical impedance tomography	CNT-doped resins	Local
	Eddy currents	Eddy probes	Local

Ilustración 2-3: Clasificación técnicas SHM. Obtenido de [2]

A continuación, se presenta una clasificación (Tabla 2-1) de varias técnicas de SHM mostrando las ventajas, limitaciones y potencial de cada una:

Técnicas SHM	Ventajas	Limitaciones	Potencial
Ondas de Lamb	Montaje en superficie Económicos Buena cobertura	Resultados complejos Alta tasa de muestreo Inspección lineal	Alta Intensidad Capacidad de triangulación Diferenciación de daño
Análisis Modal	Colocación sobre la superficie Económicos Buena cobertura	Resultados complejos Alta tasa de muestreo Resultados globales	Baja intensidad Estructuras complejas Múltiples tipos de sensores
Galgas Extensiométricas	Embebidos Simple de operar Baja tasa de muestreo	Costoso Información limitada	Baja Intensidad Resultados localizados
Fibra Óptica	Embebidos Maleables Resultados simples	Costoso Alta tasa de muestreo Menor precisión	Requiere láser Resultados localizados

Tabla 2-1: Clasificación Técnicas de SHM. Obtenido de [3]

2.1.2 APLICACIÓN DEL SHM AL SECTOR AERONÁUTICO

La seguridad en vuelo es el principal criterio para el diseño de estructuras aeronáuticas, sobre todo en la aviación comercial, aunque la seguridad total es imposible de alcanzar. Por ese motivo el SHM lleva aplicándose desde principios del siglo XX, aunque su auge fue a partir de los 80 cuando empezaron a aparecer los ordenadores portátiles, esenciales en el procesamiento de señales (Ilustración 2-4).

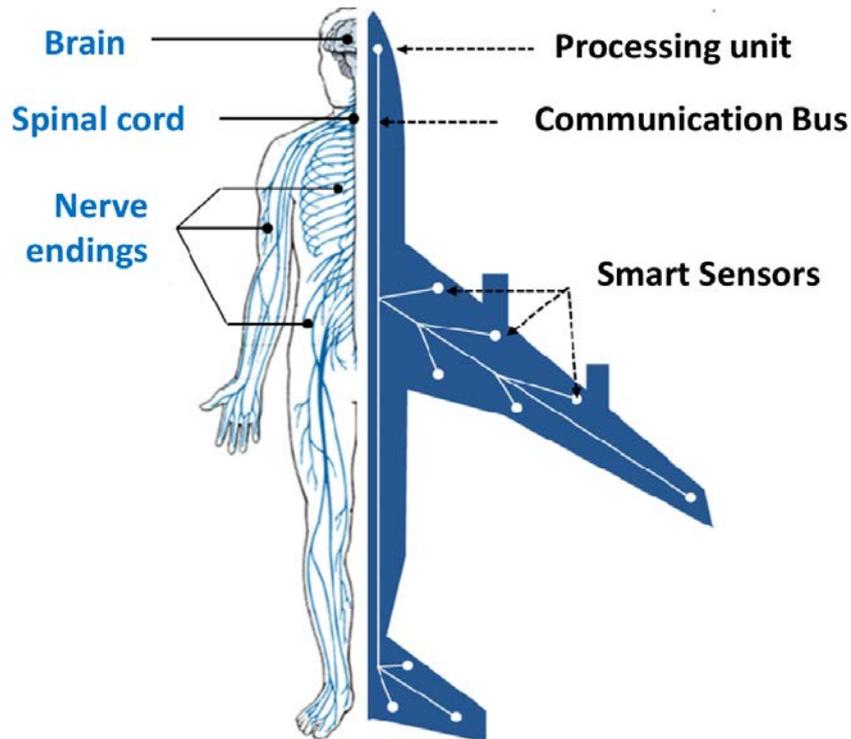


Ilustración 2-4: Simil estructura sistema SHM con el sistema nervioso humano.

El envejecimiento de las estructuras con el tiempo es un factor clave para la seguridad operacional de la aeronave. La reducción de gasto en compra de aeronaves ha hecho que la vida operacional se haya vuelto un parámetro clave en los productos. Un ejemplo de ello es el B52 que se prevé sigan en servicio hasta 2040, teniendo una vida en servicio de casi 100 años.

Afortunadamente, no todas las estructuras son iguales y se diferencian entre primaria y secundaria en función de si un fallo puede provocar un fallo global. Dentro de los criterios de diseño está el de "Tolerancia al daño", que implica que cualquier defecto inferior a un valor crítico, pero lo suficiente grande para ser detectado, no tendrá consecuencias críticas. Para garantizar la seguridad, se vuelve vital establecer inspecciones periódicas que comprueben y aseguren su tamaño.

Estado del Arte

El uso del SHM no pone en riesgo la seguridad del vehículo, sino aportar soluciones al mantenimiento y a la reducción de costes [13]. Los fines máximos del SHM en el sector aeronáutico son:

- La optimización del diseño estructural
- La reducción del tiempo y el coste de inspecciones no programadas a causa del envejecimiento (Ilustración 2-5)
- Cambiar la filosofía del mantenimiento convencional por uno basado en la condición en tiempo real de la estructura (Condition Based Maintenance CBM)

El CBM permite controlar los elementos críticos en todo momento y no solo durante los mantenimientos. Además, permite monitorizar e identificar daños accidentales o no previstos en las inspecciones. Con toda la información obtenida, la oficina de diseño puede realimentar el proceso y mejorar las estructuras de futuros aviones.

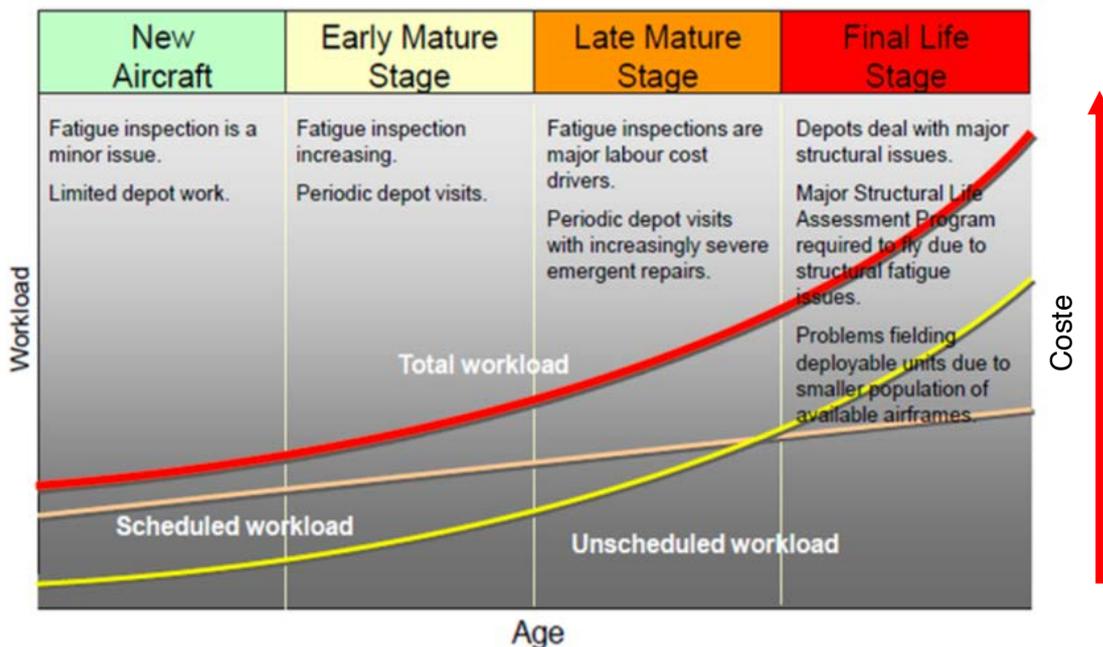
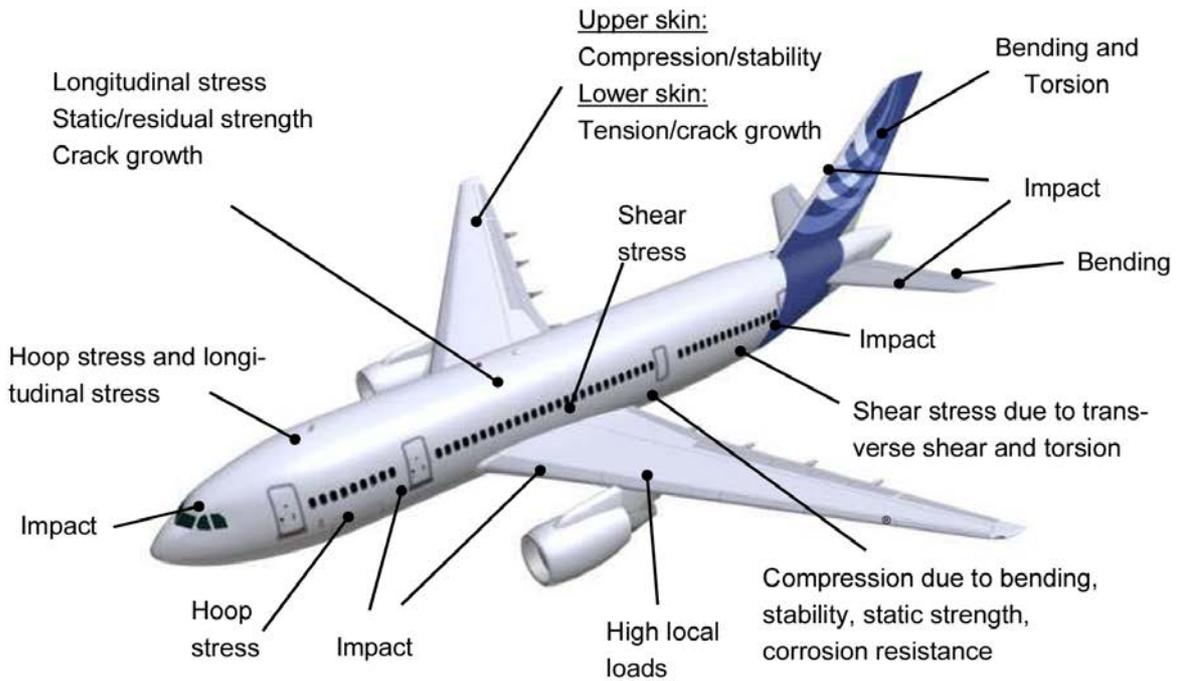


Ilustración 2-5: Evolución de las tareas de mantenimiento con el tiempo de vida de un avión.

2.1.2.1 CONDICIONES OPERACIÓN Y CARGAS

Es necesario conocer cuál es la envolvente de operación de un avión y las cargas a las que se encuentra sometido (Ilustración 2-6). La concentración de cargas y los gradientes de temperatura y presión afectan enormemente a la estructura del avión fomentando la nucleación y crecimiento de grietas.

Estado del Arte



Typical FL: 33000 feet (10058 meters) Temperature: -55°C

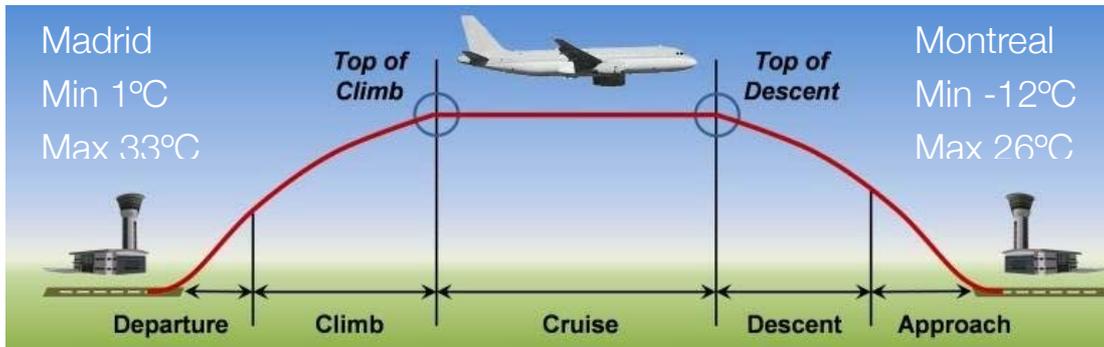


Ilustración 2-6: Ejemplo cargas y condiciones ambiente de un avión durante su vida útil.

Hay otras situaciones en las que las grietas también se generan por otro tipo de cargas que se producen durante el servicio de forma fortuita produciendo daños (Ilustración 2-7) visibles que requieren de intervención o que son detectados durante el mantenimiento.

Sin embargo, hay situaciones en las que se generan grietas por fatiga, corrosión o fluencia en regiones de difícil inspección y pueden ser pasadas por alto produciendo fallos críticos (Ilustración 2-8) por culpa de un error humano durante el de mantenimiento. El SHM minimiza los errores humanos gracias a la monitorización continua y a la automatización del proceso de inspección.



Ilustración 2-7: Daños fortuitos en una aeronave.

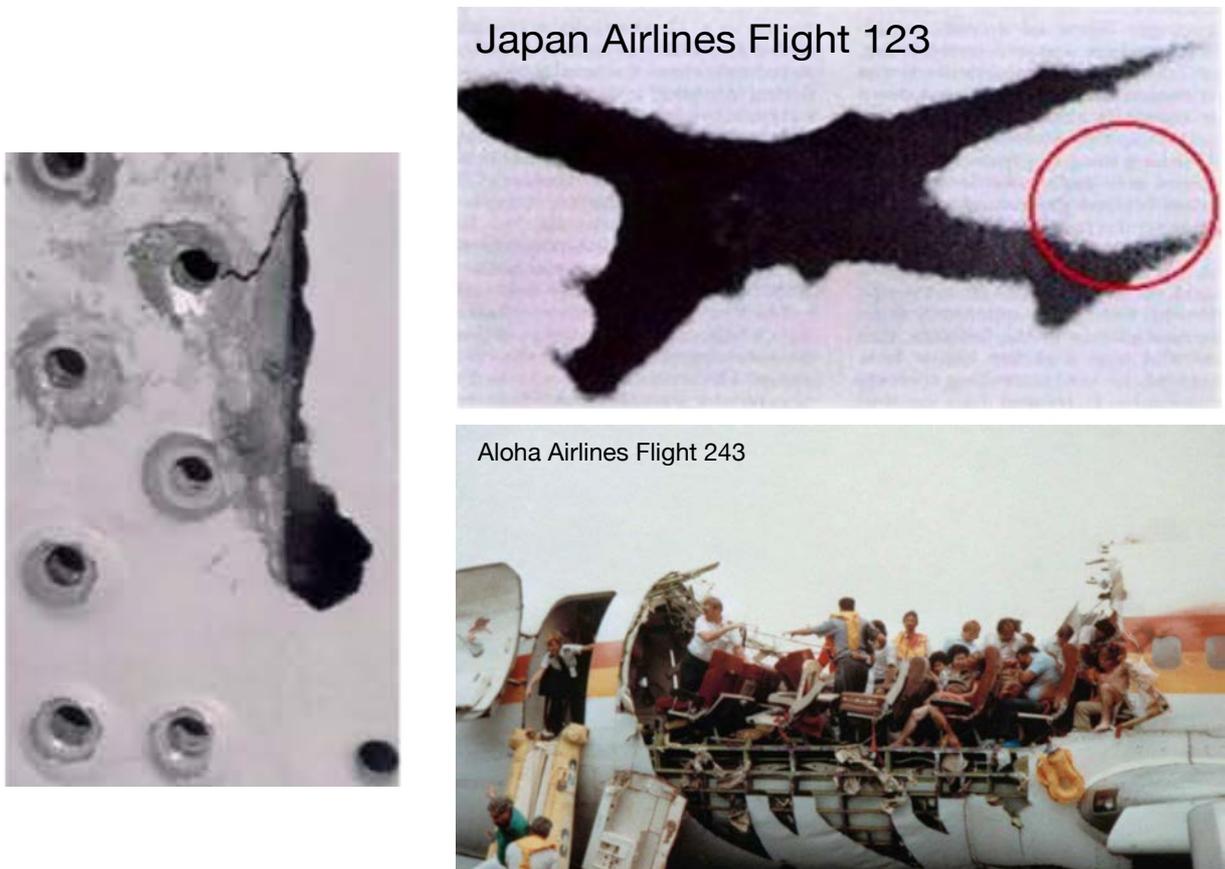


Ilustración 2-8: Daños críticos en aeronaves por mal mantenimiento.

2.2 ONDAS DE LAMB

Este Trabajo Fin de Máster se va a centrar en el uso de las Ondas de Lamb u Ondas Guiadas mediante sensores piezoeléctricos para analizar su comportamiento como se verá más adelante.

Una onda es la propagación de una perturbación generada en un medio que se transmite a través del espacio transportando energía . Las ondas por encima de 20 kHz se denominan ultrasónicas y tienen la propiedad de rebotar contra las superficies de los sólidos recorriendo largas distancias. Dentro de los ultrasonidos existen las ondas guiadas (Ilustración 2-9) que se subdividen en:

- Ondas de Rayleigh: aparecen en sólidos semi infinitos con una superficie libre. Si la polarización es vertical son ondas de Rayleigh, si es horizontal se denominan Ondas de Love.
- Ondas de Stonely: aparecen entre dos sólidos diferentes en contacto.
- Ondas de Lamb: aparecen en sólidos de espesor delgado. Más concretamente, las Ondas de Lamb son ondas de deformación plana en placas libres con tensiones nulas en ambas caras de la placa.

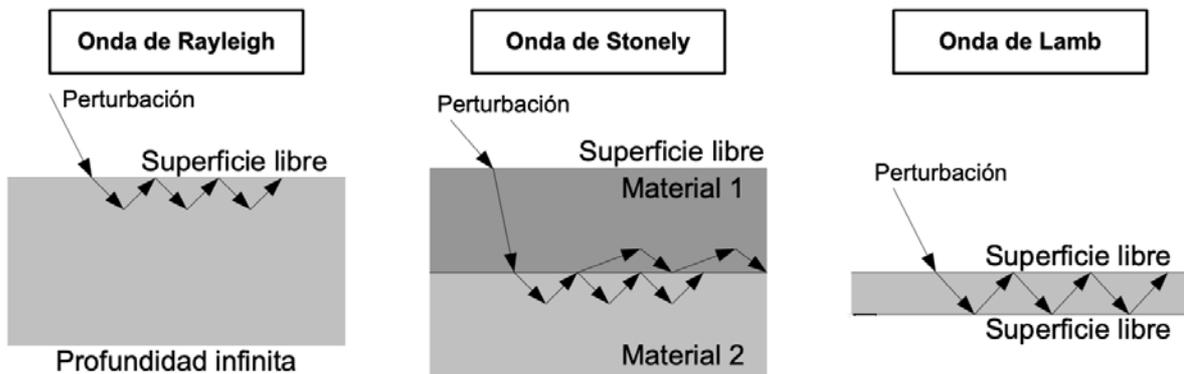


Ilustración 2-9: Tipos de Ondas Guiadas.

Dada la naturaleza de estructuras típicas aeronáuticas de pequeño espesor de interés para monitorizar, como el fuselaje [14] o estructuras de material compuesto [15], las Ondas de Lamb son las de mayor interés.

Para conocer el comportamiento de las Ondas de Lamb es necesario resolver el problema de una placa plana libre. Se puede encontrar el desarrollo realizado por H.Lamb en 1917 para obtener la solución en [16].

Estado del Arte

Uno de los aspectos más relevantes de su desarrollo es que determinó la existencia de dos modos de transmisión (Ilustración 2-10) de las ondas en placas planas dependiendo del movimiento de las partículas durante la propagación: el modo simétrico (ondas de presión) y el antisimétrico (ondas de flexión verticales).

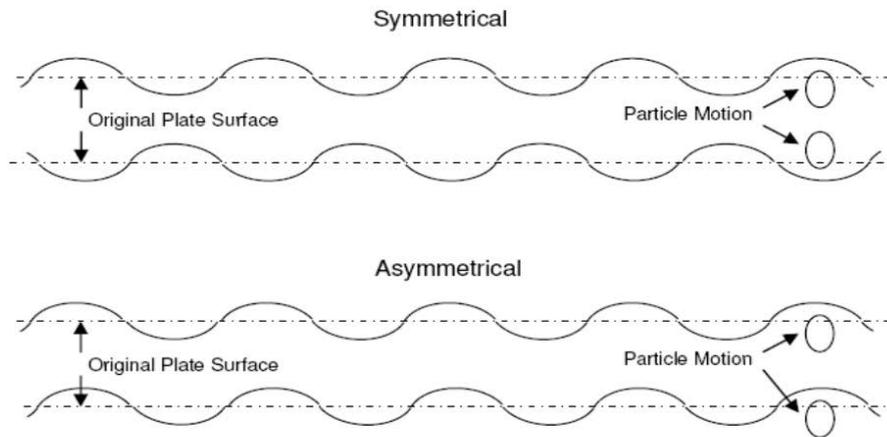


Ilustración 2-10: Modos de propagación de las Ondas de Lamb.

Lamb obtuvo las curvas de velocidad de propagación de fase y de grupo (Ilustración 2-11) para este tipo de ondas. En la Ilustración 2-12 se pueden ver las curvas para una placa de Aluminio Isotrópico de los modos de Simétrico y Antisimétrico. Las velocidades son función de la frecuencia x espesor; para hacer más clara la lectura de las gráficas para los especímenes de estudio, se representarán las curvas para el espesor de éstos directamente.

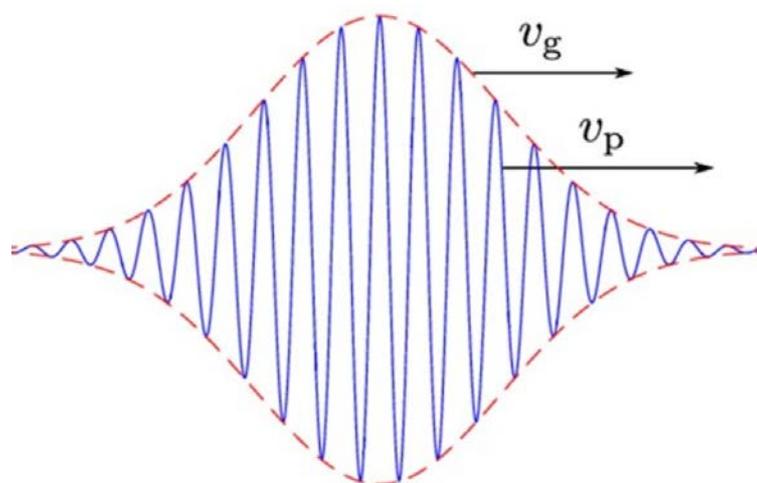


Ilustración 2-11: Representación Velocidad de fase y de grupo de una onda

Estado del Arte

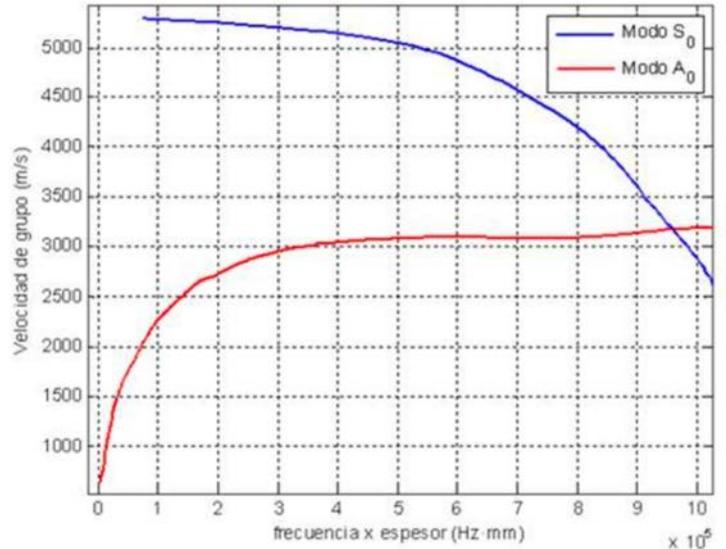
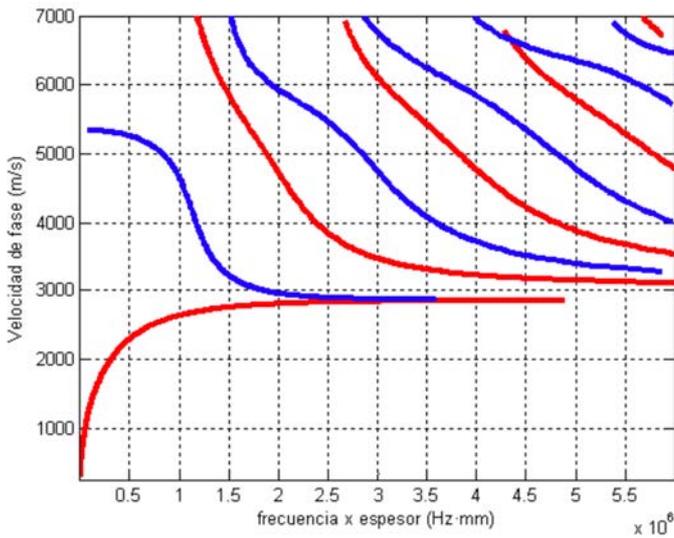


Ilustración 2-12: Gráficas de las Velocidades de Fase y las de Grupo para Aluminio Isotrópico.

El rango de frecuencias de mayor interés para las aplicaciones de las Ondas de Lamb en SHM se encuentra entre los 20 kHz y 1 MHz. En esta región al excitar la placa, únicamente existirán dos modos de propagación correspondientes a:

- El modo S₀ (Primer Modo Simétrico) corresponde con la solución de la onda de presión y es el más rápido.
- El modo A₀ (Primer Modo Antisimétrico) corresponde con la solución de la onda de flexión y es más lento.

Las curvas de velocidad presentan un carácter dispersivo (Ilustración 2-13) como se observa en las curvas de velocidad; en función de la frecuencia empleada, la velocidad se mantiene o no constante. Para el rango de interés, el modo S₀ presenta un comportamiento menos dispersivo hasta alcanzar 1 MHz mientras que el modo A₀ va aumentando la velocidad hasta volverse constante.

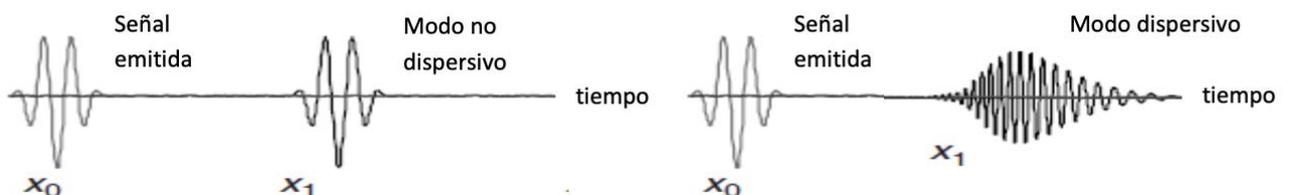


Ilustración 2-13: Ejemplo señal en un medio Dispersivo y en un medio No Dispersivo

2.2.1.1 ONDAS DE LAMB EN MATERIALES COMPUESTOS (ANISÓTROPAS)

El desarrollo realizado por Lamb estaba centrado en materiales isótropos lo cual permite obtener una solución de ondas para la placa plana de forma sencilla. En el caso de los materiales compuestos, al estar formados por varias capas, presenta un comportamiento anisótropo.

Obtener por tanto las curvas deja de ser tan trivial y requiere en la mayoría de sus casos de herramientas informáticas específicas para obtener el comportamiento de las curvas de velocidad. Así mismo, estas variarán con el ángulo de propagación de las ondas por lo que obtendremos diferentes velocidades.

Actualmente existen diferentes softwares para conocer el comportamiento de las Ondas de Lamb en diferentes materiales. Una de ellas es el software DISPERSE [17] desarrollado por el Imperial College de London; ofrece una versión gratuita con unos pocos materiales para demostrar su funcionamiento. No obstante, ninguno es el Aluminio ni el Material Compuesto.

Afortunadamente, en 2018 Armin Huber del German Aerospace Center presentó el software Dispersion Calculator [18]. Un software Open Source que busca dar solución a materiales isótropos y anisótropos. Basado en Matlab y con una interfaz amigable te permite obtener las curvas de dispersión para distintos materiales e incluso definir los tuyos propios. Se usará este software para obtener las curvas de los especímenes de ensayo.

2.2.2 SENSORES/ACTUADORES PZT

Una vez explicada la física de las Ondas de Lamb que vamos a emplear como técnica de detección de daño, hay que especificar cual va a ser el sensor que vamos a emplear y su funcionamiento.

En este trabajo, se ha optado por emplear sensores piezoeléctricos de tipo PZT. La configuración que vamos a emplear se denomina Pitch-Catch (funcionamiento activo) que consiste en emplear como mínimos dos sensores para generar y recibir señales y evaluar la diferencia entre las señales (Ilustración 2-14).

Para generar las Ondas de Lamb (Ilustración 2-15), los piezoeléctricos se adhieren a la superficie de la placa y, mediante el efecto piezoeléctrico, al aplicarles una diferencia de voltaje de forma controlada se produce una deformación que perturba la placa y genera la onda. Cuando la onda alcanza a los piezoeléctricos ocurre el proceso inverso, la deformación se transforma en una diferencia de voltaje obteniéndose una señal.

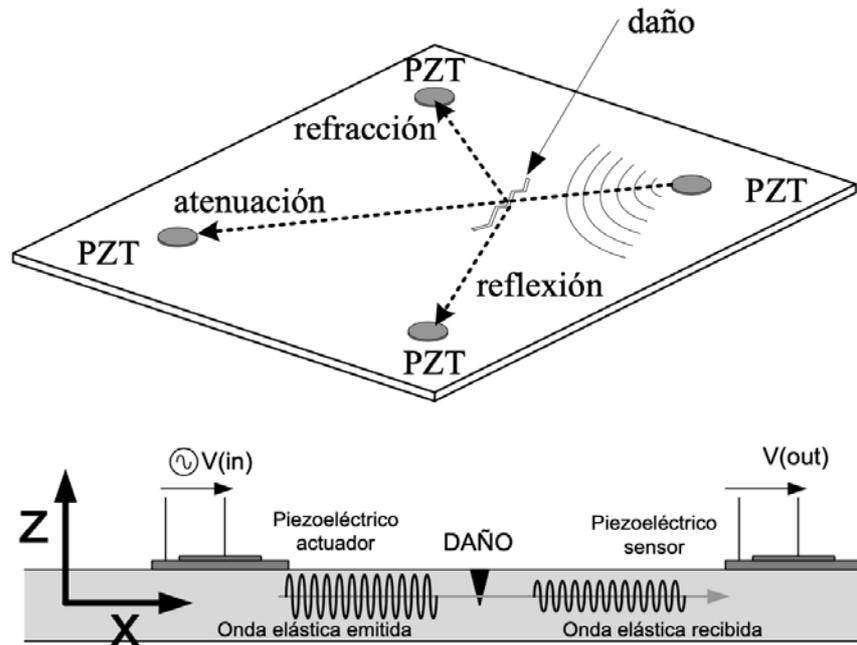


Ilustración 2-14: Funcionamiento de uso de PZT para detectar daño mediante Ondas de Lamb. Extraído de [24]

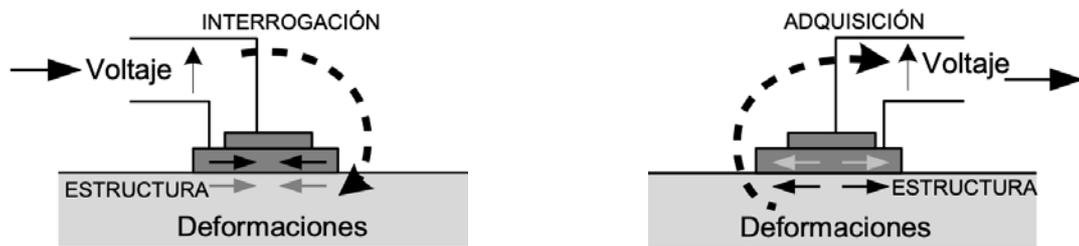


Ilustración 2-15: Interrogación y adquisición mediante PZT. Representación efecto piezoeléctrico.

La onda generada por el PZT recorre la estructura e interactúa con los defectos presentes en ella modificándose. Los cambios que suelen producirse son: atenuaciones, retrasos, reflexiones y refracciones. Una vez llega la señal al PZT se compara con una situación de referencia previa y se analizan los posibles cambios determinando, si algo ha cambiado, la presencia de daño.

Es importante prestar atención al tipo de onda que se propaga y a como se transmite ésta a través de las superficies. Para ello se define con especial atención la señal empleada (Ilustración 2-16) que queda determinada por los siguientes parámetros:

- Frecuencia de interrogación principal f_0
- Amplitud de interrogación de la señal V_0
- Número de periodos o picos de la señal Burst

Estado del Arte

Posteriormente, una vez obtenida la señal, se aplica una ventana de modulación de tipo Hanning que adecua la amplitud de la señal.

La frecuencia de la señal queda marcada por la frecuencia de la onda de interrogación principal. Este tipo de señal presenta una ventaja que es su ancho de banda controlado permitiendo trabajar en un rango de frecuencias controlado. Esto afecta sustancialmente a la hora de obtener las velocidades de propagación de las ondas ya que, en las regiones dispersivas, la onda presentará un gradiente de velocidades de propagación.

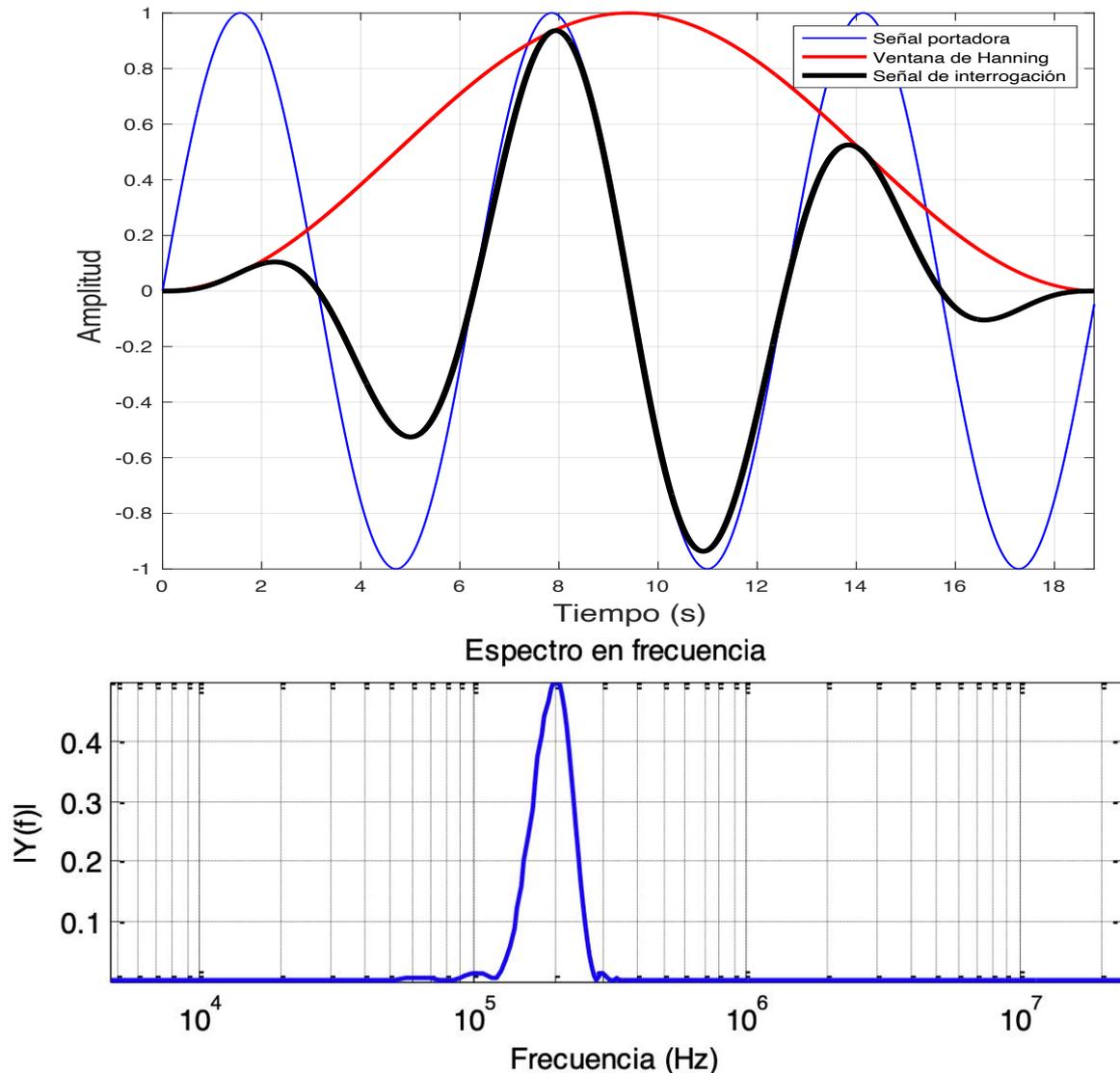


Ilustración 2-16: Modulación señal empleada (200 kHz) y transformada de Fourier.

2.2.3 EFECTO DE LA TEMPERATURA Y CARGA EN LAS ONDAS DE LAMB

Una vez conocida la teoría de propagación de ondas en estructuras delgadas y el proceso de generación y recepción de las ondas mediante piezoeléctricos, es preciso atender el efecto que sufren las ondas de Lamb ante diferentes condiciones ambiente y de operación.

Las estructuras aeronáuticas se ven altamente influenciadas por el entorno sufriendo altos gradientes de temperatura (desde + 54°C hasta -50°C) y amplios ciclos de presurización (Ilustración 2-17), lo que afecta a las propiedades geométricas y del material modificando el medio de propagación. Esto también afecta a los sensores empleados que, aunque estén diseñados para trabajar en amplios rangos, pueden alterar la física del sensor.

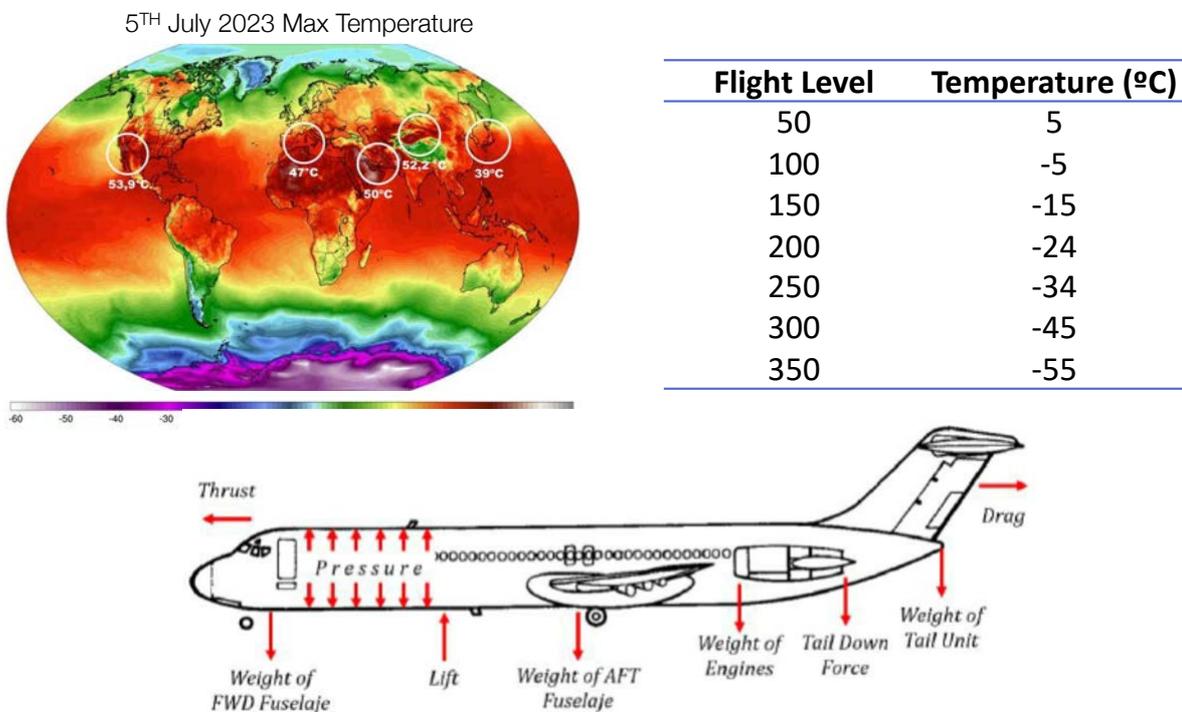


Ilustración 2-17: Ejemplo de las condiciones ambiente y operación de un avión.

El comportamiento de las ondas elásticas se ve afectado alterando el comportamiento de la señal produciendo efectos del mismo orden que la presencia de un daño. Si no se considerasen estos efectos (Ilustración 2-18), no sería posible determinar el estado de la estructura ya que no se podría distinguir entre el efecto de un daño o la variación de la señal a causa de éstas.

Estado del Arte

Por tanto, se vuelve imprescindible caracterizar los efectos de las condiciones ambiente y de operación para poder corregir la señal durante la operación y así permitir garantizar la correcta detección de los defectos.

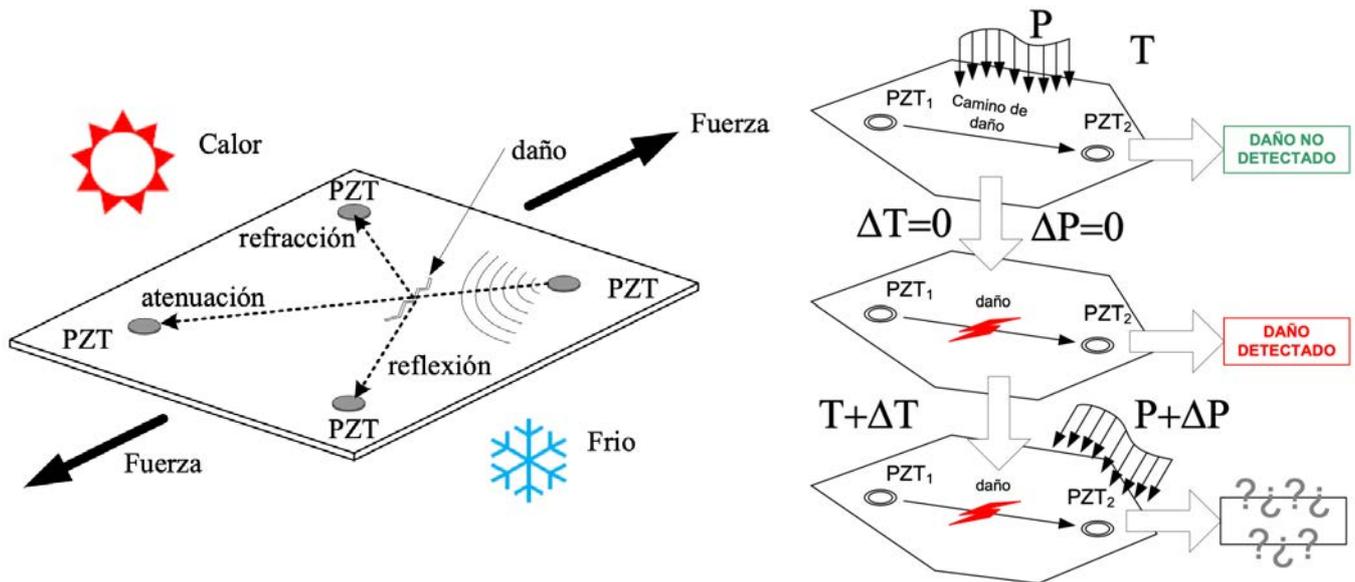


Ilustración 2-18: Esquema del efecto de la temperatura y carga en la detección de daño.

Acorde a un estudio realizado por [19], donde analiza el número de publicaciones referentes a SHM desde 2003 a 2023, se han publicado 20000 artículos (Ilustración 2-19). Sin embargo, comparado con el número de artículos referentes a las condiciones ambiente y de operación, el número no llega al 10%, aunque ha ido aumentando en los últimos años. Dentro de este porcentaje, analiza el número de artículos en función del tipo de condición que trata siendo el efecto de la temperatura el que más se ha estudiado.

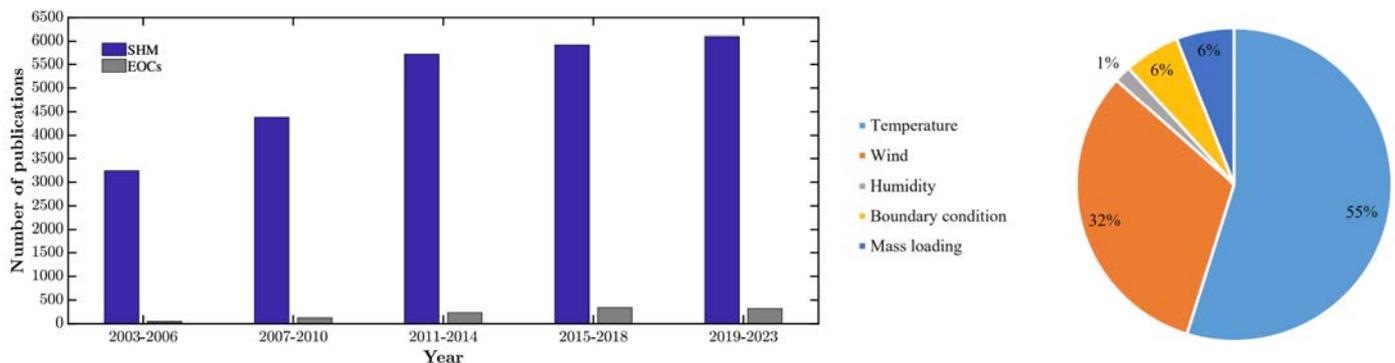


Ilustración 2-19: Análisis número de artículos científicos publicados relacionados con SHM y efecto condiciones ambiente y operación.

Estado del Arte

- **Efecto de la Temperatura** ([20], [21], [22], [23], [24], [25], [26])

Las estructuras se ven sometidas a los cambios de temperatura constantemente (día y noche, cambio de estaciones...). Es sabido que la temperatura causa una variación de las propiedades de los materiales alterando el comportamiento esperado de las estructuras.

Esto afecta al desempeño de los propios equipos SHM ya que, al variar las propiedades las señales recibidas se comportarán diferente a lo esperado. Su efecto en la propagación de las ondas de Lamb ha sido estudiado por múltiples autores ya que para detectar el daño es necesario comparar la señal de interrogación con señales anteriores obtenidas a diferente temperatura. Según los resultados de los autores, la temperatura afecta principalmente a la amplitud y a la fase de la señal.

Por ello se han desarrollado técnicas de compensación de la temperatura que buscan solucionar este problema. Entre ellas destacan el Baseline Signal Stretch (BSS) o el Optimal Baseline Selection (OBS). De forma resumida, el OBS [27] selecciona de entre múltiples señales sanas obtenidas a diferentes temperaturas la que mejor se ajuste; por otro lado, el BSS [28] solo emplea una señal sana y la modifica para ajustarla a la señal recibida. Otros autores también han optado por emplear redes neuronales para compensar este tipo de efectos [24] con resultados satisfactorios.

También ha sido estudiado el efecto de la temperatura en los propios sensores, como el efecto en las señales generadas por los PZT a altas temperaturas o el efecto de la unión adhesiva de los PZT con la temperatura. Sin embargo, sus efectos comparativamente con el anterior son de segundo orden.

- **Efecto de las condiciones mecánicas** ([22], [29], [30], [31], [32])

Otro efecto para considerar es como afectan los esfuerzos aplicados al comportamiento de las estructuras y a las ondas de Lamb. El efecto más inmediato en las estructuras al aplicarse una carga es la deformación que se genera. Esto afecta a la distancia entre sensores y a por tanto a la propagación de las ondas de Lamb.

Por otro lado, en la teoría de las ondas de Lamb al resolver las ecuaciones se supone que es una placa plana y libre de esfuerzos. Si se aplican esfuerzos a la placa es necesario recalcular las ecuaciones para conocer las nuevas velocidades de propagación (Ilustración 2-20). El efecto no es muy apreciable en las gráficas ya que la escala no es apropiada.

A este fenómeno del cambio de comportamiento de las ondas de Lamb con los esfuerzos se le conoce como efecto Acustoelástico.

Estado del Arte

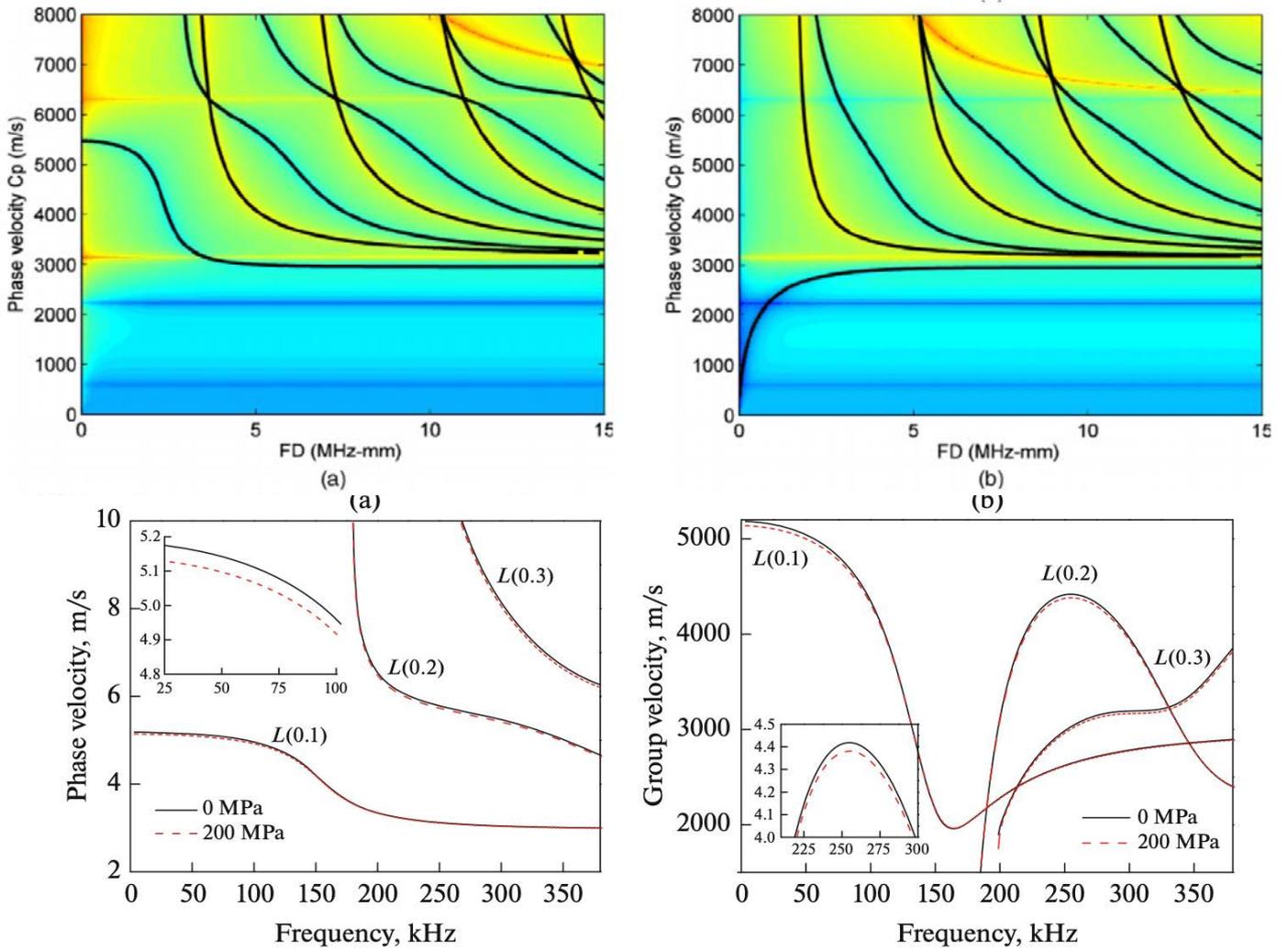


Ilustración 2-20: Obtención de las nuevas curvas de velocidad de fase y grupo para Aluminio para diferentes estados de carga. Obtenidas de [22], [32]

3 CASO DE ESTUDIO

Para poder caracterizar correctamente el efecto de los efectos térmicos y mecánicos sobre las ondas de Lamb es necesario definir adecuadamente los especímenes de estudio, los equipos empleados y la metodología de ensayos empleada.

El objetivo es obtener datos de interrogación en diferentes estructuras bajo la influencia de condiciones térmicas y mecánicas controladas para analizarlas y obtener relaciones entre éstas y el comportamiento de las ondas.

3.1 ESPECÍMENES DE ESTUDIO

Las estructuras con las que se van a trabajar en este experimento son dos placas delgadas y alargadas con las mismas dimensiones (Ilustración 3-1). La primera de ellas está compuesta de Aluminio 2024 T351 mientras que la segunda se trata de un laminado de Material Compuesto; ambos materiales representativos de estructuras aeronáuticas típicas.



Ilustración 3-1: Dimensiones placas de estudio

Ambos especímenes están diseñados para realizar un análisis unidireccional en sentido longitudinal (eje x). Además, las dimensiones van acordes a las dimensiones máximas de los equipos y máquinas disponibles en el laboratorio como se verá más adelante.

3.1.1 PLACA 1: ALUMINIO

La primera placa está compuesta de Aluminio 2024 con tratamiento térmico T351 de 1,8 mm de espesor. Las propiedades mecánicas del Aluminio 2024 T351 son las siguientes (Tabla 3-1):

Modulo Elástico (E)	Coef de Poisson (ν)	Modulo Cortadura (G)	Alpha	Densidad (ρ)
72,395 GPa	0,33	27,595 GPa	22,5 e-6 °C ⁻¹	2870 Kg/m ³

Tabla 3-1: Propiedades Mecánicas Aluminio 2024 T351

Caso De Estudio

Empleando el software *Dispersion Calculator* se obtienen las curvas de velocidad de propagación de fase y de grupo de las ondas para la placa de Aluminio 2024 para definir la región de frecuencias de estudio y una vez definida la posición de los sensores, conocer los tiempos de llegada de las diferentes señales.

En la Ilustración 3-2 aparecen los modos simétricos en rojo mientras que los antisimétricos en azul. Como se ha indicado previamente, el área de interés para nuestro estudio se centra en las frecuencias en las que únicamente se excitan los modos S_0 y A_0 que se encuentra en el rango desde 50 kHz hasta 1 MHz.

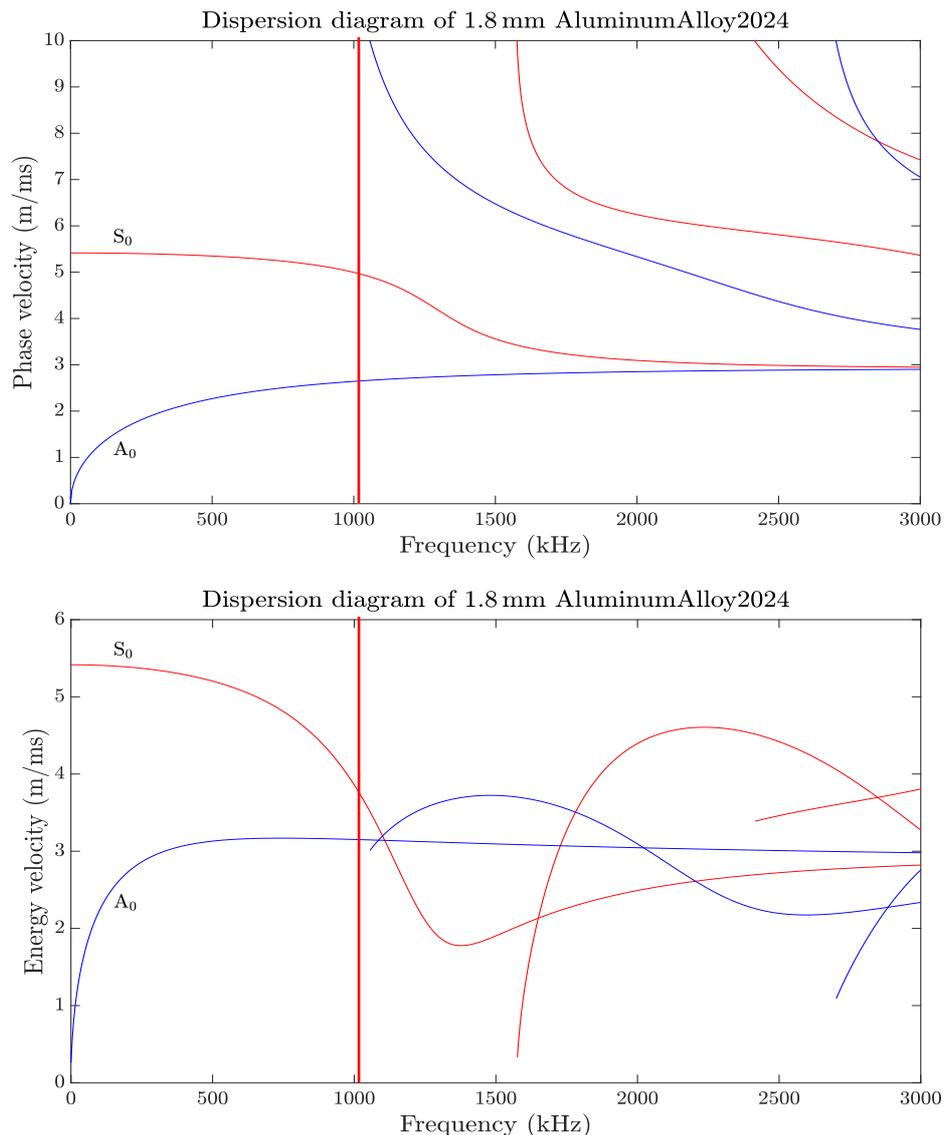


Ilustración 3-2: Velocidad de Fase y de Grupo para Aluminio 2024 obtenidas mediante *Dispersion Calculator* [18]

En el rango de estudio, para el modo S_0 la máxima velocidad de grupo se encuentra a la mínima frecuencia ($f = 10$ kHz) y tiene de valor 5320,65 m/s. A medida que aumenta la frecuencia, a partir de la frecuencia de 500 kHz, comienza la región "Dispersiva".

Caso De Estudio

Por otro lado, el modo A0 se comporta al contrario. Para frecuencias bajas entre 10 kHz y 500 kHz la velocidad de grupo aumenta hasta alcanzar un valor prácticamente constante de velocidad 3101,07 m/s.

3.1.2 PLACA 2: MATERIAL COMPUESTO

La placa de compuesto está conformada por un laminado de 10 capas de material AS4/8552-UD (Hexcel Hexply AS4/8552 RC34 AW194/196) con un espesor cada una de 0,184 mm. La secuencia de apilado del laminado es [45/-45/0/90/0]s y tiene la característica de ser un laminado Quasi-Isótropo, ofreciendo unas propiedades mecánicas similares a la placa de Aluminio. Las propiedades mecánicas del laminado son las siguientes (Tabla 3-2):

Modulo Elástico (E)	Coef de Poisson (ν)	Modulo Cortadura (G)	Alpha	Densidad (ρ)
67,214 GPa	$\nu_{12} = 0,32$ $\nu_{21} = 0,21$	16,278 GPa	$28e-6 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	1610 Kg/m ³

Tabla 3-2: Propiedades Mecánicas del laminado de 10 capas de AS4/8552-UD

Como se ha indicado en el capítulo 2.2.1.1, a diferencia del Aluminio 2024, las curvas de velocidad para material compuesto presentan una mayor complejidad debido a su variación de propiedades del material dependiendo del laminado y requieren de un software especializado para ello. Afortunadamente, el software *Dispersion Calculator* incluye un módulo para este tipo de materiales que permite obtener las curvas de dispersión en función de la orientación de propagación.

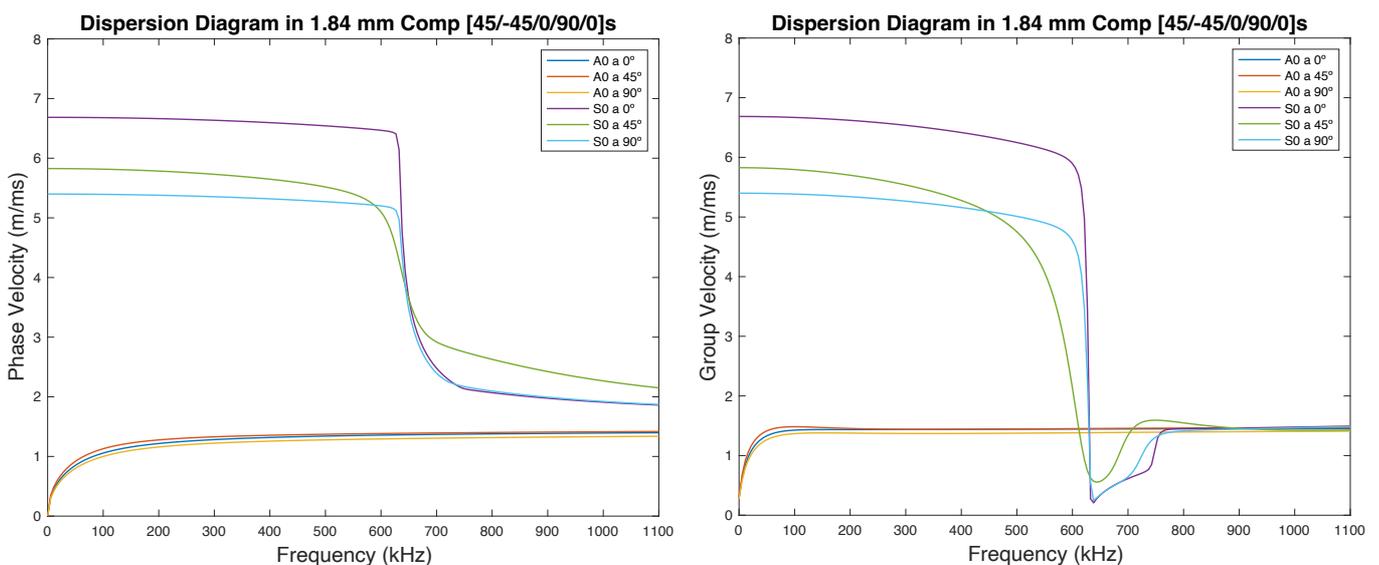


Ilustración 3-3: Velocidad de Fase y de Grupo para Laminado Material Compuesto en función del ángulo de propagación obtenidas mediante Dispersion Calculator [18]

Caso De Estudio

En la Ilustración 3-3 se pueden observar las curvas de velocidad de fase y grupo para los diferentes modos de propagación en función del ángulo de propagación. Como los análisis van a ser unidireccionales en el sentido longitudinal, las curvas de interés son las del ángulo de propagación es 0° (Ilustración 3-4).

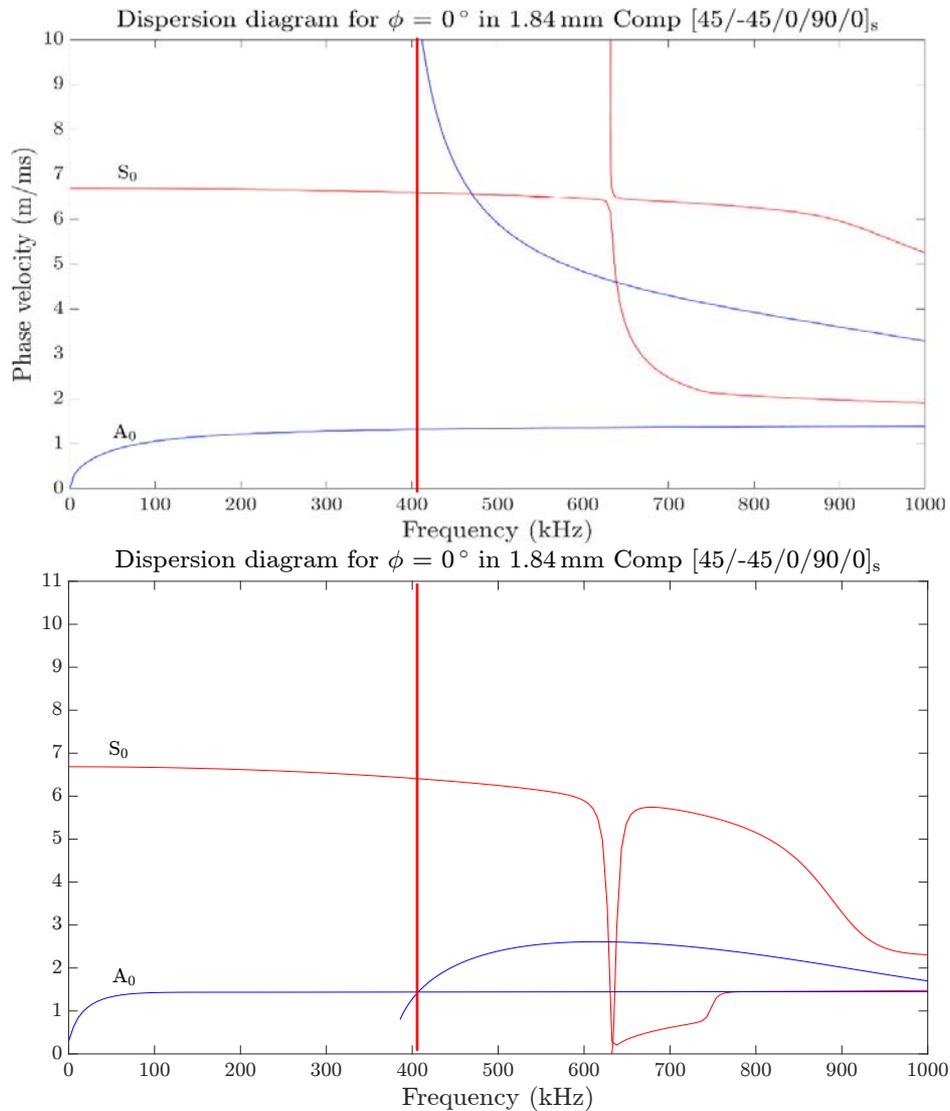


Ilustración 3-4: Velocidad de Fase y de Grupo para Laminado Material Compuesto para ángulo de propagación 0° obtenidas mediante Dispersion Calculator [18]

En las curvas de velocidad de fase y grupo se observa que, a diferencia de las del Aluminio, en el rango de interés a partir de 400 kHz empiezan a aparecer un mayor número de modos. Si se reduce el rango de frecuencias de interés hasta los 400 kHz, únicamente aparecen los modos S_0 y A_0 .

El modo S_0 presenta una velocidad de grupo de 6680 m/s de forma casi constante hasta los 400kHz. El modo A_0 , para frecuencias hasta 40 kHz, va aumentando la velocidad de grupo hasta alcanzar una velocidad constante de 1350 m/s a partir de 100 kHz.

Caso De Estudio

Si comparamos las velocidades de grupo entre ambos especímenes, aunque la placa de compuesto tiene la velocidad de grupo más alta en el modo S₀, la velocidad del modo A₀ en el compuesto es inferior a la del aluminio.

Se representa un diagrama polar de como varía la velocidad de grupo con el ángulo de propagación para una frecuencia de 150 kHz (Ilustración 3-5); por lo que si se realizara un ensayo bidireccional se deberían prestar atención a las nuevas velocidades para obtener los tiempos de llegada de las señales.

Group velocity in 1.84 mm Comp [45/-45/0/90/0]_s @ 150 kHz
(m/ms)

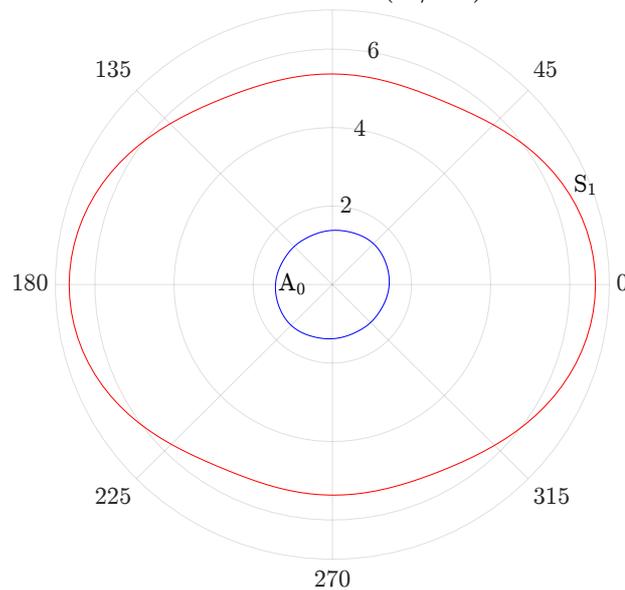


Ilustración 3-5: Velocidad de grupo en función del ángulo de propagación para laminado Material Compuesto para 150 kHz obtenidas mediante Dispersion Calculator [18]

3.2 EQUIPOS DE ADQUISICIÓN DE DATOS

3.2.1 CHASSIS NI PXIE-1073

Las señales que se desean medir son ondas de Lamb generadas por piezoeléctricos para ello se dispone de un Chassis de National Instruments NI PXIe-1073 (Ilustración 3-6) que incluye: una tarjeta de adquisición NI PXIe-6356 con [33] y una matriz de conmutación Pickering.



NI PXIe - 6356	
Canales analógicos entrada	8
Muestreo de entrada	1,25 MS/s
Canales analógicos de salida	2
Muestreo de salida	3,33 MS/s

Matriz Conmutación Pickering	
Nº de salidas	Hasta 8
Nº de entradas	Hasta 66
Nº de combinaciones	Hasta 528

Ilustración 3-6: Chassis National Instruments NI-PXIe-1073.
En rojo NI PXIe-6356 y en verde la Matriz de Conmutación Pickering

Este equipo trabaja como un generador-receptor de señales analógicas. Aprovechando el efecto piezoeléctrico, las señales generadas en el Chassis se convierten en ondas elásticas en la estructura por el actuador y las deformaciones medidas por los sensores se convierten en diferencia de voltaje

El Chassis presenta una tasa de muestreo de entrada de $1,25 \times 10^6$ muestras/segundo. Este valor define el rango máximo de frecuencia de trabajo por la definición del Teorema de Nyquist para el muestreo de señales que establece que “una señal analógica puede ser digitalizada sin error de aliasing si y solo si la tasa de muestreo es igual o mayor a dos veces la mayor frecuencia de la señal muestreada” (Ilustración 3-7).

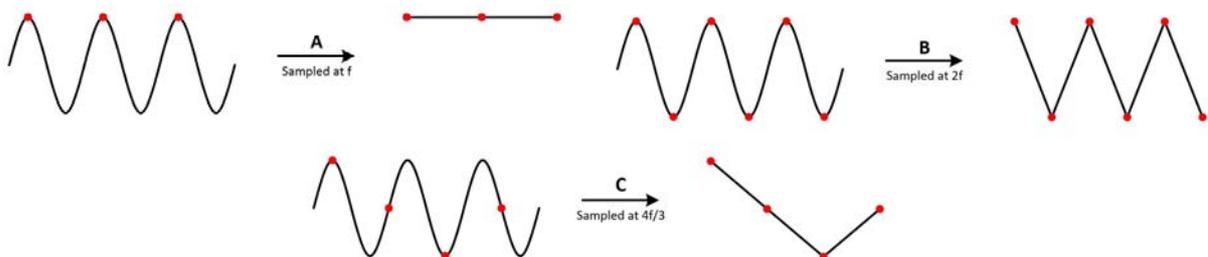


Ilustración 3-7: Demostración Criterio de Nyquist para diferentes tasas de muestreo (TM): A) $TM = f < 2f$, B) $TM = 2f$, c) $TM = 4f/3 < 2f$. Obtenida de [40]

Caso De Estudio

De forma ideal, la máxima frecuencia con la que podría trabajar es de 625 kHz. Sin embargo, para obtener la señal con mayor detalle es necesaria una mayor frecuencia de muestreo, entre 7 y 20 veces la frecuencia máxima de la señal muestreada (Ilustración 3-8). Por tanto, la máxima frecuencia real con la que se va a trabajar es 150 kHz.

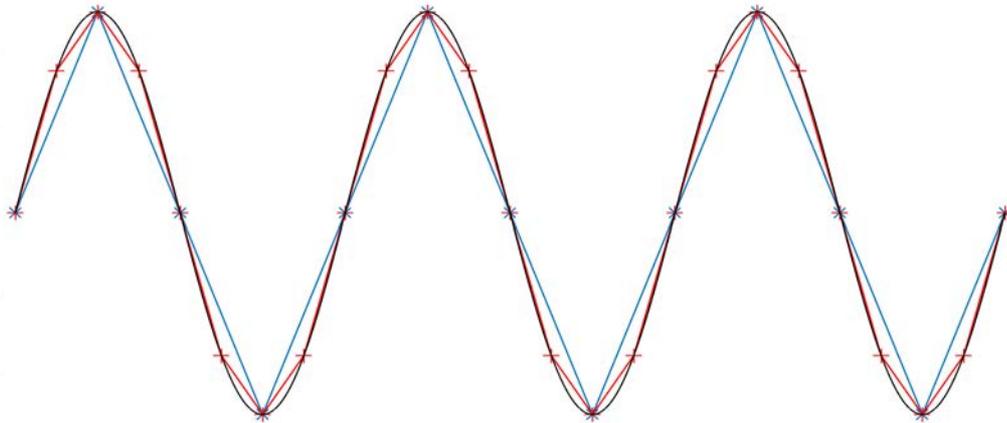


Ilustración 3-8: Demostración de la mejora de detalle en la reconstrucción de la señal al aumentar la tasa de muestreo por encima del Criterio de Nyquist.

3.2.2 EQUIPOS DE CONTROL DE TEMPERATURA Y DEFORMACIÓN

Dado que se van a realizar ensayos en diferentes estados de carga y de temperatura, es necesario emplear equipos para registrar el estado de la placa durante los ensayos.

Para el control de los diferentes estados de carga, se van a controlar las deformaciones mediante galgas uniaxiales adheridas a la placa. Éstas están conectadas al equipo Agilnet 34970A (Ilustración 3-9.a) que permite obtener la variación de la resistencia y transformarlas en microdeformaciones.

Para el control de temperatura se emplea un termopar Thermometer 305P (Ilustración 3-9.b) adherido a la placa que nos permite conocer su temperatura durante los ensayos térmicos y saber si se ha estabilizado.



Ilustración 3-9: Equipos de control: A) Agilent 34970A, B) Termopar Thermometer 305P

3.3 DEFINICIÓN DE ENSAYOS

3.3.1 EQUIPOS DE ENSAYO

Para estudiar los efectos térmicos y mecánicos en el comportamiento de las señales de interrogación es necesario simular diferentes condiciones térmicas y mecánicas de forma controlada.

El laboratorio dispone de varias máquinas de tracción, una de ellas con una cámara climática integrada que permitiría realizar ensayos combinados de tracción y temperatura. Sin embargo, las dimensiones de la cámara obligarían a emplear una placa de dimensiones bastante reducidas. Por ello se opta por emplear otra máquina de tracción de mayores dimensiones sin cámara climática para los ensayos de tracción.

Para los ensayos de temperatura, se emplea la cámara climática grande del laboratorio que permite introducir la placa directamente para los ensayos térmicos o

Para ensayar a baja temperatura, la cámara climática no dispone de sistema de enfriamiento, pero se dispone de dos congeladores a -20°C con los que se realizará una única medición.

3.3.2 CONDICIONES DE ENSAYO

Para ambas placas los ensayos que se van a llevar a cabo son los siguientes:

<p>Ensayo a Tracción <i>Ilustración 3-10.A</i></p>	<p>Desde 0 kN hasta 21,4 kN en saltos de 2 kN. Para la placa de Aluminio se alcanzan $2000\mu\epsilon$ a 21,4 kN.</p>
<p>Ensayo Térmico <i>Ilustración 3-10.B</i></p>	<p>Caso Caliente: 25°C (Temp. Ambiente) hasta 80°C en saltos de 5°C Caso Frio: medición a -20°C.</p>

Tabla 3-3: Condiciones de Ensayo: a Tracción y Térmico



*Ilustración 3-10: Imágenes de los ensayos realizados:
A) Tracción, B) Térmico*

3.4 CONFIGURACIÓN SENSORES

Durante este capítulo se han definido los especímenes, los equipos disponibles y los ensayos a realizar. Con toda esta información, el último paso es establecer la configuración de los sensores a lo largo de la placa:

- Las dimensiones de la placa están adaptadas a las máximas posibles para entrar en las máquinas de ensayo.
- El ensayo es unidireccional en el sentido longitudinal (eje x).
- Se deben distanciar los piezoeléctricos de los extremos para minimizar el efecto de los rebotes en las señales.
- Las mordazas de la máquina de tracción deben sujetar la placa una longitud de 80 mm cada una acortando la longitud de la placa.

Atendiendo a estos factores, la configuración de los sensores queda de la siguiente (Ilustración 3-11).

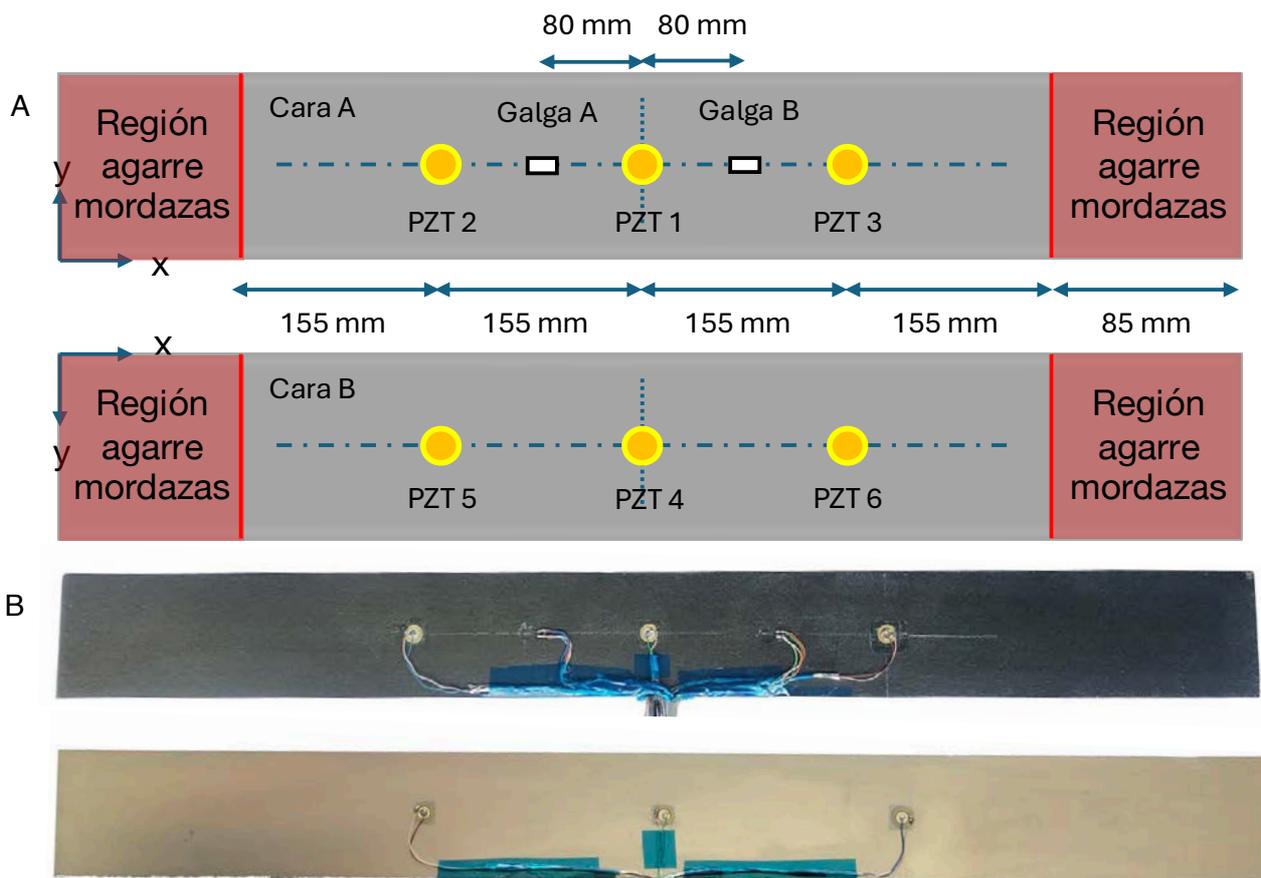


Ilustración 3-11: Configuración de los sensores en las placas: A) Croquis de la posición de los sensores; B) Foto de los sensores sobre las placas de ensayo.

Caso De Estudio

Se ha optado por emplear 3 piezoeléctricos de tipo PZT 7BB-12-9 [34]. En el caso de las galgas, solo se emplearán 2 en la cara A y se medirán a 4 cables lo cual mejora la medición reduciendo el ruido. Para el termopar, la posición se trata de ubicar lo más próximo a la región central sin interferir con los otros sensores.

3.4.1 OBSERVACIONES SOBRE LA CONFIGURACIÓN DE LOS SENSORES

Durante el estudio de la configuración de los sensores se han valorado los aspectos geométricos ya que son los más restrictivos a la hora de emplear las máquinas de ensayo. No obstante, existe otro aspecto relevante relacionado con los equipos de medición.

Región de CrossTalk

La máxima frecuencia de trabajo de los equipos de medición queda reducida a aproximadamente 150 kHz a causa del Criterio de Nyquist como ya se ha indicado en el apartado 3.2.1. Este nuevo rango, define el rango de velocidades de fase y de grupo de las ondas de Lamb a través de las curvas de dispersión. Conocida la distancia entre los sensores y la velocidad se obtienen los tiempos de vuelo de la señal.

Aunque el Chassis ofrece buenas prestaciones y las conexiones están bien realizadas, se ve afectado por el ruido electromagnético (CrossTalk). El CrossTalk es la interferencia de la señal generada en el resto de los canales impidiendo obtener medidas fiables en esa región. Para una señal de interrogación Burst 3 (3 picos) la región de CrossTalk, en nuestro rango de frecuencias, tiene de duración:

- 3 ciclos a 50 kHz = 60 microsegundos
- 3 ciclos a 100 kHz = 30 microsegundos
- 3 ciclos a 150 kHz = 20 microsegundos
- 3 ciclos a 200 kHz = 15 microsegundos

Estas regiones de tiempo deben omitirse a la hora del estudio durante el estudio.

Esto afecta directamente a nuestros especímenes ya que si para la placa de Aluminio calculamos el tiempo de llegada de la onda S0 con una velocidad de grupo constante de 5320 m/s, tarda 29 μs para recorrer 0,155 m y 58 μs para recorrer 0.31 m. En el caso del Compuesto la velocidad de grupo para S0 es 6683 m/s y tarda 23 μs para recorrer 0,155 m y 46 μs para recorrer 0.31 m.

En el Aluminio para la frecuencia de 50 kHz el modo S0 queda completamente camuflado en la región de CrossTalk. A medida que aumenta la frecuencia el modo S0 se empieza a

Caso De Estudio

observar para el camino más largo y a partir de 100 kHz, el modo S0 se empezará a observar en el camino más corto.

En el Compuesto ocurre similar, pero al tener mayor velocidad de grupo, la frecuencia para que S0 sea detectable en ambos caminos será mayor.

Efecto de los rebotes

Otro efecto que se detectó al comienzo de los ensayos fue que para las frecuencias de trabajo la señal era muy ruidosa. Esto era producido por los rebotes de las ondas en los laterales de la placa al ser demasiado estrecha.

Para solucionarlo se optó por la estrategia de usar pasta de vacío en el contorno de la placa para amortiguar las ondas que alcancen los extremos y reducir el ruido (Ilustración 3-12).



Ilustración 3-12: Reducción de rebotes mediante pasta de vacío

3.5 ENSAYOS ADICIONALES

Adicionalmente a los resultados obtenidos para las placas diseñadas, gracias a la colaboración del departamento se dispone de datos adicionales para geometrías más complejas obtenidos.

3.5.1 LIBIS

Se trata de un dron quadróptero (Ilustración 3-13) diseñado y fabricado en material compuesto por el Departamento de Materiales y Producción Aeroespacial. Sin entrar en detalles que exceden este trabajo, durante el proceso de fabricación se incluyeron sensores piezoeléctricos en el revestimiento del intradós y extradós de una de las alas.

Se dispone de una réplica del extradós para el cual se han obtenido datos a diferentes temperaturas desde 25°C hasta los 60°C en intervalos de 5°C

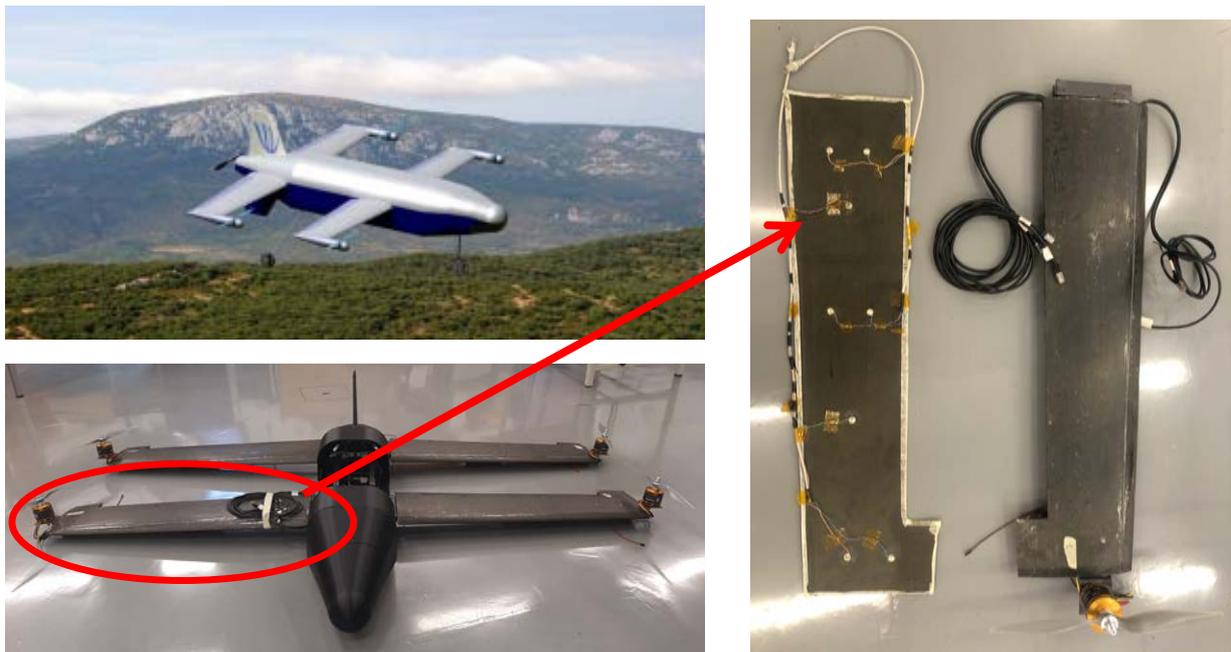


Ilustración 3-13: Dron LIBIS. Modelo construido y réplica del extradós con los sensores.

3.5.2 PLACA BIAXIAL

En el Departamento de Materiales y Producción Aeroespacial se realizaron análisis para la detección de daño mediante piezoeléctricos de una placa de Aluminio 2024 de mayores dimensiones (Ilustración 3-14) que la empleada en este proyecto. La placa estaba diseñada para realizar análisis bidimensionales en diferentes temperaturas y estados de carga.

Caso De Estudio

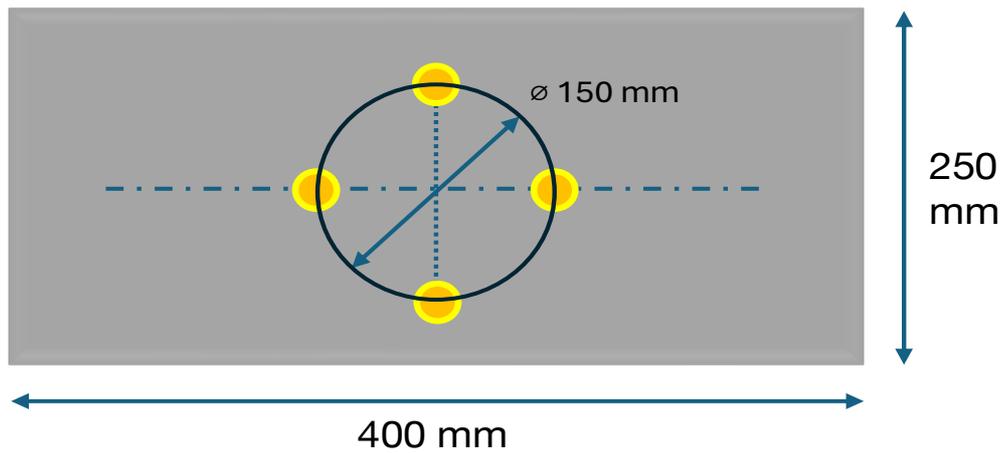


Ilustración 3-14: Croquis placa 2D con la configuración de sensores

Se presentarán los datos obtenidos de ambos ensayos adicionales y se analizará el comportamiento de las señales en las diferentes condiciones térmicas y mecánicas.

4 CARACTERIZACIÓN DE EFECTOS TÉRMICOS Y MECÁNICOS

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos en los ensayos llevados a cabo para caracterizar los efectos térmicos y mecánicos en los especímenes definidos.

En primer lugar, se va a determinar cuál es la frecuencia óptima que ofrezca la mayor calidad de señal para las placas de Aluminio y Compuesto. A continuación, se caracteriza el efecto térmico y el efecto mecánico para las placas de Aluminio y Compuesto, y los datos disponibles del LIBIS y la placa Biaxial. Finalmente, se estudia en conjunto el efecto combinado (térmico + mecánico).

Para todos los ensayos fue empleado el Chassis NI PXIe-1073 descrito anteriormente. La señal de interrogación generada fue una señal sinusoidal de 3 periodos (Burst 3) modulada empleando una ventana de Hanning. Se empleó un Averaging de 10 en cada interrogación para obtener una señal media reduciendo las posibles interferencias durante el proceso de generación, propagación y recepción.

A partir de las señales obtenidas por los sensores en cada interrogación, se buscarán relaciones matemáticas que correlacionen las variaciones de cada ensayo. Principalmente se analizarán los tiempos de llegada y la amplitud respecto al estado inicial o *Baseline* a temperatura ambiente sin cargas aplicadas.

4.1 ANÁLISIS PRELIMINAR EN FRECUENCIA

El rango de frecuencias empleado en los ensayos de las placas de Aluminio y Compuesto está comprendido entre 50 kHz y 150 kHz para respetar el Criterio de Nyquist de muestreo. Las velocidades de fase y grupo para ambas placas se obtuvieron en los apartados 3.1.1 y 3.1.2 y éstas dependen de la frecuencia de la onda empleada.

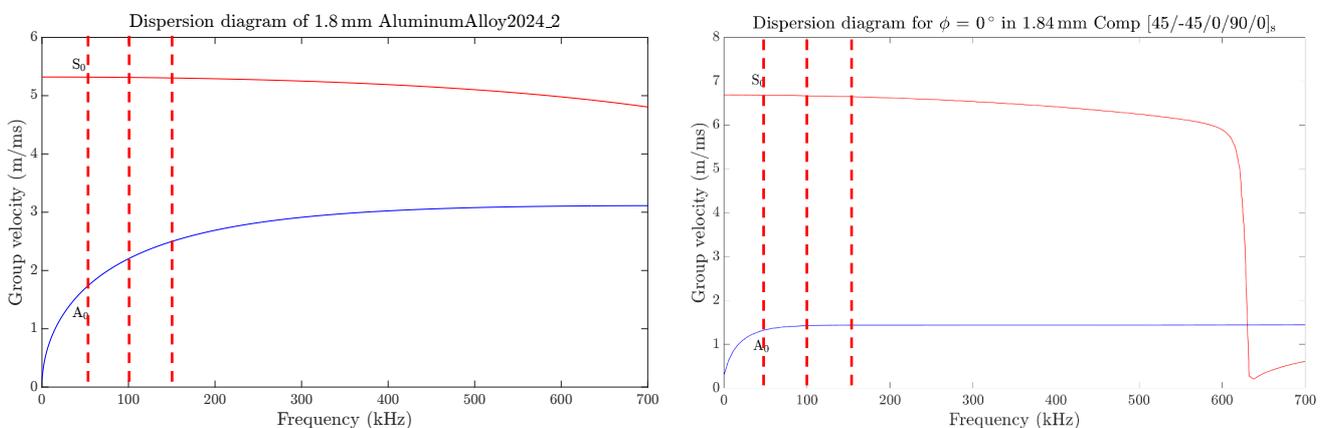


Ilustración 4-1: Velocidades de Grupo de las placas de Aluminio y Material Compuesto para 50 kHz, 100 kHz y 150 kHz.

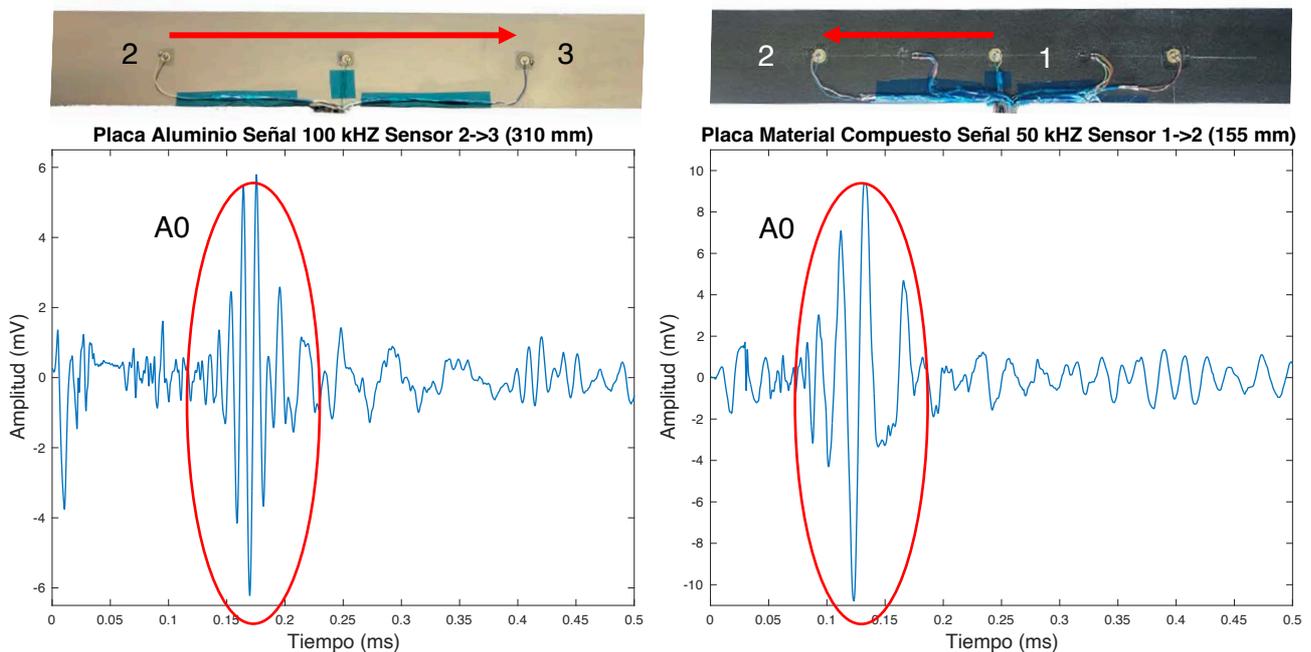
Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Para el rango de frecuencias del ensayo, el modo S0 queda camuflado por la región de CrossTalk (apartado 3.4.1) por lo que la señal principal que recibirán los sensores, y con la que se trabajará durante los análisis, será el modo A0.

Debido al tipo de señal de interrogación empleada descrita anteriormente (Sinusoidal Burst 3) y como se desarrolla en el apartado 2.2.2, el ancho de banda de la señal marcará la velocidad máxima y mínima de propagación (Ilustración 4-1).

Para la placa de Aluminio, el modo S0 se encuentra en la región “No Dispersiva” y no varía su velocidad de grupo con la frecuencia. Sin embargo, el modo A0 si se ve afectado por la región “Dispersiva” y existe un gradiente de velocidad de grupo con la frecuencia. En el caso de la de Material Compuesto, tanto el modo S0 y A0 se encuentran en la región “No Dispersiva” por lo que sus velocidades no se verán afectadas por las distintas frecuencias.

Finalmente, valorando el efecto de la región dispersiva en el modo A0 y conservar una tasa de muestreo aceptable, se establece la frecuencia de 100 kHz para el Aluminio y de 50 kHz para el Material Compuesto (Ilustración 4-2). Se trabajará con el comienzo de la señal recibida, que se corresponde con la de mayor frecuencia del modo A0, para evitar influencias del resto de frecuencias del modo.



*Ilustración 4-2: Ejemplo señales recibidas a la frecuencia de trabajo:
Izquierda: Placa Aluminio a 100 kHz Sensor 2->3 (310 mm)
Derecha: Placa Material Compuesto a 50 kHz Sensor 1->2 (155 mm)*

4.2 ANÁLISIS EFECTO TÉRMICO

En este apartado se va a caracterizar el comportamiento de la señal recibida para los diferentes estados térmicos definidos (Tabla 4-1).

Ensayo Térmico	Caso Caliente: 25°C (Temp. Ambiente) hasta 80°C en saltos de 5°C Caso Frio: medición a -20°C.
-----------------------	--

Tabla 4-1: Condiciones Ensayo Térmico

4.2.1 PLACA ALUMINIO

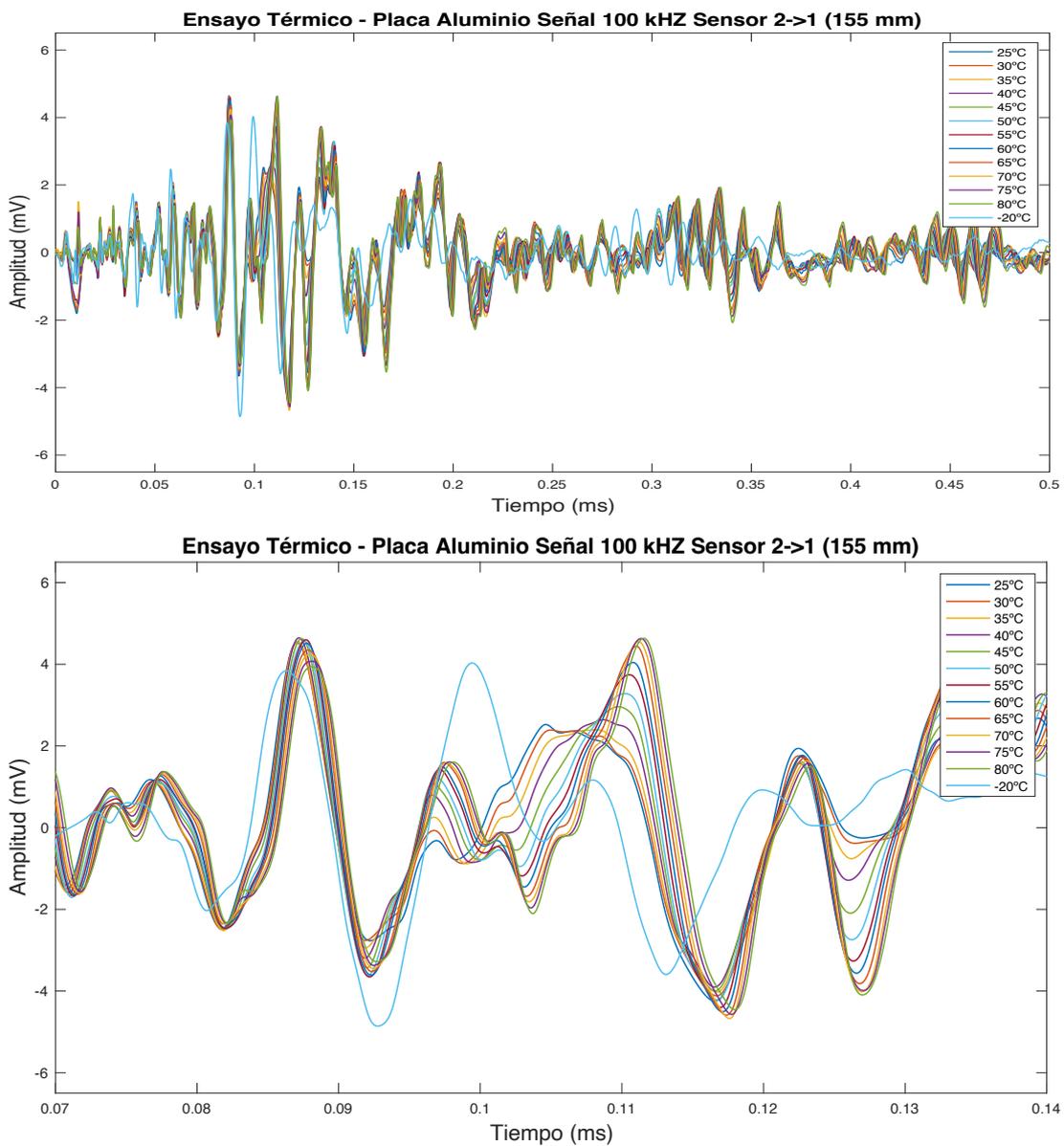


Ilustración 4-3: Resultados Ensayo Térmico Placa Aluminio a 100 kHz Sensor 2 -> 1 (155 mm).

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

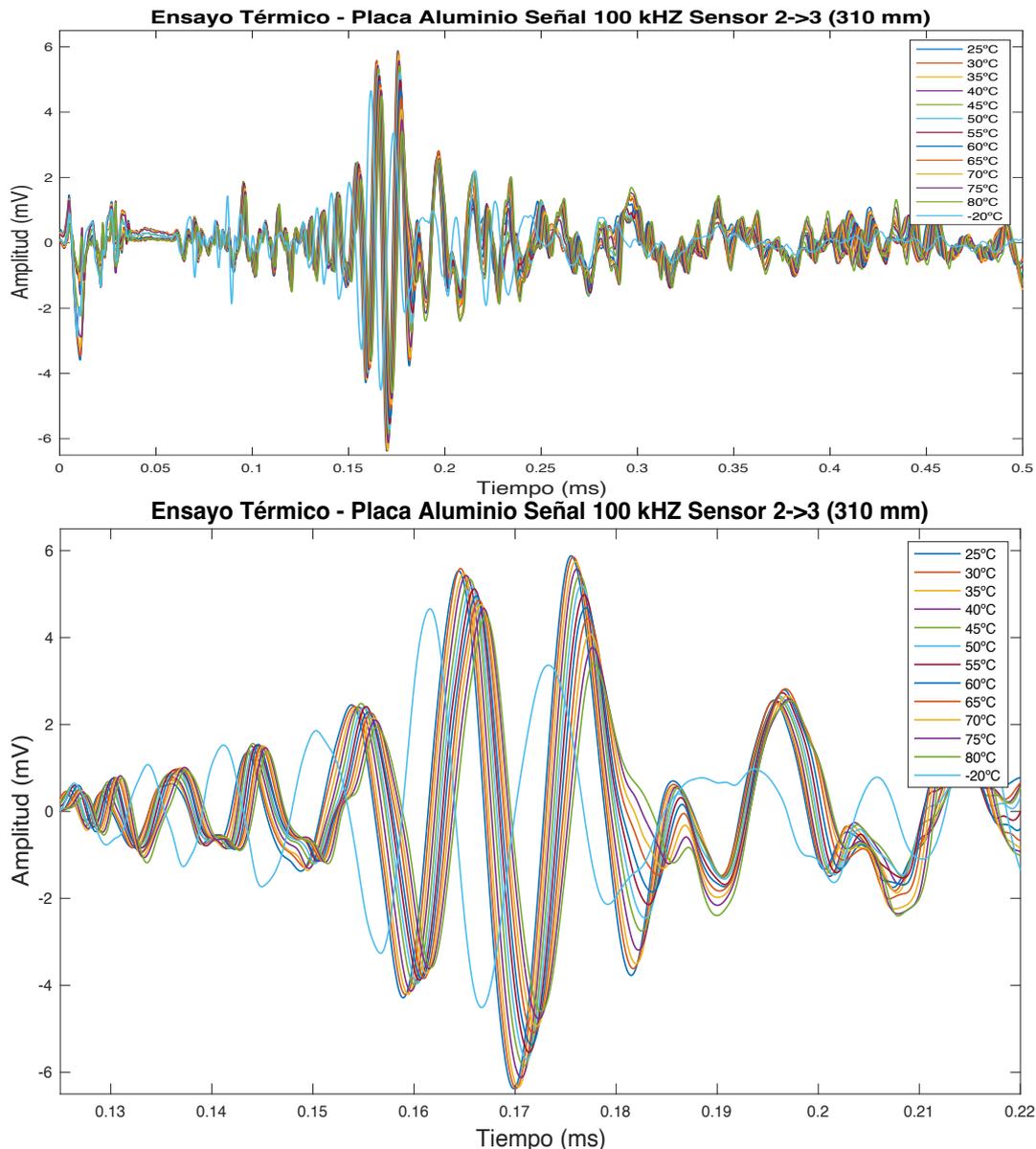


Ilustración 4-4: Resultados Ensayo Térmico Placa Aluminio a 100 kHz Sensor 2 -> 3 (310 mm).

En la Ilustración 4-3 y en la Ilustración 4-4 se presenta la señal obtenida para el camino de sensores 2->1 (camino corto de 155m) y para el camino 2->3 (camino largo de 310 mm). En ambas gráficas se observa la llegada del paquete A0 para las diferentes temperaturas de ensayo definidas. Para el camino 2->3 se aprecia perfectamente la forma de “acordeón” representativa del modo en la señal recibida. En cambio, para el camino 2->1 es más difícil de apreciar; para confirmarlo se calcula el tiempo de llegada del modo A0 a 100 kHz: $0,155 \text{ m} / 2,200 \text{ m/ms} = 0,07 \text{ ms}$

El tiempo coincide con la llegada del paquete aproximadamente. Para confirmarlo se aplica la Transformada de Wavelet para analizar la frecuencia de la señal (Ilustración 4-5). Se observa como para la región temporal donde se espera recibir la onda, existe una onda centrada en la frecuencia emitida.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

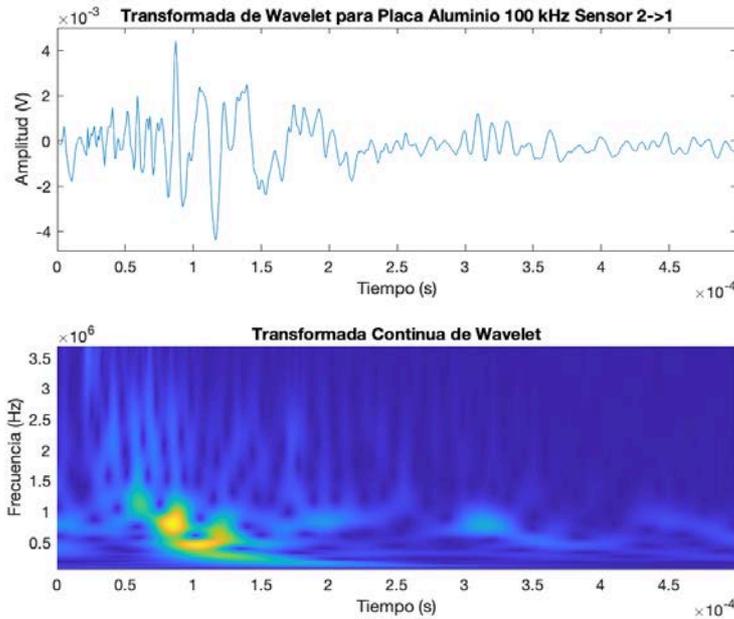


Ilustración 4-5: Transformada de Wavelet. Placa Aluminio 100 kHz Sensor 2->1

Una vez determinadas las señales se procede a analizar los tiempos de llegada de la señal (Ilustración 4-6) y la variación de la amplitud (Ilustración 4-7) en función de la temperatura del ensayo.

Respecto a la variación del tiempo de llegada, ésta presenta un comportamiento lineal creciente con las temperaturas del ensayo que se cumple para ambos sensores. Se han añadido una serie de puntos obtenidos durante el descongelamiento a temperatura ambiente para la placa que, aunque no se han considerado para el ajuste lineal al haberse obtenido de forma no controlada, al representarlos junto a los demás valores se observa que se ajustan perfectamente.

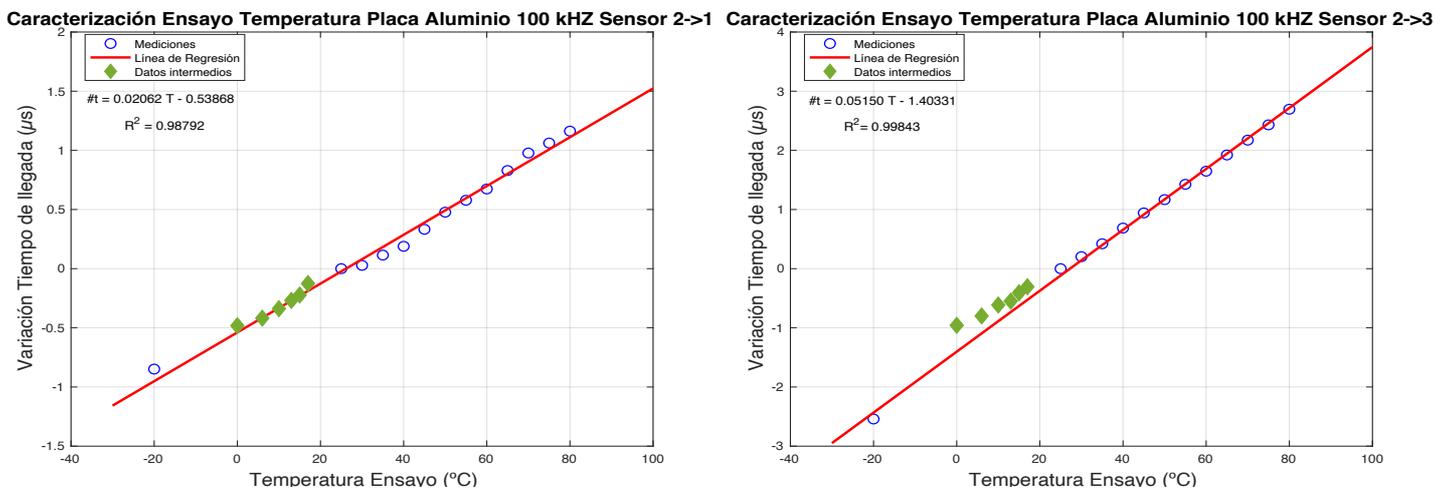


Ilustración 4-6: Variación tiempo llegada de la señal por efecto térmico en la placa Aluminio a 100 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

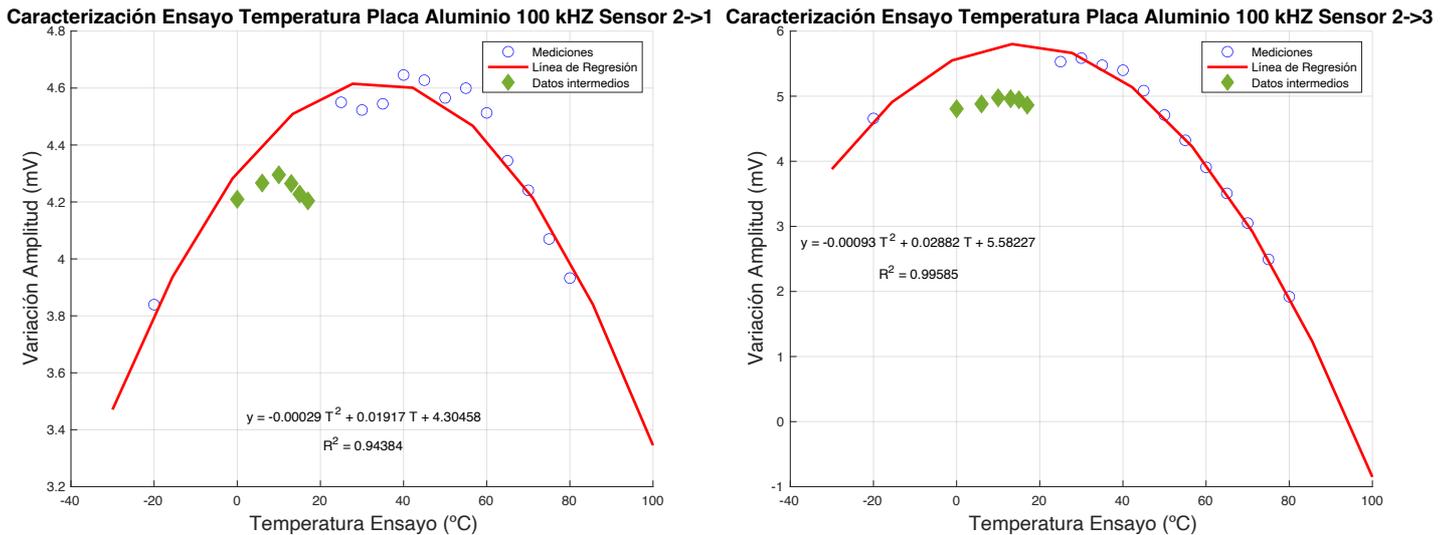


Ilustración 4-7: Variación amplitud de la señal por efecto térmico en la placa Aluminio a 100 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

Para el caso de la variación de la amplitud, los resultados muestran a priori un comportamiento parabólico. Si se centra la atención en el ensayo de calentamiento, al comienzo presentan una lenta variación y pasados los 50 grados comienza a disminuir drásticamente. Para la señal 2->3 se podrían ajustar linealmente los resultados del calentamiento mientras que para el 2->1 ofrecería peores resultados.

Aprovechando el resultado de -20°C , éste parece confirmar la disminución de la amplitud al bajar la temperatura. Si se representan los valores intermedios del descongelamiento, se observa que los valores de amplitud presentan una tendencia similar a los datos del ensayo, pero desplazados en amplitud presentando una discontinuidad en los 20°C que hacen sospechar de que la medición ha podido fallar.

Si se continua la tendencia del calentamiento, al seguir enfriando la amplitud debería aumentar. Otros resultados vistos durante la revisión bibliográfica corroboran que debería aumentar la amplitud. No obstante, investigando posibles explicaciones a este comportamiento, antes de descartar los resultados, existen la posibilidad de que la humedad afectara a las conexiones de los cables con los sensores.

Las mediciones de calentamiento se hicieron en un ambiente seco mientras que el enfriamiento se hizo en un congelador durante toda la noche para garantizar la homogeneidad del enfriamiento y no se pudo proteger la placa del ambiente. Esta hipótesis cobra valor tras haber repetido la medición una segunda vez y observar valores similares.

4.2.2 PLACA MATERIAL COMPUESTO

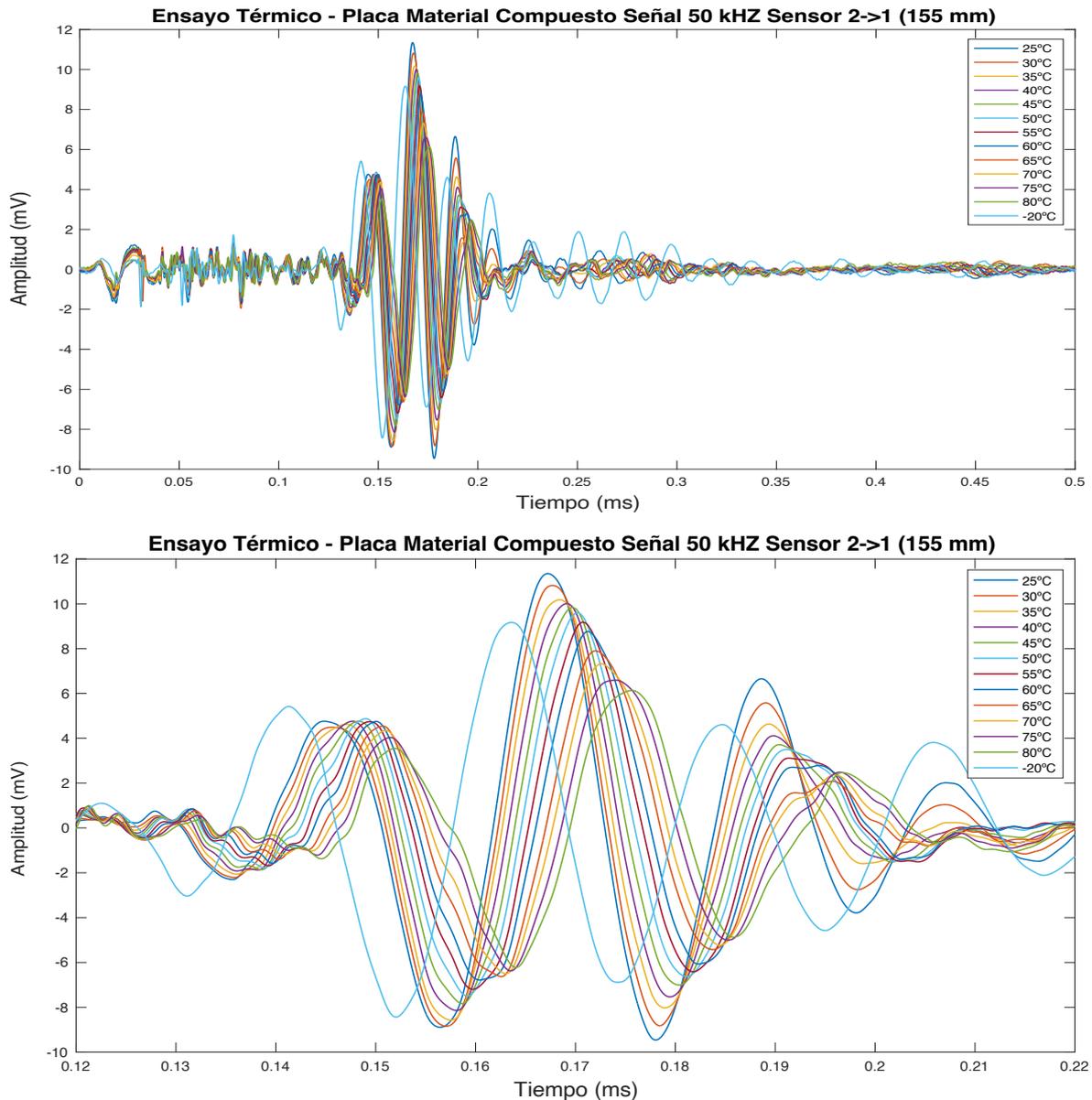


Ilustración 4-8: Resultados Ensayo Térmico Placa Compuesto a 50 kHz Sensor 2 -> 1 (155 mm).

Se presentan ahora los resultados para la placa de material compuesto (Ilustración 4-8 e Ilustración 4-9) para los mismos caminos que en la placa de aluminio.

En esta ocasión, se aprecian en ambas señales perfectamente la recepción del modo A0. Para el sensor 2->3, se puede apreciar al inicio de la señal el efecto del CrossTalk de forma clara.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

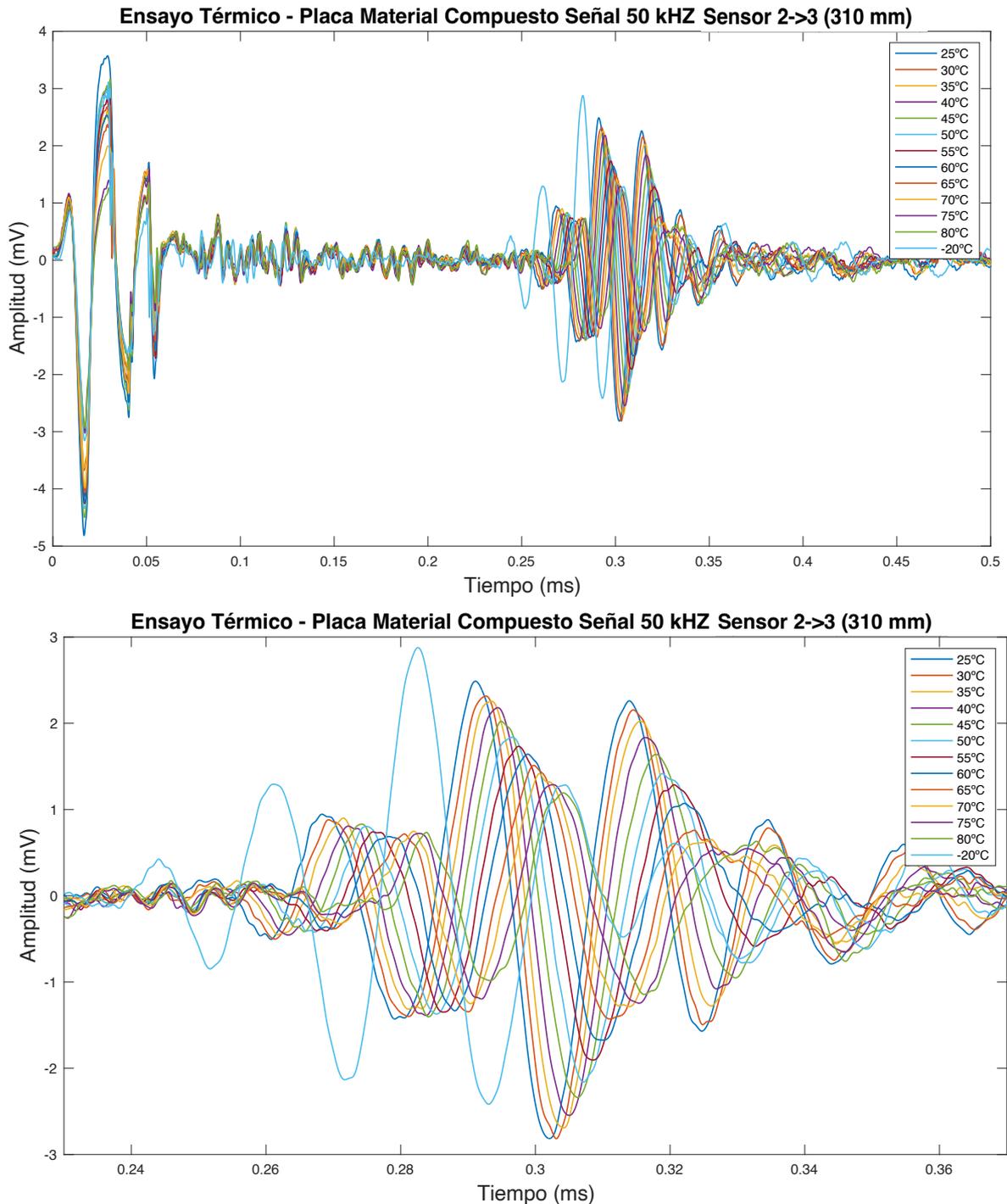


Ilustración 4-9: Resultados Ensayo Térmico Placa Compuesto a 50 kHz Sensor 2 -> 3 (310 mm).

Replicando el análisis seguido en la placa de aluminio, se obtienen la variación de los tiempos de llegada (Ilustración 4-10) y la variación de la amplitud (Ilustración 4-11) para la placa de material compuesto.

La variación de los tiempos de llegada vuelve a presentar un comportamiento lineal creciente con la temperatura del ensayo. Si se incluyen los datos intermedios obtenidos durante el descongelamiento, estos se ajustan con gran exactitud.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

La variación de la amplitud también presenta la misma situación que la del aluminio. En este caso se representan tanto la regresión lineal (considerando solo los puntos de calentamiento) y la parabólica (considerando todo el rango). Se mantiene la hipótesis desarrollada anteriormente, de la existencia del algún otro efecto no deseado (humedad) en las conexiones por lo que se recomienda tratar los datos con precaución.

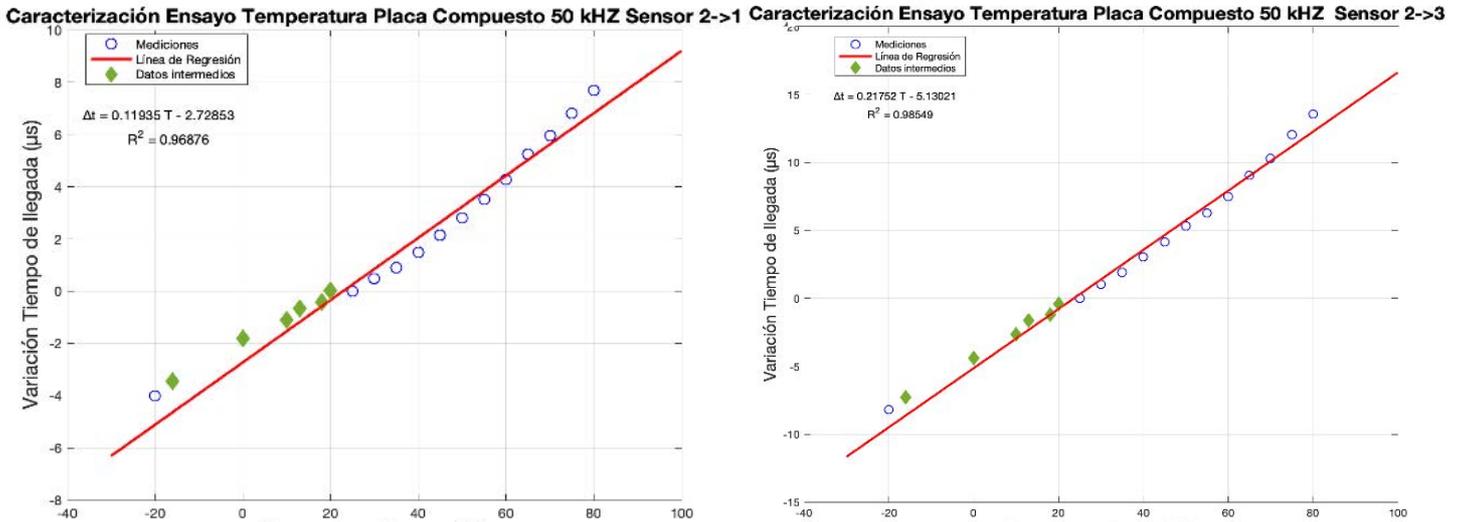


Ilustración 4-10: Variación tiempo llegada de la señal por efecto térmico en la placa Compuesto a 50 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

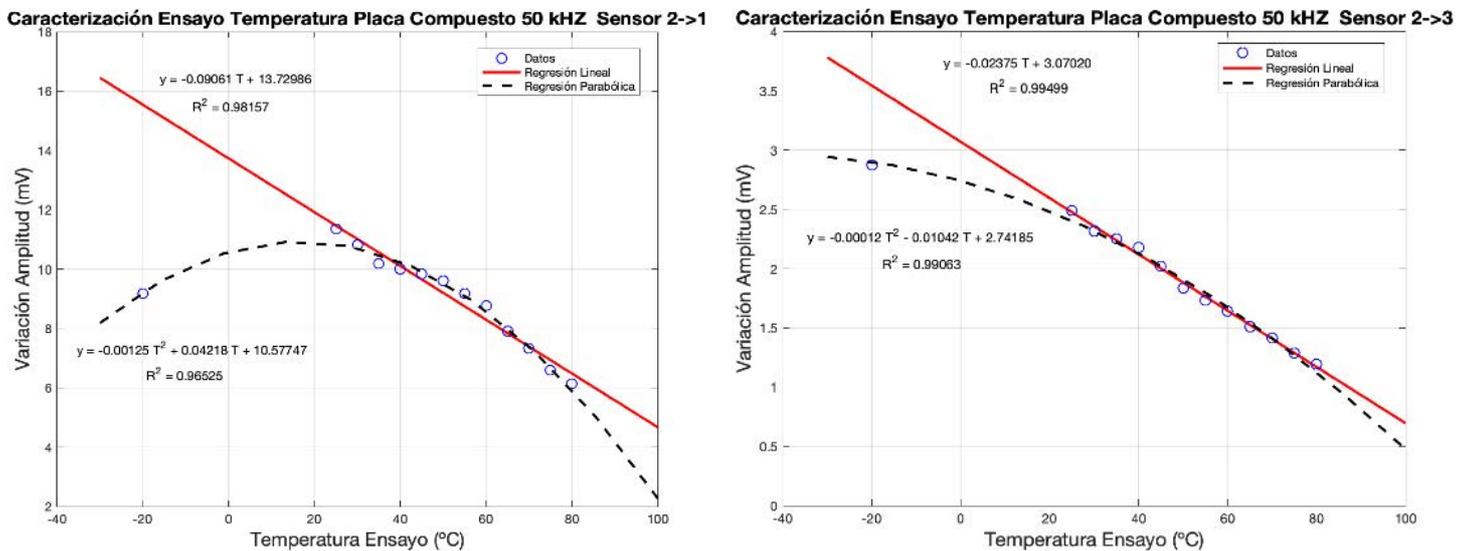


Ilustración 4-11: Variación amplitud de la señal por efecto térmico en la placa Compuesto a 50 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

4.3 ANÁLISIS EFECTO MECÁNICO

A continuación, se va a caracterizar el comportamiento de la señal recibida para los diferentes estados de carga definidos (Tabla 4-2).

Ensayo a Tracción	Desde 0 kN hasta 21,4 kN en saltos de 2 kN. Para la placa de Aluminio se alcanzan $2000\mu\epsilon$ a 21,4 kN.
--------------------------	---

Tabla 4-2: Condiciones Ensayo Tracción

4.3.1 PLACA ALUMINIO

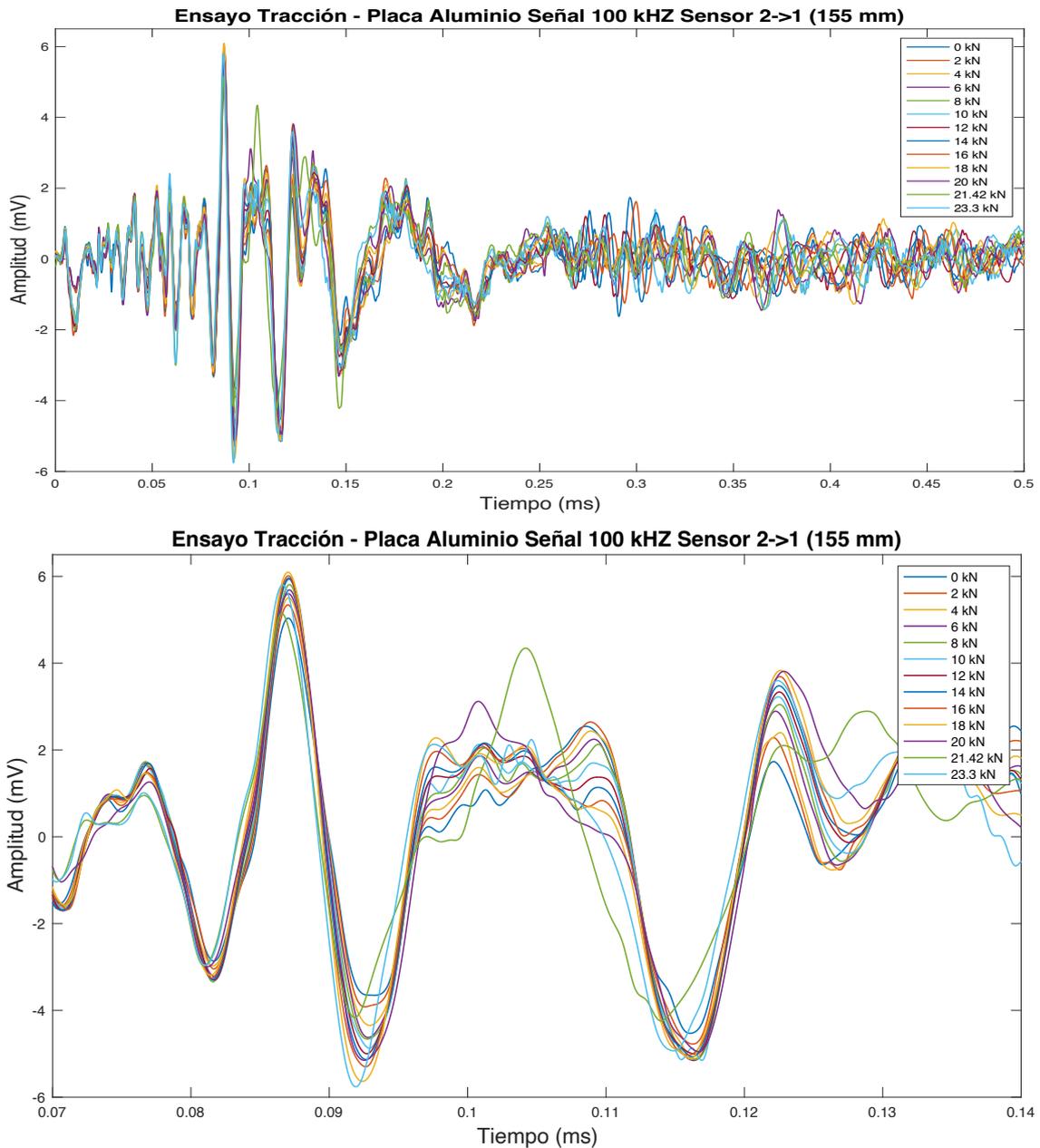


Ilustración 4-12: Resultados Ensayo Tracción Placa Aluminio a 100 kHz Sensor 2 -> 1 (155 mm).

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

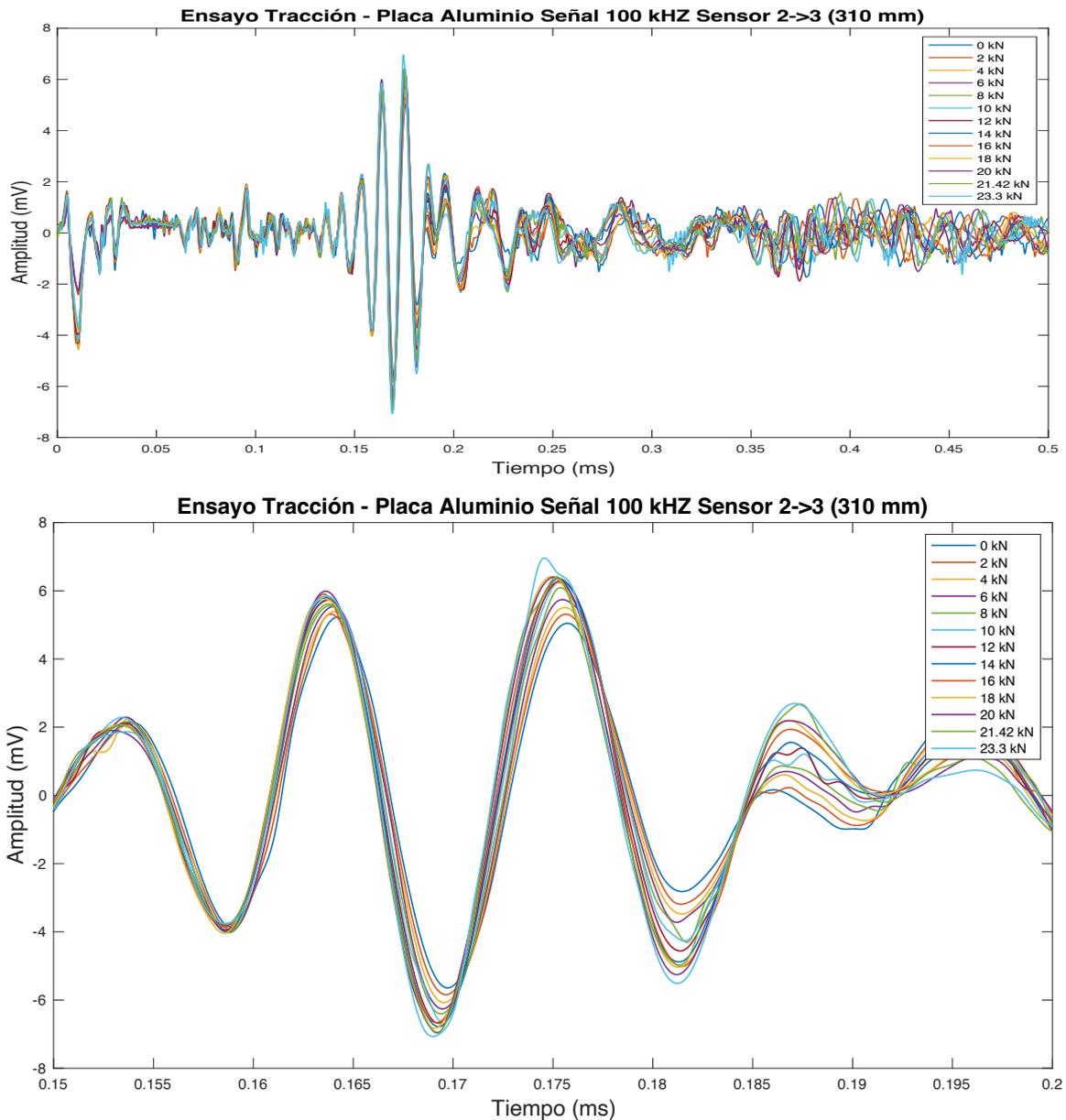


Ilustración 4-13: Resultados Ensayo Tracción Placa Aluminio a 100 kHz Sensor 2 -> 3 (310 mm).

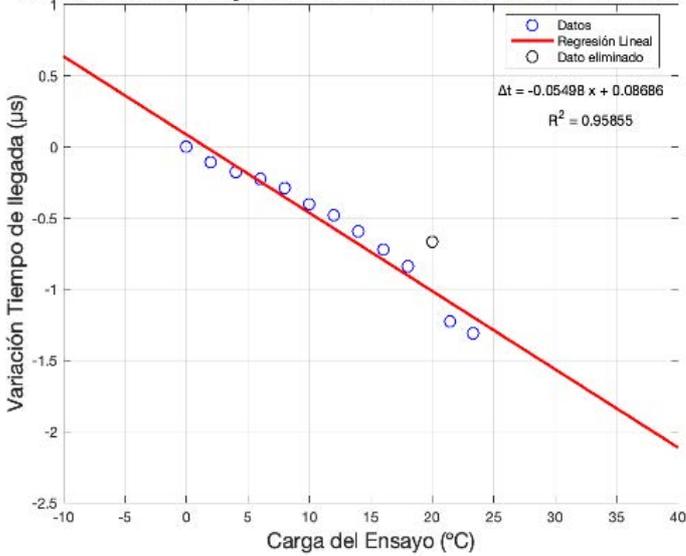
Se vuelven a presentar las señales recibidas para la placa de aluminio para los mismos sensores (Ilustración 4-12 e Ilustración 4-13), pero esta vez para diferentes niveles de carga a tracción. Se analiza para estas nuevas señales la relación existente para el tiempo de llegada y la amplitud con el nivel de carga.

La variación del tiempo de llegada presenta nuevamente un comportamiento lineal pero esta vez decreciente con la carga. En otras palabras, la señal se adelanta con la carga. Esto parece contraintuitivo ya que la intuición hace pensar que al estar el material en tracción y por tanto estirarse, la señal debería tardar más en llegar al sensor. Sin embargo, aparece el efecto Acustoelástico que predomina modificando el tiempo de llegada de la señal.

$$\Delta t = \frac{\Delta d}{c_p} - \frac{d \Delta c_p}{c_p^2}$$

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Caracterización Ensayo Tracción Placa Aluminio 100 kHz Sensor 2->1



Caracterización Ensayo Tracción Placa Aluminio 100 kHz Sensor 2->3

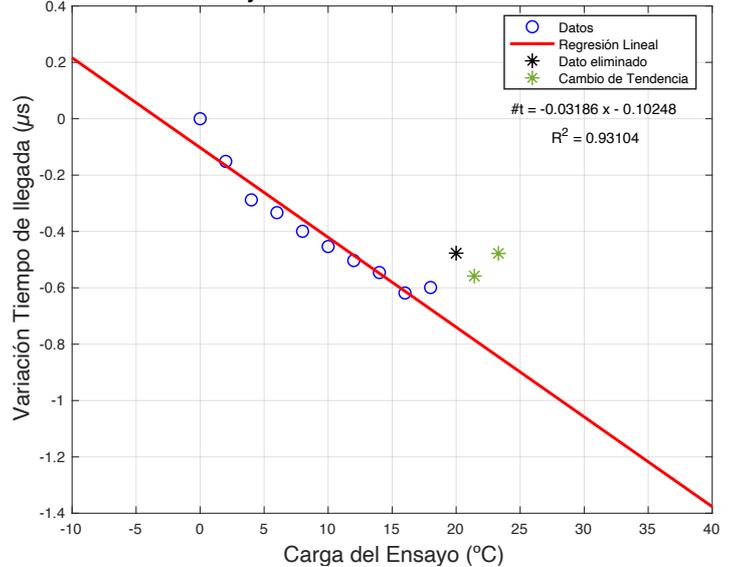
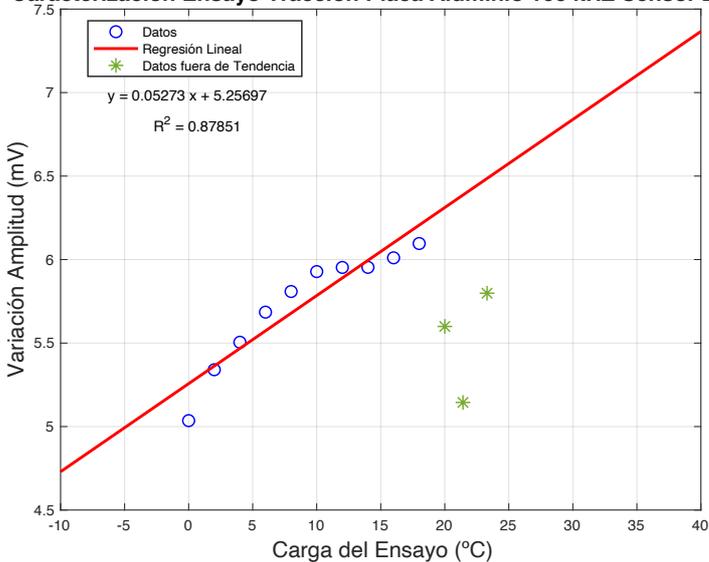


Ilustración 4-14: Variación tiempo llegada de la señal por efecto tracción en la placa Aluminio a 100 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

La variación de la amplitud presenta también una relación lineal creciente con la carga. Se descartaron varios puntos del ajuste lineal ya que su desviación superaba excesivamente la tolerancia alterando el ajuste lineal.

Para este ensayo al ser ensayos uniaxiales, no se disponen de resultados para otras direcciones de propagación para así poder analizar la anisotropía en las ondas de Lamb [31].

Caracterización Ensayo Tracción Placa Aluminio 100 kHz Sensor 2->1



Caracterización Ensayo Tracción Placa Aluminio 100 kHz Sensor 2->3

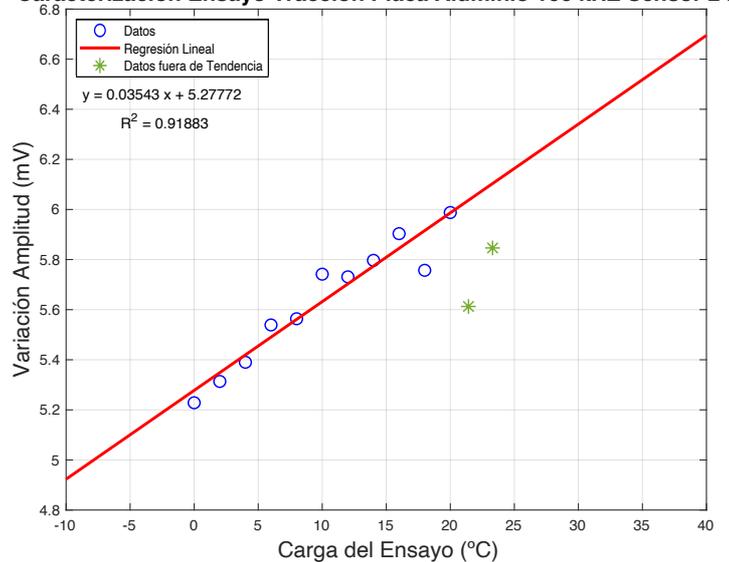


Ilustración 4-15: Variación amplitud de la señal por efecto tracción en la placa Aluminio a 100 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

4.3.2 PLACA MATERIAL COMPUESTO

Nuevamente, se presentan para la placa de material compuesto, las señales recibidas por los sensores para los diferentes estados de carga (Ilustración 4-16 e Ilustración 4-17).

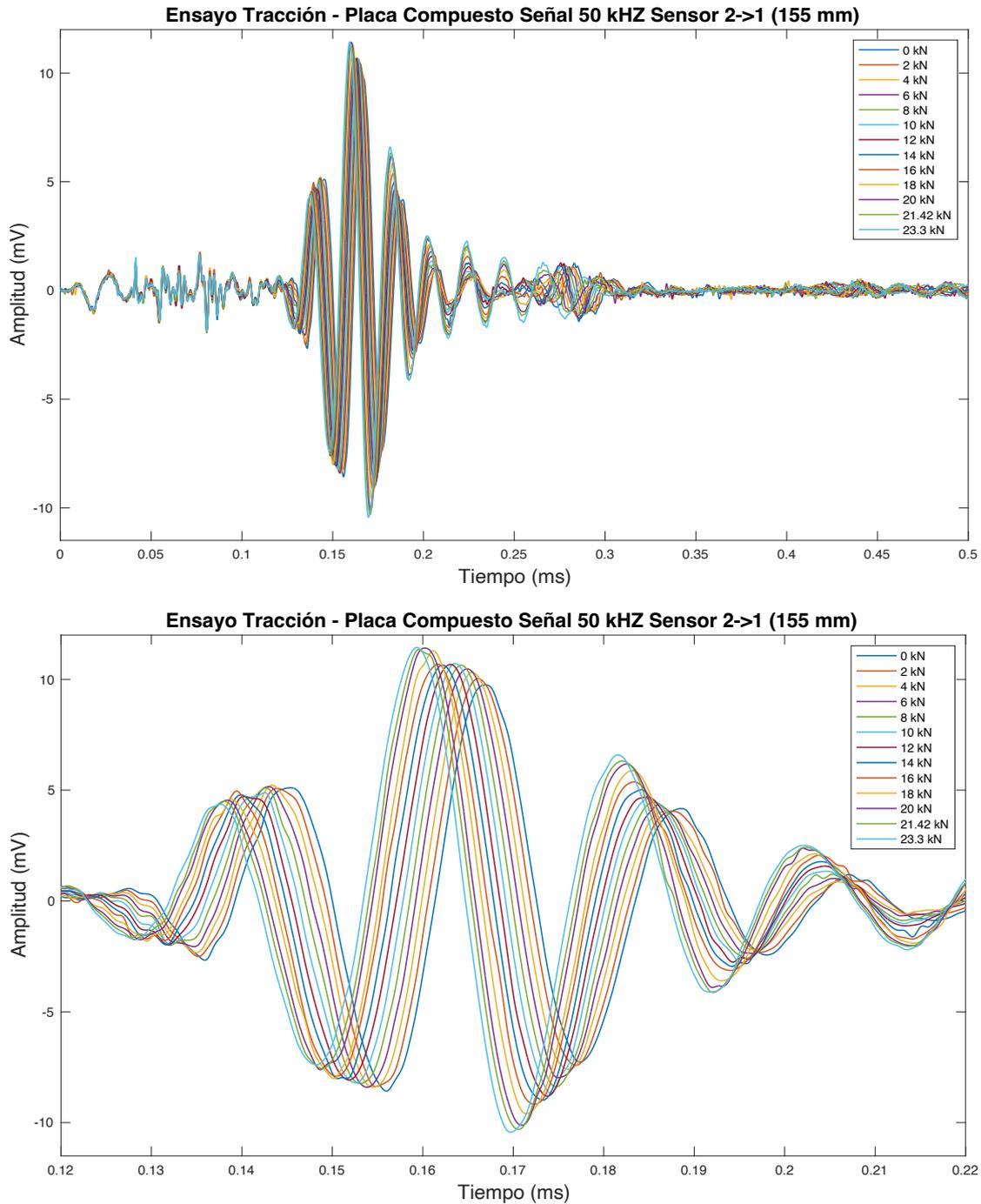


Ilustración 4-16: Resultados Ensayo Tracción Placa Compuesto a 50 kHz Sensor 2 -> 1 (155 mm).

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

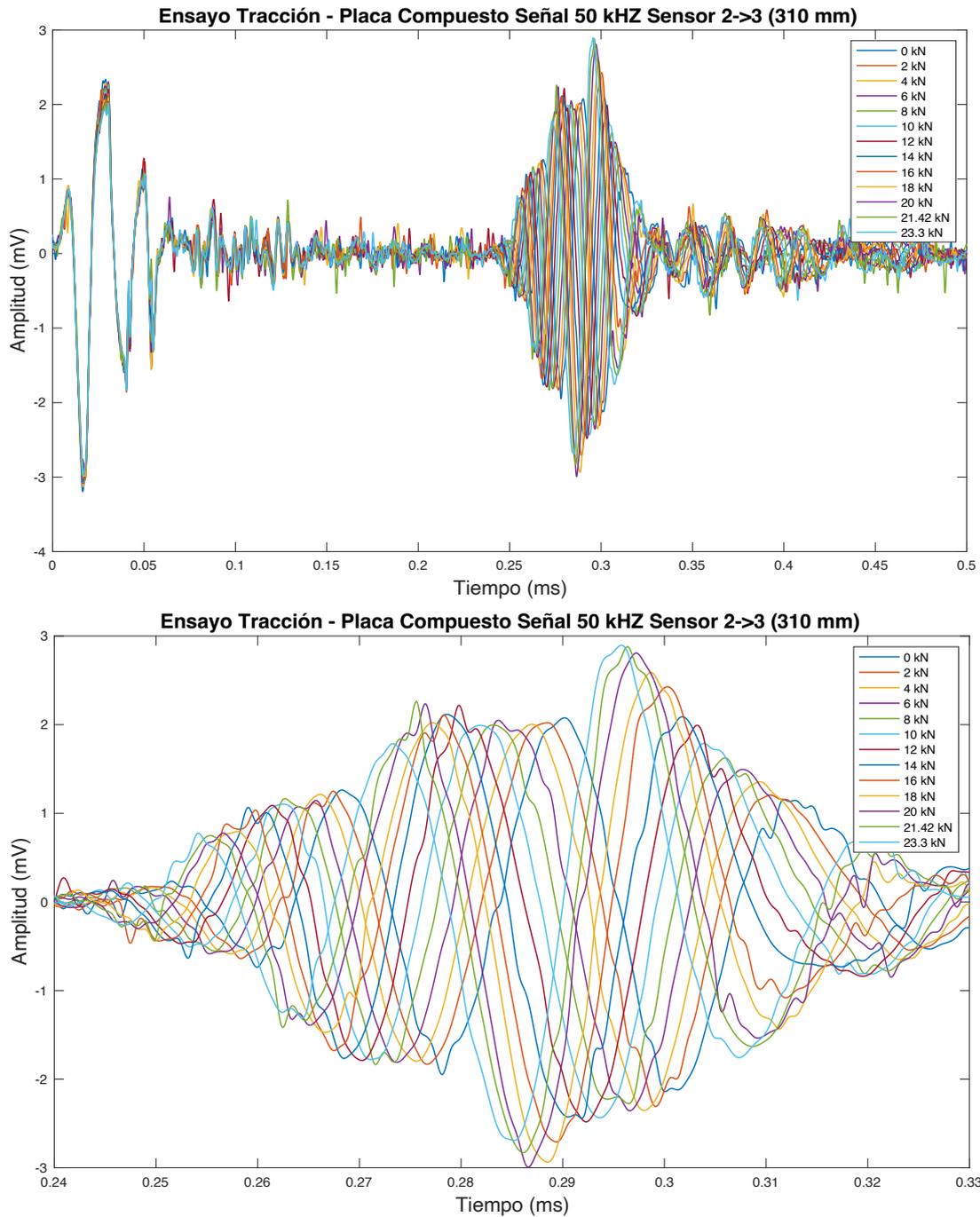


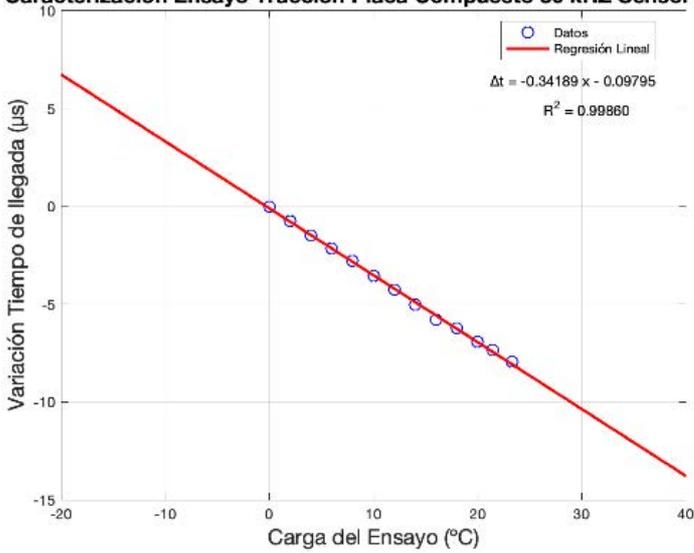
Ilustración 4-17: Resultados Ensayo Tracción Placa Compuesto a 50 kHz Sensor 2 -> 3 (310 mm).

El análisis de la variación del tiempo de llegada (Ilustración 4-18) para la placa de compuesto, no ha lugar a ninguna duda de que es lineal decreciente con la carga.

Al igual que para la placa de Aluminio, la variación de la amplitud (Ilustración 4-19) también presenta un comportamiento lineal, pero de carácter creciente.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Caracterización Ensayo Tracción Placa Compuesto 50 kHz Sensor 2->1



Caracterización Ensayo Tracción Placa Compuesto 50 kHz Sensor 2->3

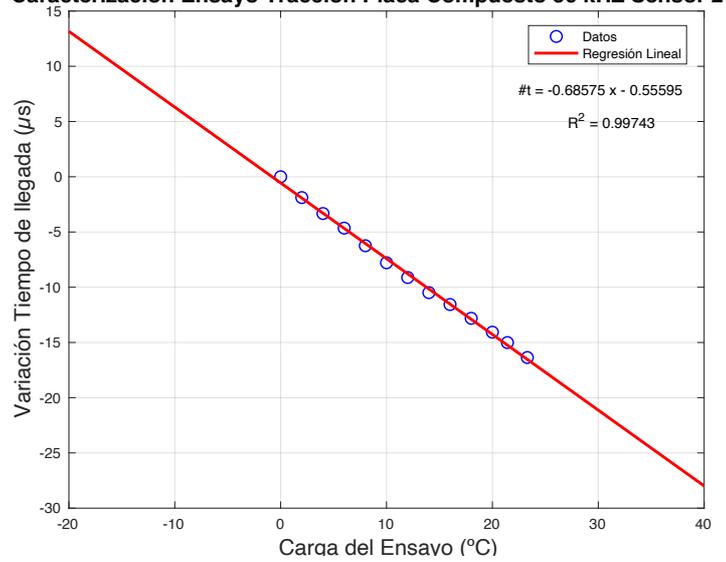
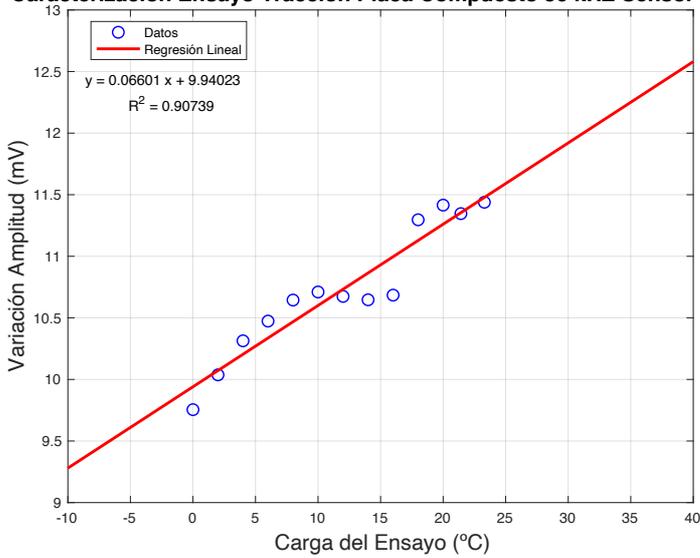


Ilustración 4-18: Variación tiempo llegada de la señal por efecto tracción en la placa Compuesto a 50 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

Caracterización Ensayo Tracción Placa Compuesto 50 kHz Sensor 2->1



Caracterización Ensayo Tracción Placa Compuesto 50 kHz Sensor 2->3

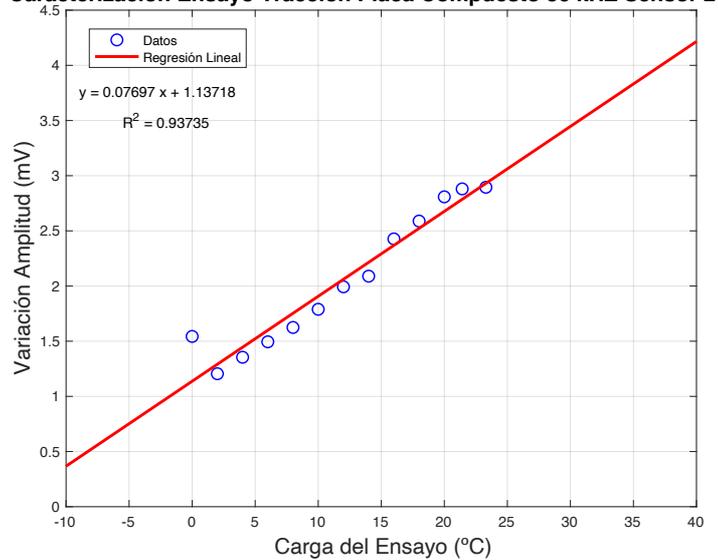


Ilustración 4-19: Variación amplitud de la señal por efecto tracción en la placa Compuesto a 50 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

4.4 ENSAYOS ADICIONALES

En este apartado se presentan los resultados disponibles en el departamento para estructuras de mayor complejidad. Estos resultados se presentan con el objetivo de confirmar si el comportamiento descrito anteriormente es extrapolable a otras estructuras y completar el análisis realizado

4.4.1 LIBIS (TÉRMICO)

Para el LIBIS (Ilustración 4-20) se disponen datos para los sensores 1 al 4, y se han escogido los caminos 1->2 y 1->3 para su análisis (Ilustración 4-21 e Ilustración 4-22).

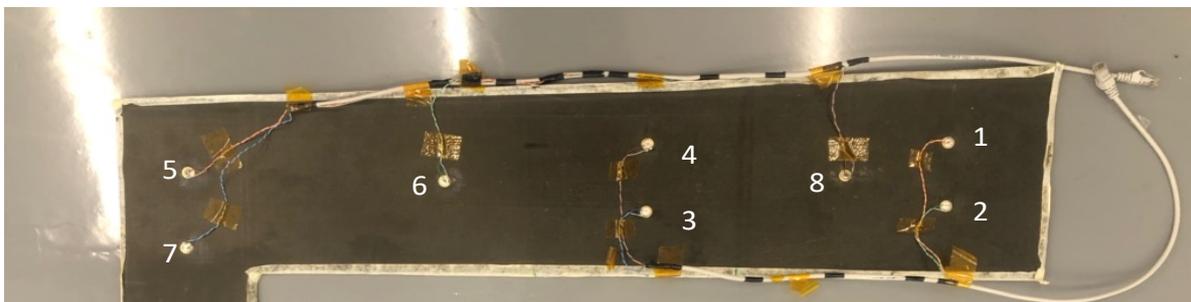


Ilustración 4-20: Disposición sensores extradós LIBIS.

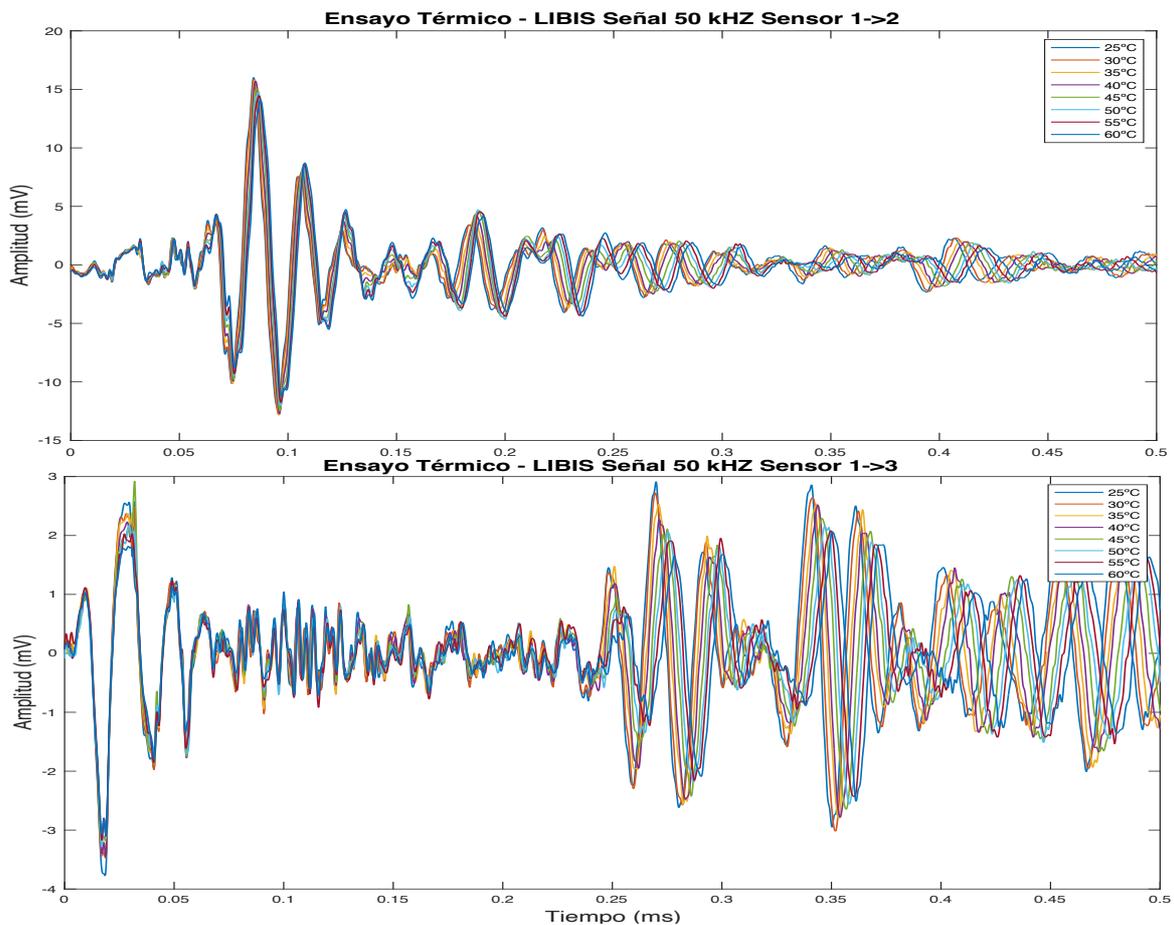


Ilustración 4-21: Señales recibidas sensores 1->2 y 1->3 del LIBIS.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

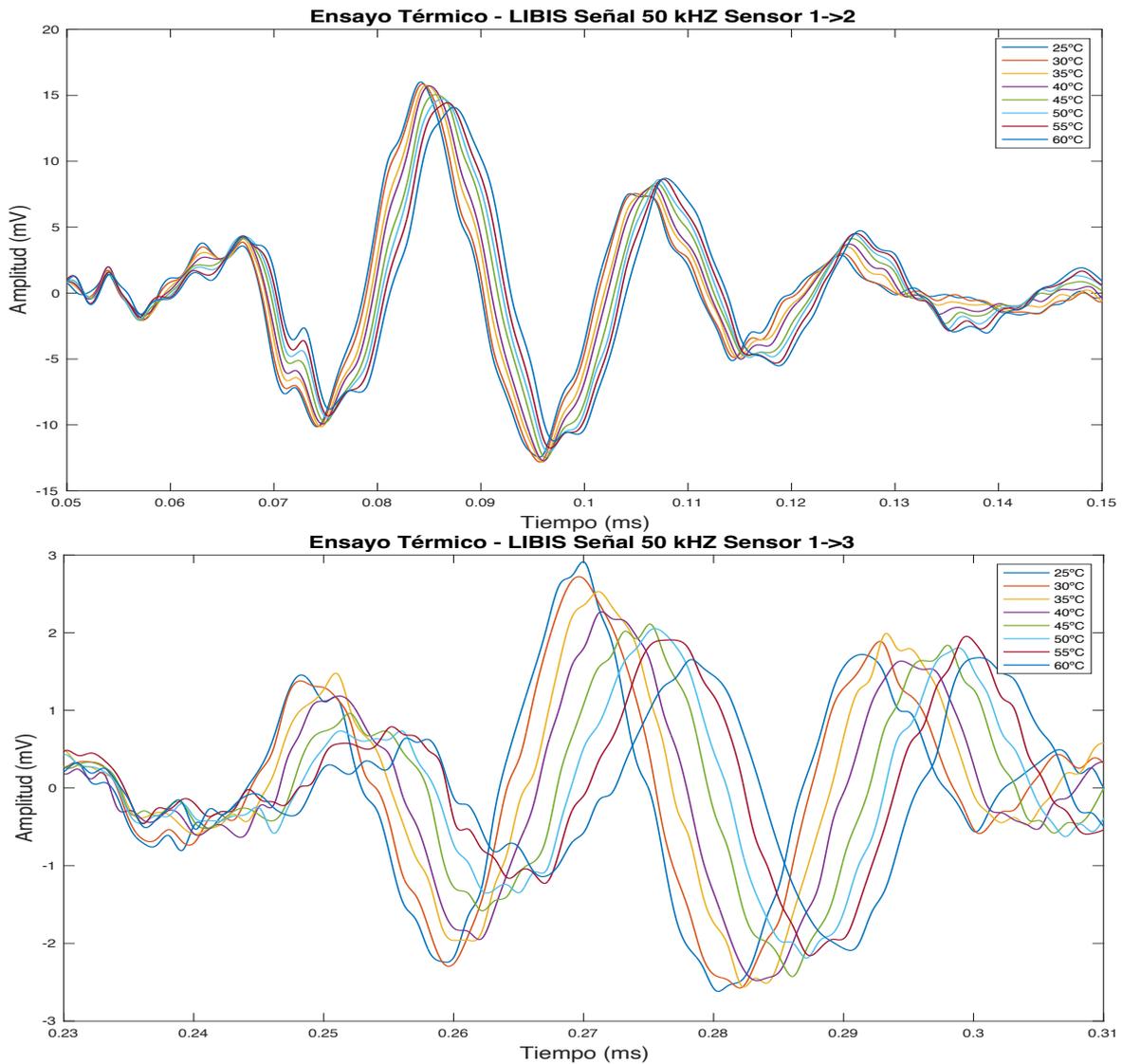


Ilustración 4-22: Detalle Señales recibidas sensores 1->2 y 1->3 del LIBIS.

En el caso del LIBIS los datos se corresponden para el caso de un ensayo térmico en el rango entre 25 y 60°C.

Si se comparan los resultados obtenidos con el LIBIS para la variación del tiempo de llegada (Ilustración 4-23 y de la amplitud (Ilustración 4-24) con los obtenidos para la placa de compuesto ensayada (Ilustración 4-10 e Ilustración 4-11), se observa que las tendencias descritas para la placa de material compuesto se correlaciona con los datos del LIBIS.

Al no disponer de datos a temperatura negativa, no se puede comparar el comportamiento de la amplitud a bajar temperaturas. Sin embargo, la tendencia lineal para los valores del caso caliente, hacen intuir la tendencia creciente para el rango de temperaturas negativas.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

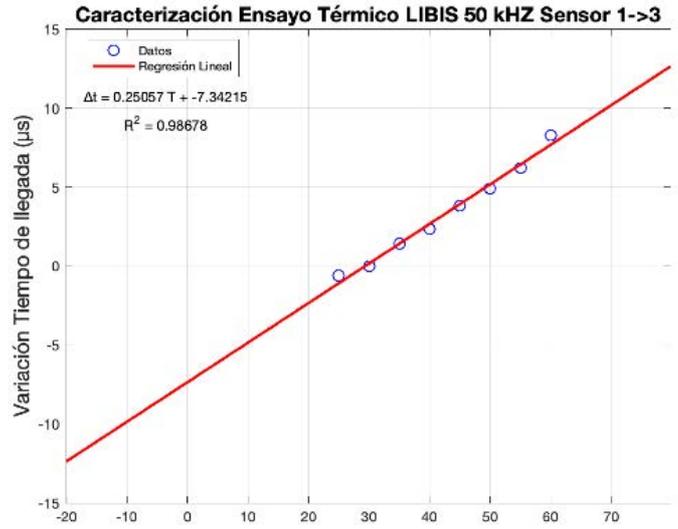
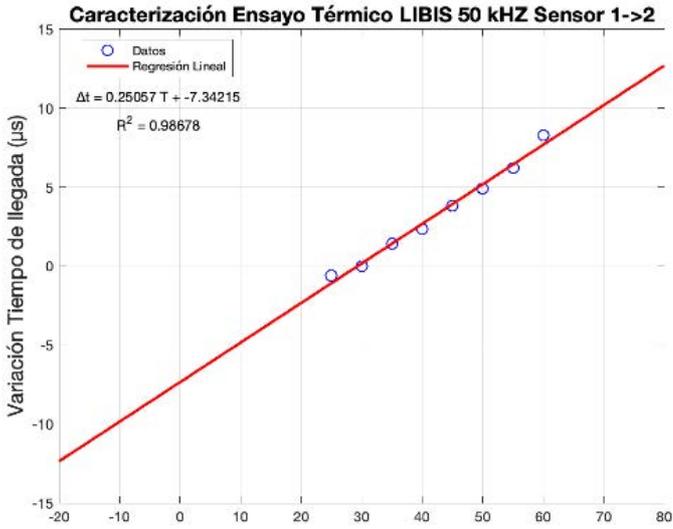


Ilustración 4-23: Variación tiempo llegada de la señal por efecto temperatura en el LIBIS a 50 kHz. Izquierda: Sensor 1->2. Derecha: Sensor 1->3

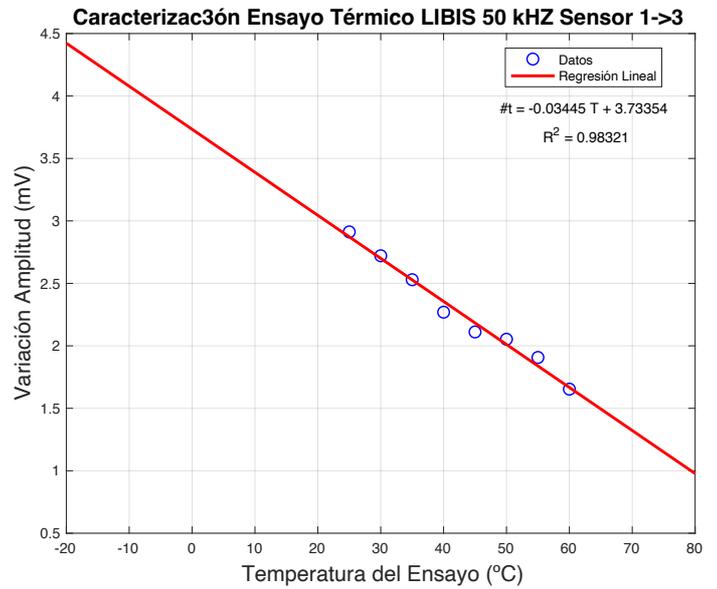
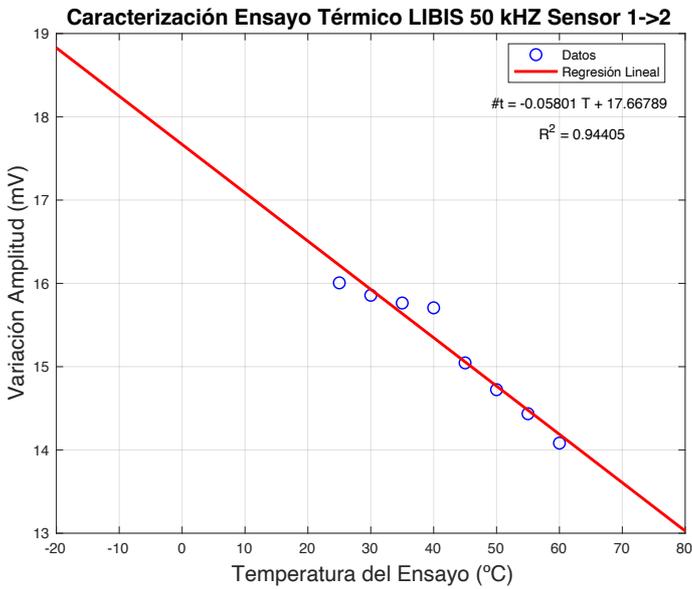


Ilustración 4-24: Variación amplitud de la señal por efecto temperatura en el LIBIS a 50 kHz. Izquierda: Sensor 2->1. Derecha: Sensor 2->3

4.4.2 PLACA BIAxIAL (TÉRMICO, TRACCIÓN, TÉRMICO + TRACCIÓN)

El departamento dispone de una serie de datos obtenidos a lo largo de los diferentes ensayos que ha realizado, en el que se incluye el estudio de una placa diseñada para analizar el comportamiento de las ondas de Lamb de forma biaxial.

En la Ilustración 4-25 se aprecia que el tratamiento de la señal se complica y aparecen rebotes de los distintos modos de propagación que pueden interferir en la placa. Esto obliga a analizar con detalle los tiempos de llegada de los modos y de los rebotes para estar seguros de la señal analizada. En nuestro caso, la distancia de los sensores es de 0,144 m y el tiempo de llegada del modo A0 es de 0,06ms que se corresponde con la primera señal recibida.

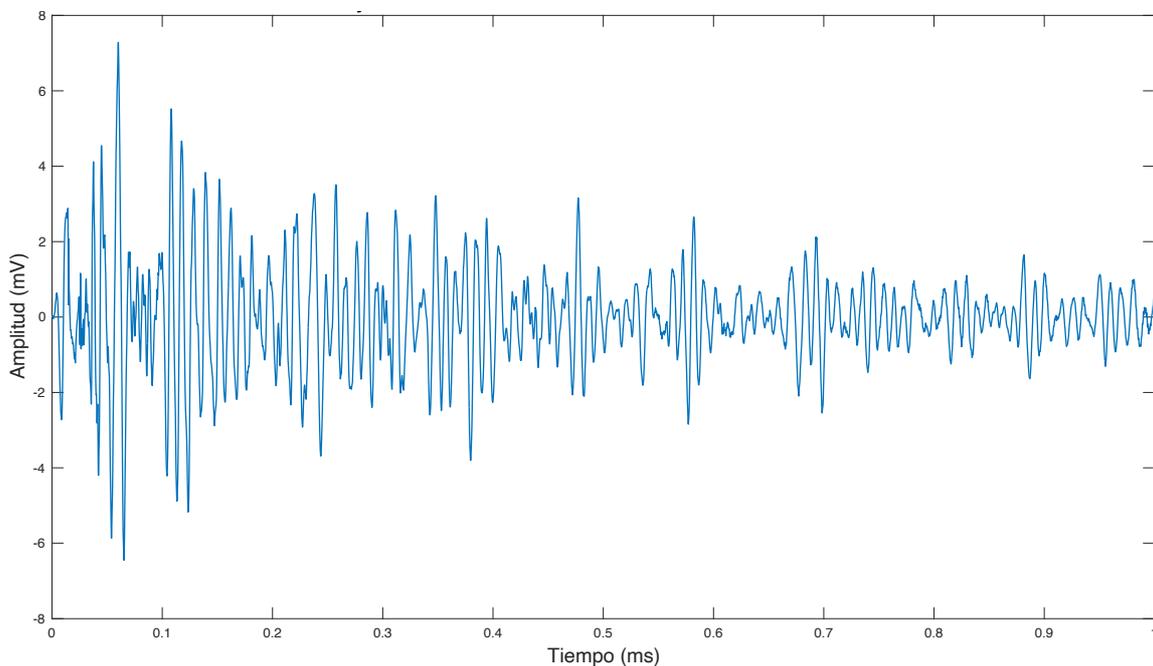
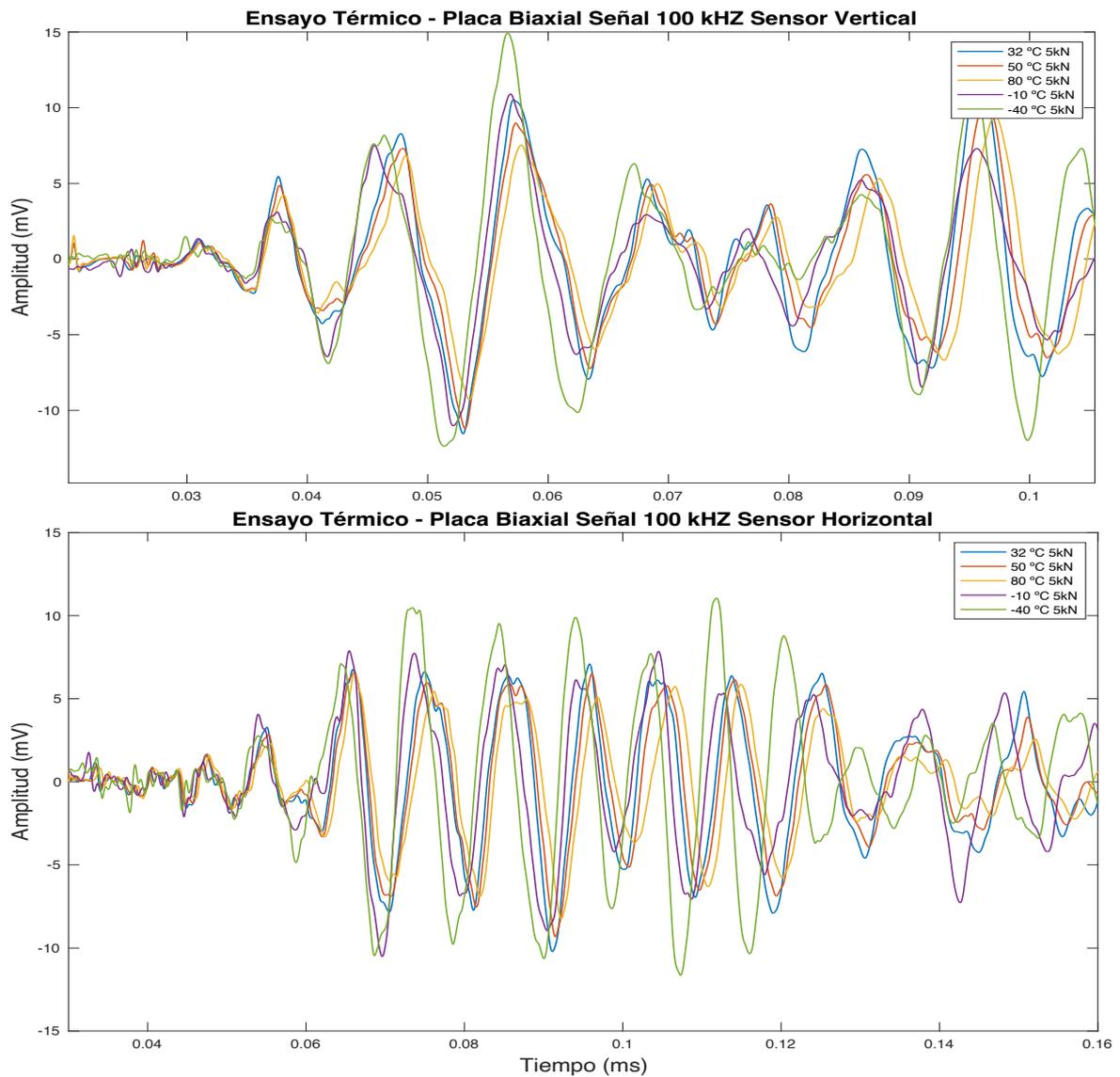


Ilustración 4-25: Ejemplo señal recibida Placa Biaxial

A continuación, se van a presentar los resultados de los análisis llevados a cabo para los datos de la placa biaxial en 3 casos:

- Análisis Térmico
- Análisis a Tracción
- Análisis combinado (Térmico + Tracción)

4.4.2.1 ANÁLISIS TÉRMICO



*Ilustración 4-26: Resultados Ensayo Térmico Placa Biaxial a 100 kHz:
Arriba: Sensor Vertical. Abajo: Sensor Horizontal*

Las señales presentadas en la Ilustración 4-26 se corresponden con el camino de sensores en la dirección longitudinal (vertical) y en la dirección transversal (horizontal).

El rango de temperaturas del ensayo es similar al empleado en los ensayos de las placas realizados a excepción del caso frío que alcanza los -40°C . Los casos fríos fueron realizados en una cámara climática de forma controlada mediante el uso de nitrógeno líquido.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Para comparar los datos con los de la placa de aluminio analizada, se analiza el tiempo de llegada de las señales y su amplitud.

La Ilustración 4-27 representa la variación del tiempo de llegada con la temperatura y se verifica que el comportamiento lineal creciente descrito en la Ilustración 4-6 para la placa de aluminio es correcto.

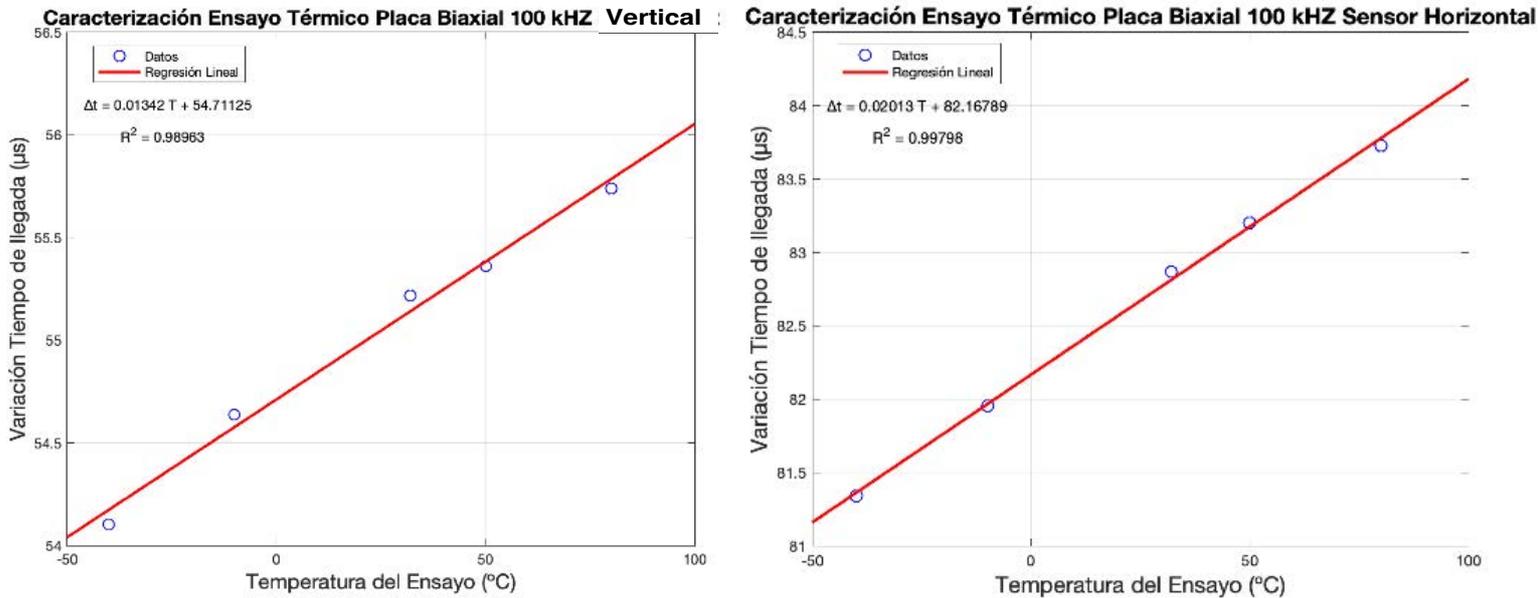


Ilustración 4-27: Variación tiempo llegada de la señal por efecto temperatura en la Placa Biaxial a 100 kHz. Izquierda: Sensor Vertical. Derecha: Sensor Horizontal

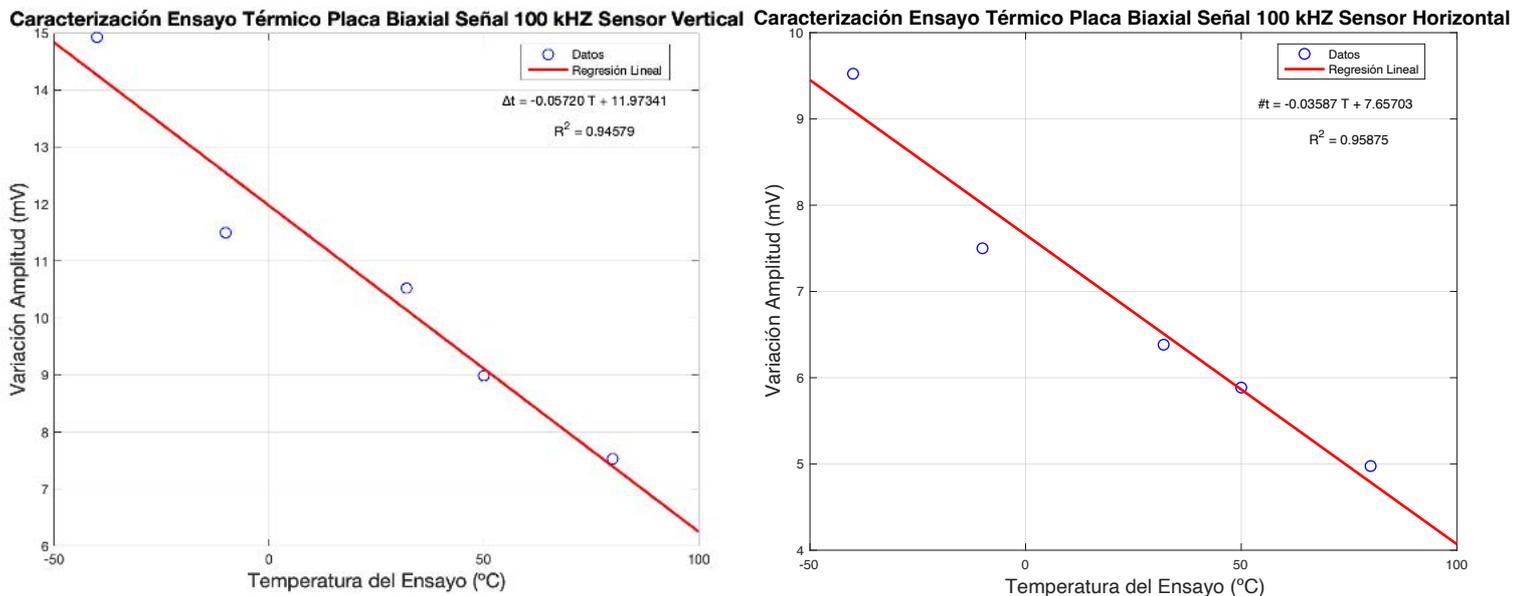


Ilustración 4-28: Variación amplitud de la señal por efecto temperatura en la Placa Biaxial a 100 kHz. Izquierda: Sensor Vertical. Derecha: Sensor Horizontal

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Los resultados obtenidos para la variación de la amplitud con la temperatura permiten analizar con mayor detalle el comportamiento a bajas temperaturas. En los resultados de la placa de aluminio (Ilustración 4-7) no quedaba completamente caracterizado el comportamiento de la amplitud con la temperatura, pero a la vista de los resultados para la placa biaxial (Ilustración 4-28) se pueden afirmar 2 cosas principalmente :

- La amplitud presenta un carácter lineal con la temperatura, aumenta a bajas temperaturas.
- Se confirma pues, la presencia de algún efecto no deseado en los ensayos realizados para las placas en el congelador .

4.4.2.2 ANÁLISIS A TRACCIÓN

Para el análisis a tracción se empleó un rango entre 5 kN y 90 kN. Al ser un ensayo biaxial, se podrá obtener más información relativo al comportamiento de las ondas de Lamb bajo estados de esfuerzos tanto longitudinal como transversalmente (Ilustración 4-29).

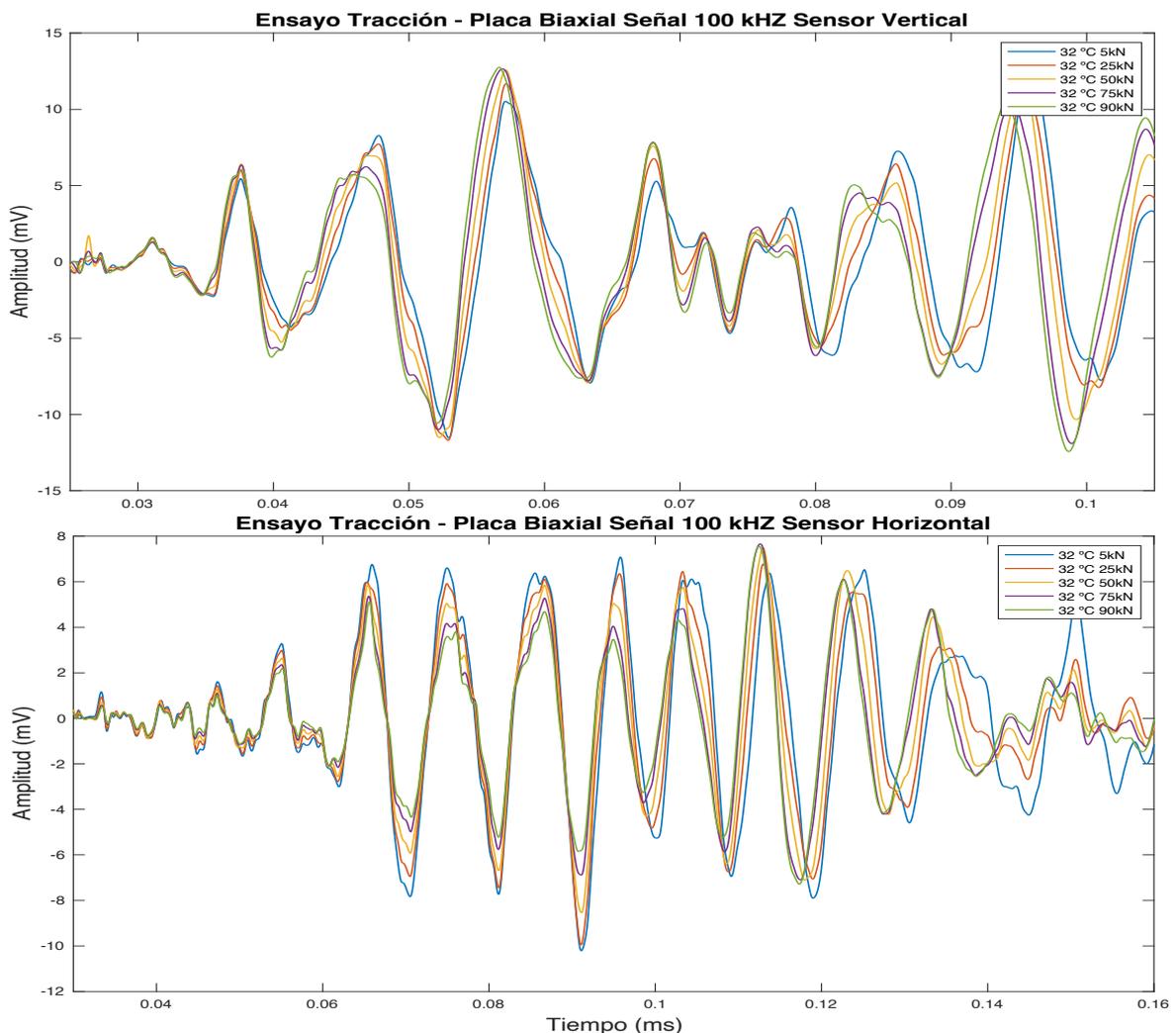
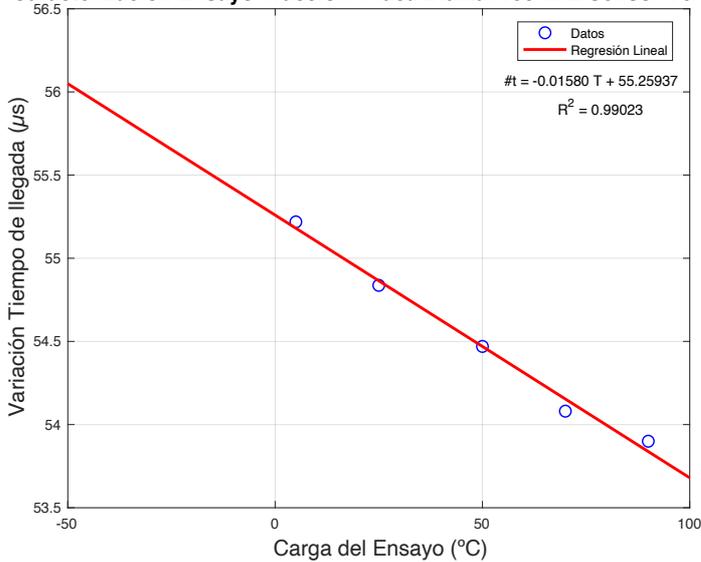


Ilustración 4-29: Resultados Ensayo Tracción Placa Biaxial a 100 kHz: Arriba: Sensor Vertical. Abajo: Sensor Horizontal

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Antes de representar los resultados del análisis para el tiempo de llegada y amplitud, se observa para las dos señales de la Ilustración 4-29 una diferencia de comportamiento.

Caracterización Ensayo Tracción Placa Biaxial 100 kHz Sensor Vertical



Caracterización Ensayo Tracción Placa Biaxial 100 kHz Sensor Horizontal

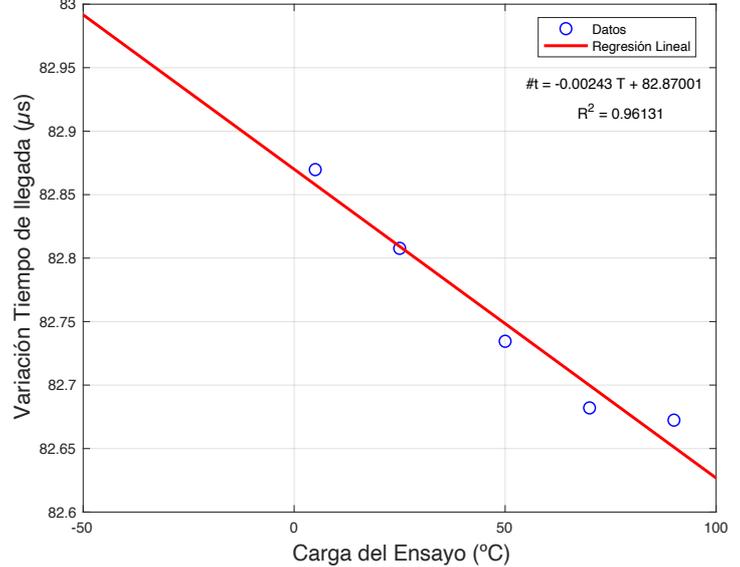
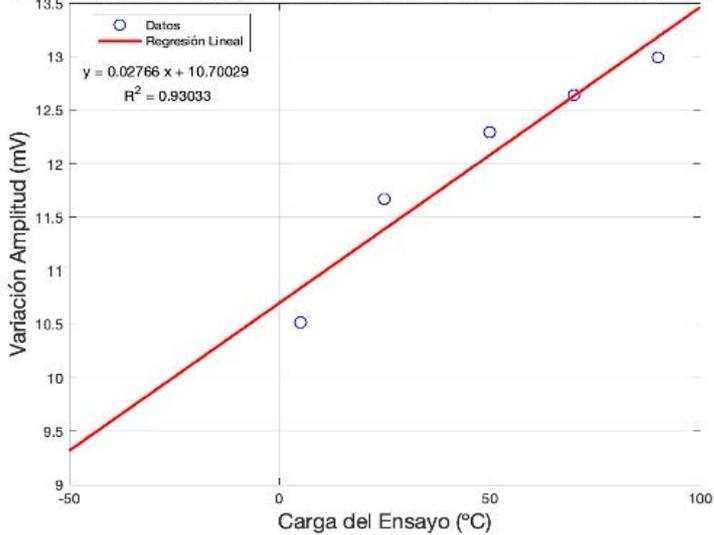


Ilustración 4-30: Variación tiempo llegada de la señal por efecto tracción en la Placa Biaxial a 100 kHz. Izquierda: Sensor Vertical. Derecha: Sensor Horizontal

Caracterización Ensayo Tracción Placa Biaxial 100 kHz Sensor Vertical



Caracterización Ensayo Tracción Placa Biaxial 100 kHz Sensor Horizontal

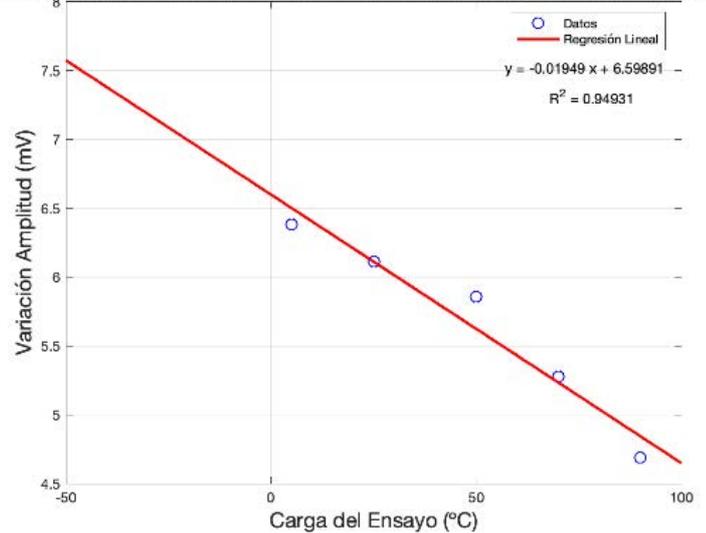


Ilustración 4-31: Variación tiempo llegada de la señal por efecto tracción en la Placa Biaxial a 100 kHz. Izquierda: Sensor Vertical. Derecha: Sensor Horizontal

Respecto a la variación del tiempo de llegada (Ilustración 4-30), se observa que en el sensor vertical a medida que se aumenta la carga, se adelanta la señal. En el sensor horizontal en cambio, aunque la tendencia es decreciente, si se observa la pendiente ésta es de un orden de magnitud inferior que la del vertical; la variación en el rango de estudio es de menos de 0.3°C.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

El otro efecto que se observa en la Ilustración 4-31, es la diferencia en el comportamiento de la amplitud. Esto es debido a que el sensor vertical se encuentra en tracción y el horizontal se encuentra en compresión debido al coeficiente de Poisson.

4.4.2.3 ANÁLISIS COMBINADO (TÉRMICO + TRACCIÓN)

Finalmente, se analizan los resultados para un estado combinado de temperatura y tracción. En este apartado únicamente se estudia el sensor vertical ya que faltan los datos correspondientes al sensor horizontal.

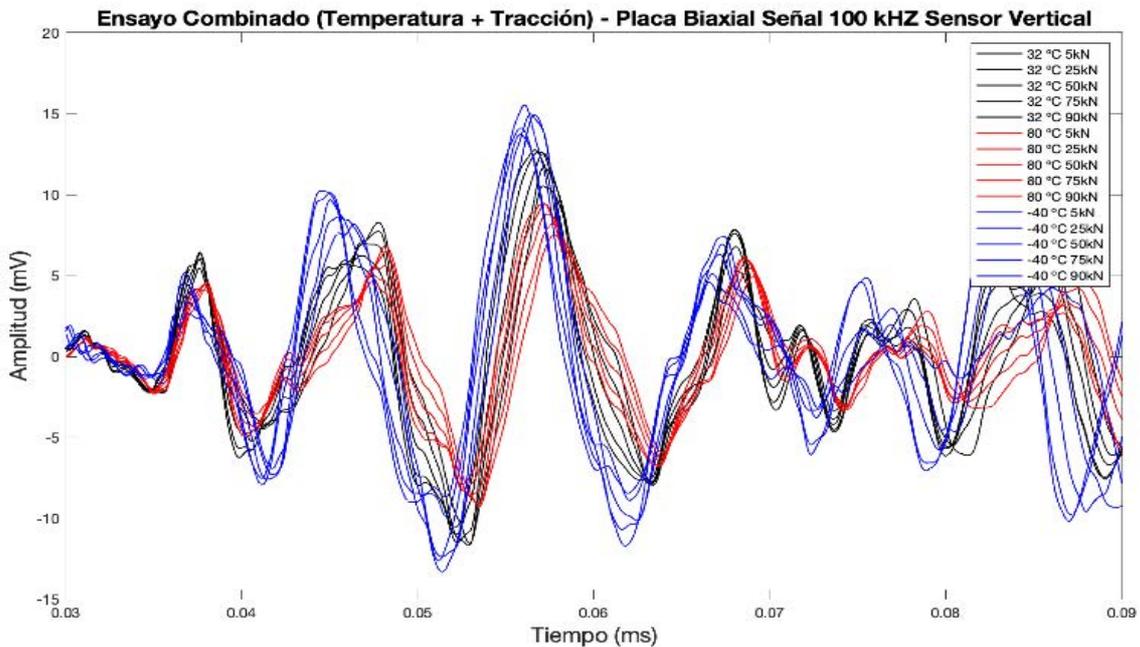


Ilustración 4-32: Resultados Ensayo Combinado Placa Biaxial a 100 kHz Sensor Vertical

La Ilustración 4-32 representa el conjunto de señales recibidas para diferentes estados de carga (5 kN a 90 kN) y diferentes temperaturas (-40 a 80°C). Solo se han representado los resultados de -40, 32 y 80°C para poder apreciar mejor las tendencias a simple vista.

El comportamiento con la temperatura y la carga se puede analizar en la Ilustración 4-33. Se han representado de manera conjunta las tendencias de -40, 32 y 80°C respecto a la aplicación de la carga a tracción para la variación del tiempo de llegada y la variación de amplitud.

En ambas gráficas se observa que, para las 3 temperaturas, las 3 tendencias presentan el mismo comportamiento lineal. Lo mismo se puede indicar para la temperatura, observando que las tendencias con la carga son prácticamente paralelas.

Caracterización de Efectos Térmicos y Mecánicos

Estos resultados son consistentes con los resultados obtenidos para el caso térmico y el de tracción para la placa de aluminio uniaxial ensayada, así como, obviamente, con los resultados obtenidos del caso térmico y de tracción de la propia placa Biaxial.

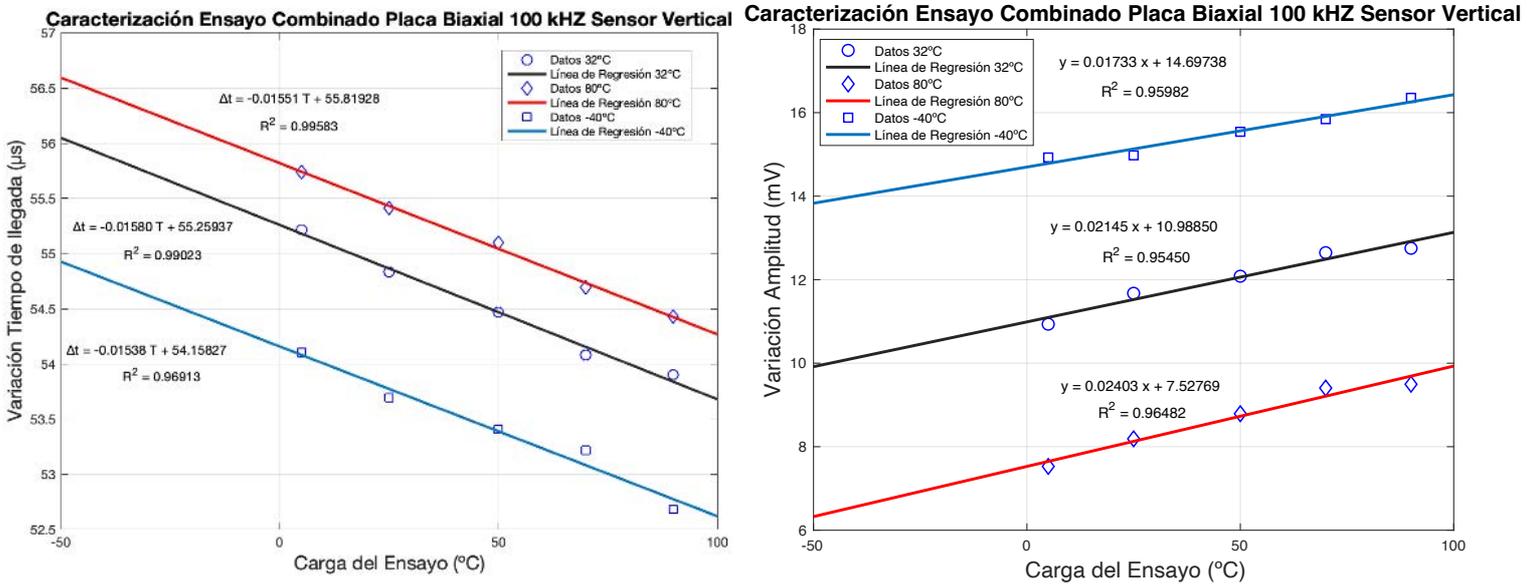


Ilustración 4-33: Variación parámetros de la señal por efecto combinado en la Placa Biaxial a 100 kHz. Sensor Vertical
Izquierda: Variación Tiempo Llegada. Derecha: Variación Amplitud señal.

5 CONCLUSIONES

De los resultados obtenidos a lo largo del presente trabajo, queda demostrada la importancia de los estudios referidos al efecto de las condiciones ambiente y de operación en el ámbito del SHM.

El uso de las ondas de Lamb como técnica de SHM para la detección del daño está ampliamente demostrada, pero requiere de un trabajo previo de análisis y de un conocimiento sobre la respuesta de las estructuras y de los equipos ante las influencias de la variación de la temperatura y la carga.

A lo largo del trabajo, se ha comprobado tanto para una placa plana de aluminio y otra de material compuesto las tendencias de comportamiento ante diferentes escenarios de temperatura y carga. Se han obtenido relaciones matemáticas entre los parámetros de la señal recibida (amplitud y tiempo de llegada) respecto de la temperatura y de la carga aplicada.

- Al aumentar la temperatura, ésta afecta al tiempo de llegada retrasando la recepción de las señales, mientras que también afecta a la amplitud de la señal reduciéndola.
- La aplicación de cargas a tracción afecta adelantando la llegada de la señal y amplificando la señal. En el caso de las cargas a compresión, el tiempo de llegada no se ve afectado, pero sí a la amplitud disminuyendo.

La aplicación de cargas obliga a replantear analíticamente las ecuaciones de Rayleigh-Lamb para conocer analíticamente las velocidades de propagación.

Los datos de los experimentos realizados han sido cotejados con resultados pertenecientes a estructuras más complejas y se ha comprobado que las tendencias son las mismas. Esto permite extrapolar los resultados para conocer el comportamiento de otro tipo de estructuras ante diferentes condiciones ambiente y de operación.

5.1 TRABAJOS FUTUROS

Es necesario continuar estudiando y caracterizando el comportamiento de estructuras más complejas con elementos rigidizadores que afecten a la propagación de ondas para determinar su influencia.

Es posible mejorar el estudio incluyendo ensayos de flexión y comprobar por ambas caras el comportamiento de las ondas de Lamb al presentar condiciones mixtas de tracción y compresión.

Conclusiones

También se debe profundizar en los ensayos a baja temperatura pues representan una parte importante de las condiciones de operación de los aviones durante el vuelo.

Los equipos de medida también requieren de especial atención pues, son los responsables de generar y obtener las señales. Para continuar mejorando el análisis, es necesario disponer de una mayor tasa de adquisición y poder garantizar el muestreo de las señales.

Finalmente ha resultado interesante observar la posibilidad de diseñar un sistema para, desacoplar los efectos de carga y temperatura una vez caracterizado su comportamiento. Esto abre la puerta a generar algoritmos de compensación ambos efectos de forma simultánea permitiendo después aplicar técnicas de detección de daño.

6 BIBLIOGRAFÍA

- [1] SAE, «SAE International Recommended Practice, Guidelines for Implementation of Structural Health Monitoring on Fixed Wing Aircraft, SAE Standard ARP6461A.», <https://doi.org/10.4271/ARP6461A>.
- [2] A. Güemes, A. Fernandez-Lopez, A. R. Pozo, y J. Sierra-Pérez, «Structural Health Monitoring for Advanced Composite Structures: A Review», *Journal of Composites Science*, vol. 4, n.º 1, 2020, doi: 10.3390/jcs4010013.
- [3] A. Fernández, «Apuntes Asignatura Materiales y Producción Avanzada del Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica.», ETSI Aeronáutica y del Espacio, Universidad Politécnica de Madrid.
- [4] A. Rytter, R. Brincker, y L. P. Hansen, «Vibration Based Inspection of Civil Engineering Structures», 1993. [En línea]. Disponible en: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:110112123>
- [5] C. R. Farrar y K. Worden, «An introduction to structural health monitoring», *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 365, n.º 1851, pp. 303-315, feb. 2007, doi: 10.1098/rsta.2006.1928.
- [6] H.-P. Chen y Y.-Q. Ni, «Introduction to Structural Health Monitoring», 2018, pp. 1-14. doi: 10.1002/9781119166641.ch1.
- [7] A. K. Abdelrazaq, «Validating the Structural Behavior and Response of Burj Khalifa: Synopsis of the Full Scale Structural Health Monitoring Programs», 2012. [En línea]. Disponible en: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:41662619>
- [8] M. Pieraccini, «Monitoring of Civil Infrastructures by Interferometric Radar: A Review», *ScientificWorldJournal*, vol. 2013, p. 786961, jul. 2013, doi: 10.1155/2013/786961.
- [9] S. Buontempo et al., «FOS in CMS detector at CERN», 2010.
- [10] Terry Tamutus, «Structural Health Monitoring Case Studies from In-Service Structures. 5th International CANDU In-Service Inspectional Workshop in conjunction with the NDT in Canada 2014 Conference», *e-Journal of Nondestructive Testing*, vol. 19, n.º 7, 2014.
- [11] W. L. Richards y E. Madaras, «NASA Applications of Structural Health Monitoring Technology», 2013.
- [12] A. Güemes y A. Fernandez-Lopez, «Structural health monitoring with fiber optic sensors», en *23rd International Conference on Optical Fibre Sensors*, J. M. López-Higuera, J. D. C. Jones, M. López-Amo, y J. L. Santos, Eds., SPIE, 2014, p. 91579R. doi: 10.1117/12.2057534.

Bibliografía

- [13] A. Güemes, «SHM Technologies and Applications in Aircraft Structures», International Symposium on NDT in Aerospace, 13-15th November 2013, Singapore, vol. 18, n.º 12, 2013, [En línea]. Disponible en: <https://www.ndt.net/?id=14976>
- [14] R. Dalton, P. Cawley, y M. Lowe, «The Potential of Guided Waves for Monitoring Large Areas of Metallic Aircraft Fuselage Structure», J Nondestr Eval, vol. 20, pp. 29-46, jul. 2001, doi: 10.1023/A:1010601829968.
- [15] M. G. Marilyn Philibert Kui Yao y C. Soutis, «Lamb waves-based technologies for structural health monitoring of composite structures for aircraft applications», European Journal of Materials, vol. 2, n.º 1, pp. 436-474, 2022, doi: 10.1080/26889277.2022.2094839.
- [16] H. S. Lamb, «On waves in an elastic plate», Proceedings of The Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, vol. 93, pp. 114-128, 1917, [En línea]. Disponible en: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:120908933>
- [17] B. N. Pavlakovic, M. Lowe, O. Alleyne, y P. Cawley, «DISPERSE: A GENERAL PURPOSE PROGRAM FOR CREATING DISPERSION CURVES», 1997. [En línea]. Disponible en: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:73562231>
- [18] A. Huber, «The Dispersion Calculator - a free software for calculating dispersion curves of guided waves», e-Journal of Nondestructive Testing, vol. 29, n.º 6, jun. 2024, doi: 10.58286/29894.
- [19] A. Keshmiry, S. Hassani, M. Mousavi, y U. Dackermann, «Effects of Environmental and Operational Conditions on Structural Health Monitoring and Non-Destructive Testing: A Systematic Review», Buildings, vol. 13, n.º 4, p. 918, mar. 2023, doi: 10.3390/buildings13040918.
- [20] A. J. Croxford, J. Moll, P. D. Wilcox, y J. E. Michaels, «Efficient temperature compensation strategies for guided wave structural health monitoring», Ultrasonics, vol. 50, n.º 4, pp. 517-528, 2010, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ultras.2009.11.002>.
- [21] I. C. Gong, Y. U. Jun, y J. S. Park, «Temperature Compensation Method of Lamb waves on Composite Plate using First Arrival Wave», J Phys Conf Ser, vol. 1509, n.º 1, p. 012018, abr. 2020, doi: 10.1088/1742-6596/1509/1/012018.
- [22] S.-J. Lee, N. Gandhi, J. Michaels, y T. Michaels, «Comparison of the Effects of Applied Loads and Temperature Variations on Guided Wave Propagation», AIP Conf. Proc., vol. 1335, jul. 2011, doi: 10.1063/1.3591854.
- [23] S. Ha, K. Lonkar, A. Mittal, y F.-K. Chang, «Adhesive Layer Effects on PZT-induced Lamb Waves at Elevated Temperatures», Struct Health Monit, vol. 9, n.º 3, pp. 247-256, may 2010, doi: 10.1177/1475921710365267.

Bibliografía

- [24] J. Garcia Alonso, «Monitorización de estructuras aeronáuticas mediante técnicas de inteligencia artificial», ETSI Aeronáuticos - Universidad Politécnica de Madrid, 2016.
- [25] X. Qing, H.-L. Chan, S. Beard, T. Ooi, y S. Marotta, «Effect of adhesive on the performance of piezoelectric elements used to monitor structural health», *Int J Adhes Adhes*, vol. 26, pp. 622-628, jul. 2006, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2005.10.002.
- [26] A. J. Brunner, «A Review of Approaches for Mitigating Effects from Variable Operational Environments on Piezoelectric Transducers for Long-Term Structural Health Monitoring», *Sensors*, vol. 23, n.º 18, p. 7979, sep. 2023, doi: 10.3390/s23187979.
- [27] G. Konstantinidis, B. W. Drinkwater, y P. D. Wilcox, «The temperature stability of guided wave structural health monitoring systems», *Smart Mater Struct*, vol. 15, n.º 4, pp. 967-976, ago. 2006, doi: 10.1088/0964-1726/15/4/010.
- [28] J. B. Harley y J. M. F. Moura, «Scale transform signal processing for optimal ultrasonic temperature compensation», *IEEE Trans Ultrason Ferroelectr Freq Control*, vol. 59, n.º 10, pp. 2226-2236, 2012, doi: 10.1109/TUFFC.2012.2448.
- [29] Y. Wu, F. Liu, X. Wang, y W. Du, «Analysis of Guided Waves Dispersion and Acoustoelastic Effect in Stressed Waveguides by Eigenfrequency Method and Experimental Study», *Russian Journal of Nondestructive Testing*, vol. 55, pp. 817-826, jul. 2019, doi: 10.1134/S106183091911010X.
- [30] F. Chen y P. Wilcox, «The effect of load on guided wave propagation», *Ultrasonics*, vol. 47, pp. 111-122, jul. 2008, doi: 10.1016/j.ultras.2007.08.003.
- [31] J. Michaels, N. Gandhi, y S.-J. Lee, «Acoustoelastic lamb waves and implications for structural health monitoring», 2011, pp. 91-117. doi: 10.1142/9789814340724_0004.
- [32] N. Gandhi, J. Michaels, y S.-J. Lee, «Acoustoelastic Lamb wave propagation in biaxially stressed plates», *J Acoust Soc Am*, vol. 132, pp. 1284-1293, jul. 2012, doi: 10.1121/1.4740491.
- [33] National Instruments, «National Instruments PXIe-6356 Specifications», National Instruments. Accedido: 12 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: PXIe-6356 and USB-6356 Specifications
- [34] «PZT 7BB 12 9-792750 Datasheet». Accedido: 12 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: https://eu.mouser.com/datasheet/2/281/7BB_12_9-792750.pdf
- [35] A. Güemes, «Structural Health Monitoring: Concepts and Procedures», en *Smart Structures: Applications and Related Technologies*, A. Suleman, Ed., Vienna: Springer Vienna, 2001, pp. 313-321. doi: 10.1007/978-3-7091-2686-8_22.

Bibliografía

- [36] T. Kundu, Ultrasonic nondestructive evaluation : engineering and biological material characterization. CRC Press, 2004.
- [37] C. Boller, F. Chang, y Y. Fujino, Eds., Encyclopedia of Structural Health Monitoring. Wiley, 2009. doi: 10.1002/9780470061626.
- [38] Y. Liu y S. Nayak, «Structural Health Monitoring: State of the Art and Perspectives», JOM, vol. 64, n.º 7, pp. 789-792, 2012, doi: 10.1007/s11837-012-0370-9.
- [39] H. Sohn, C. R. Farrar, F. M. Hemez, y J. J. Czarnecki, A review of structural health monitoring literature : 1996-2001. 2002.
- [40] National Instruments, «Adquirir una Señal Analógica: Ancho de Banda, Teorema de Muestreo de Nyquist y Aliasing». Accedido: 12 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.ni.com/es/shop/data-acquisition/measurement-fundamentals/analog-fundamentals/acquiring-an-analog-signal--bandwidth--nyquist-sampling-theorem-.html>

Todos los enlaces han sido revisados a fecha Viernes 12 de Julio de 2024

7 ANEXOS

7.1 ESTRUCTURA DEL SOFTWARE DE CONTROL DEL CHASSIS

A diferencia de otros equipos comerciales que disponen de un software propio integrado con el equipo y que se desconoce el funcionamiento interno y filtros que aplica, se decidió desarrollar un software propio basado en Matlab que permitiera la generación y adquisición de señales de forma controlada.

El software se divide en 1 programa principal y 6 submódulos (Ilustración 7-1) encargados de las diferentes tareas durante la interrogación.



Ilustración 7-1: Esquema software Chassis NI PXIe-1073 desarrollado en el departamento de Materiales y Producción Aeroespacial de la ETSI Aeronáutica y del Espacio.

SHM_CHASSIS_CONTROL_MODULE. Es el software principal encargado de recibir todos los parámetros de los dispositivos conectados para realizar la interrogación de forma controlada. Se establecen las conexiones con el ordenador y se definen el número de sensores y nombre del fichero que se va a generar. A continuación, llama al resto de módulos para desarrollar el resto de las tareas:

1. **SHM_DAQ_ACTIVE_READ_PARAMETERS.** Lee los parámetros necesarios de un fichero CSV para la generación del pulso de interrogación: Rango de frecuencias de trabajo, Voltaje, Tipo de Burst, Ventana de Adquisición, Averaging y Tasa de Muestreo.
2. **SHM_CHASSIS_ACTIVE_CONTROL_SUBMODULE.** Ordena la información obtenida y a partir de los escenarios leídos, se encarga de gestionar la información con el resto de los submódulos.

3. **SHM_DAQ_ACTIVE_GENINTERROGATION_PATTERN.** A partir del número de sensores empleados, se generan todas las combinaciones (patrones) de interrogación posibles entre ellos.
4. **SHM_DAQ_ACTIVE_CHASSIS_SWITCH_CONTROL.** Conocidos los patrones para la interrogación, se encarga de ordenar la conmutación de los canales de la matriz de Pickering.
5. **SHM_DAQ_ACTIVE_CHASSIS_INTERROGATOR.** Es el responsable de generar la señal de interrogación acorde a los parámetros definidos. Crea un tren de pulsos con la señal para realizar varias mediciones en función del averaging indicado.
6. **SHM_DAQ_ACTIVE_CHASSIS_DATA_FORMATTING.** Controla la gestión y formato de los datos recibidos estructurándolos para permitir realizar luego el postproceso de la señal.

7.2 FUNCIONAMIENTO SOFTWARE DISPERSION CALCULATOR [18]

A continuación, se presenta la interfaz del software empleado para la obtención de las curvas de dispersión del Aluminio (Isótropos) y del Material Compuesto (Anisótropos)

- **Editor de materiales** (Ilustración 7-2): El software cuenta una amplia base de datos de materiales para obtener sus curvas de dispersión. Para materiales comunes isótropos como el Aluminio, no hace falta modificarlos. Sin embargo, para los materiales compuestos dado su carácter anisótropo, es necesario definirlos manualmente a través de sus propiedades.

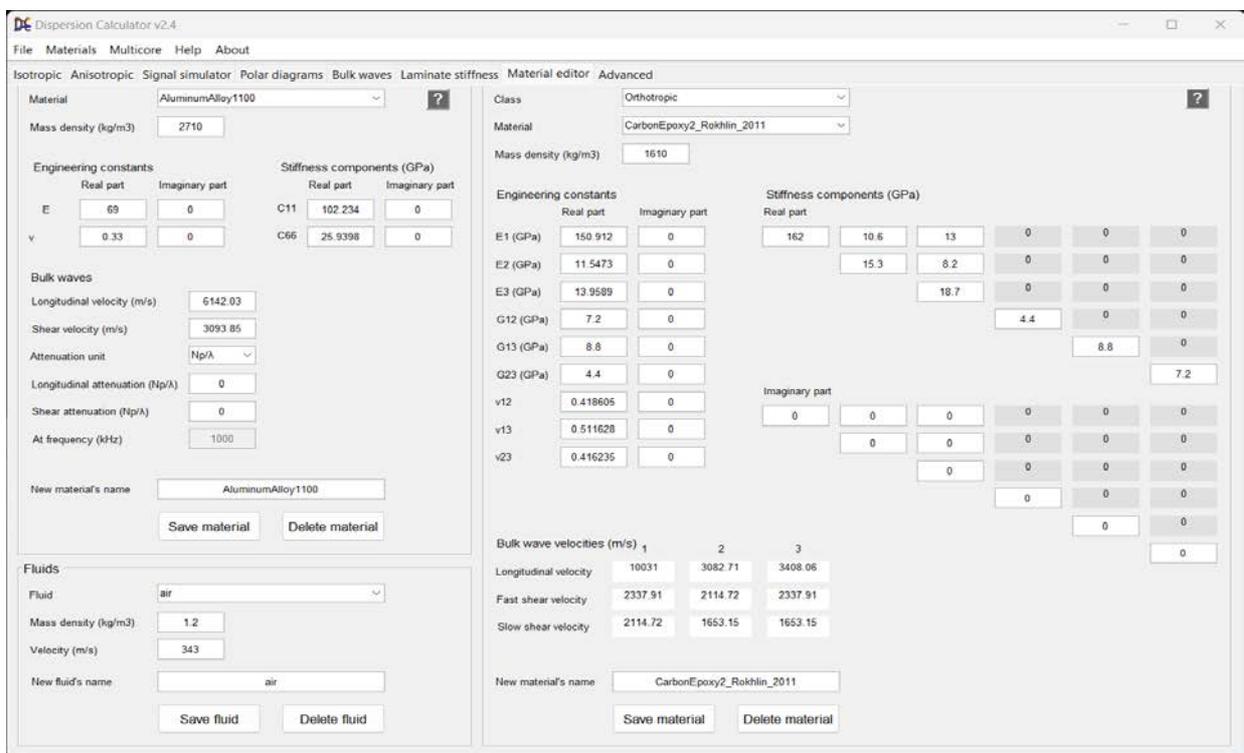


Ilustración 7-2: Pestaña edición/creación de materiales. Software Dispersion Calculator [18]

- **Obtención Curvas Materiales Isótropos** (Ilustración 7-3): Una vez definido el material, desde esta pestaña se introducen los parámetros de la placa y el rango de frecuencias de estudio. Una vez finaliza el software, te presenta las curvas de velocidad de fase y de grupo para tus datos. El tiempo de cálculo es inmediato.
- **Obtención Curvas Materiales Anisótropos** (Ilustración 7-4): Similar a la pestaña de materiales isótropos, se definen los parámetros de la placa. Incluye un módulo para crear laminados en función del material elegido. Los tiempos de computación siguen siendo inmediatos.

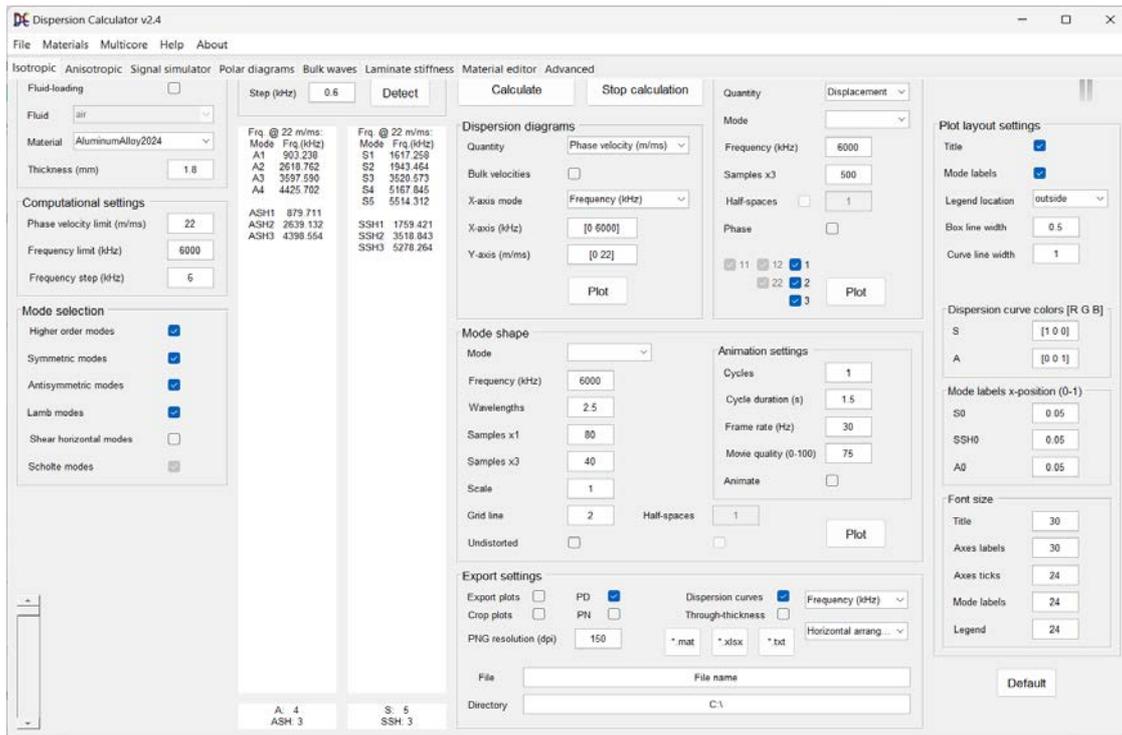


Ilustración 7-3: Vista pestaña obtención curvas de dispersión materiales isotrópicos. Software Dispersion Calculator [18]

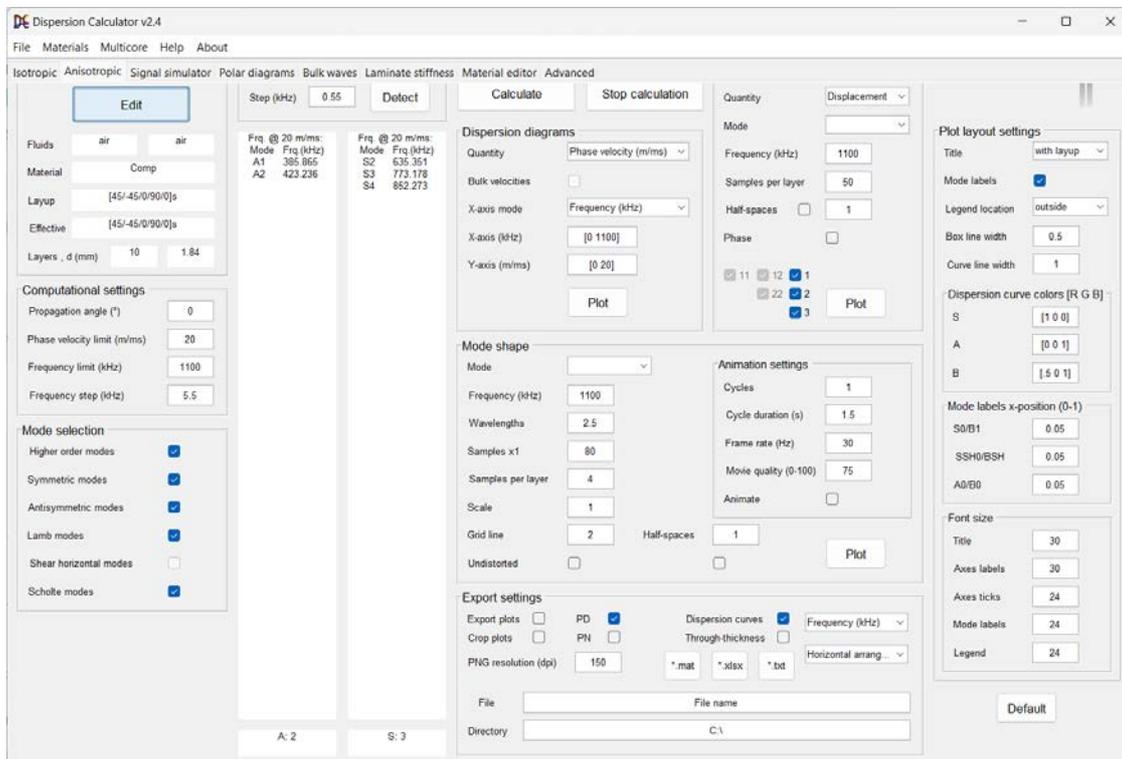


Ilustración 7-4: Vista pestaña obtención curvas de dispersión materiales anisótropos. Software Dispersion Calculator [18]

7.3 PROCEDIMIENTO PARA LA INSTALACIÓN DE PIEZOELÉCTRICOS

Un aspecto fundamental para la generación de las ondas de Lamb mediante piezoeléctricos es adherirlos correctamente a la superficie. Para ello se ha seguido el siguiente procedimiento para maximizar el resultado:

1. Marcar la posición del sensor con marcador blanco.
2. Cubrir la zona donde se va a instalar el sensor con cinta azul, como protección de la pieza, dejando unos 2 mm desde el contorno del PTZ.
3. Lijar el área y limpiar con alcohol isopropílico.
4. Recortar una lámina de acetado (con la forma aproximada del sensor); lijar por ambas caras; y, por último, limpiar con alcohol isopropílico.
5. Aplicar cianocrilato en el acetado y pegar mediante unas pinzas en la zona de instalación.
6. Presionar la lámina de acetato durante unos instantes con una lámina de teflón hasta que esté seca.
7. Asegurarse de que la lámina de acetato esté bien pegada y no contiene burbujas en su interior.
8. Lijar de nuevo la superficie del acetato pegado y limpiar con alcohol.
9. Lijar la base del PTZ y limpiar con alcohol.
10. Colocar el PTZ sobre un trozo de cinta azul o similar, aplicar cianocrilato y pegar sobre la lámina de acetato limpia.
11. Presionar durante unos instantes.
12. Asegurarse de que ha rebotado un poco de cianocrilato por los bordes del PZT, garantizando así un adhesivo adecuado. En caso contrario, puede que falte adhesivo.

IMPORTANTE: Una vez colocados los sensores correspondientes, es necesario volver a medir la posición real de cada uno de ellos.