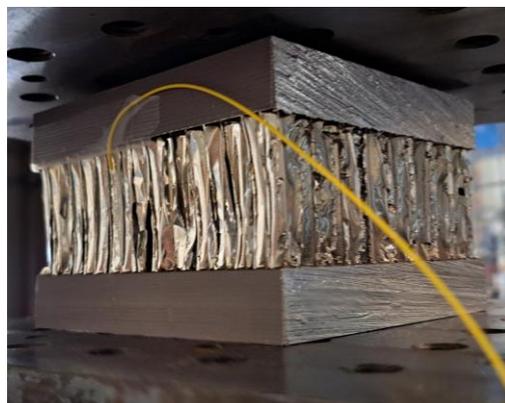


MÁSTER UNIVERSITARIO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA ESPACIAL

TRABAJO FIN DE MASTER

SENSOR ÓPTICO MULTI-PARÁMETRO BASADO EN EL EFECTO DE ACOPLAMIENTO DE MODOS EN FIBRAS MULTINÚCLEO DE ÍNDICE ASIMÉTRICO PARA MONITORIZACIÓN DE ESTRUCTURAS AEROESPACIALES



Estudiante: Montero, Sáenz, Ander

Director/Directora: Arrizabalaga Uriarte, Oskar

Curso: 2022-2023

Fecha: Bilbao, 19, julio, 2023

RESUMEN

Este Trabajo Fin de Máster (TFM), Sensor óptico multiparámetro basado en el efecto de acoplamiento de modos en fibras multinúcleo de índice asimétrico para monitorización de estructuras aeroespaciales, se centra en la validación de un sensor óptico **multi-parámetro** desarrollado por el Departamento de Matemática Aplicada de la Escuela de Ingeniería de Bilbao de la UPV/EHU, cuyo funcionamiento se basa en el **efecto de acoplamiento de modos en fibras multinúcleo de índice asimétrico**. Para ello, se han instrumentado dos especímenes de honeycomb de aluminio, que replican materiales utilizados en la misión Exomars, con el sensor óptico propuesto. Los especímenes han sido sometidos a ensayos de **compresión y de cortadura** para evaluar su comportamiento bajo estas condiciones de carga. El sensor óptico está diseñado para medir la compresión, el pandeo, la curvatura y la flexión, proporcionando una comprensión completa del rendimiento de los materiales y las estructuras.

Los sensores de monitorización tradicionales, como las galgas extensiométricas, presentan limitaciones en términos de peso, inmunidad a interferencias electromagnéticas y sensibilidad, lo cual es especialmente relevante en el entorno espacial. En contraste, los sensores de fibra óptica ofrecen **ventajas** significativas, convirtiéndolos en una elección ideal para aplicaciones aeroespaciales. Son ligeros, inmunes a interferencias electromagnéticas y altamente sensibles, lo que permite mediciones precisas y confiables en condiciones extremas.

El **Honeycomb de aluminio** utilizado en la misión Exomars es el utilizado en los paneles estructurales de la plataforma de aterrizaje Schiaparelli. Estos paneles dan resistencia y rigidez durante el aterrizaje en la superficie de Marte. Al instrumentar los especímenes de honeycomb de aluminio con el sensor óptico multi-parámetro, se podrá evaluar su respuesta a las fuerzas de compresión y cortadura, simulando las condiciones experimentadas durante la misión.

Los ensayos se llevarán a cabo utilizando métodos de carga de compresión y de cizalladura, mientras que el sensor óptico proporcionará mediciones simultáneas de compresión, pandeo, curvatura y flexión.

Los resultados de este trabajo demostrarán la **efectividad de los sensores de fibra óptica** en la monitorización de estructuras aeroespaciales y proporcionarán datos valiosos para mejorar el rendimiento y la seguridad de las futuras misiones espaciales. Además, contribuirá al campo más amplio de la tecnología de sensores ópticos, mostrando su potencial en la monitorización y evaluación del comportamiento estructural en entornos extremos.



LABURPENA

Master Amaierako Lan hau, Modu akoplamenduaren efektuan indize asimetriko anitzeko zuntzetan oinarritutako parametro anitzeko sentsore optikoa estruktura aeroespazialen jarraipena egiteko, UPV/EHUko Bilboko Ingeniaritza Goi Eskola Teknikoko Matematika Aplikatua Sailak garatutako **parametro anitzeko** sentsore optiko baten balioztatzean oinarritzen da. Sentsore honen funtzionamendua **indize asimetrikoa** duten **nukleo anitzeko** zuntzetan **modu akoplamendu efektuan** oinarritzen da. Horretarako, aluminiozko bi espezimen, Exomars misioan erabilitako materialak errepikatzen dituztenak, instrumentatu dira proposatutako sentsore optikoarekin. Prozesuei **konpresio eta ebakidura** probak egiten zaizkie karga-baldintza hauetan duten portaera ebaluatzeke. Sentsore optikoa konpresioa, flexioa, kurbadura eta tolestura neurtzeko diseinatuta dago, materialen eta egituren errendimenduaren errendimendu osoa emanez.

Monitorizazio-sentsore tradizionalak, hala nola tentsio neurgailuek, mugak dituzte pisuari, interferentzia elektromagnetikoekiko immunitateari eta sentikortasunari dagokionez, eta hauek bereziki garrantzitsuak dira espazio-ingurunean. Aitzitik, zuntz optikoko sentsoreek **abantaila** handiak eskaintzen dituzte, eta aplikazio aeroespazialekiko aukera ezin hobea dira. Arinak dira, interferentzia elektromagnetikoekiko immuneak eta oso sentsibleak dira, eta muturreko baldintzetan neurketa zehatzak eta fidagarriak ahalbidetzen dituzte.

Exomars misioan erabilitako **aluminiozko Honeycomb-a** Schiaparelli lurreratzeko plataformako paneletan erabiltzen dena da. Panel hauek sendotasuna eta zurruntasuna ematen dute Marteren gainazalean lurreratzeko. Aluminiozko Honeycomb aleak parametro anitzeko sentsore optikoarekin instrumentatzean, konpresioa eta ebakidura indarren aurrean duten erantzuna ebaluatu daiteke, misioan bizitako baldintzak simulatuz.

Probak konpresio eta ebakidura karga metodoak erabiliz egingo dira, eta sentsore optikoak, berriz, konpresio, flexio, kurbadura eta tolestura aldi berean neurketak egin dezakete.

Lan honen emaitzek **zuntz optikoko sentsoreen eraginkortasuna** erakutsiko dute egitura aeroespazialen monitorizazioan eta datu baliotsuak emango dituzte etorkizuneko espazio-misioen errendimendua eta segurtasuna hobetzeko. Gainera, sentsore optikoen teknologiaren eremu zabalagoan lagunduko du, muturreko inguruneetan egiturazko portaera kontrolatzeko eta ebaluatzeke duen potentziala erakutsiz.



ABSTRACT

This Master's Thesis, Multiparameter optical sensor based on the effect of mode coupling in asymmetric index multicore fibers for monitoring aerospace structures, focuses on the validation of a multiparameter optical sensor developed by the Applied Mathematics Department of the Bilbao School of Engineering of the UPV/EHU, which operation is based on the **mode coupling effect in multicore** fibers with an **asymmetric index**. With this purpose, two aluminum honeycomb specimens have been instrumented, which replicate materials used in the Exomars mission, with the proposed optical sensor. The specimens are subjected to **compression and shear** tests to evaluate their behavior under these load conditions. The optical sensor is designed to measure compression, buckling, curvature, and bending, providing a complete understanding of the performance of materials and structures.

Traditional monitoring sensors, such as strain gauges, have limitations in terms of weight, immunity to electromagnetic interference, and sensitivity, which is especially relevant in the space environment. In contrast, fiber optic sensors offer significant **advantages**, making them an ideal choice for aerospace applications. They are lightweight, immune to electromagnetic interference, and highly sensitive, allowing for accurate and reliable measurements under extreme conditions.

The **aluminum Honeycomb** used in the Exomars mission is the one used in the structural panels of the Schiaparelli landing platform. These panels give strength and rigidity during landing on the surface of Mars. By instrumenting the aluminum honeycomb specimens with the multiparameter optical sensor, it will be possible to evaluate their response to compressive and shear forces, simulating the conditions experienced during the mission.

The tests will be carried out using compressive and shear loading methods, while the optical sensor will provide simultaneous measurements of compression, buckling, curvature and bending.

The results of this work will demonstrate the **effectiveness of fiber optic sensors** in monitoring aerospace structures and will provide valuable data to improve the performance and safety of future space missions. In addition, it will contribute to the broader field of optical sensor technology, showing its potential in monitoring and evaluating structural behavior in extreme environments.



INDICE

RESUMEN	2
LABURPENA.....	3
ABSTRACT	4
INDICE	5
ÍNDIDE DE FIGURAS.....	6
ACRÓNIMOS.....	9
MEMORIA.....	10
1. INTRODUCCIÓN	11
1.1. CONTEXTO Y JUSTIFICACIÓN	11
1.2. OBJETIVOS.....	17
1.3. Beneficios que aporta el trabajo.....	19
2. Análisis del estado del arte	20
2.1. MONITORIZACIÓN DE COMPONENTES AEROESPACIALES	20
2.2. TECNOLOGÍAS DE MONITORIZACION ESTRUCTURAL EN EL SECTOR AEROESPACIAL.....	23
2.3. EVOLUCIÓN DE LA UTILIZACIÓN DE SISTEMAS SHM EN EL SECTOR ESPACIAL.....	25
2.4. SENSORES DE FIBRA ÓPTICA PARA MONITORIZACIÓN ESTRUCTURAL	27
3. DESCRIPCIÓN DEL SENSOR PROPUESTO Y ANÁLISIS TEÓRICO	39
4. DESCRIPCIÓN DE ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN.....	43
4.1. PLAN DE ENSAYOS	43
4.2. SETUP DE ENSAYOS	45
4.3. DISEÑO DEL RIG DE ENSAYOS	48
4.4. ENSAYO DE COMPRESIÓN.....	49
4.5. ENSAYO DE CORTADURA	62
5. INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS OBTENIDOS Y CONCLUSIONES	74
6. ANÁLISIS A FUTURO.....	75
BIBLIOGRAFÍA	76

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.- Daño en Honeycomb de aluminio por impacto de proyectil de 3,0mm de 99,9% aluminio con un ángulo de 60° respecto de la normal y una velocidad de 6,29km/s. [Fuente: NASA].....	12
Figura 2.- a) Espejo primario del HST. b) Detalle de la estructura de Honeycomb de aluminio [2]. c) Muestra de laboratorio de Nasa-Lewis Research Center [3]. [Fuente: NASA].....	12
Figura 3.- Sistema Aeroshell de la NASA [6]. [Fuente: NASA]	13
Figura 4.- Estructura de honeycomb de aluminio del MRO de la NASA [8] [Fuente: NASA/JPL/Lockheed Martin]	14
Figura 5.- Trace Gas Orbiter de ExoMars y Schiaparelli durante los ensayos de vibración [10] [Fuente: ESA].	14
Figura 6.- Rover de aterrizaje de Exomars con paneles de Honeycomb de aluminio [11]. [Fuente: ESA]	15
Figura 7.- Antena de la misión Exomars. [Fuente: https://www.invent-gmbh.de/en/space/]	15
Figura 8.- Ensayos de compresión sobre panel de honeycomb de aluminio de la misión Exomars [12]. [Fuente: SENER AEROESPACIAL]	16
Figura 9.- Ensayos de impacto realizados en laboratorio [12]. [Fuente: SENER]	16
Figura 10.- Micrografía de la sección transversal del sensor de fibra multinúcleo asimétrica acoplada [13].	17
Figura 11.- Galgas extensiométricas instaladas la sección central del larguero frontal del ala izquierda. [14].	20
Figura 12.- Sensor de presión de fibra óptica de la empresa RJC Enterprises, LLC [15] [Fuente: RJC Enterprises, LLC]	22
Figura 13.-: Array de PZTs pegados a una placa de aluminio, b) algunos de los sensores flexibles comerciales, (c) sensor impreso directamente en pieza de aluminio.	23
Figura 14.-: (a) Esquema representativo de la estructura del sensor, (b) Setup experimental [13]. [Fuente: [13]]	24
Figura 15.-: Localización de acelerómetros en la ISS. [Fuente: NASA]	26
Figura 16.-: Espectro electromagnético: las fibras ópticas transmiten en el visible e infrarrojo cercano [40].	27
Figura 17.-: Estructura de una fibra óptica de sílice [40].	28
Figura 18.-: Aplicación de tecnologías de monitorización estructural (SHM) en vehículos de la NASA [41]. [Fuente NASA].	31
Figura 19.-: Ensayos en laboratorio [41]. [Fuente NASA]	32
Figura 20.-: Ensayos en vuelo [41]. [Fuente NASA].	33
Figura 21.-: Instrumentación del COPV con sensores de FO embebidos a 500psi. [41]. [Fuente NASA].	33
Figura 22.-: Sección transversal de varias fibras MCF. (a) Fibra de dos núcleos asimétrica, (b) Fibra de tres núcleos en V, (c) Fibra de siete núcleos acoplada débilmente. [Fuente [44]].	35
Figura 23. Clasificación de interferómetros MCG. [Fuente [44]]	36
Figura 24.-: (a) Simulación del perfil de distribución de potencia a lo largo de una longitud de 4mm de ACMCF. (b) Potencia simulada en el núcleo central y periféricos en función de la distancia ACMCF [13].	40
Figura 25.-: (a) Simulación de distribución de potencia a lo largo del núcleo central de ACMCF para diferentes longitudes de onda. (b) Espectro teórico del ACMCF para diferentes tipos de cargas mecánicas en núcleo modificado [13].	41
Figura 26.-: Instrumentación con sensores de FO de los dos especímenes ensayados: Ensayo de Compresión (izda); Ensayo de Cortadura (dcha).	43



Figura 27.- Esquema de planta y alzado y la localización de las fibras ópticas de los dos especímenes.44

Figura 28.- Detalle de la FO instrumentada en Especimen de Compresión (izda.); Especimen de Cortadura (dcha.).45

Figura 29.- Setup de MTC45

Figura 30.- Setup de los46

Figura 31.- Software de control y adquisición de MTS Utilizado.46

Figura 32.- Software de control y adquisición del sensor de FO.47

Figura 33.- Setup del sistema de adquisición y control de FO.47

Figura 34.- (a) Esquema del instrumento del sensor empleado. (b) Setup utilizado para el sensor FO (SLD: Diodo Super Luminiscente)48

Figura 35.- Test 1 del Ensayo de Compresión. Sensor FO (superior), Deformación (inf. Izda.), Carga (Inf. Dcha).....49

Figura 36.- Gráfico esfuerzo-deformación test1 de compresión.....51

Figura 37.- Test 2 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....51

Figura 38.- Test 2 del Ensayo de Compresión. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)51

Figura 39.- Gráfico esfuerzo-deformación test2 de compresión.....52

Figura 40.- Test 3 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....52

Figura 41.- Test 3 del Ensayo de Compresión. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)53

Figura 42.- Gráfico esfuerzo-deformación test3 de compresión.....53

Figura 43.- Test 4 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....54

Figura 44.- Test 4 del Ensayo de Compresión. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)54

Figura 45.- Gráfico esfuerzo-deformación test4 de compresión.....55

Figura 46.- Test 5 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....55

Figura 47.- Gráfico esfuerzo-deformación test5 de compresión.....56

Figura 48.- Test 6 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....56

Figura 49.- Test 4 del Ensayo de Compresión 6. Deformación (Izda.), Carga (Dcha).....57

Figura 50.- Gráfico esfuerzo-deformación test6 de compresión.....57

Figura 51.- Test 7 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....58

Figura 52.- Test 4 del Ensayo de Compresión 7. Deformación (Izda.), Carga (Dcha).....58

Figura 53.- Gráfico esfuerzo-deformación test7 de compresión.....58

Figura 54.- Test 8 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.....59

Figura 55.- Gráfico esfuerzo-deformación test7 de compresión.....59

Figura 56.- Comparación del sensor ACMCF con sensores comerciales [13].60

Figura 57.- Variación de longitud de onda debido a variaciones en el índice según la deformación y la curvatura positiva (a) y negativa (b) [13].61

Figura 58.- Setup del ensayo de cortadura y descomposición de fuerzas sobre el especimen.62

Figura 59.- Datos del sensor de FO en el Test1 de cortadura.63

Figura 60.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test1 de cortadura.63

Figura 61.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test1 de cortadura.64

Figura 62.- Datos del sensor de FO en el Test2 de cortadura.64

Figura 63.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test2 de cortadura.65

Figura 64.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test2 de cortadura.65

Figura 65.- Datos del sensor de FO en el Test3 de cortadura.66

Figura 66.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test3 de cortadura.66

Figura 67.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test3 de cortadura.67

Figura 68.- Datos del sensor de FO en el Test4 de cortadura.67

Figura 69.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test4 de cortadura.67

Figura 70.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test4 de cortadura.68

Figura 71.- Datos del sensor de FO en el Test5 de cortadura.68

Figura 72.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test5 de cortadura.69

Figura 73.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test5 de cortadura.69

Figura 74.- Datos del sensor de FO en el Test6 de cortadura.70



Figura 75.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test6 de cortadura.70
Figura 76.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test6 de cortadura.70
Figura 77.- Datos del sensor de FO en el Test7 de cortadura.71
Figura 78.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test7.71
Figura 79.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test7 de cortadura.71
Figura 80.-: Líneas de investigación a futuro identificadas por la NASA para lanzadores espaciales [41] [Fuente: NASA].75
Figura 81.-: Medida de nivel de líquidos criogénicos [41] [Fuente: NASA].75

ACRÓNIMOS

ACMCF:	Asymmetric Coupled Multi Core Fiber (Fibra multinúcleo asimétrica acoplada)
COPV:	Composite Overwrapped Pressure Vessels
EDM:	Entry, Descent and landing demonstrator Module (Módulo demostrador de entrada, descenso y aterrizaje)
ESA:	European Space Agency (Agencia Espacial Europea)
HST:	Hubble Space Telescope (Telescopio Espacial Hubble)
IVSHM:	Integrated Vehicle Structural Health Monitoring
JWST:	James Webb Space Telescope)
MC:	Mode Coupling (Modo de Acoplamiento)
MCF:	Multi Core Fibers (Fibras Multinúcleo)
NASA:	National Aeronautics and Space Administration (Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio)
NDT:	Non Destructive Testing (Ensayos No Destructivos, END)
OFDR:	Optical Frequency Domain Reflectometry (Reflectometría Óptica de Dominio de Frecuencia)
OPD:	Optical Path Difference (Diferencia de Caminos Ópticos)
SCMCF:	Strongly Coupled Multi-Core Fibre (Fibra multinúcleo fuertemente acoplada)
SHM:	Structural Health Monitoring
SMF:	Single Mode Fibre (Fibra Monomodo)
SLD:	Super Luminescent Diode (Diodo Super Luminescente)

MEMORIA

1. INTRODUCCIÓN

1.1. CONTEXTO Y JUSTIFICACIÓN

Los materiales utilizados en la industria espacial desempeñan un papel crítico en el éxito de las misiones, ya que éstos están expuestos a **condiciones extremas**, como cambios de temperatura, radiación, vacío y cargas mecánicas, que pueden afectar a su rendimiento y durabilidad de manera notable. Resulta, por tanto, fundamental optimizar las propiedades de estos materiales para garantizar la resistencia, rigidez y capacidad de soportar las condiciones espaciales de los componentes y estructuras. En este contexto, el **Honeycomb de aluminio** es un buen ejemplo de un material que cumple estas características para determinados diseños y usos. Entre las propiedades que hacen óptimo a este material para su uso en determinadas aplicaciones espaciales se pueden reseñar las siguientes:

- **Ligereza:** la baja densidad del aluminio y el fino espesor de las celdas hacen del Honeycomb de aluminio un material muy ligero, lo que, sumado a su diseño estructural en panel de abeja, le permite reducir su peso considerablemente, a la vez que ayuda a minimizar el consumo de combustible durante la fase de lanzamiento, lo que reduce a su vez la inercia del satélite o telescopio, por lo que también implica un ahorro energético en la fase de operación.
- **Resistencia a la compresión:** su estructura de celdas hexagonal interconectadas, hace que las mismas actúen como columnas, distribuyendo las cargas sobre un amplia área, evitando que se concentre en un punto pequeño, permitiendo una alta resistencia a la compresión.
- **Alta relación resistencia-peso:** es una característica derivada de las dos anteriores, y resulta fundamental para determinar la idoneidad de un material para aplicaciones espaciales.
- **Resistencia a la flexión:** la geometría de las celdas hexagonales genera una distribución uniforme del esfuerzo a flexión, minimizando las deformaciones y los puntos de concentración de esfuerzos. Estas dos propiedades otorgan al Honeycomb de aluminio una alta resistencia a flexión.
- **Buena resistencia a la torsión y al pandeo:** La resistencia a la torsión de una estructura viene determinada por su módulo de elasticidad en cortadura (G) y el momento de inercia polar de la sección transversal (J):

$$T = G \cdot J \cdot \frac{\theta}{L}$$

donde θ es el ángulo girado y L la longitud. La forma hexagonal de las celdas confiere un mayor momento polar de inercia, lo que hace que la resistencia a torsión aumente.

Ocurre algo similar en el caso del pandeo, la carga crítica de pandeo viene dada por:

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{L^2}$$

Donde E es el módulo de elasticidad, L la longitud, e I es el momento de inercia de la sección transversal con forma de celda hexagonal, por lo que cuanto mayor sea I, mayor será la carga de pandeo crítica que soportará.

- **Alta capacidad de absorber y disipar energía:** Resulta básico en entornos no controlados como el espacial, en los que se pueden producir impactos de micrometeoritos o de pequeños fragmentos de basura espacial, tal como muestra la NASA en su estudio *Honeycomb vs. Foam: Evaluating a Potential Upgrade to ISS Module Shielding for Micrometeoroids and Orbital Debris* [1].

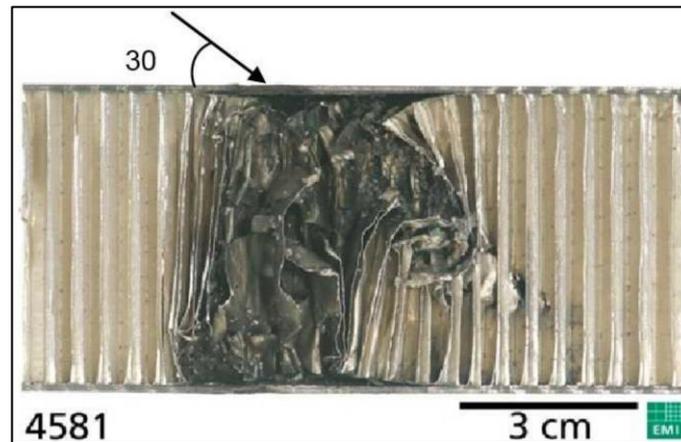


Figura 1.- Daño en Honeycomb de aluminio por impacto de proyectil de 3,0mm de 99,9% aluminio con un ángulo de 60° respecto de la normal y una velocidad de 6,29km/s. [Fuente: NASA]

- **Otras propiedades del aluminio:** No menos importantes son las propiedades inherentes al aluminio, como (algunas mencionadas anteriormente): su baja densidad, la alta resistencia, la alta resistencia específica, la buena conductividad térmica, la resistencia a la corrosión, la alta reflectividad frente a la radiación solar, su compatibilidad con el vacío (no tiene outgassing), su precio y fácil mecanizado.

Todas estas propiedades hacen del Honeycomb de aluminio un material que es **idóneo** para ciertos componentes estructurales de satélites y telescopios espaciales. A continuación, se enumeran algunos **ejemplos de su uso**:

- **Hubble Space Telescope (HST):** Aunque el tamaño del espejo primario es relativamente grande (2,4m de diámetro), se diseñó para ser lo más ligero posible. En lugar de un núcleo sólido, se utilizó un núcleo de Honeycomb de aluminio de 25mm de espesor, que permitió reducir su peso de 3.963 kg a 818 kg, casi un 80%.



Figura 2.- a) Espejo primario del HST. b) Detalle de la estructura de Honeycomb de aluminio [2]. c) Muestra de laboratorio de Nasa-Lewis Research Center [3]. [Fuente: NASA]

- **Satélite Kepler:** El satélite Kepler utiliza Honeycomb de aluminio reforzado con láminas de aluminio en la estructura y sustrato de su panel solar desplegable, así como en la estructura del bus del satélite [4], proporcionando rigidez mientras mantiene un peso ligero, lo cual resulta muy importante para reducir el momento necesario que tiene que imprimir el mecanismo de despliegue, minimizando el mismo. Además, permite una mayor superficie de los paneles solares, alargando el tiempo útil de la misión.
- **Mars Pathfinder:** El Honeycomb de aluminio se utilizó en la estructura de la cápsula de entrada, el módulo de descenso y el módulo de aterrizaje. También se utilizó en la estructura del rover Sojourner, que se desplegó en la superficie marciana. El Honeycomb de aluminio proporcionó una estructura ligera y resistente para soportar las condiciones extremas durante el aterrizaje y las operaciones en Marte [5].

El sistema Aeroshell es un desarrollo de la NASA, el cual engloba el escudo térmico y la carcasa trasera del sistema de aterrizaje y del rover utilizados en las misiones Mars Pathfinder y Mars Viking. El Aeroshell, junto con el módulo de aterrizaje y el rover, constituyen lo que se denomina el vehículo de entrada. El objetivo principal del Aeroshell era proteger el módulo de aterrizaje con el rover guardado de forma segura en el interior del intenso calentamiento de la entrada en la delgada atmósfera marciana el día del aterrizaje.

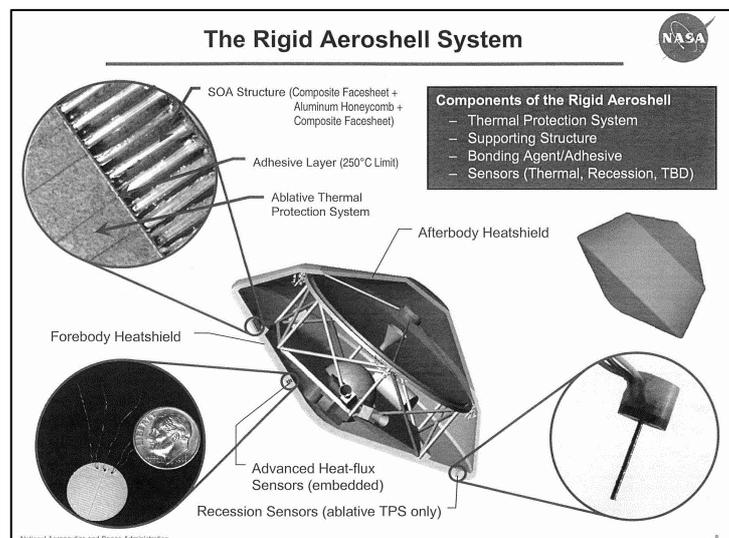


Figura 3.- Sistema Aeroshell de la NASA [6]. [Fuente: NASA]

- **Satélite Gaia:** en esa misión de la ESA, el Honeycomb de aluminio se utilizó en la estructura del telescopio, proporcionando una plataforma estable y rígida para la observación precisa de estrellas y galaxias. También se utilizó en los paneles solares, que generan energía para alimentar los sistemas a bordo. La estructura del instrumento, tanto el recinto exterior como el banco óptico, está compuesta de paneles Honeycomb de aluminio con láminas compuestas de resina de cianato siloxano en matriz de fibra de carbono (M55J). [7].
- **Satélite JWST (James Webb Space Telescope)** de la NASA: el Honeycomb de aluminio se utilizó en el radiador de instrumentos desplegable de popa, o ADIR, es un panel rectangular grande de 4 x 8 pies que consta de subpaneles de aluminio de alta pureza cubiertos con Honeycomb pintadas para crear una superficie ultranegra.

- **Mars Reconnaissance Orbiter de la NASA:** La estructura de la nave espacial Mars Reconnaissance Orbiter de la NASA está construida a partir de paneles compuestos de capas de carbono sobre honeycomb de aluminio, ligero pero resistente. Esto forma una estructura básica sobre la cual se pueden montar los instrumentos, la electrónica, la propulsión y los sistemas de energía.

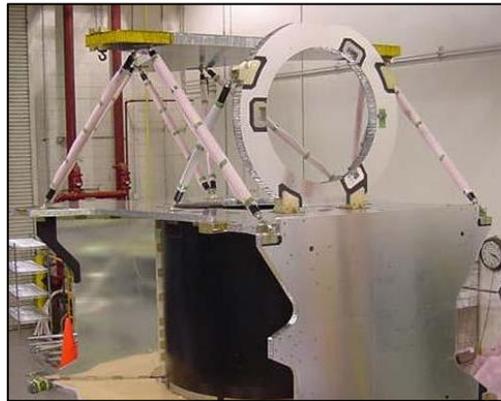


Figura 4.- Estructura de honeycomb de aluminio del MRO de la NASA [8] [Fuente: NASA/JPL/Lockheed Martin]

- **Misión Exomars:** es una misión en conjunto entre la ESA y la agencia espacial rusa Roscosmos lanzada el 14 de marzo de 2016. El Honeycomb de aluminio se utiliza en los paneles estructurales de la plataforma de aterrizaje Schiaparelli. Estos paneles están diseñados para proporcionar resistencia y rigidez durante el aterrizaje en la superficie de Marte.

Está compuesto por una estructura de Honeycomb de aluminio ligero y resistente formada por una serie de células hexagonales interconectadas, que crean una estructura rígida y de bajo peso. También se utilizó en la estructura del rover Rosalind Franklin, que se desplegará en la superficie marciana para realizar investigaciones científicas.

Tanto la estructura del escudo frontal de Schiaparelli como el escudo trasero están basadas en Honeycomb de aluminio con revestimientos de polímero reforzado de carbono, lo que crea una estructura robusta pero liviana capaz de contener el material de protección térmica [9].



Figura 5.- Trace Gas Orbiter de ExoMars y Schiaparelli durante los ensayos de vibración [10] [Fuente: ESA].

Estructuralmente, el Trace Gas Orbiter (TGO) de la misión **Exomars** se compone del tubo central que soporta la estructura del satélite, de los paneles internos que se abren en abanico desde el tubo central, y de los paneles externos que proporcionan superficies de montaje para los diversos subsistemas del orbitador. El panel interno y externo utilizan Honeycomb de aluminio y polímero reforzado con carbono aprovechando su estabilidad y bajo peso.

Además de en la estructura del TGO, el honeycomb de aluminio ha sido utilizado en la misión Exomars como elemento estructural de los paneles del rover, tal como se puede observar en la Figura 6.

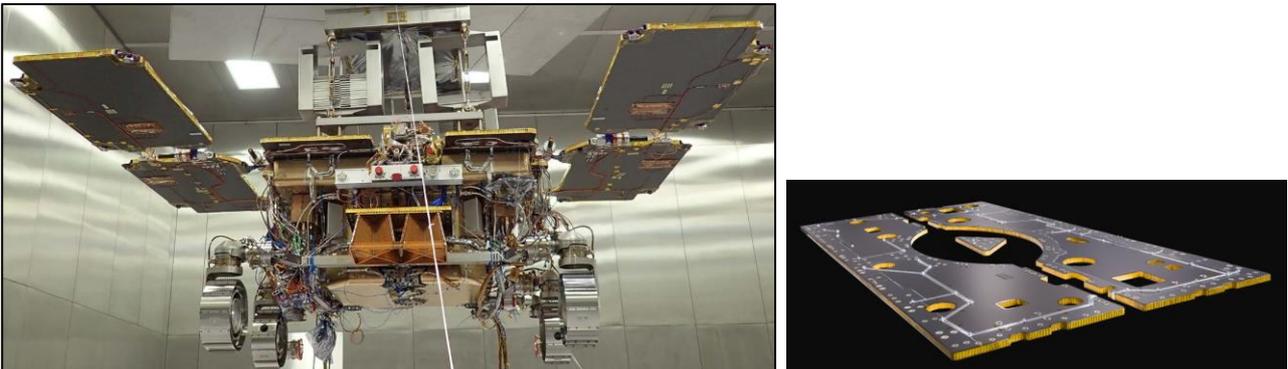


Figura 6.- Rover de aterrizaje de Exomars con paneles de Honeycomb de aluminio [11]. [Fuente: ESA]

Otro ejemplo de utilización de Honeycomb de aluminio en la misión Exomars es la estructura de la antena, tal como se observa en la siguiente figura:



Figura 7.- Antena de la misión Exomars. [Fuente: <https://www.invent-gmbh.de/en/space/>]

En este **TFM** se han utilizado dos especímenes fabricados con Honeycomb de aluminio pertenecientes a la misión **Exomars**, concretamente a la estructura diseñada para absorber el impacto del **módulo de descenso**. Esta estructura se encuentra situada bajo la plataforma de superficie, y es la responsable de **absorber el impacto** en la superficie de Marte durante el aterrizaje.

Con el fin de **validar este material**, se realizaron en su día diferentes ensayos y simulaciones. Entre los ensayos realizados están ensayos de compresión, de cortadura y de impacto. En las

siguientes figuras, se puede observar los ensayos de compresión y de impacto realizados en laboratorio sobre este material:



Figura 8.- Ensayos de compresión sobre panel de honeycomb de aluminio de la misión Exomars [12]. [Fuente: SENER AEROESPACIAL]

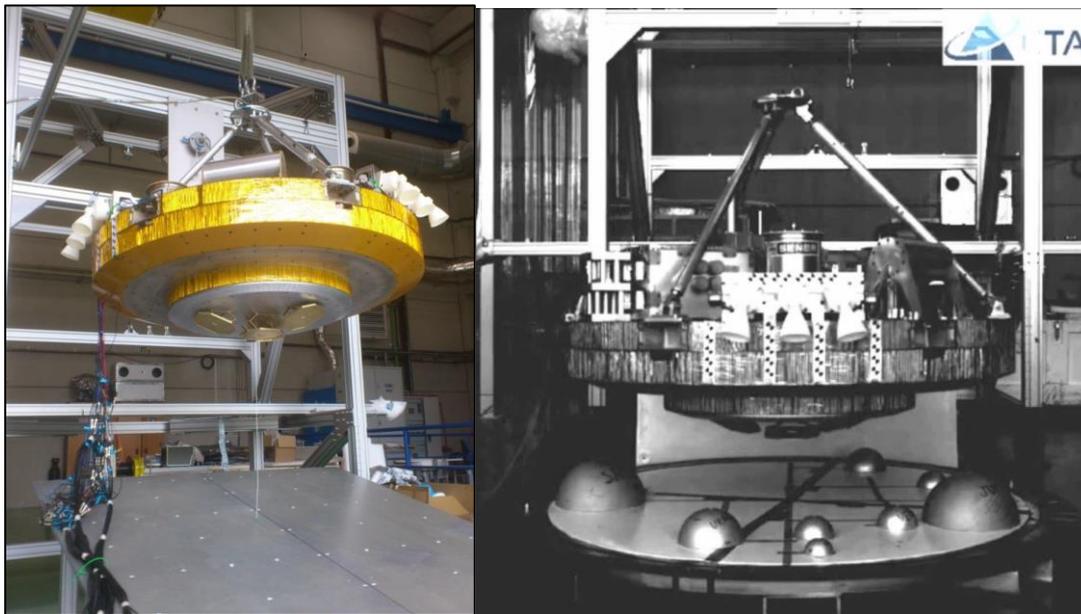


Figura 9.- Ensayos de impacto realizados en laboratorio [12]. [Fuente: SENER]

Además de mejorar las propiedades de los materiales utilizados en misiones espaciales, también es necesario **monitorizar su estado en tiempo real** durante las mismas, con el fin de garantizar su buen estado antes, durante y después de su vida útil. La monitorización proporciona información sobre la integridad estructural de las estructuras y componentes más críticos, permitiendo **detectar posibles fallos** antes de ser utilizados, evaluar su estado y tomar medidas cuando sea necesario. La monitorización continua es especialmente importante en entornos espaciales, donde la detección temprana del estado puede prevenir fallos catastróficos y garantizar la seguridad de las misiones y la vida de los astronautas. De esta manera, se permitirá tomar decisiones con un mayor grado de confianza.

La mejora de las propiedades de los materiales espaciales y la monitorización de su estado se logran a través del desarrollo y la **implementación de tecnologías avanzadas**, como son los **sensores ópticos**. Estas tecnologías permiten obtener mediciones precisas, en tiempo real y a largo plazo, de variables como la temperatura, la tensión, la deformación y la vibración. En este TFM se analiza y se valida un sensor de fibra óptica multinúcleo de índice asimétrico, capaz de identificar **diferentes parámetros**, y cuyo funcionamiento está basado en el efecto del modo de acoplamiento. En la Figura 10 se muestra la sección transversal del sensor en cuestión.

Este sensor óptico, desarrollado por el Departamento de Matemática Aplicada de la Escuela de Ingeniería de Bilbao de la UPV/EHU en conjunto con el Optoelectronics Research Centre de la Universidad de Southampton, ha sido fabricado adaptando los perfiles de índice de refracción de los núcleos periféricos en una pieza corta de SCMCF, lo que proporciona un índice efectivo asimétrico con respecto a un plano de simetría. Esto, provoca un efecto asimétrico del Modo de Acoplamiento (MC) con respecto al plano mencionado, lo que permite implementar medidores ópticos capaces de detectar diferentes deformaciones mecánicas como deformaciones, vibraciones o curvatura con alta sensibilidad utilizando un único medidor.

Este dispositivo ofrece **ventajas** que incluyen **sensibilidad ultra alta**, amplio rango de detección y buena estabilidad. Por estas razones, este nuevo enfoque podría ser clave para la fabricación de nuevos medidores ópticos basados en fibra con más capacidades y mejores características que las logradas anteriormente.

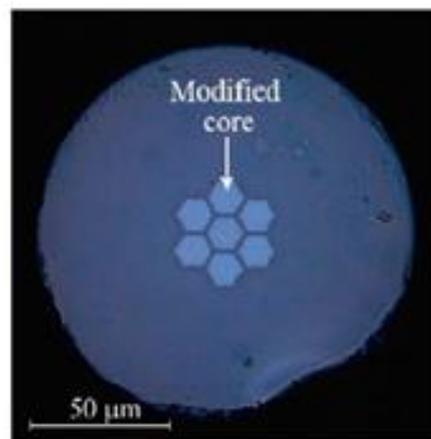


Figura 10.- Micrografía de la sección transversal del sensor de fibra multinúcleo asimétrica acoplada [13].

1.2. OBJETIVOS

El **objetivo principal** de este Trabajo Fin de Máster (Sensor óptico multi-parámetro basado en el efecto de acoplamiento de modos en fibras multinúcleo de índice asimétrico para monitorización de estructuras aeroespaciales) es **validar el sensor de fibra óptica multi-parámetro basado en el efecto de acoplamiento de modos en fibras multinúcleo de índice asimétrico**. Para lograr este objetivo, se plantean los siguientes **objetivos** parciales:

- Análisis del **estado del arte** de SHM en la industria aeroespacial. Dentro de este sector, se analizan más en detalle la utilización de sensores de FO, y más específicamente sensores FO multinúcleo.
- **Caracterizar** y analizar las propiedades ópticas y mecánicas de las fibras multinúcleo de índice asimétrico utilizadas en el sensor.
- **Realización de un estudio teórico** del sensor óptico propuesto, basado en el paper donde se muestra su desarrollo [13].
- Establecer un sistema de **calibración y validación** del sensor para garantizar mediciones precisas y confiables.



- Selección de un **especimen utilizado en una misión espacial** (Honeycomb de aluminio en misión Exomars).
- Identificación de **parámetros** a medir.
- **Definición de ensayos** en base a los parámetros definidos.
- **Instrumentación** de sensor óptico en los especímenes seleccionados.
- **Realización de ensayos**. Se evaluará la sensibilidad y precisión del sensor en la detección de diferentes parámetros como deformación y curvatura.
- **Evaluar la aplicabilidad** del sensor óptico multi-parámetro en la monitorización de estructuras aeroespaciales, identificando las ventajas y limitaciones en comparación con otros sensores tradicionales.
- Analizar y **optimizar los métodos** de procesamiento de señales y algoritmos de detección utilizados en el sensor para mejorar la precisión y reducir el ruido.
- **Análisis de resultados**: Comparar el rendimiento del sensor óptico multi-parámetro con sensores tradicionales en términos de sensibilidad, precisión, costo y facilidad de implementación.
- Proponer **mejoras** o modificaciones en el diseño del sensor óptico para ampliar su rango de aplicaciones o mejorar sus características.
- Contribuir al **conocimiento científico y tecnológico** en el campo de los sensores ópticos para la monitorización de estructuras aeroespaciales mediante la publicación de los resultados en revistas científicas o la participación en conferencias especializadas.

1.3. BENEFICIOS QUE APORTA EL TRABAJO

Con este Trabajo Fin de Máster sobre el sensor óptico multi-parámetro para la monitorización de estructuras aeroespaciales, se estima se puedan aportar los siguientes **beneficios científicos y tecnológicos** al sector espacial:

- ✓ **Avance en el conocimiento científico:** La validación de este sensor óptico multi-parámetro contribuirá al avance del conocimiento en el campo de los sensores ópticos y las fibras multinúcleo de índice asimétrico. Podría abrir nuevas líneas de investigación y estudio de los fenómenos de acoplamiento de modos y sus aplicaciones en la monitorización de estructuras aeroespaciales.
- ✓ **Mejor comprensión del comportamiento estructural:** La monitorización precisa de los parámetros estructurales, como compresión, pandeo, curvatura y flexión, proporcionará una mejor comprensión del comportamiento de las estructuras aeroespaciales bajo diferentes condiciones de carga. Esto permitirá a la comunidad científica mejorar el diseño y la resistencia de las futuras misiones espaciales.
- ✓ **Desarrollo de nuevas tecnologías de sensores:** El sensor óptico multi-parámetro propuesto representa una innovación tecnológica en el campo de la monitorización estructural en el sector espacial. Podría impulsar el desarrollo de sensores ópticos más avanzados y eficientes para aplicaciones aeroespaciales, superando las limitaciones de los sensores tradicionales.
- ✓ **Mayor precisión:** El uso de fibras multinúcleo de índice asimétrico y el efecto de acoplamiento de modos permiten mediciones más precisas y confiables de los parámetros estructurales. Esto es especialmente relevante en entornos extremos como el espacial, donde se requiere una monitorización de alta calidad para garantizar el rendimiento y la seguridad de las misiones.
- ✓ **Reducción de peso y tamaño:** Los sensores de monitorización estructural son más ligeros en comparación con los sensores tradicionales como las galgas extensiométricas. Esto puede ser beneficioso para las aplicaciones espaciales donde se busca reducir el peso total de la misión.
- ✓ **Mayor resistencia a interferencias electromagnéticas:** Los sensores ópticos son inmunes a las interferencias electromagnéticas, lo que los hace más adecuados para su uso en entornos espaciales donde las radiaciones electromagnéticas pueden ser intensas. Esto garantiza mediciones más precisas y confiables sin la interferencia de señales externas.
- ✓ **Mejora del rendimiento y seguridad de las misiones:** La monitorización precisa de las estructuras aeroespaciales ayudará a mejorar el rendimiento y la seguridad de las misiones espaciales.
- ✓ **Optimización de recursos:** La capacidad de realizar mediciones simultáneas de varios parámetros estructurales con un solo sensor puede reducir los costes necesarios para la monitorización.
- ✓ **Mayor vida útil de las estructuras:** La capacidad de detectar y monitorizar los cambios en los parámetros estructurales a lo largo del tiempo puede contribuir a una mejor gestión y mantenimiento de las estructuras aeroespaciales. Esto puede prolongar su vida útil y optimizar su rendimiento a largo plazo.

2. ANÁLISIS DEL ESTADO DEL ARTE

2.1. MONITORIZACIÓN DE COMPONENTES AEROESPACIALES

Existen numerosos sensores y sistemas actualmente que engloba el SHM en el sector aeronáutico o espacial. Los más tradicionales están basados en tecnologías convencionales y se pueden clasificar en los siguientes grupos:

- **Sensores de monitorización estructural:** típicamente son **galgas extensiométricas**, las cuales son sensores electromecánicos que son capaces de medir deformaciones de manera localizada en los puntos críticos de las estructuras y componentes. Se adhieren a la superficie de un componente mediante un adhesivo, típicamente acrílico o epoxy, para medir la deformación que sufre la pieza. Son ampliamente utilizados en aplicaciones aeroespaciales para medir la deformación en tiempo real. Han evolucionado para ofrecer **alta precisión**, estabilidad a largo plazo y capacidad de medición en ambientes extremos. Presentan **limitaciones** o inconvenientes como la no inmunidad electromagnética o la influencia de la temperatura en las lecturas, aunque existe métodos que compensan esta última.

Los componentes donde se suelen utilizar en aeronaves son componentes cuyo funcionamiento es crítico como alas, flaps, estabilizadores o cuernas del fuselaje.

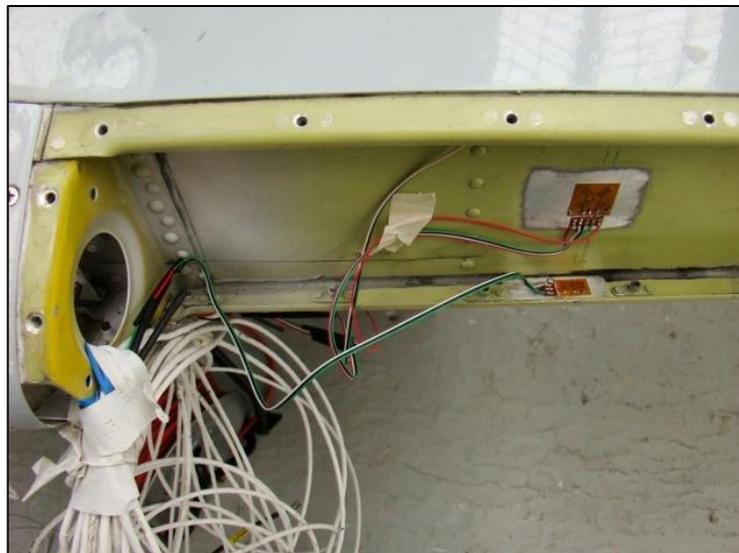


Figura 11.- Galgas extensiométricas instaladas la sección central del larguero frontal del ala izquierda. [14].

- **Sensores de presión:** en las aeronaves es fundamental conocer la presión estática, dinámica y total durante el vuelo por lo que se recurre a sondas Pitot y tomas estáticas para obtener estas lecturas de manera confiable. Estas lecturas, debido a criterios de certificación y aeronavegabilidad, sólo pueden realizarse con unos determinados equipos aprobados, por lo que la utilización de sensores de presión se suele aplicar a sistemas como los **tanques de combustible**, sistemas de **climatización** de cabina, **presurización** de cabina, sistemas de frenado, actuadores en superficies sustentadoras, presión en cabina o compartimento de carga. Se muestran a continuación algunos **tipos** de estos sensores:

- Sensores de presión piezoeléctricos: Estos sensores están basados en el principio piezoeléctrico, y están diseñados para convertir la presión aplicada en una señal eléctrica. Han experimentado mejoras en términos de **sensibilidad**, rango de medición y respuesta dinámica. Además, se han desarrollado sensores piezoeléctricos de película delgada que ofrecen ventajas adicionales, como una mayor compatibilidad con las estructuras aeroespaciales y una mejor integración en sistemas de monitorización existentes.
- Sensores de presión capacitivos: Los sensores de presión capacitivos también son ampliamente utilizados en la **monitorización estructural** en aeronáutica. Estos sensores se basan en cambios en la **capacitancia** debido a la deformación de una membrana sensible a la presión. Cuando se aplica una presión al sensor, la membrana se deforma, cambiando la separación entre las placas y, por lo tanto, la capacitancia del sistema. Han experimentado mejoras en términos de precisión, estabilidad y respuesta a frecuencias elevadas. Además, los avances en la tecnología de fabricación en tamaños cada vez más pequeños, han permitido la miniaturización de estos sensores, lo que los hace ideales para aplicaciones en espacios reducidos dentro de las aeronaves.
- Sensores de presión de fibra óptica: Los sensores de presión de fibra óptica se están convirtiendo en una opción cada vez más atractiva para el SHM en la aeronáutica. Estos sensores utilizan **cambios en la intensidad o la fase de la luz** transmitida a través de una fibra óptica para medir la presión. Los sensores de presión de fibra óptica son dispositivos que utilizan **cambios en la longitud de onda** o intensidad de la luz para medir la presión aplicada.

Estos sensores se basan en la modulación de la luz que se transmite a través de una fibra óptica cuando se somete a una presión externa. Un transductor se deforma en respuesta a la presión aplicada, el cual puede ser una membrana, un diafragma o una estructura similar. Cuando se aplica presión, el elemento transductor se flexiona o deforma, lo que provoca cambios en la longitud o intensidad de la luz transmitida a través de la fibra óptica. Estos cambios en la forma o geometría del elemento transductor alteran las propiedades ópticas del sensor, como la longitud de onda, la intensidad o incluso la fase de la luz. Estos cambios ópticos son detectados y cuantificados para obtener información sobre la presión aplicada. Posteriormente se utiliza un sistema de interrogación óptica consistente en una fuente de luz, un dispositivo de modulación y un detector.

La luz se envía a través de la fibra óptica y se modula en función de los cambios en la presión. Luego, la luz modulada se detecta y se procesa para obtener los datos de presión. Finalmente se detecta la señal óptica modificada, se procesa y se convierte en una señal de presión mediante la utilización de algoritmos y técnicas de procesamiento de señales

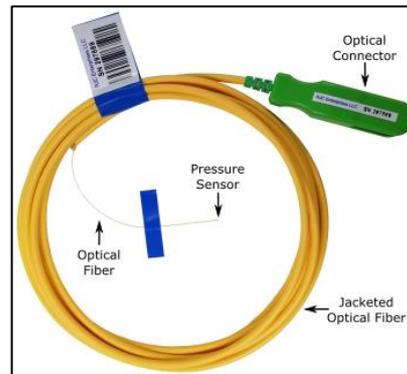


Figura 12.- Sensor de presión de fibra óptica de la empresa RJC Enterprises, LLC [15] [Fuente: RJC Enterprises, LLC]

Los sensores de presión de fibra óptica ofrecen ventajas como una **alta precisión**, resistencia a la interferencia electromagnética y la posibilidad de distribuir múltiples sensores en una sola fibra óptica. Además, los sensores de presión de fibra óptica son intrínsecamente seguros en entornos potencialmente peligrosos, como los relacionados con la combustión de combustible.

- **Sensores de temperatura:**

- **Termopares:** Los termopares son uno de los tipos más comunes de sensores de temperatura utilizados en el sector aeroespacial. Consisten en la **unión de dos metales** diferentes que generan una pequeña corriente eléctrica cuando se someten a cambios de temperatura. Son ampliamente utilizados debido a su alta precisión, respuesta rápida y capacidad para medir temperaturas extremas.
- **Termistores:** Los termistores son dispositivos sensibles a la temperatura que utilizan la variación de la **resistencia eléctrica** para medir la temperatura. Hay dos tipos principales de termistores: los de coeficiente de temperatura positivo (PTC) y los de coeficiente de temperatura negativo (NTC). Los termistores NTC son particularmente utilizados en aplicaciones aeroespaciales debido a su alta sensibilidad y respuesta rápida.
- **Fibra óptica:** Los sensores de temperatura basados en fibra óptica están ganando popularidad en el sector aeroespacial debido a su capacidad para medir la temperatura en puntos remotos y en entornos hostiles. Estos sensores utilizan la propiedad de **expansión térmica de las fibras** ópticas o cambios en las **propiedades de la luz** transmitida para detectar cambios de temperatura.
- **Termografía infrarroja:** La termografía infrarroja es una técnica no invasiva para medir la temperatura superficial de componentes y estructuras en tiempo real. Utiliza cámaras infrarrojas para capturar la **radiación térmica** emitida por los objetos y convertirla en imágenes térmicas. Esta técnica es ampliamente utilizada en el sector aeroespacial para inspecciones y monitoreo de temperaturas en vuelo.

2.2. TECNOLOGÍAS DE MONITORIZACION ESTRUCTURAL EN EL SECTOR AEROESPACIAL

El desarrollo de tecnologías de sensores para su uso en la industria aeronáutica está en continua evolución. Actualmente, una de las **tecnologías más avanzadas** es la basada en tecnología fotónica aplicada a las **fibras ópticas** (FOs). Esto se debe, por una parte, a las **ventajas** que ofrece utilizar las propiedades de la luz en los transductores para la detección y cuantificación de los cambios físicos en su entorno y, por otra parte a la versatilidad que ofrecen las FOs para diseñar transductores que generen diferentes fenómenos ópticos [16]. Sin embargo, la transformación generada con la llegada de la industria 4.0, está exigiendo una **nueva generación de sensores** inteligentes y avanzados con nuevas y **mayores capacidades**. Por ello, resulta necesario desarrollar nuevas tecnologías de sensado con la capacidad de **detección multiparámica y simultánea**, capacidad de interconexión entre ellos y capacidad de conexión IoT [17].

Los componentes de las aeronaves están sujetos a fatiga debido a los ciclos de vuelo y las condiciones ambientales extremas a las que están expuestos. La detección de defectos es de vital importancia para la **seguridad** de las aeronaves, para facilitar la búsqueda de daños y conseguir una detección temprana de los defectos pueden utilizarse modelos predictivos, que estiman la probabilidad de que aparición de defectos [18] [19]. Por otro lado, se plantea la detección de defectos por sistemas automáticos de monitorización de salud estructural (SHMS) [20] [21].

El concepto de Structural Health Monitoring (SHM) agrupa las técnicas que permiten realizar una **evaluación continua** de la salud de las estructuras durante su vida útil. Una de las técnicas utilizadas en SHM son las **ondas ultrasónicas guiadas**. Mayormente, la generación de las ondas guiadas se lleva a cabo mediante arrays de sensores PZT pegados a la estructura [22][23][24][25]. Existen **soluciones comerciales** que integran tanto el PZT como la conexión eléctrica, y requieren el posterior pegado en la estructura [26] [27]. En los últimos años la electrónica impresa está permitiendo imprimir sensores para monitorizar diferentes parámetros. En el campo de los ultrasonidos se están desarrollando nuevos polímeros electroactivos imprimibles que pueden sustituir al PZT, tales como el PVDF y el PVDF-TrFE, que son materiales semicristalinos piezoeléctricos.

Recientes desarrollos han utilizado estos materiales para imprimir transductores de ultrasonidos directamente sobre piezas metálicas o formando films para aplicaciones de SHM [28][29][30]. La **impresión de sensores** de ondas ultrasónicas permite superar las limitaciones derivadas de los sensores clásicos de PZT.

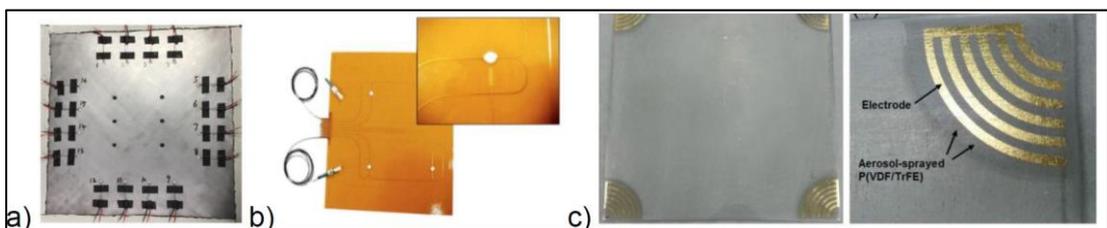


Figura 13.-: Array de PZTs pegados a una placa de aluminio, b) algunos de los sensores flexibles comerciales, (c) sensor impreso directamente en pieza de aluminio.

La integración de sensores y procesamiento de datos para monitorear aeroestructuras es un campo de investigación en crecimiento en la industria aeroespacial [31] [32]. Sensores como los

de **fibra óptica**, de emisión acústica y los piezoeléctricos, se utilizan para controlar el estado de las estructuras aeroespaciales. Estos sensores están integrados con tecnologías RFID para capturar datos en tiempo [33]. También se están proponiendo y desplegando sistemas integrados de sensores para el diagnóstico de equipos aeroespaciales y el control del estado, siendo las arquitecturas de adquisición de señales y sensores distribuidos son una opción atractiva [34].

La estimación e identificación del comportamiento y condición de los sistemas de producción, suscita un gran interés tanto en la industria como en la comunidad científica [35]. La estimación de dichas dinámicas suele estar sujeta a menudo a fenómenos no lineales complejos de modelar que hacen que el modelo difiera del sistema real [36]. Ante esta problemática, diversos autores proponen introducir sensores adicionales capaces de detectar cambios en las dinámicas del proceso generados por dichos **fenómenos no lineales**. Entre otras alternativas, la sensorización mediante **fibra óptica** puede usarse para detectar y medir fenómenos no lineales, y ayudar a adquirir el conocimiento necesario para desarrollar un modelo híbrido capaz de representarlos [37].

El Departamento de Matemática Aplicada de la UPV/EHU ha conseguido la **excitación de modos asimétricos en fibras ópticas** permitiendo así desarrollar una nueva tecnología para fabricar sensores fotónicos con una sensibilidad un orden de magnitud mayor que cualquier otra tecnología desarrollada hasta el momento y además con la capacidad de diferenciar entre los diferentes parámetros físicos sensados con un solo dispositivo. En la Figura 14 se muestra un esquema del sensor desarrollado:

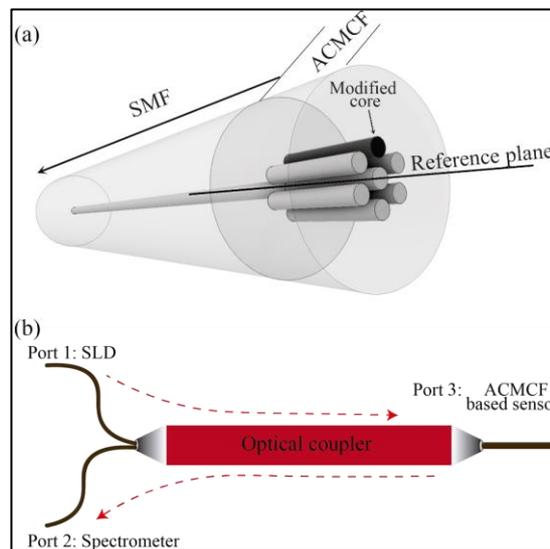


Figura 14.-: (a) Esquema representativo de la estructura del sensor, (b) Setup experimental [13]. [Fuente: [13]]

Actualmente se está trabajando en **modelizar y diseñar** una nueva estructura de fibra óptica basándose en los parámetros físicos obtenidos y nuevas modificaciones que generen interacciones no lineales entre los supermodos ópticos excitados. Con base en esta nueva tecnología se pretenden **desarrollar una nueva generación de sensores** avanzados con la capacidad de sensado inteligente (multisensado; diferenciación entre distintos parámetros físicos), interconexión entre ellos (multipunto), conectividad (IoT), donde se implementarán algoritmos de IA para analizar cada una de las variables físicas por separado. Esta nueva tecnología, una vez desarrollada, supondrá un avance significativo en el estado del arte referente a la industria aeronáutica.

La detección de defectos es clave en las nuevas **aeroestructuras más complejas** del avión cero emisiones para evitar accidentes aéreos, y las **técnicas NDT** son un estándar para caracterizar defectos en los ensayos aeronáuticos de fatiga. En el estado del arte, las técnicas de sensado de la aeroestructura combinadas con técnicas NDT han demostrado ser una solución válida para **detectar defectos de manera temprana**. La complejidad de estos métodos es que no existen modelos que relacionen la medida de los sensores con el tamaño y localización de los defectos de manera online. La inmensa mayoría de los sistemas SHM actuales están basados en elementos piezoeléctricos previamente fabricados pegados a la estructura, y están por lo tanto limitados topológicamente al catálogo de formas y características de los elementos comerciales disponibles, no permitiendo una emisión y recepción de las ondas adaptadas. Además, su robustez frente a condiciones hostiles está limitada por la variabilidad en el acoplamiento acústico que introduce el elemento adhesivo añadido, lo cual provoca una variabilidad de señales que reduce la relación S/N y por lo tanto su capacidad de detección de anomalías. Por otra parte, los intentos de generación de ondas ultrasónicas con piezoeléctricos impresos en la propia pieza presentan aún limitaciones derivadas tanto de los materiales como de los procesos de impresión.

2.3. EVOLUCIÓN DE LA UTILIZACIÓN DE SISTEMAS SHM EN EL SECTOR ESPACIAL

Tal como recoge I. Ursu et al. [38], el **accidente del Columbia** hizo cuestionarse a la industria espacial la posibilidad de utilización de sistemas SHM. Después de la emisión del informe del accidente en agosto de 2003, la **NASA decidió añadir sensores al Space Shuttle** para detectar cualquier golpe de restos y generar alertas en caso de producirse golpes en los bordes de ataque de las alas. Sin embargo, estos sensores no eran lo suficientemente avanzados para determinar el nivel de daño. Se estima que el incremento actual de la actividad espacial, traiga consigo un mayor número de aplicaciones SHM en los próximos años. En este sentido, se trata de una oportunidad con mucho potencial de desarrollo en las próximas décadas.

S. Mancini [40], de la **Agencia Espacial Europea (ESA)**, enfatiza la **necesidad** de nuevos sistemas de transporte espacial y lanzadores reutilizables. En este contexto, al proporcionar datos en tiempo real sobre la condición estructural, la monitorización estructural de la salud desempeña un papel clave en la gestión de la salud del vehículo. En 2016, a través del proyecto MODERN de la ESA [42] (Monitoring Developments for Safe Repository Operation and Staged Closure) perteneciente al Séptimo Programa Marco, se realiza un extenso estado del arte de sistemas de monitorización, identificando las limitaciones actuales y los trabajos futuros. En este sentido, se identifican los sensores de fibra óptica como un campo en el que se esperan muchas mejoras durante los próximos años.

También en 2016, la propia **NASA** en su “SBIR and STTR Program Solicitation” [39] identifica el SHM en el sector espacial como una **necesidad** para las futuras misiones tripuladas y lanzadores espaciales. Razón por la cual, busca en su “Solicitud” nuevas tecnologías IVSHM y SHM para detección de daños, fugas, impactos... a la vez que se reduce la complejidad de cableado. Mencionan el especial interés en técnicas y métodos de cuantificación para la detección de microgrietas, pandeo y rotura de fibras, etc., en sistemas de materiales compuestos complejos,

metálicos y de productos textiles, estructuras de sándwich compuestas con adhesivos y/o matriz polimérica.

La NASA tiene identificadas [41] diferentes **tecnologías SHM** de interés de aplicación en el sector espacial. Estas tecnologías integran la monitorización Estructural, de Materiales, así como técnicas NDT. Estas tecnologías han de cumplir unas características determinadas:

Enfocado al vehículo	Tamaño pequeño,
Toma de decisiones en Tiempo Real	Bajo consumo
Procesamiento en línea	Sensado avanzado multiparámetro mediante arrays de sensores
Sistemas a bordo	Procesado y Sistemas Avanzados: estado sólido, ruggedizados, alta velocidad
Ligereza	Algoritmos ultra eficientes.

Tabla 1. Características identificadas por la NASA para Tecnologías SHM [41]. [Fuente: Elaboración Propia con datos de NASA]

Entre las tecnologías **SHM de trabajo de la NASA** se encuentran las siguientes líneas:

- SHM basado en **acelerómetros y acústica** para detección de **impactos** en bordes de ataque (WLEIDS). Instalados satisfactoriamente en todos los lanzadores desde el Columbia. Son capaces de identificar pequeños impactos durante el ascenso.
- SHM basados en **tecnologías inalámbricas** para aplicación en Space Shuttle e ISS. Los parámetros monitorizados incluyen **temperatura, cargas estructurales y dinámicas**, detección de grietas, impactos en el borde de ataque o cargas orbitales. La ISS cuenta actualmente con 81 acelerómetros instalados.

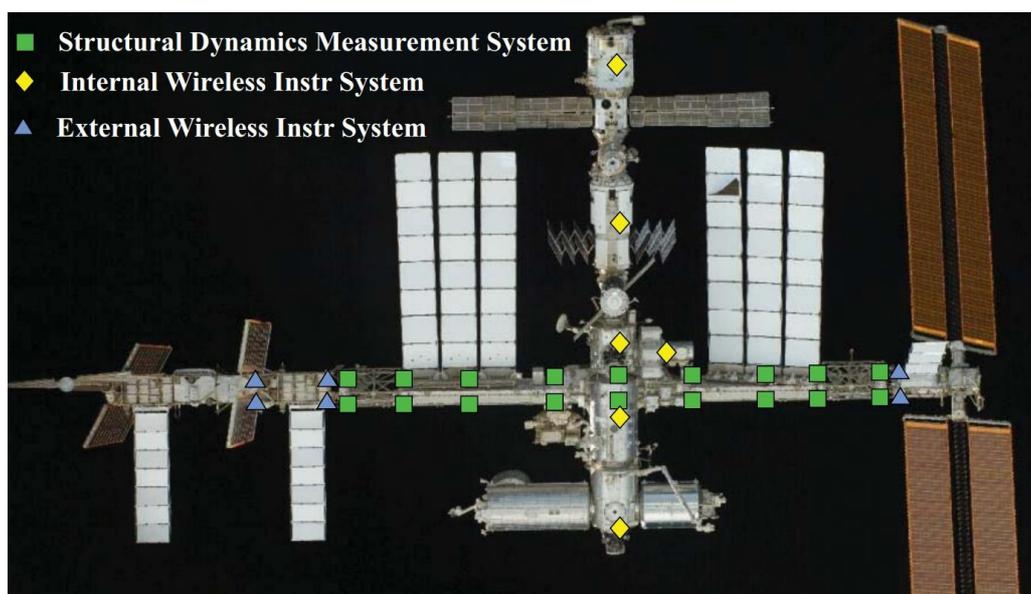


Figura 15.-: Localización de acelerómetros en la ISS. [Fuente: NASA]

- SHM basados en **tecnologías piezoeléctricas** para detección de **impactos**. Los desarrollos implementados actualmente están basados en módulos que están en modo de ahorro de energía hasta que un evento crea una señal superior a un umbral. Estos sensores pueden leer y grabar datos a una frecuencia de 1Mhz y sus baterías duran hasta 5 años.
 Además de impactos, se utilizan este tipo de sensores para detectar **fugas en la ISS**. Para ello, se hace el conocido como ensayo UBNT (ISS Ultrasonic Background Noise Test) que consiste en medir la amplitud del ruido de los niveles de ruido de fondo, de tal forma que cuando pasen un umbral se pueda interpretar que existe una fuga.
- SHM aplicado a vehículos aeroespaciales **basados en Fibra Óptica**. El siguiente capítulo **2.4** recoge el estado del arte de los sensores de Fibra Óptica y su utilización en el sector espacial.

2.4. SENSORES DE FIBRA ÓPTICA PARA MONITORIZACIÓN ESTRUCTURAL

Una fibra óptica es una guía de ondas del tamaño de un cabello humano (0,1 mm) que permite transmitir luz, es decir, una onda electromagnética con frecuencias del orden de 100 THz. El avance de esta tecnología ocurrió en la **década de 1970** cuando se asociaron los láseres con las fibras ópticas. Se han desarrollado una amplia variedad de fibras ópticas, ya sea de **vidrio** o **plástico**, con núcleos sólidos o huecos, empaquetadas en formas muy diversas para transmitir señales que pueden ser visibles o invisibles, generalmente con una longitud de onda alrededor de $1\mu\text{m}$. Estos parámetros se eligen según las especificidades de la aplicación dada. Para los repositorios geológicos, no se considerará la fibra óptica de plástico, ya que tiene una vida útil corta y no soporta radiaciones; sus grandes ventajas son su bajo costo y su capacidad para soportar deformaciones grandes.

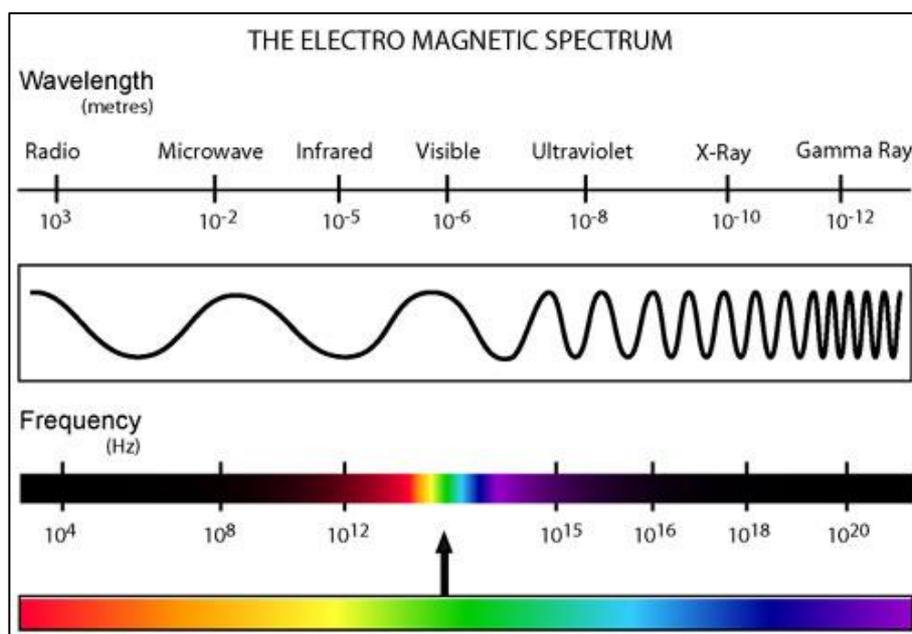


Figura 16.-: Espectro electromagnético: las fibras ópticas transmiten en el visible e infrarrojo cercano [40].

Para garantizar la guía de la luz, la fibra óptica está compuesta por un **revestimiento y un núcleo**, generalmente compuestos del mismo material. Se incluyen **impurezas** llamadas dopantes (como Ge, F...) que **modifican los índices de refracción**. Cuando el revestimiento tiene un índice de refracción más bajo, la luz se mantiene en el núcleo mediante **reflexión interna total**, como se muestra en la Figura 16.

Dependiendo de la diferencia de índices de refracción, del tamaño del núcleo y de la longitud de onda de trabajo, se admiten muchos o solo un camino de propagación (modos) dentro de la fibra, denominada fibra **multimodo (MMF) o fibra monomodo (SMF)**. Las fibras multimodo generalmente tienen un diámetro de núcleo más grande, del orden de 50 μm , pueden manejar altas potencias pero tienen pérdidas de propagación más altas. El tipo más común de fibra monomodo se llama G.652, un código de la ITU-T (Unión Internacional de Telecomunicaciones). Está diseñada para su uso en el infrarrojo cercano. Tiene un diámetro de núcleo del orden de 10 μm , una diferencia de índice de refracción del orden de unos pocos 10^{-3} ; las pérdidas de propagación pueden ser tan bajas como 0,2 dB/km si se utiliza a 1550 nm.

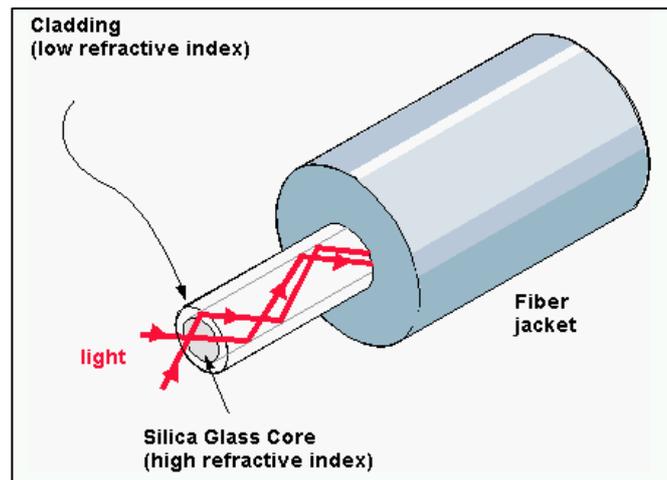


Figura 17.-: Estructura de una fibra óptica de sílice [40].

Existen dos tipos de sensores de FO: **extrínsecos e intrínsecos**. En los sensores extrínsecos, la fibra óptica se utiliza únicamente como un medio de transporte de luz hacia un sistema de detección externo, es decir, la estructura de la fibra no se modifica de ninguna manera para la función de detección, mientras que en los sensores intrínsecos la luz no tiene que salir de la fibra óptica para realizar la función de detección, es la estructura de la fibra la que se modifica para que la fibra misma juegue un papel activo en la función de detección.

Entre las **características** que hacen ideales de los sensores de fibra óptica para su uso en SHM están:

- A diferencia de los sensores electrónicos, una fibra óptica no irradia. **Se eliminan así los parásitos electromagnéticos** que limitan las dimensiones de los cables coaxiales que conectan los sensores convencionales.
- Debido a que el vidrio exhibe un punto de fusión muy alto, los OFS se pueden utilizar en entornos de **altas temperaturas**. Estos sensores también resisten altas **presiones**, incluso en presencia de radiación ionizante. Sin embargo, el revestimiento protector (envoltura de fibra) es crucial para la resistencia mecánica efectiva de la sílice. Además,

- algunos tratamientos internos específicos, como la inscripción de rejillas de Bragg (que se eliminan más allá de una temperatura de 300 °C), pueden limitar el rango de aplicación real.
- Las **dimensiones** son muy **pequeñas** (a escala milimétrica), por lo que los OFS son atractivos para su integración en otras estructuras ("estructuras inteligentes"). Una desventaja de esta especificidad es que las fibras ópticas son bastante frágiles y necesitan protección adicional para funcionar de manera confiable en configuraciones de campo.
 - Las **pérdidas** de propagación de la señal son extremadamente **bajas**: si las pérdidas están por debajo del 5% por kilómetro de propagación, una señal puede propagarse varios kilómetros sin prácticamente ninguna distorsión. Esta característica es esencial cuando se interroga de forma remota a los sensores colocados en zonas inaccesibles, como las celdas de almacenamiento de residuos radiactivos, lo que permite la actualización de la optoelectrónica durante largos períodos de explotación y reduce las especificaciones de sistemas de monitoreo de larga duración.
 - La familia de sensores OFS muestra un **mayor nivel de sensibilidad** y dinámica que los sensores convencionales, manteniendo resoluciones relativas del orden de la longitud de onda, es decir, 10^{-6} m, gracias a las configuraciones interferométricas.
 - Dado que el ancho de banda generado por las transmisiones de telecomunicaciones es extremadamente amplio, las capacidades de **multiplexación** son significativas: se pueden leer simultáneamente decenas de sensores colocados en la misma fibra óptica, siempre que los rangos espectrales correspondientes se mantengan desplazados dentro de la ventana de transmisión de sílice, 0,8 μm -1,7 μm . La rejilla del sensor creada de esta manera permite anticipar una reducción considerable en el costo de las mediciones, siempre que el sistema de medición y la demultiplexación optoelectrónica sean componentes básicos en la fijación de precios de la instrumentación. Además, esta arquitectura proporciona al usuario datos de cada sensor de forma homogénea, lo que permite una fusión de datos intrínseca. Por ello, los OFS conducen a sistemas de instrumentación optimizados. Además, las velocidades de adquisición de señales del sensor están limitadas únicamente por el sistema de interrogación electrónico del sensor.
 - Sin embargo, dado que la señal útil se propaga sobre los 10 μm (0,01 mm) de los ejes centrales de la fibra óptica monomodo típica, las conexiones entre los segmentos de fibra presentan puntos sensibles que pueden degradarse con el simple polvo; este aspecto requiere extremo cuidado durante cualquier manipulación. Teniendo esto en cuenta, la mayoría de las conexiones se colocan lejos de las condiciones del sitio de construcción.

Los sensores de fibra óptica aplicados a la monitorización estructural (SHM) de **satélites y naves espaciales** han experimentado **avances** significativos en los últimos años. Estos sensores ofrecen unas características indispensables para el entorno espacial, como su capacidad para resistir **condiciones ambientales extremas, su inmunidad a interferencias electromagnéticas y su alta sensibilidad**.

A continuación, se muestra una clasificación de los sensores de fibra óptica más utilizados en SHM en el sector espacial:

- **Sensores de Bragg en Fibra (FBG):** Los FBGs son los sensores de fibra óptica más comúnmente utilizados en SHM de satélites [42]. Se crea una rejilla en la fibra cambiando su índice de refracción localmente. La longitud de onda en la que se refleja la luz de entrada depende de la longitud de las **rejillas**. Un cambio en la longitud de las rejillas producido por una fuente externa provoca cambios detectables en la longitud de onda. Los FBGs son empleados para medir la **deformación, temperatura y vibración** en diferentes partes de los satélites y naves espaciales. Los últimos desarrollos incluyen FBGs de banda ultraancha que permiten mediciones de alta resolución en un amplio rango de frecuencias y FBGs encapsulados en materiales compuestos para mejorar la integración estructural.

Los sensores FOs más utilizados son los sensores de rejilla de Bragg de fibra (FBG). En aplicaciones espaciales, se prefieren los sensores FBG a los interferómetros de Fabry-Perot extrínsecos (EFPI) debido a su facilidad de multiplexación. Sin embargo, la ventaja de un EFPI es la capacidad de medir la deformación real (y no solo el estado de deformación) a lo largo de su dirección axial sin ser influenciado por cambios debido a la deformación radial y la temperatura.

Se han llevado a cabo diversas actividades de investigación para mejorar el rendimiento de los sensores de fibra óptica: se ha utilizado una técnica de multiplexación en división de tiempo para estudiar un sistema de medición multipunto con dichos sensores; en la NASA-Langley se ha desarrollado una nueva técnica de inscripción que permite la fabricación de rejillas muy cortas (unos pocos cientos de micras), lo que permite la miniaturización de los sensores y una mayor sensibilidad a microdeformaciones, especialmente en la proximidad del sensor; además, se ha desarrollado un sistema basado en rejillas en la NASA-Langley con capacidad de multiplexación de cientos o miles de sensores de rejilla de Bragg en una sola fibra óptica.

- **Sensores de Interferometría de Polarización:** Estos sensores utilizan la interferometría de polarización para medir deformaciones y tensiones en la estructura. Se basan en la **modulación de la polarización de la luz** a medida que viaja a través de una fibra óptica sometida a cambios mecánicos. Los desarrollos más recientes en esta área incluyen sensores de interferometría de polarización distribuida, que permiten mediciones distribuidas de deformación a lo largo de una fibra larga con alta resolución espacial. Sensores de Red de Reflectometría Óptica en el Dominio del Tiempo (OTDR): Los sensores OTDR emplean pulsos de luz para analizar la dispersión y atenuación de la luz reflejada en la fibra óptica. Estos sensores pueden proporcionar información detallada sobre la distribución de deformaciones o cambios en la temperatura a lo largo de la fibra. Los últimos desarrollos se enfocan en mejorar la resolución espacial y la capacidad de detección de pequeñas variaciones en la señal.
- **Sensores de Fase en Fibra (FPS):** Estos sensores miden **cambios en la fase de la luz** que se propaga a través de la fibra óptica. Los avances más recientes en sensores FPS se centran en la mejora de la precisión y estabilidad de la medición, así como en la reducción de la sensibilidad a perturbaciones ambientales.

- **Sensores de Fibra Óptica Distribuida (Distributed Fiber Optic Sensors, DFOS):** Estos sensores utilizan técnicas como la **reflectometría óptica en el dominio del tiempo (OTDR)** o la interferometría coherente para medir deformaciones, temperatura, presión o vibraciones a lo largo de una fibra óptica continua. Los últimos desarrollos se centran en aumentar la resolución espacial y la velocidad de muestreo, lo que permite una monitorización más detallada y en tiempo real.

Estos avances en los sensores de fibra óptica han permitido una monitorización estructural más precisa y detallada de satélites y naves espaciales. Además, la integración de múltiples sensores en una sola fibra y la capacidad de monitorizar parámetros múltiples simultáneamente ha mejorado la eficiencia y la fiabilidad de los sistemas de SHM.

S. Mancini [40] destacaba en 2006, que aunque se han seleccionado varias tecnologías de sensores como adecuadas para su uso en un sistema SHM en vehículos espaciales, la mayoría de los programas de investigación en tecnologías SHM **se centran en los sensores de fibra óptica (FOS)** ya que son sensores prometedores para el SHM, debido a que tienen numerosas ventajas para su aplicación en vehículos aeroespaciales. Son **ligeros**, pueden integrarse fácilmente en materiales compuestos y son inmunes a interferencias electromagnéticas. Además, considerando que si se requiere cubrir completamente los elementos estructurales de un vehículo espacial haría falta un gran número de sensores, la capacidad de **multiplexación** de las fibras ópticas resulta en una notable ventaja, tanto en términos de baja complejidad como de bajo peso. Otras ventajas incluyen la estabilidad a largo plazo, las bajas pérdidas de señal y la capacidad de operar en un amplio rango de temperaturas.

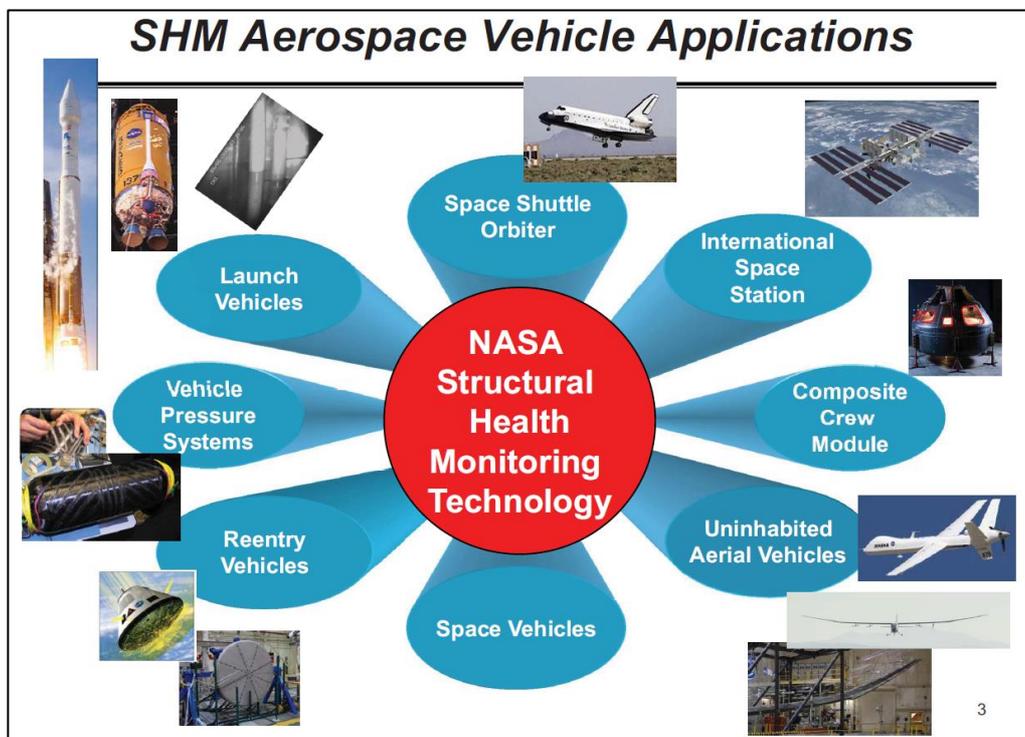


Figura 18.-: Aplicación de tecnologías de monitorización estructural (SHM) en vehículos de la NASA [41]. [Fuente NASA].

Hoy en día, la Agencia NASA tiene entre sus **líneas de desarrollo**, diferentes tecnologías SHM para cada tipo de vehículo. Así, los **sensores de fibra óptica se utilizan** hoy en día en:

- Vehículos no tripulados.
- Módulos de tripulación de material compuesto.
- Vehículos de reentrada.
- Vehículos espaciales.
- Sistemas de presión de vehículos.
- Lanzadores.

Los sensores FBG-OFDR pueden **mejorar la eficiencia de las estructuras y sistemas de vehículos espaciales** mediante [41]:

- Proveer de más de 100 veces el número de puntos de sensado con un 1/100 del peso del sensor.
- Proporcionar datos de diseño estructural validados que permitan que los futuros sistemas de lanzamiento sean más ligeros y eficientes desde el punto de vista estructural.
- Reducir el tiempo y costo de integración del sistema de datos mediante el uso de un único sistema pequeño para vehículos espaciales y de lanzamiento.
- Aumentar la capacidad de medir múltiples parámetros en tiempo real (deformación, temperatura, nivel de líquido, forma, cargas aplicadas, estrés, modos de vibración, frecuencias naturales, modos de pandeo, etc.).
- Proporcionar una comprensión sobre el rendimiento del sistema/estructura a lo largo del ciclo de vida de la nave espacial y la misión.

Estos sensores han sido validados tanto en **laboratorio** (Figura 19 izda.) como en **vuelo** (Figura 20.) para predecir el comportamiento estructural de deformaciones de forma distribuida a lo largo del ala. En laboratorio se utilizaron un sistema de 18 fibras, con un total de más de 12 metros de FO y 17200 FBGs instrumentados en el ala izquierda y derecha, mientras que en vuelo se usaron 8 fibras con 8000 FBGs. En ambos casos se obtuvieron resultados satisfactorios.

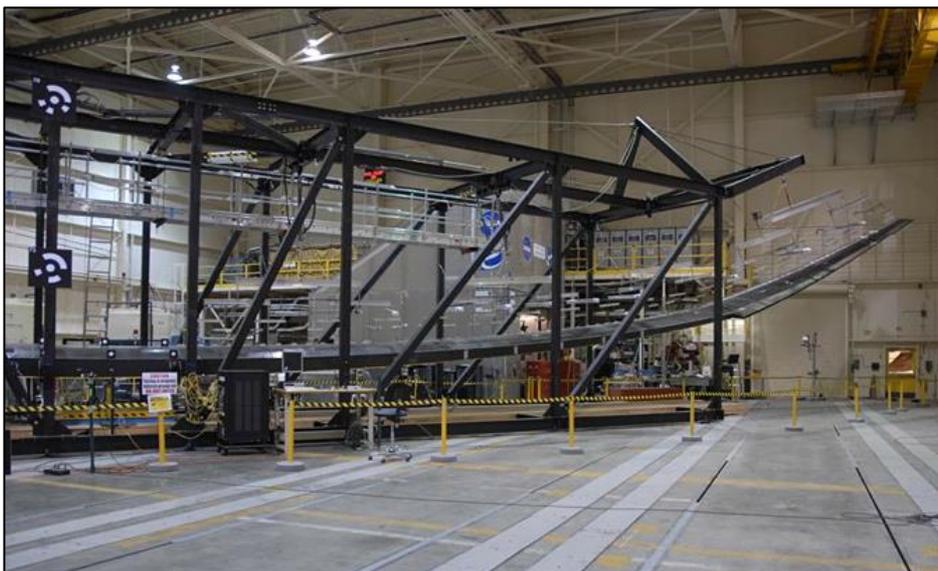


Figura 19.-: Ensayos en laboratorio [41]. [Fuente NASA].



Figura 20.-: Ensayos en vuelo [41]. [Fuente NASA].

Además de a aeronaves en vuelo y en laboratorio, se han realizado ensayos sobre **alas de composite**, obteniendo errores en deflexión de ala entorno al 3%. NASA Dryden en colaboración con CSIRO Australia también realizaron ensayos de monitorización MMOD (Micrometeoroid and Orbital Debris) sobre los daños por impacto en Sistemas de Protección Térmica (TPS).

Otra de las aplicaciones de sensores de FO en SHM en las que la NASA ha estado trabajando son los **sistemas de presión de los vehículos**. En este caso se embebieron los sensores en el composite de los recipientes (COPV) con el fin de entender la respuesta del sensor FBG. Entre los objetivos estaba el de desarrollar una metodología analítica y experimentar para poder ofrecer en tiempo real análisis de datos y técnicas de visualización para predecir fallos en COPV.



Figura 21.-: Instrumentación del COPV con sensores de FO embebidos a 500psi. [41]. [Fuente NASA].

SENSORES DE FIBRA ÓPTICA MULTI-NÚCLEO Y ACOPLAMIENTO DE MODOS

Las fibras ópticas multinúcleo (MCF) son guías de ondas que contienen varios núcleos embebidos en un revestimiento común. Se clasifican en dos tipos:

- **MCF débilmente acopladas:** los núcleos están separados para minimizar la interferencia entre ellos.
- **MCF fuertemente acopladas:** los núcleos están lo suficientemente cerca como para permitir el acoplamiento entre ellos. Estas fibras han despertado un gran interés en los últimos años debido a su potencial para transmitir información a altas velocidades y fabricar dispositivos únicos.

El **efecto de acoplamiento** en fibras multinúcleo (MCFs) se refiere a la **interacción óptica entre los núcleos individuales dentro de la misma fibra**. En una MCF, varios núcleos están dispuestos en una estructura común de revestimiento, lo que permite que la luz viaje a lo largo de diferentes trayectorias ópticas en cada núcleo. Estos núcleos pueden estar acoplados débilmente o fuertemente, dependiendo de la distancia entre ellos.

Las MCF pueden utilizarse para desarrollar sensores con funcionalidades superiores a las fibras convencionales. La mayoría de los grupos de investigación se centran en utilizar las propiedades ópticas y la geometría de las MCF para este fin. Hasta ahora, se han utilizado principalmente **redes de Bragg inscritas en las MCF** para desarrollar sensores de monitorización de **curvatura, flexión o forma**. Estos sensores ofrecen ventajas como la capacidad de distinguir la orientación de la curvatura y lograr la detección de forma tridimensional con una sola MCF. Sin embargo, se requieren dispositivos de acoplamiento costosos para leer los datos de los núcleos individuales de la MCF.

Otro enfoque más sencillo consiste en **fusionar un segmento de MCF débilmente acopladas con una fibra de modo único (SMF)**, donde **los núcleos de la MCF funcionan como brazos de un interferómetro**. Sin embargo, este enfoque tiene la desventaja de presentar pérdidas de inserción altas debido a la falta de coincidencia entre la MCF y la SMF, lo que afecta el rendimiento de los sensores.

En los últimos años, las fibras MCF han experimentado un rápido desarrollo debido a los requisitos de **capacidad de transmisión de datos**, utilizándose cada vez más en el campo de los sensores debido a su estructura única de múltiples núcleos. En el proceso de fabricación, la MCF se suele crear insertando múltiples varillas de preforma en una cubierta y luego colapsándola mediante su fusión antes de estirar y recubrir las fibras. Como se muestra en la Figura 22, la MCF tiene múltiples canales ópticos espaciales (núcleos) en una sola cubierta de fibra (recubrimiento), lo que la convierte en una excelente plataforma para fabricar diversos dispositivos funcionales tipo "lab-on-fiber", como rejillas de fibra multinúcleo, interferómetros de fibra multinúcleo y otros dispositivos híbridos integrados espacialmente [43].

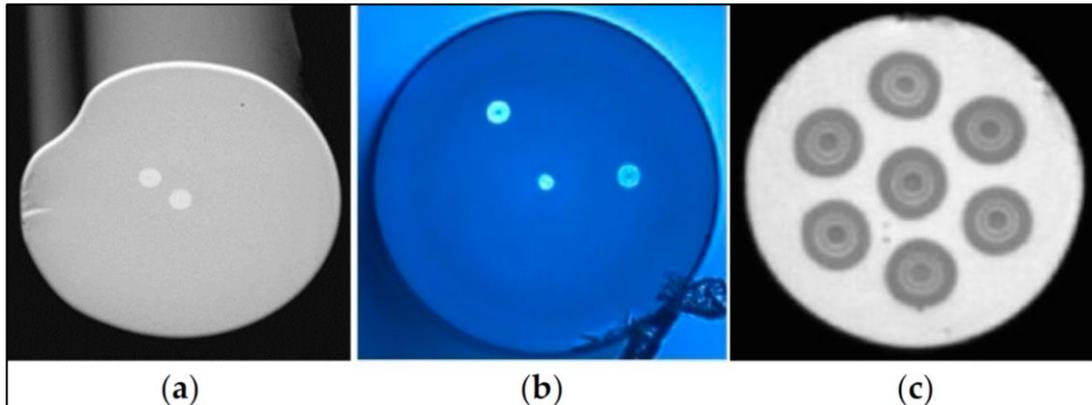


Figura 22.-: Sección transversal de varias fibras MCF. (a) Fibra de dos núcleos asimétrica, (b) Fibra de tres núcleos en V, (c) Fibra de siete núcleos acoplada débilmente. [Fuente [44]].

Además de los beneficios estructurales, la MCF tiene una característica única: la **sensibilidad a la flexión** en los núcleos descentrados. Como resultado, los sensores basados en MCF poseen una notable **capacidad** que permite la **medición de parámetros relacionados con la flexión, como curvatura, vibración, flujo de fluidos y flexión vectorial**.

En las **MCF débilmente acopladas**, la luz se transmite de forma separada en diferentes núcleos de fibra con una baja diafonía entre núcleos adyacentes. **Utilizando los núcleos de fibra independientes como brazos de interferencia** del interferómetro, se pueden desarrollar sistemas de sensores interferométricos basados en MCF débilmente acopladas, como el interferómetro Fabry-Perot (FPI), el interferómetro de Michelson (MI) y el interferómetro de Mach-Zehnder (MZI), con ventajas en cuanto a compacidad, tamaño reducido y robustez.

En las **MCF fuertemente acopladas**, la diafonía entre núcleos adyacentes se introduce intencionalmente mediante la **disminución de la distancia entre núcleos**, lo que resulta en una **mejora significativa del acoplamiento de luz** entre los núcleos, donde la luz se transmite en forma de supermodos. Los **supermodos** en las MCF fuertemente acopladas también se pueden utilizar para fabricar interferómetros de fibra, que se han utilizado en una amplia gama de aplicaciones de sensores.

Además de la diafonía y la distancia entre núcleos, que afectan al mecanismo de interferencia, la MCF tiene una diversidad de **materiales y estructuras**, como el material de núcleo/cubierta, el número de núcleos, el diámetro del núcleo, la disposición, el perfil de índice de refracción, etc., que también pueden afectar al rendimiento de los sensores interferométricos basados en MCF; por ejemplo, la reducción del grosor de la cubierta mejora la sensibilidad de un sensor refractivo interferométrico basado en MCF.

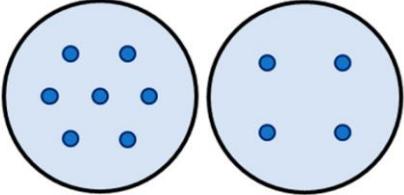
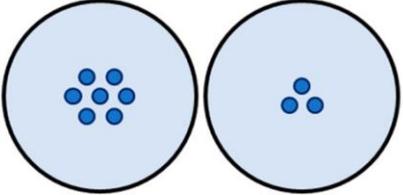
	Weakly-coupled MCF	Strongly-coupled MCF
Schematic cross-sectional view		
Coupling coefficient $\kappa(\text{m}^{-1})$	$\kappa < 0.01$	$\kappa > 0.1$
Typical core-to-core distance $\Lambda(\mu\text{m})$	$\Lambda > 30$	$\Lambda < 30$

Figura 23. Clasificación de interferómetros MCG. [Fuente [44]].

Los sensores interferométricos de fibra tienen el mismo principio de funcionamiento que los interferómetros ópticos tradicionales. Al reemplazar los componentes ópticos discretos tradicionales por dispositivos de fibra óptica, se obtienen numerosas **ventajas** como: fácil alineación, baja pérdida de inserción, disposición conveniente, alta estabilidad, alta eficiencia de acoplamiento.... En los sistemas de interferómetro de fibra, la luz viaja a lo largo de diferentes trayectorias ópticas y se combina nuevamente en el lado de salida, lo que genera un **espectro de interferencia**. Las perturbaciones externas que se aplican a los brazos de interferencia pueden causar variaciones en las propiedades del interferómetro, como la **longitud de la fibra**, el **índice de refracción efectivo**, la **pérdida de modo**, etc., lo que finalmente conduce a un **cambio en la diferencia de camino óptico (OPD) o en la intensidad óptica**. El cambio en la DPO y la intensidad se puede obtener con precisión mediante la medición del interferograma en el campo lejano, el desplazamiento de longitud de onda del espectro de interferencia, la intensidad de la luz, la transformada de Fourier rápida (FFT) de la respuesta temporal de la potencia de la luz, etc.

La compacidad, estabilidad, simplicidad y robustez desempeñan un papel decisivo en el rendimiento y utilización de los sistemas de detección de fibra óptica, y estos aspectos pueden mejorarse utilizando fibras multinúcleo en lugar de fibras de un solo núcleo para construir interferómetros de fibra. Gracias a que contienen múltiples núcleos individuales en una sola fibra, las fibras multinúcleo pueden soportar múltiples cavidades del interferómetro Fabry-Perot (FPI), múltiples brazos de interferencia del interferómetro de Michelson (MI) y Mach-Zehnder (MZI), así como varios supermodos en una misma cubierta de fibra, lo que simplifica las estructuras de los sensores y mejora la robustez y compacidad de los sistemas de detección.

En los últimos años, se han desarrollado numerosos sensores multinúcleo capaces de medir diferentes parámetros. Se muestran a continuación algunas de las **aplicaciones** investigadas [44]:

- Sensor de 4 núcleos para medir curvatura omnidireccional.
- Medición simultánea de deformación y curvatura.
- Ángulo y dirección de flexión mediante fibra SMI asimétrica de 3 núcleos.

- Medición de caudal.
- Medición de curvatura y temperatura.
- Sensor de 4 núcleos para medida de deformación, índice de refracción y curvatura.
- Medida de vibración a larga distancia o distribuida.
- Acelerómetro.

Este tipo de sensores son altamente sensibles a la temperatura, por lo que sus aplicaciones para medir este parámetro son grandes. De hecho, muchas de estas fibras son capaces de trabajar en entornos de temperatura extremos, conservando su sensibilidad, lo cual los hace ideales para su aplicación en entornos como el espacial. Los últimos desarrollos han logrado MCF de 7 núcleos con capacidad de medir desde -25°C hasta 1000°C .



FIBRAS MULTI-NUCLEO DE ÍNDICE ASIMÉTRICO

Las fibras multinúcleo de índice asimétrico (SCMCF, por sus siglas en inglés) son una tecnología emergente en el campo de la fibra óptica. Estas fibras están diseñadas con **múltiples núcleos periféricos dispuestos alrededor de un núcleo central**, todos ellos incrustados en una cubierta común. La principal característica de las SCMCF es que presentan un perfil de índice de refracción asimétrico en los núcleos periféricos, lo que significa que el índice de refracción varía a lo largo de la sección transversal de la fibra.

Este diseño asimétrico de índice de refracción en las fibras multinúcleo **proporciona propiedades ópticas y de acoplamiento únicas**. La asimetría en el índice de refracción permite la existencia de un efecto de acoplamiento de modos (MC), donde **la luz puede intercambiarse entre los núcleos periféricos de la fibra**. Este efecto de acoplamiento de modos es **extremadamente sensible** a influencias externas, como la deformación mecánica, lo que convierte a las SCMCF en una plataforma prometedora para la fabricación de sensores ópticos altamente sensibles.

En el estado del arte actual, se han realizado avances significativos en la fabricación y caracterización de fibras multinúcleo de índice asimétrico. Se han desarrollado técnicas de fabricación precisas para crear perfiles de índice de refracción asimétricos en los núcleos periféricos de las fibras. Además, se han investigado diferentes configuraciones y estructuras de fibras multinúcleo para optimizar su rendimiento en aplicaciones de sensores.

La principal ventaja de las fibras multinúcleo de índice asimétrico es su capacidad para detectar diferentes tipos de deformaciones mecánicas, como la **deformación, las vibraciones o la curvatura, utilizando un solo sensor**. Estos sensores ofrecen una sensibilidad ultra alta, un amplio rango de detección y una buena estabilidad.

El sensor propuesto en este TFM [13], ha sido fabricado mediante la adaptación de los perfiles de índice de refracción de los núcleos periféricos en una pieza corta de fibra SCMCF (fibras multicore fuertemente acopladas), lo que proporciona **un índice efectivo asimétrico con respecto a un plano de simetría**. Esto provoca un efecto de acoplamiento de modos asimétrico con respecto al mencionado plano, lo que permite implementar sensores ópticos capaces de detectar diferentes deformaciones mecánicas, como **deformación, vibraciones o curvatura**, con una alta sensibilidad utilizando solamente un sensor. Este dispositivo ofrece ventajas que incluyen una sensibilidad ultra alta, un amplio rango de detección y buena estabilidad.

3. DESCRIPCIÓN DEL SENSOR PROPUESTO Y ANÁLISIS TEÓRICO

La industria aeroespacial está adoptando tecnologías de sensores basados en fibra óptica para analizar y validar estructuras, superando los **desafíos** de tamaño, peso y consumo de energía en los sistemas de próxima generación. Las fibras ópticas son ideales para aplicaciones que requieren alta capacidad, ya que son ligeras, inmunes a interferencias electromagnéticas y robustas. Sin embargo, extraer información de grandes conjuntos de datos recopilados por sensores heterogéneos es un desafío en las industrias mecánica, aeroespacial y aeronáutica. Además, recolectar datos relevantes de manera rentable y respetando las limitaciones del sistema también es complicado. El efecto de las fuerzas externas en las estructuras es una preocupación importante, ya que puede causar deformaciones o colapso.

Las **galgas extensiométricas** son comúnmente utilizadas para evaluar este efecto, pero solo pueden medir la deformación de **un punto** en la superficie de un componente en **una dirección** específica, sin ofrecer mediciones globales o de deformación interna. En contraste, los sensores de **fibra óptica** ofrecen **ventajas** como inmunidad a interferencias electromagnéticas, bajo riesgo, capacidad de detección remota y tamaño reducido.

Las galgas extensiométricas ópticas basadas en rejillas de Bragg de fibra (FBGs) han surgido como una solución muy utilizada. Sin embargo, aún no se ha aprovechado completamente el potencial de la interacción de luz entre núcleos en **fibras multicore** fuertemente acopladas, conocido como **efecto de acoplamiento de modos (MC)**. Este enfoque permite desarrollar sensores ópticos altamente sensibles a influencias externas como la deformación. Para el desarrollo del sensor utilizado en este TFM, se fabricaron galgas ópticas al modificar los perfiles de índice de refracción de los núcleos periféricos en una fibra multicore fuertemente acoplada. Estas galgas pueden detectar diferentes deformaciones mecánicas con alta sensibilidad, como **deformación, vibraciones o curvatura**, utilizando solo una galga. Este dispositivo ofrece una sensibilidad ultra alta, un amplio rango de detección y buena estabilidad, lo que lo convierte en una opción prometedora para mejorar las capacidades de las galgas ópticas basadas en fibra.

Este sensor óptico, desarrollado por el Departamento de Matemática Aplicada de la Escuela de Ingeniería de Bilbao de la UPV/EHU en conjunto con el Optoelectronics Research Centre de la Universidad de Southampton, ha sido fabricado adaptando los perfiles de índice de refracción de los núcleos periféricos en una pieza corta de SCMCF, lo que proporciona un índice efectivo asimétrico con respecto a un plano de simetría.

Los autores O. Arrizabalaga et. al. [13], tal como publican en el paper "*Multi-parameter optical gauge based on mode coupling effect in asymmetric index multi-core fibres*" han desarrollado una nueva clase de dispositivos y sensores utilizando fibra multicore acoplada asimétricamente (ACMCF). La fibra multicore consta de un **núcleo central rodeado por otros seis núcleos hechos de sílice dopada con germanio** y empotrados en una **cubierta de sílice** pura. Uno de los núcleos exteriores ha sido **modificado** mediante escritura directa con láser de femtosegundos para **aumentar el índice** de refracción de una región seleccionada dentro de la fibra. Se utilizó un láser de femtosegundos para la escritura con una longitud de onda de aproximadamente 1030 nm y una duración de pulso de 200 fs. Para mejorar la resolución de escritura, se utilizó el

segundo armónico del láser a aproximadamente 515 nm. El sistema de láser se configuró para proporcionar una potencia de escritura de 6 mW, lo que corresponde a una energía de pulso láser de 30 nJ.

El ACMCF admite **siete modos**, cada uno de los cuales tiene dos polarizaciones lineales ortogonales (x e y). Estos modos se pueden clasificar como modos fundamentales, modos de orden superior con un pico central y modos de orden superior sin pico central. La **estructura** del dispositivo de detección consiste en un segmento corto de ACMCF alineado axialmente y empalmado en una cara final de una fibra de modo único estándar SMF-28. Cuando se acopla el modo fundamental de la SMF en el núcleo central del ACMCF, la potencia del modo fundamental se acopla principalmente en los modos SM_1 y SM_2 . A medida que estos dos supermodos viajan a través del núcleo central del ACMCF, la falta de coincidencia entre las constantes de propagación de SM_1 y SM_2 causa interferencia periódica entre ellos, lo que resulta en un **patrón de interferencia** en la potencia del núcleo central.

La **amplitud de los modos** en el núcleo central (A_{cc}) y los núcleos circundantes (A_{sc} , surrounding cores) a una distancia L en el ACMCF se pueden obtener mediante ecuaciones que dependen del coeficiente de acoplamiento y de las constantes de propagación.

$$A_{cc}(L) = \left[\cos C L + \frac{j}{\sqrt{7}} \sin C L \right] e^{-jC L \frac{1}{\sqrt{7}}} \quad (1)$$

$$A_{sc}(L) = \left[-\frac{j}{\sqrt{7}} \sin C L \right] e^{-jC L \frac{1}{\sqrt{7}}} \quad (2)$$

Donde **C es el coeficiente de acoplamiento** entre un modo de propagación para núcleos de distribución circular y un modo de propagación para un núcleo central. Este coeficiente depende del número de núcleos distribuidos m , la separación entre núcleos Λ , y la diferencia entre constantes de propagación de los SM_1 y SM_2 (β), **puediéndose calcular** mediante la ecuación (3).

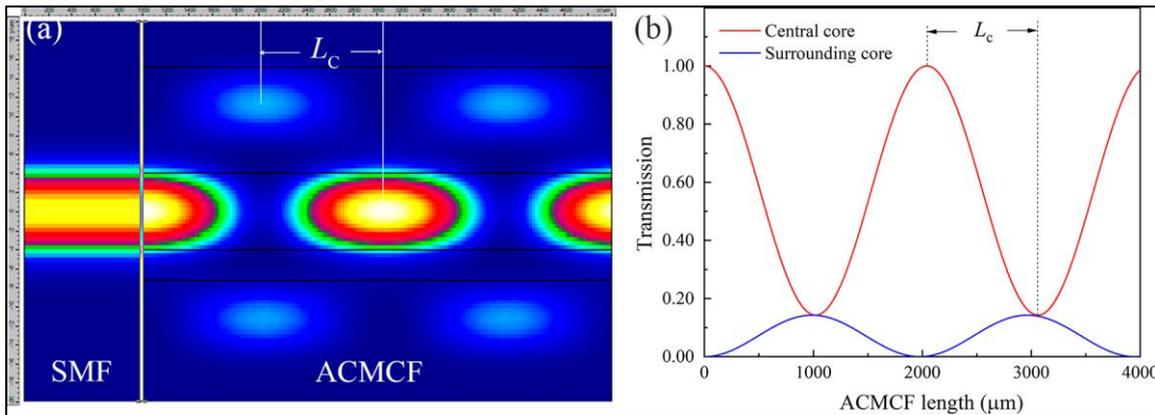


Figura 24.-: (a) Simulación del perfil de distribución de potencia a lo largo de una longitud de 4mm de ACMCF. (b) Potencia simulada en el núcleo central y periféricos en función de la distancia ACMCF [13].

$$C = \sqrt{m} \frac{\Delta\beta}{2} = \sqrt{7} \frac{\beta_{SM_1} - \beta_{SM_2}}{2} = \sqrt{7} \frac{2\pi}{2} \Delta n_{eff} \quad (3)$$

Las ecuaciones (1) y (2) proporcionan las amplitudes de los modos en el núcleo central y los núcleos circundantes en función de la distancia L. La ecuación (3) define el coeficiente de

acoplamiento C. A partir de estas ecuaciones, se pueden obtener las ecuaciones (4) y (5), que describen la **potencia normalizada en el núcleo central y los núcleos circundantes**, respectivamente:

$$P_{cc}(L) = |A(L)|^2 = \frac{1}{7} + \frac{6}{7} \cos^2 C L \quad (4)$$

$$P_{sc}(L) = |A(L)|^2 = \frac{1}{7} \sin^2 C L \quad (5)$$

Estas ecuaciones son **periódicas en L** y la máxima potencia en el núcleo central P_{cc} se encuentra en el mínimo de la potencia en los núcleos circundantes P_{sc} , tal como se observa en la Figura 25:

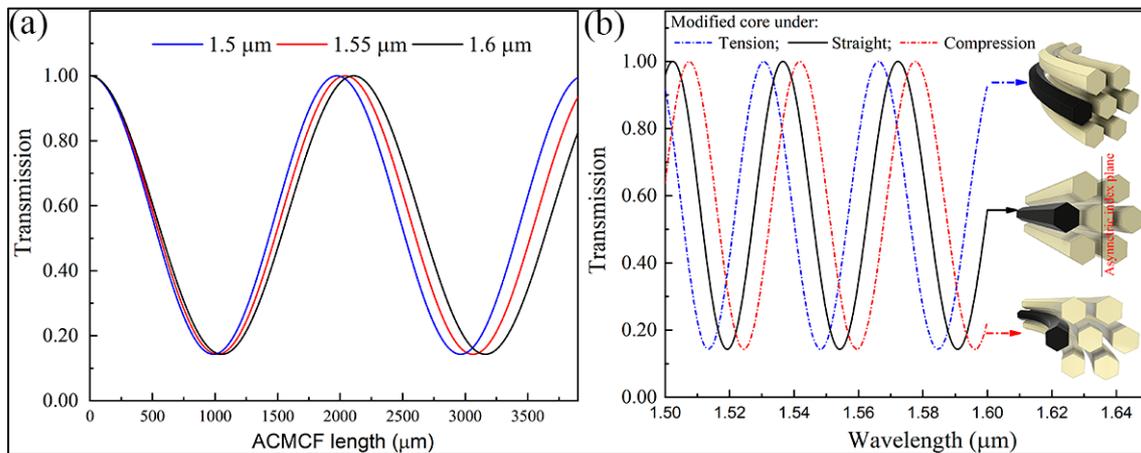


Figura 25.-: (a) Simulación de distribución de potencia a lo largo del núcleo central de ACMCF para diferentes longitudes de onda. (b) Espectro teórico del ACMCF para diferentes tipos de cargas mecánicas en núcleo modificado [13].

La **distancia entre los máximos** de las potencias se define como la longitud de acoplamiento, L_c , y se puede calcular mediante la ecuación (6):

$$L_c = \frac{\lambda}{2\sqrt{7}\Delta n_{eff}} \quad (6)$$

Según la ecuación (4), la **potencia** de transmisión del núcleo central alcanza un **máximo** cuando se cumple la condición de fase $(7^{1/2})CL = m\pi$ (m es un entero positivo). Por lo tanto, la longitud de onda correspondiente con la máxima potencia λ_m se encuentra en función de L_c y puede ser calculada mediante la ecuación (7):

$$\lambda_m = \frac{2m\pi}{\sqrt{7} \frac{\partial C(\lambda)}{\partial \lambda} L} \quad \text{con } m=1,2,3 \quad (7)$$

Como se puede deducir de la ecuación (6), y se muestra en la Figura 24, a), la L_c es independiente de la longitud de onda. Si se repiten los cálculos de la ecuación 4 para diferentes longitudes de onda, se obtiene un espectro modulado periódico a la salida del sistema:

La longitud de acoplamiento, L_c , depende de la longitud de onda. Al repetir los cálculos de la ecuación (4) para diferentes longitudes de onda, se obtiene un espectro modulado periódicamente en la salida del sistema (Figura 25).

Por otro lado, el **tipo de deformación**, como curvatura, tensión o compresión de la ACMCF causa una **variación en el índice y/o en la longitud (L) de las fibras**. De acuerdo al efecto elasto-óptico, la variación del índice de las fibras se puede expresar a través del modelo de índice equivalente de la siguiente manera:

$$n'(x, y) = n(x, y) \left[1 - \frac{n(n, x)^2 x}{2R} \right] (P_{12} - \nu(P_{11} + P_{12})) \exp\left(\frac{x}{R}\right) \quad (8)$$

Cuando ACMCF se somete a cualquier tipo de deformación (D_T), λ_m se desplaza de acuerdo a la ecuación (9):

$$\frac{\partial \lambda_m}{\partial D_T} = \left[\frac{1}{\Delta n_{eff}} \cdot \frac{\partial C}{\partial \Delta n_{eff}} + \frac{1}{L} \cdot \frac{\partial \lambda_m}{\partial L} \right] \quad (9)$$

donde $\partial C / \partial \Delta n_{eff}$ es la variación del coeficiente de acoplamiento C debido a los cambios en el índice de los núcleos causados por la deformación y $\partial \lambda_m / \partial L$ es la variación de λ_m debido a los cambios en la longitud de la muestra causados por la deformación.

En ACMCF, debido a la **distribución asimétrica del índice de los núcleos** con respecto a un plano de referencia, Δn_{eff} será diferente dependiendo de si el núcleo modificado está bajo tensión o compresión. Además, la longitud del segmento de ACMCF será más larga o más corta dependiendo de si está bajo expansión axial o compresión axial. En consecuencia, la longitud de acoplamiento L_c variará y, por lo tanto, la variación de λ_m será una función de ambos tipos de deformación, como se muestra en la ecuación (8).

4. DESCRIPCIÓN DE ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN

4.1. PLAN DE ENSAYOS

En este TFM se han realizado **un ensayo de compresión y uno de cortadura**, todos ellos sobre especímenes fabricados de Honeycomb de aluminio perteneciente a la misión Exomars. Este material, como se ha comentado en la Sección 1, ha sido seleccionado por tener unas características muy específicas que lo hacen ideal para su aplicación en misiones espaciales. Entre estas características están:

- Bajo peso y densidad
- Alta resistencia y rigidez
- Buena resistencia a impactos y amortiguación de la vibración
- Aislante de sonido y calor
- No es combustible y resiste a la humedad
- Buena formabilidad y posibilidad de moldearlo en diferentes espesores

En este punto, y de cara a poder explicar cierto comportamiento observado durante los ensayos, hay que **destacar la característica de resistencia a impactos** y vibración, razón por la cual este material se seleccionó para el módulo de aterrizaje en Marte en la misión Exomars. Cuando el Honeycomb se somete a un impacto, **la fuerza del impacto puede convertirse en deformación plástica del núcleo de Honeycomb**, por lo tanto, **la energía del impacto puede absorberse de manera efectiva** sin influir en el resto de elementos.

Por todo ello, tiene una **tenacidad** alta que evita que salgan grietas en los impactos, aumentando su resistencia a impactos, siendo la mayor parte de la energía absorbida por su propia deformación, por lo que el efecto de amortiguación es bueno en este tipo de materiales.

Los dos especímenes ensayados, han sido **instrumentados previo al ensayo** con una fibra óptica como la detallada en la Sección 3 de este TFM. En todos los casos, las fibras se instalaron en el Honeycomb lateral de la estructura, tal como se puede observar en la Figura 26:

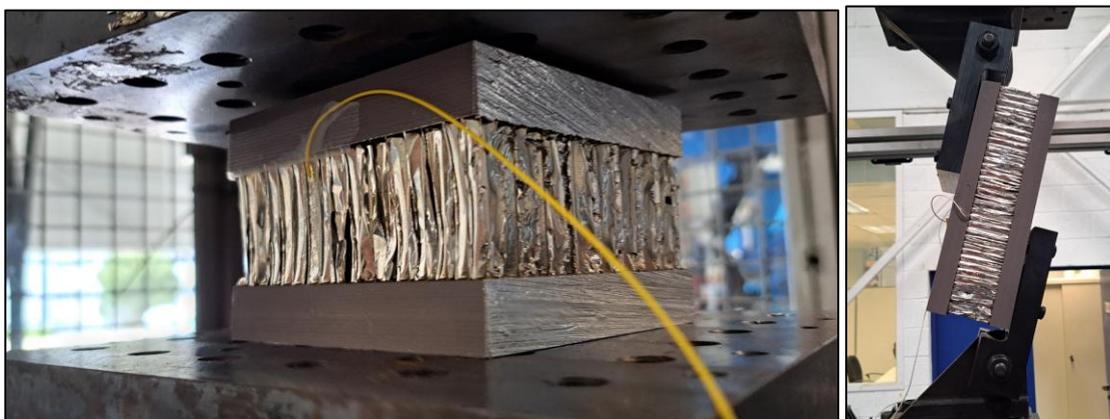


Figura 26.-: Instrumentación con sensores de FO de los dos especímenes ensayados: Ensayo de Compresión (izda); Ensayo de Cortadura (dcha).

La Figura 26 muestra los dos especímenes ensayados:

- Ensayo de Compresión: especimen cuadrado de 100 x 100 mm
- Ensayo de Cortadura: especimen rectangular de 200 x 100 mm

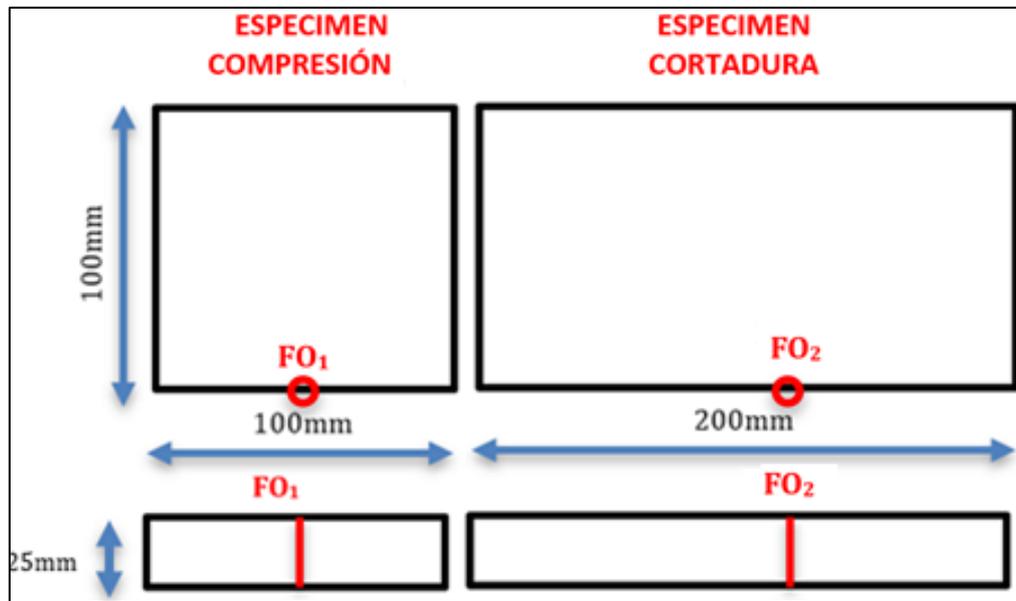


Figura 27.- Esquema de planta y alzado y la localización de las fibras ópticas de los dos especímenes.

Se adjuntan para mayor claridad los esquemas de la Figura 27. Los especímenes están compuestos por un Honeycomb de aluminio de 25mm de ancho y un chapón de aluminio de 1cm de espesor en cada cara del mismo que le otorga rigidez.

Los sensores fueron instrumentados por el Dr. Oskar Arrizabalaga del Departamento de Matemática Aplicada. Cabe resaltar la **complejidad** a la hora de instrumentarlos en el Honeycomb lateral de los especímenes, ya que debido a su compleja geometría y pequeño espacio no es posible utilizar otros sensores de deformación como galgas extensiométricas. No obstante la posibilidad de instrumentarla en zonas imposibles para las galgas, la instrumentación de fibra óptica en esta zona, no deja de ser compleja. El procedimiento seguido para la instrumentación en los especímenes ha sido:

1. Limpieza de la zona a instrumentar. Se debe de asegurar que la zona donde irá el sensor está limpia y libre de cualquier contaminante.
2. Preparación de la fibra óptica: Comprobar la limpieza del sensor así que su estado es el correcto.
3. Colocación del sensor de fibra óptica en la zona del especimen a instrumentar. Fijación de la fibra con cinta unos centímetros antes del sensor.
4. Aplicación de adhesivo a lo largo de toda su longitud con un adhesivo de cianoacrilato.
5. Curado y secado del adhesivo durante 24 horas.
6. Conexión al interrogador y comprobación del correcto funcionamiento del sensor.

Las siguientes figuras muestran los sensores de FO instrumentados en cada uno de los especímenes:

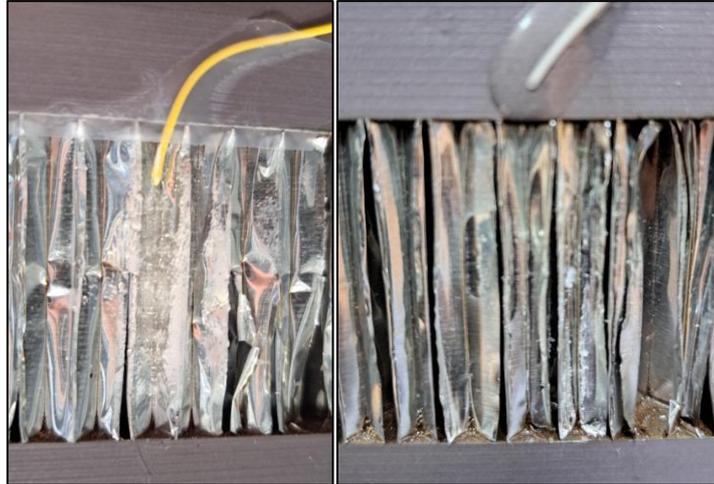


Figura 28.- Detalle de la FO instrumentada en Especimen de Compresión (izda.); Especimen de Cortadura (dcha.).

4.2. SETUP DE ENSAYOS

Con el fin de poder medir diferentes parámetros, se ha elegido realizar dos tipos de ensayos diferentes:

- **Compresión:** los sensores de FO podrán medir datos de **deformación lineal**.
- **Cortadura:** se espera que los sensores de FO midan la **curvatura** de la deformada.

Para ello, se ha utilizado una máquina de Tracción - Compresión (MTC) en las instalaciones del Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA) en Miñano. Esta MTC dispone de una **célula de carga** (LCL) y de un **transductor de desplazamiento** (LVDT) mediante los cuales se puede controlar la MTC en desplazamiento y en carga respectivamente. En la figura de la derecha se muestra el especimen de compresión en la MTC durante la realización de los ensayos.

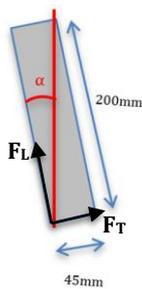
Todos los ensayos, tanto de compresión como de cortadura, se **controlaron por desplazamiento**, a través del LVDT de la MTC, el cual ofrece la capacidad de controlar hasta por centésimas de milímetro de desplazamiento.



Figura 29.- Setup de MTC en Compresión.

En estos ensayos, los actuadores de la MTC comprimen la muestra de Honeycomb de aluminio, de tal forma que la fibra óptica, alineada con el eje de carga, lee la deformación real del Honeycomb en la **misma dirección que la línea de carga**.

El setup de los Ensayos de Cortadura se muestra en la Figura 30 . Se ha diseñado un rig de ensayos para poder aplicar una **fuerza de cortadura** (dirección longitudinal del especimen) lo más pura posible. Sin embargo, el setup utilizado introduce una componente pequeña en la **dirección perpendicular** a la dirección longitudinal del especimen, ya que el mismo está dispuesto con un pequeño ángulo. El **ángulo** formado aproximado se calcula a continuación:



$$\arctg \alpha = \frac{45}{200} \rightarrow \alpha = 12,68^\circ$$

Dado que el seno de $12,68^\circ$ tiene un valor de 0,219, la componente en la dirección transversal al especimen (F_T) será de 0,219 veces la componente en la dirección longitudinal del mismo (F_L) será la correspondiente al coseno de $12,68^\circ$, es decir, 0,976.



Figura 30.- Setup de los Ensayos de Cortadura.

Para el **control** del LVDT de la MTC se dispone de un software específico del fabricante MTS a través del cual se introduce un comando (desplazamiento y velocidad). Este **comando de desplazamiento** y el valor real se muestran representados en el tiempo en este software. Además, también se muestra la carga introducida en función del tiempo, de manera que se pueden graficar el desplazamiento y la carga en cada instante, y el desplazamiento en función de la carga.

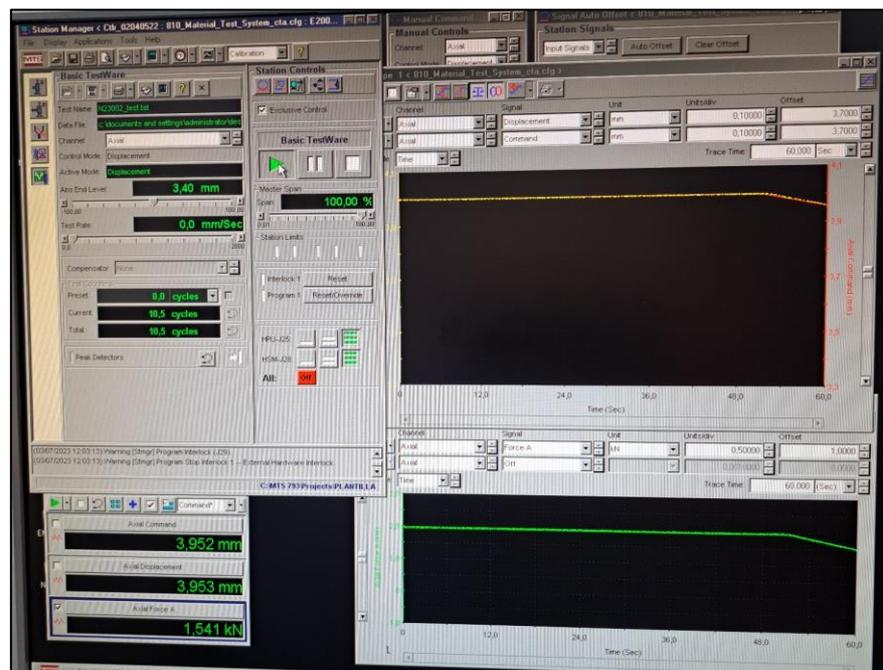


Figura 31.- Software de control y adquisición de MTS Utilizado.

En cuanto al **software de adquisición de la fibra óptica** está basado en el software I-MON 512 de Ibsen, y ha sido adaptado por el Departamento de Matemática Aplicada de la Escuela de Ingeniería de Bilbao de la UPV/EHU. El mismo está basado en Labview, y sirve para configurar la fuente de luz emisora, adquirir la señal y graficar la misma en función del tiempo.

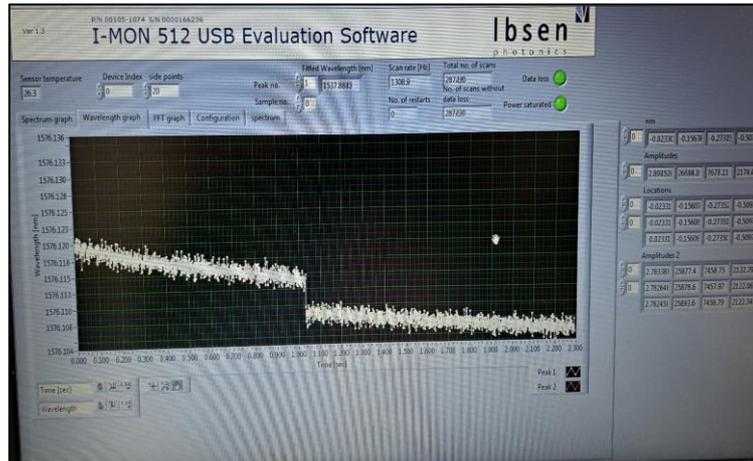


Figura 32.- Software de control y adquisición del sensor de FO.

El hardware para control y adquisición del sensor de FO se muestra en la figura inferior.

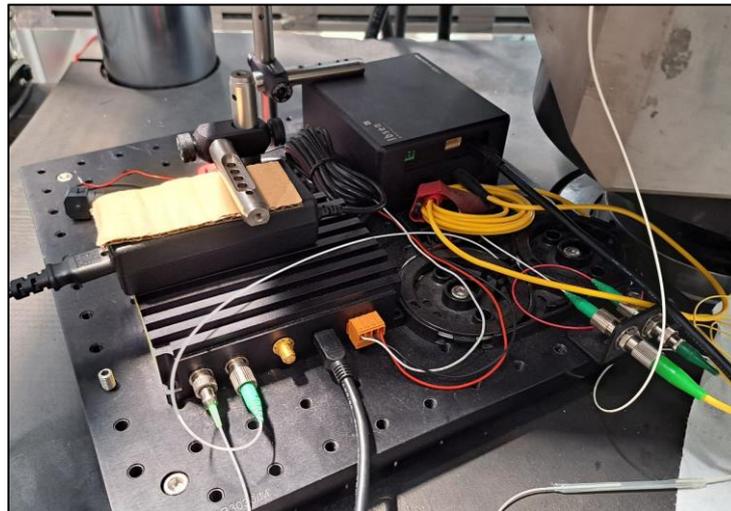


Figura 33.- Setup del sistema de adquisición y control de FO.

La configuración del setup de FO para llevar a cabo las pruebas experimentales se muestra en la Figura 34 (b). Se utilizó un diodo superluminiscente (SLD) de 100nm de anchura espectral centrada en 1550 nm. El espectro generado del sensor ACMCF se recogió en tiempo real mediante un mini-espectrómetro (Ibsen Photonics, Dinamarca) mostrado en la Figura 33. Para medir la deformación del espécimen, se rastreó el pico local del espectro. Para ello, se colocó un **segmento de aproximadamente 2,5 cm de ACMCF** con un núcleo modificado de manera que el índice de los núcleos circundantes fuera asimétrico con respecto a un plano de referencia.

Para colocar el ACMCF con índice asimétrico con respecto a un plano de referencia según la Figura 34 (a), primero se conectó el SMF-ACMCF al montaje experimental (ver Figura 34 (b)) y el espectro recogido se analizó con un **espectrómetro** de Ibsen Photonics. Posteriormente, se fijó la fibra mono

modo (SMF) a un **rotador de fibra** de precisión dejando el segmento compuesto por ACMCF en espacio libre, como se muestra en la Figura 33.

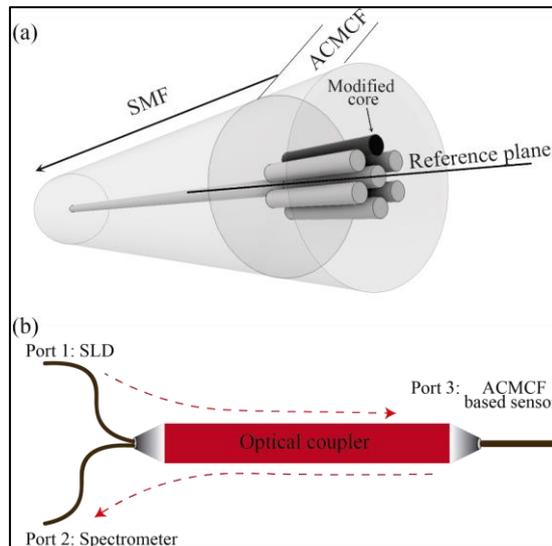


Figura 34.- (a) Esquema del instrumento del sensor empleado. (b) Setup utilizado para el sensor FO (SLD: Diodo Super Luminiscente)

4.3. DISEÑO DEL RIG DE ENSAYOS

El ensayo de compresión, debido a su naturaleza, no requiere del diseño de ningún rig ni útil, ya que la MTC ejercerá directamente a través del utillaje superior e inferior, la fuerza de compresión a los especímenes de compresión y 2. Este utillaje, aunque no se utiliza en el ensayo de cortadura, ya estaba diseñado y fabricado con anterioridad a estos ensayos, y al ser planas las caras de los mismos, no ha sido necesaria ninguna modificación.

Para el diseño del rig del ensayo de cortadura, se ha partido de la línea de carga de la MTC entre los puntos superior e inferior desde donde se aplica la carga al espécimen. Se han diseñado unas **placas interface, unos perfiles con un bulón** cada uno a través de los cuales se introduce la carga de cortadura a través de una placa atornillada en cada una de las caras del espécimen.

4.4. ENSAYO DE COMPRESIÓN

Estos ensayos se realizaron en las instalaciones del CTA el día 2 de junio de 2023. En total, se realizaron **8 ensayos de compresión** (TEST1 a TEST8), con los que se pudieron comparar de manera cualitativa y cuantitativa los valores obtenidos entre el LVDT de la MTC y el sensor de FO.

La secuencia consistió en someter al espécimen desde el reposo a un desplazamiento a compresión de 0,15mm, suficiente para ser detectada claramente por el LVDT de la MTC y por el sensor de FO. La siguiente gráfica muestra los datos obtenidos en el Test 1, tanto para la variación de longitud de onda del sensor de FO como para el LVDT y la célula de carga (LCL). Para cada uno de los 8 casos estudiados, se muestra la gráfica de variación de la longitud de onda del sensor, así como la de deformación y carga medidas por la MTC. Además, hay que considerar que el **ruido del sensor** depende de cada configuración hecha para cada ensayo, siendo en general de unos **6-8nm**.

TEST 1: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm

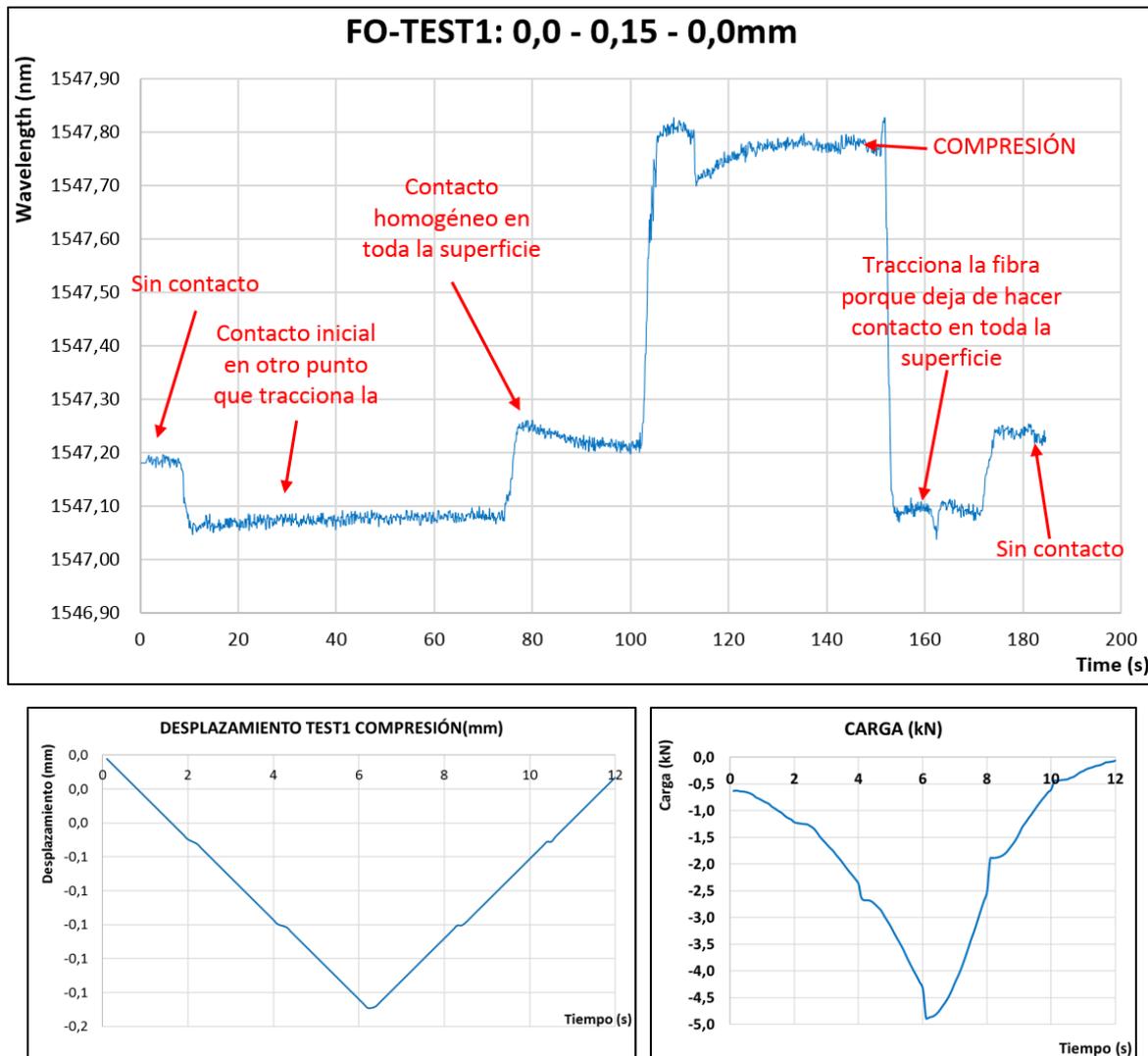


Figura 35.- Test 1 del Ensayo de Compresión. Sensor FO (superior), Deformación (inf. Izda.), Carga (Inf. Dcha)

Este primer ensayo ha sido, sin duda, uno de los más difíciles de interpretar en cuanto a la parte de longitud de onda del sensor de FO. En este análisis **no se han considerado los tiempos**, únicamente las tendencias y los saltos de los valores obtenidos, ignorando el eje de abscisas.

Se observa **inicialmente** durante algo menos de 10s que el valor de la longitud de onda (λ_{FO}) está alrededor de **1547,18nm** mientras el espécimen está **en reposo**. Pasado este tiempo, y justo cuando se comienza a aplicar la deformación al espécimen, λ_{FO} decrece hasta los **1547,08nm** aproximadamente, para posteriormente subir hasta los **1547,22 nm**. Una vez estabilizado en este punto, se observa un incremento en el valor de λ_{FO} hasta los **1547,78nm**. A partir de este valor, y una vez estabilizada la lectura, λ_{FO} vuelve a decrecer hasta los **1547,08nm**, para terminar el ensayo en los **1547,23nm**.

El desplazamiento real medido por el LVDT en el eje de aplicación de carga se puede observar en la figura inferior izquierda, mientras que la carga de compresión se muestra en la figura inferior derecha de la Figura 35 . Hay que aclarar que este desplazamiento y carga son las que se aplican al espécimen **de manera global en el eje de la MTC**, mientras que los valores de la lectura del **sensor de FO son localizados** en una pared de una de las celdas del Honeycomb de aluminio. Este concepto junto con el comportamiento del material frente a cargas e impactos descrito al comienzo de esta sección y en la 5, son muy **importantes** para interpretar estos resultados.

El decremento de λ_{FO} observado después de los primeros 10s es debido a que la **planitud del utillaje** de la MTC y la planitud del espécimen no son exactamente iguales, por lo que cuando se están estudiando centésimas de mm la influencia de este efecto **no es despreciable**. En concreto, en este caso, el útil de la MTC comenzó a tocar el espécimen por la **cara opuesta** al de la instrumentación de la FO, razón por la cual inicialmente λ_{FO} decrece, haciendo ver una tracción en ese punto. Al ser tan sensible, es razonable pensar que al apoyar primeramente en otro punto, la parte del Honeycomb donde está el sensor se traccione. Una vez que el espécimen ha asentado y la MTC está en completo contacto con toda la superficie del mismo, se vuelve a la posición cuasi-inicial con un contacto no homogéneo, para posteriormente continuar hasta el punto de compresión correspondiente a los 0,15mm. Una vez se deja de aplicar compresión, ocurre el mismo efecto en sentido inverso: desaparece el contacto en la zona del sensor, por lo que se tracciona localmente, y posteriormente desaparece todo el contacto, volviendo la lectura del sensor de FO a su origen.

Relacionando estas lecturas, y estimando una variación lineal de la longitud de onda con la deformación se obtiene la siguiente recta:

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA (nm)
0,00	1547,22
0,15	1547,78

$$\lambda_{FO} = -3,733 \cdot X + 1547,22 \text{ nm}$$

Cabe destacar también, que dada la naturaleza del Honeycomb de **repartir el esfuerzo por las celdas**, existen pequeños **saltos en la λ_{FO}** indicadores de que se ha transmitido la carga a esa celda, por lo que existen saltos en las lecturas de la FO que son debidos a este fenómeno.

Con el fin de comprender mejor el comportamiento del material, se ha representado el diagrama esfuerzo-deformación obtenido con los datos de la MTC. En él se observa que el material no se comporta como cabe esperar de un material homogéneo. Este comportamiento va variando con la realización de más tests, hasta llegar a una repetitividad aceptable.

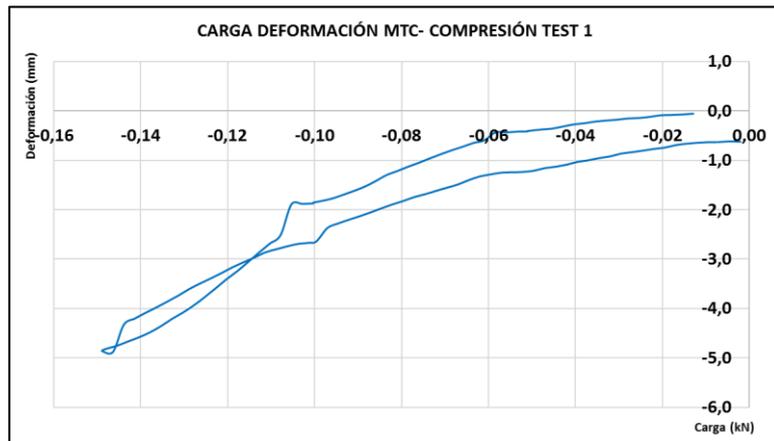


Figura 36.- Gráfico esfuerzo-deformación test1 de compresión.

TEST 2: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x2

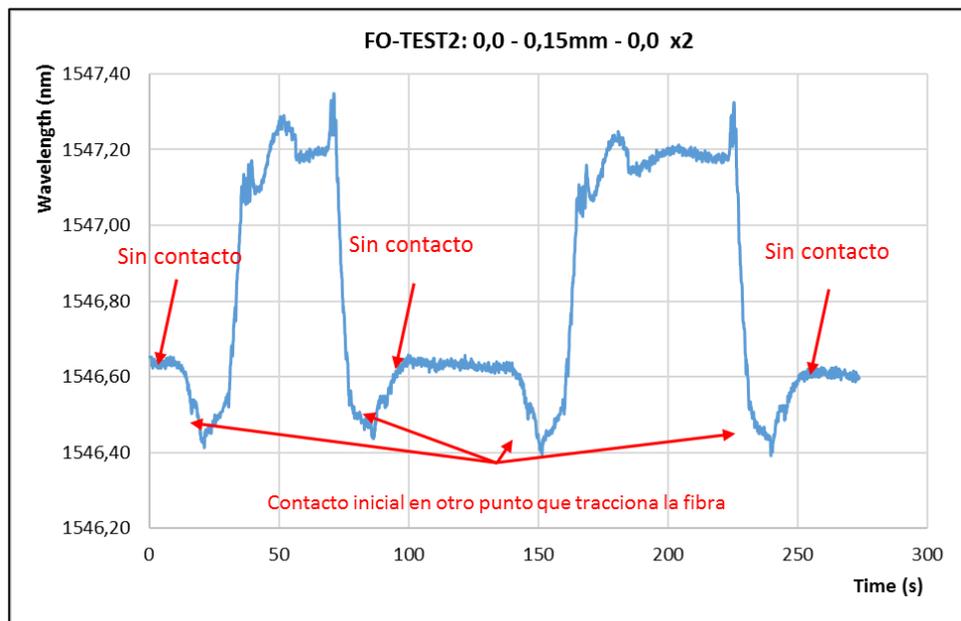


Figura 37.- Test 2 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

Este segundo ensayo consistió en realizar **dos veces seguidas la rampa** del ensayo TEST 1, es decir 0,0mm-0,15mm-0,0mm-0,15mm-0,0mm.

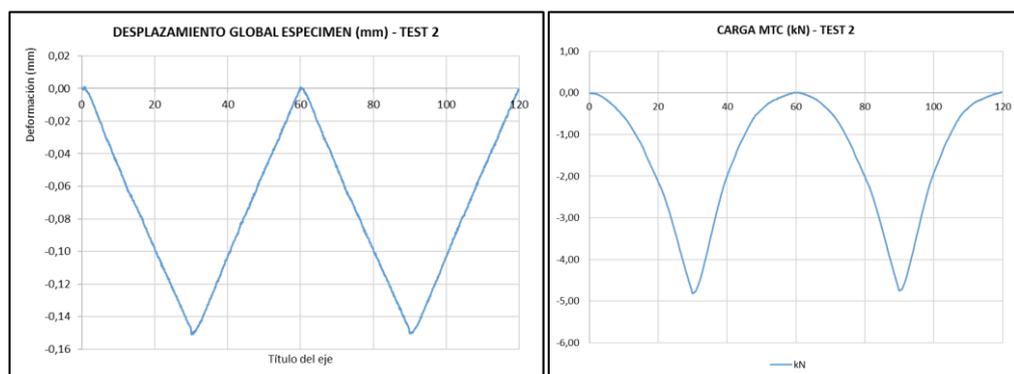


Figura 38.- Test 2 del Ensayo de Compresión. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)

De manera análoga al primer ensayo, el comportamiento es muy similar, obteniendo los siguientes valores numéricos aproximados:

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN 2 (nm)
0,00	1546,65	1546,62
0,15	1547,19	1547,17

$$\lambda_{FO} = -3,600 \cdot X + 1546,65 \text{ nm}$$

$$\lambda_{FO} = -3,667 \cdot X + 1546,62 \text{ nm}$$

Se observa que, matemáticamente, se obtienen rectas de valores comparables entre el TEST 1 y el TEST 2. Para el resto de los casos, se muestran estos valores obtenidos.

Se comienza a observar una mayor repetitividad en el gráfico de carga deformación, tal como sería en un material homogéneo.

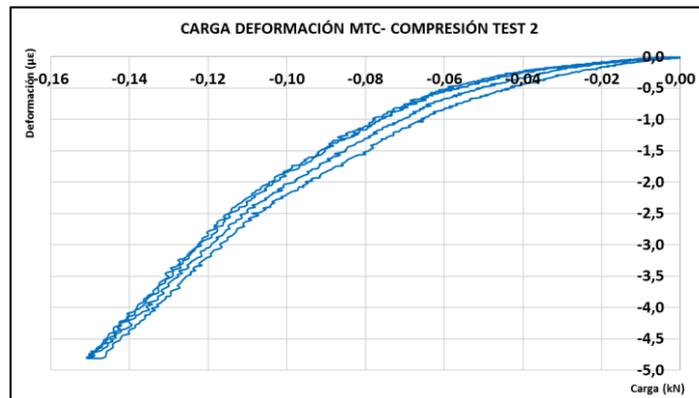


Figura 39.- Gráfico esfuerzo-deformación test2 de compresión.

TEST 3: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x 2 (Especimen girado 90°)

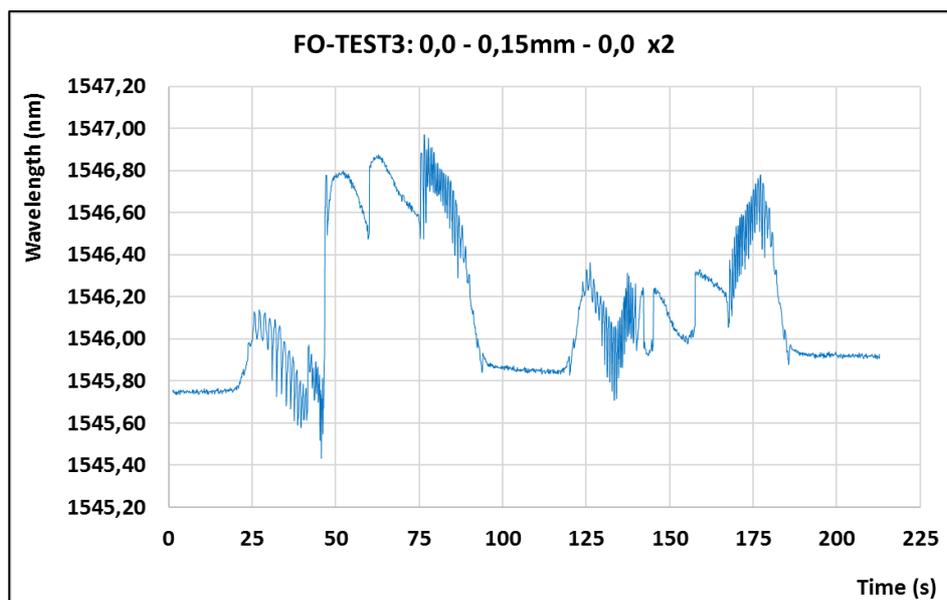


Figura 40.- Test 3 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

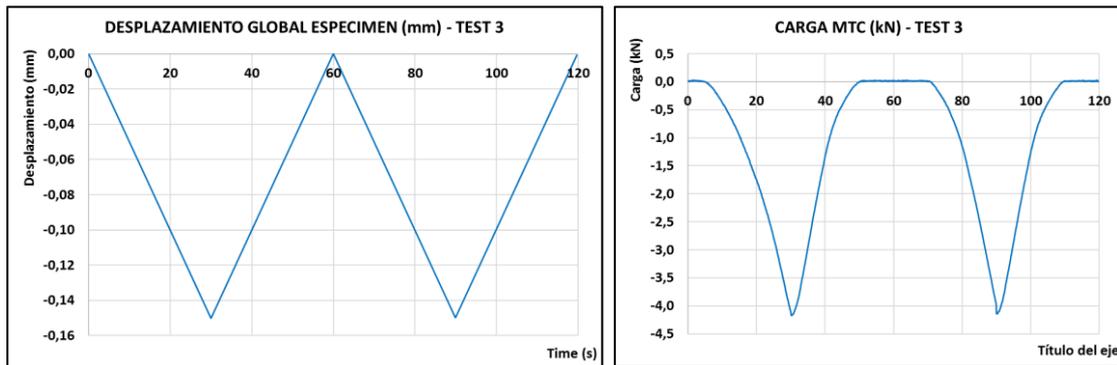


Figura 41.- Test 3 del Ensayo de Compresión. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)

Este tercer ensayo consistió en realizar **dos rampas de subida y bajada de 0 a 0,15mm** consecutivas con el **especimen girado 90°** en sentido antihorario visto desde la parte superior. La decisión de girar el especimen fue tomada ya que en una primera instancia los valores se consideraron que no eran correctos. Como se observa, se han obtenido valores con **mucho más ruido** que en los anteriores casos, por lo que la aproximación realizada tendrá una **incertidumbre asociada mayor** que en los otros dos casos. Los valores obtenidos han sido:

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN 2 (nm)
0,00	1545,75	1545,83
0,15	1546,60	1546,60

$$\lambda_{FO} = -5,657 \cdot X + 1545,75 \text{ nm}$$

$$\lambda_{FO} = -5,133 \cdot X + 1545,83 \text{ nm}$$

Se observa que, **existen diferencias** entre los valores del TEST1 y 2, y este TEST 3. Sin embargo, se pueden considerar del mismo orden de magnitud y comparables. Estas diferencias, son debidas al ruido que se obtuvo en el sensor de FO durante esta prueba, que como se puede observar en la imagen es bastante grande.

El gráfico carga-deformación de este caso puede explicarse considerando histéresis, sin embargo, como se ha ido comentando a lo largo del TFM, es debido a que el material no es isotrópico y homogéneo, y va asentando localmente en las celdas del Honeycomb, influyendo en comportamiento global del mismo

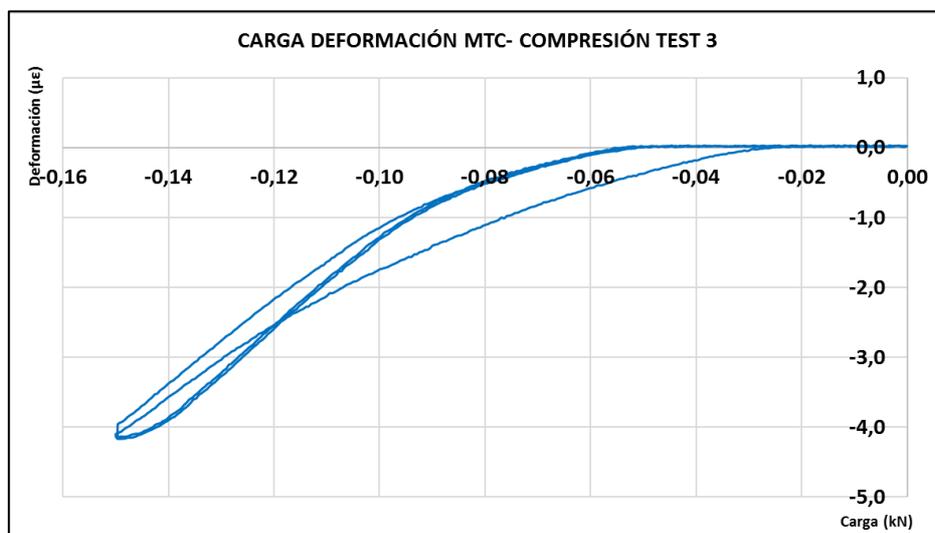


Figura 42.- Gráfico esfuerzo-deformación test3 de compresión.

TEST 4: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x 2 (Especimen girado 180°)

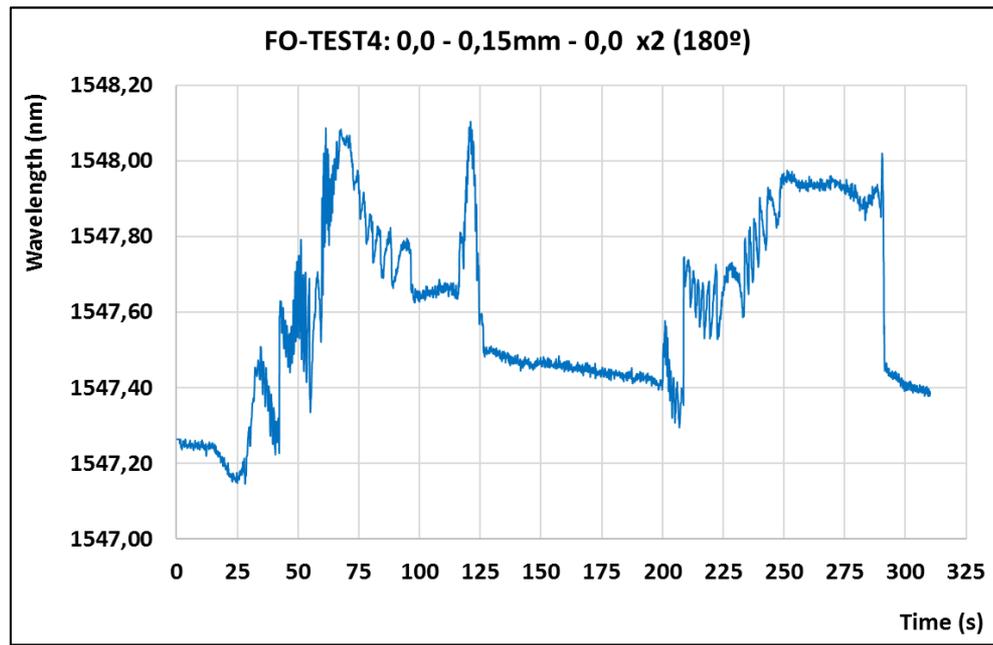


Figura 43.- Test 4 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

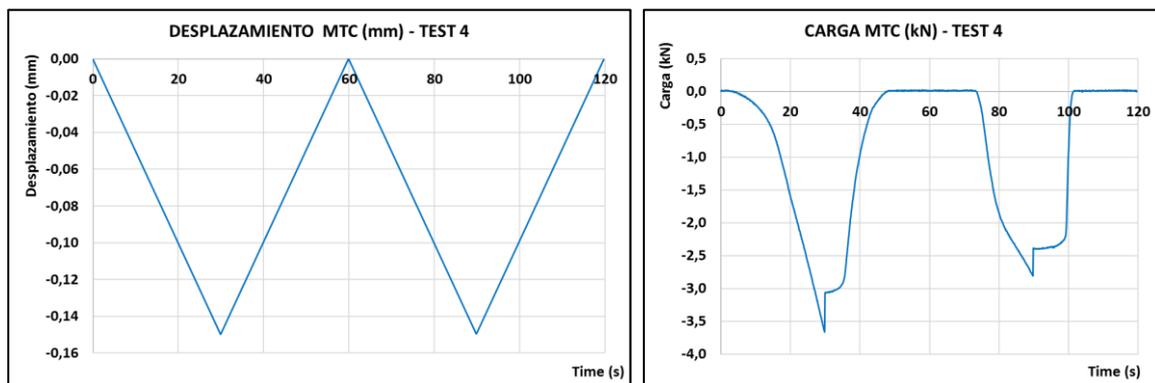


Figura 44.- Test 4 del Ensayo de Compresión. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)

Con el fin de intentar evitar el ruido obtenido en lectura anteriores, y observar una mayor repetitividad, se procedió a girar el espécimen 90° más, es decir, **180°** sobre su posición original. Al contrario que en el caso del TEST 1, la MTC comienza el contacto con el espécimen en la zona del sensor de FO, lo que provoca que la λ_{FO} aumente desde unos 1547,25nm hasta los 1547,45nm antes de iniciar la compresión de todo el espécimen:

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN 2 (nm)
0,00	1547,45	1547,95
0,15	1547,42	1547,92

$$\lambda_{FO} = -3,333 \cdot X + 1547,45 \text{ nm}$$

$$\lambda_{FO} = -3,333 \cdot X + 1547,42 \text{ nm}$$

Se obtienen valores muy similares a los del TEST 1 y TEST 2.

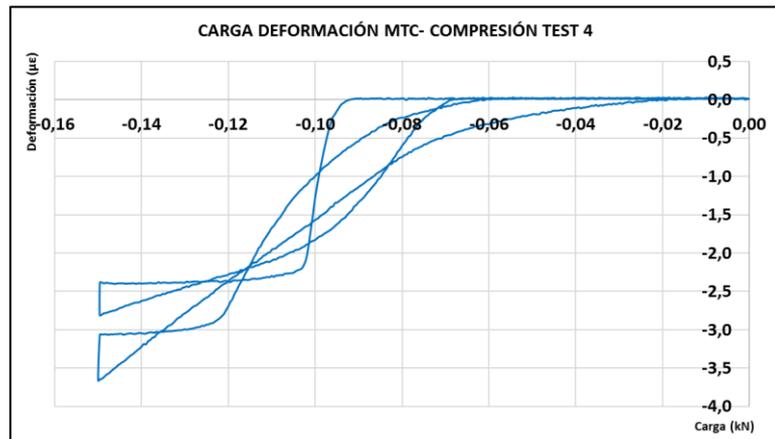


Figura 45.- Gráfico esfuerzo-deformación test4 de compresión.

Se observa de nuevo un comportamiento impropio de un material isotrópico. Se puede observar que los calores de carga varían para cada una de las rampas realizadas.

TEST 5: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x 2 (Especimen girado 180°)

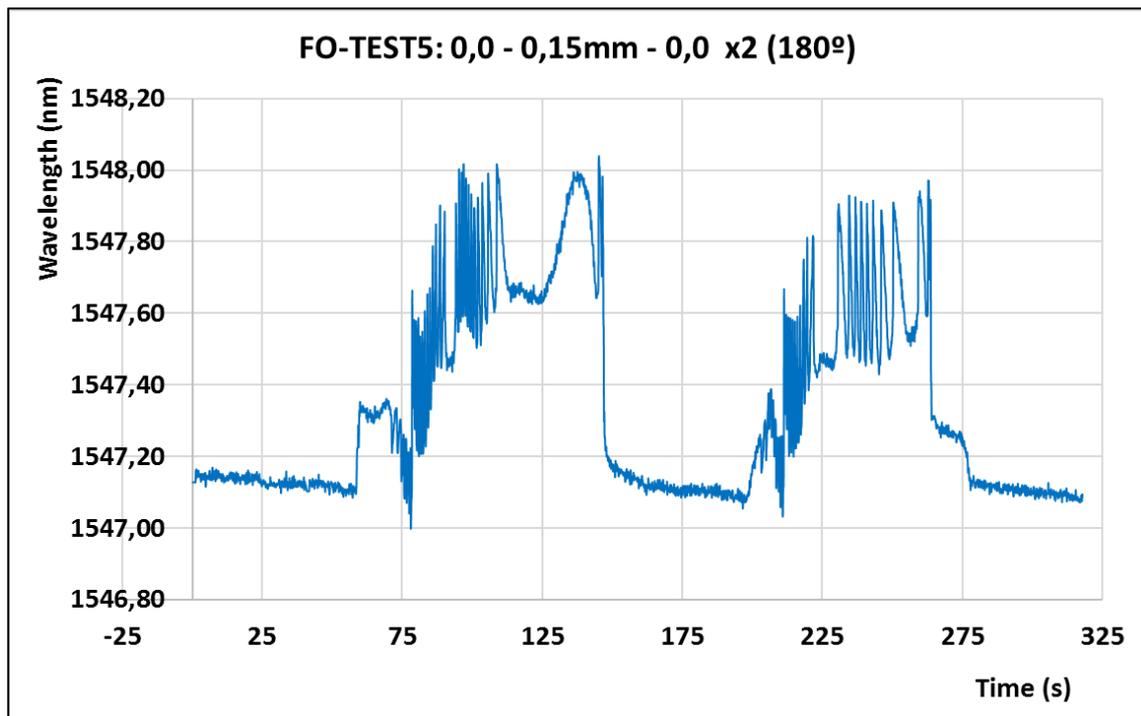


Figura 46.- Test 5 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

La gráfica de deformación obtenida y la de carga son muy similares a las anteriores, por lo que por simplicidad no se han incluido. La posición del espécimen es la misma que en el TEST 4, girado 180°. Al contrario que en el caso del TEST 1, la MTC comienza el contacto con el espécimen en la zona del sensor de FO, lo que provoca que la λ_{FO} aumente desde unos 1547,10nm hasta los 1547,25nm antes de iniciar la compresión de todo el espécimen:

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN 2 (nm)
0,00	1547,12	1547,08
0,15	1547,65	1547,55

$$\lambda_{FO} = -3,533 \cdot X + 1547,12 \text{ nm}$$

$$\lambda_{FO} = -3,133 \cdot X + 1547,08 \text{ nm}$$

Se obtienen valores muy similares a los del TEST 1, TEST 2 y TEST 4.

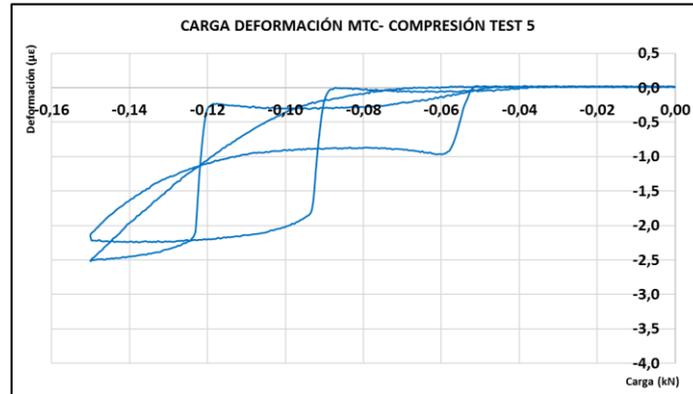


Figura 47.- Gráfico esfuerzo-deformación test5 de compresión.

TEST 6: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x 1 (Especimen girado 180°)

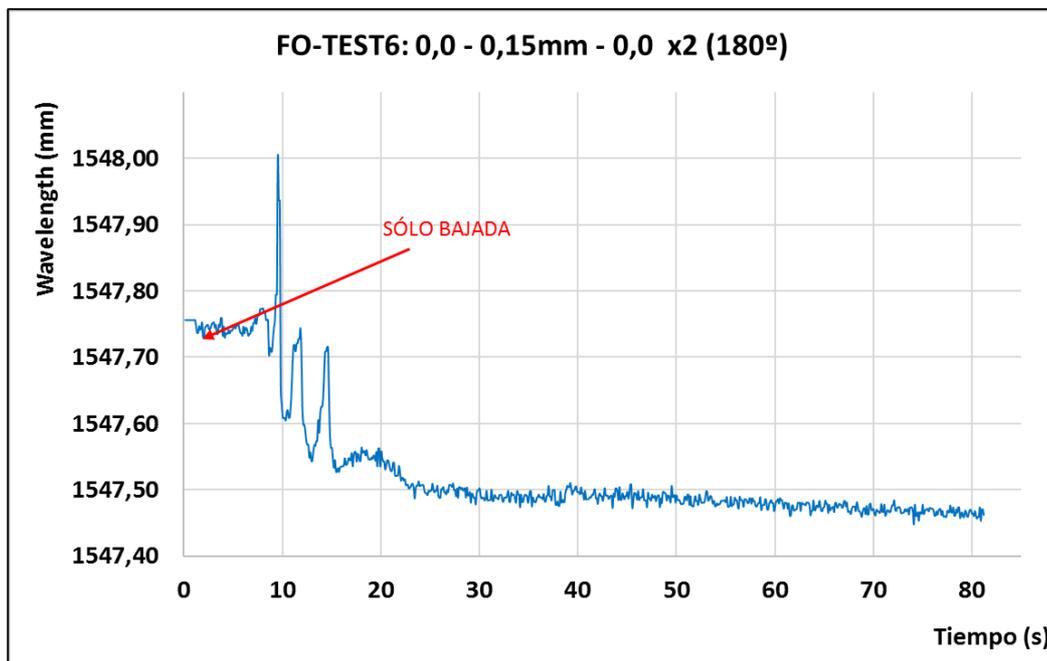


Figura 48.- Test 6 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)
0,00	1547,76
0,15	1547,47

$$\lambda_{FO} = -1,933 \cdot X + 1547,76 \text{ nm}$$

Sólo se guardó una rampa descendente, y con bastante ruido. El valor obtenido es algo inferior al de los TEST 1, 2, 4 y 5.

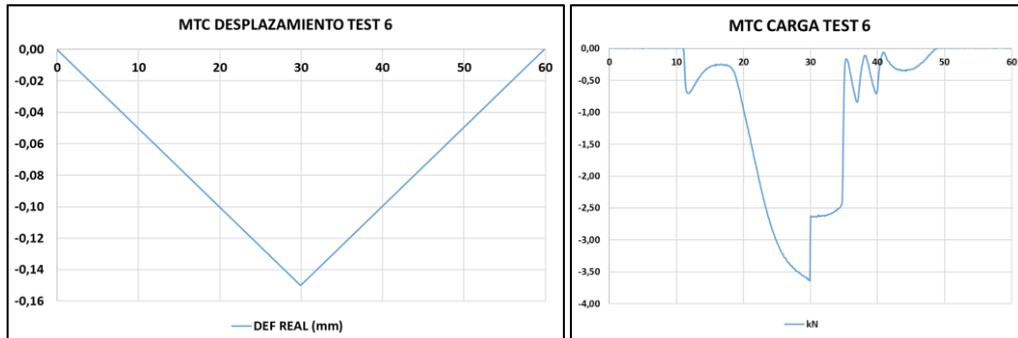


Figura 49.- Test 4 del Ensayo de Compresión 6. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)

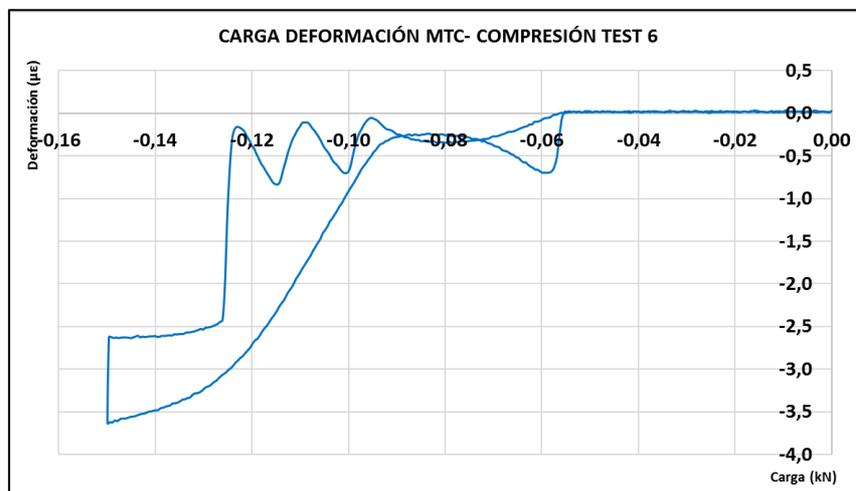


Figura 50.- Gráfico esfuerzo-deformación test6 de compresión.

En la gráfica esfuerzo-deformación vuelve a observarse un comportamiento impropio de un material homogéneo e isotrópico.

TEST 7: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x 2 (Especimen girado 180°)

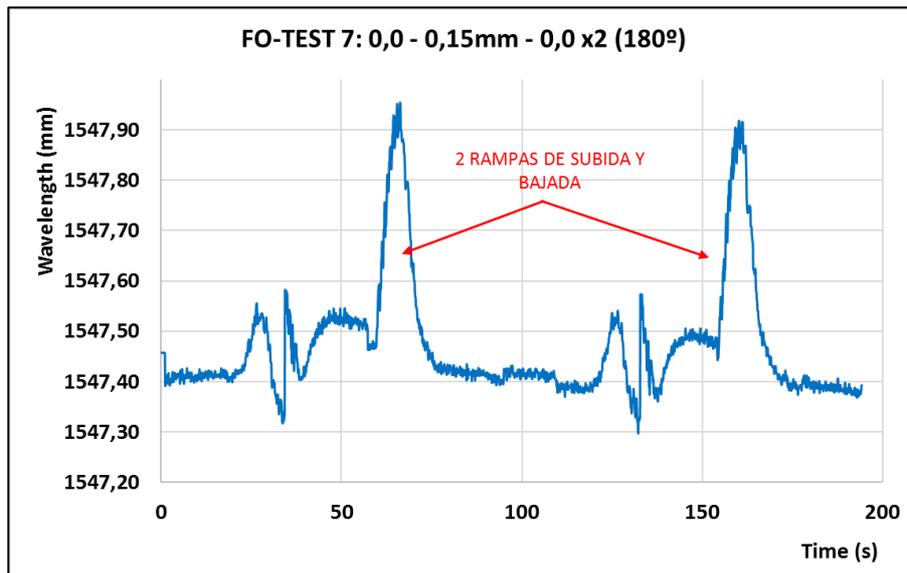


Figura 51.- Test 7 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)
0,00	1547,45	1547,46
0,15	1547,92	1547,91

$$\lambda_{FO} = -3,133 \cdot X + 1547,41 \text{ nm}$$

$$\lambda_{FO} = -3,000 \cdot X + 1547,38 \text{ nm}$$

Los valores obtenidos están en consonancia con los obtenidos en los TEST 1, 2, 4, 5 y 6.

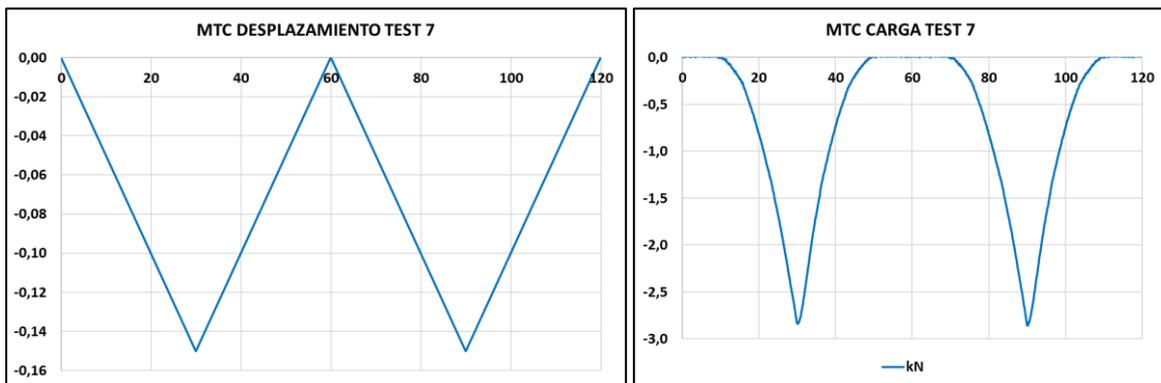


Figura 52.- Test 4 del Ensayo de Compresión 7. Deformación (Izda.), Carga (Dcha)

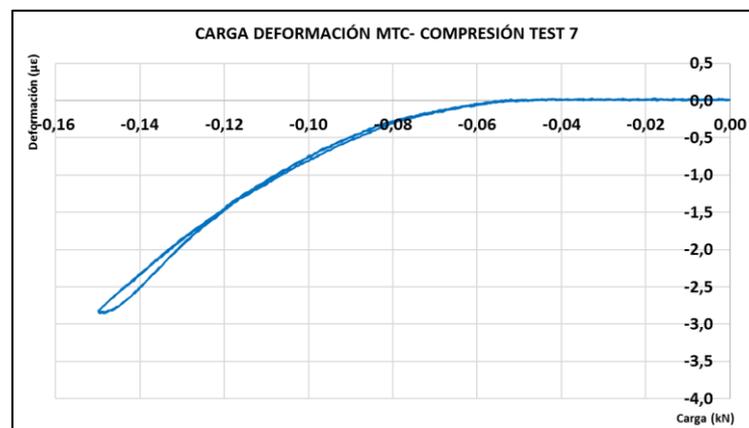


Figura 53.- Gráfico esfuerzo-deformación test7 de compresión.

TEST 8: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm x 2 (Especimen girado 180°)

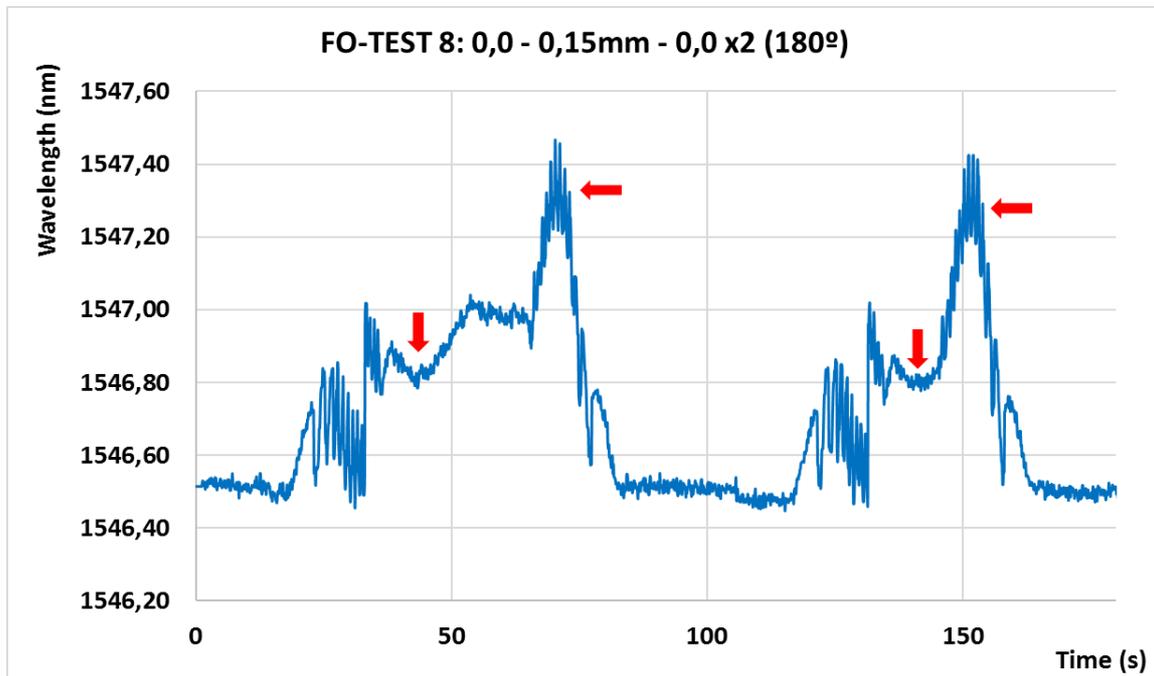


Figura 54.- Test 8 del Ensayo de Compresión. Sensor FO.

DEFORMACIÓN-X (mm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)	LONGITUD DE ONDA COMPRESIÓN (nm)
0,00	1546,80	1546,80
0,15	1547,30	1547,28

$$\lambda_{FO} = -3,333 \cdot X + 1546,80 \text{ nm}$$

$$\lambda_{FO} = -3,200 \cdot X + 1546,80 \text{ nm}$$

Los valores obtenidos están en consonancia con los obtenidos en los TEST 1, 2, 4, 5, 6 y 7.

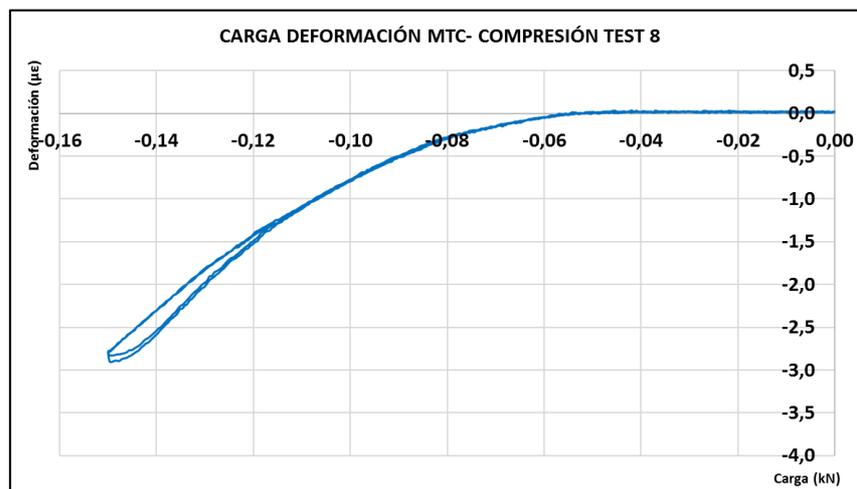


Figura 55.- Gráfico esfuerzo-deformación test7 de compresión.

Se observa que las gráficas de esfuerzo-deformación de los test 7 y 8 son casi idénticas.

Se muestra a continuación un **resumen de los resultados obtenidos** estos **ENSAYOS DE COMPRESIÓN**. La siguiente tabla recoge los valores de los 8 ensayos:

TEST 1	$\lambda_{FO} = -3,733 \cdot X + 1547,22 \text{ nm}$	-
TEST 2	$\lambda_{FO} = -3,600 \cdot X + 1546,65 \text{ nm}$	$\lambda_{FO} = -3,667 \cdot X + 1546,62 \text{ nm}$
TEST 3	$\lambda_{FO} = -5,657 \cdot X + 1545,75 \text{ nm}$	$\lambda_{FO} = -5,133 \cdot X + 1545,83 \text{ nm}$
TEST 4	$\lambda_{FO} = -3,333 \cdot X + 1547,45 \text{ nm}$	$\lambda_{FO} = -3,333 \cdot X + 1547,42 \text{ nm}$
TEST 5	$\lambda_{FO} = -3,533 \cdot X + 1547,12 \text{ nm}$	$\lambda_{FO} = -3,133 \cdot X + 1547,08 \text{ nm}$
TEST 6	$\lambda_{FO} = -1,933 \cdot X + 1547,76 \text{ nm}$	-
TEST 7	$\lambda_{FO} = -3,133 \cdot X + 1547,41 \text{ nm}$	$\lambda_{FO} = -3,000 \cdot X + 1547,38 \text{ nm}$
TEST 8	$\lambda_{FO} = -3,333 \cdot X + 1546,80 \text{ nm}$	$\lambda_{FO} = -3,200 \cdot X + 1546,80 \text{ nm}$

Todas las aproximaciones lineales realizadas han dado **valores similares**, a **excepción del TEST 3 y del TEST 6**. En el caso del TEST 3 puede deberse a que hubo bastante **ruido** al introducir la carga de la MTC y se produjeron varios **saltos** en los valores de la longitud de onda del sensor de FO, lo que ha podido llevar a confusión para elegir qué valores tomar como iniciales y finales. Se descartan estos valores para el cálculo final. En el caso del TEST 6, no existía tal cantidad de ruido, pero **sólo se guardaron datos de la segunda bajada**, por lo que no se puede comparar con la primera rampa. Se descartan igualmente.

La **recta obtenida**, que relaciona la longitud de onda del sensor de FO con el desplazamiento positivo (tracción) viene dada por:

$$\lambda_{FO} = -3,359 \cdot X + 1547,10 \text{ nm}$$

donde X es el desplazamiento en mm. Es decir, cuando traccionamos el espécimen, la longitud de onda disminuye.

Esto va en **consonancia** con los estudios preliminares realizados por los autores del sensor, en el que relacionaban que la variación en la longitud de onda del sensor de FO con la deformación se producía a razón de $-1,8 \mu\text{m}/\mu\epsilon$.

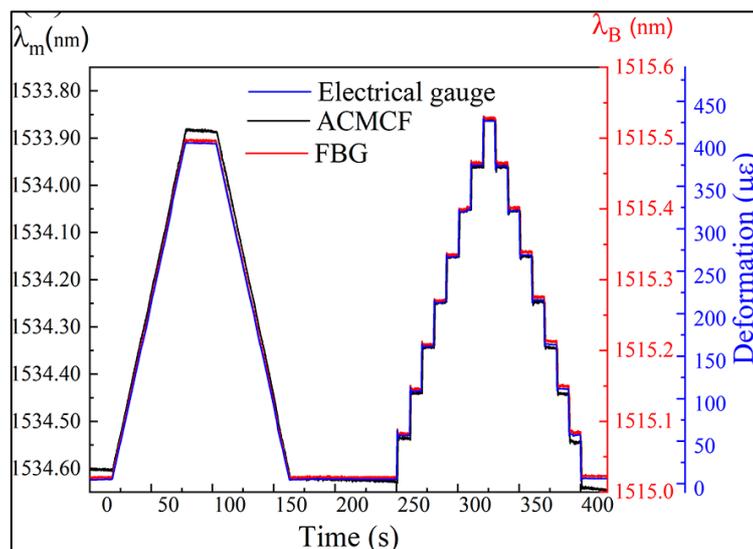


Figura 56.- Comparación del sensor ACMCF con sensores comerciales [13].

Según el estudio (Figura 57), a los 425 $\mu\epsilon$ aproximadamente, se obtiene una variación de la longitud de onda del sensor desde 1.534,62nm hasta los 1.533,87nm (-0,71nm). Lo que quiere decir que se obtiene el valor aproximado de **-1,8pm/ $\mu\epsilon$** . Comparándolo con nuestro caso, para una compresión de -0,15mm dividiéndola entre los 25mm de espesor aproximado del espécimen se obtiene una deformación de -6.000 $\mu\epsilon$ para una variación de unos -0,56nm (-560pm) en la longitud de onda del sensor. Lo que da una relación de **-0,093pm/ $\mu\epsilon$** .

Comparando ambos valores, es obvio que la **diferencia** existente entre -1,8pm/ $\mu\epsilon$ del paper y los -0,093pm/ $\mu\epsilon$ obtenidos en estos ensayos, es debido a que la compresión que se ha realizado se transmite mayoritariamente sobre el espécimen en un **pandeo localizado de las paredes de las celdas**. Se puede observar también, que no se está trabajando en la zona elástica del material, ya que la rigidez del mismo va disminuyendo con los ensayos (desde una carga máxima inicial de 5kN hasta los 3kN del último test). El sensor recoge esta variación en el comportamiento, existiendo una tendencia a disminuir el valor de la pendiente con los ensayos (desde -3,7 hasta -3,1). De esta manera que, si según el paper se podría esperar en estos ensayos una variación de la longitud de onda de unos -6,75nm y se han obtenido del orden de -0,56nm aproximadamente, quiere decir que el pandeo es el responsable de esta **diferencia de +6,19nm**.

Aplicando las gráficas de la figura inferior recogida del paper, donde se relacionan la curvatura con la variación de longitud de onda y la deformación, cabe destacar pues, que utilizando el valor de la pendiente de la curva (a) de 3,25nm/ m^{-1} para nuestro valor de 6,19nm, se obtiene una **curvatura de 1,9 m^{-1}** y una **deformación equivalente de 2.619 $\mu\epsilon$** .

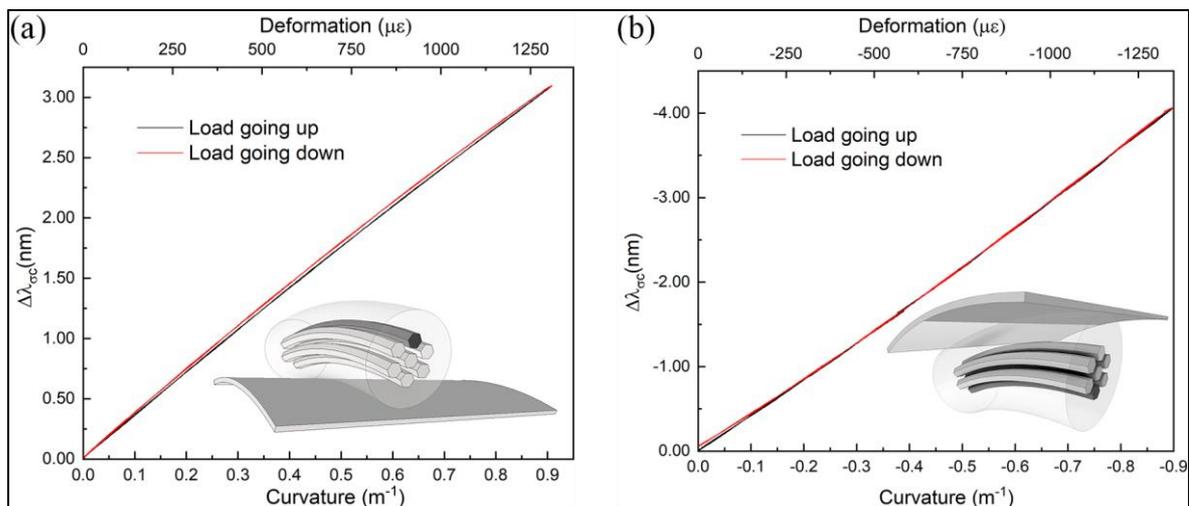


Figura 57.- Variación de longitud de onda debido a variaciones en el índice según la deformación y la curvatura positiva (a) y negativa (b) [13].

Este valor de curvatura de 1,9 m^{-1} equivale a un radio de curvatura de 0,53m (53cm) sobre una longitud del honeycomb de 2,5cm, es decir, **unos 1,35°**, lo cual es un **valor razonable** para el material del que se trata.

4.5. ENSAYO DE CORTADURA

ANÁLISIS DE FUERZAS Y MOMENTOS

Estos ensayos se realizaron en las instalaciones del CTA el día 3 de julio de 2023. En total, se realizaron 7 ensayos de cortadura, con los que se pudieron comparar de manera cualitativa y cuantitativa los valores obtenidos entre el LVDT de la MTC y el sensor de FO. El análisis de los resultados obtenidos ha resultado mucho más complejo que los de cortadura.

La secuencia consistió en someter al espécimen desde el reposo a **diferentes desplazamientos verticales** positivos (0,15mm, 0,30mm, 0,45mm, 0,60mm), suficiente para ser detectada claramente por el LVDT de la MTC y por el sensor de FO. La siguiente figura muestra el setup del ensayo de nuevo para poder explicar el análisis efectuado:

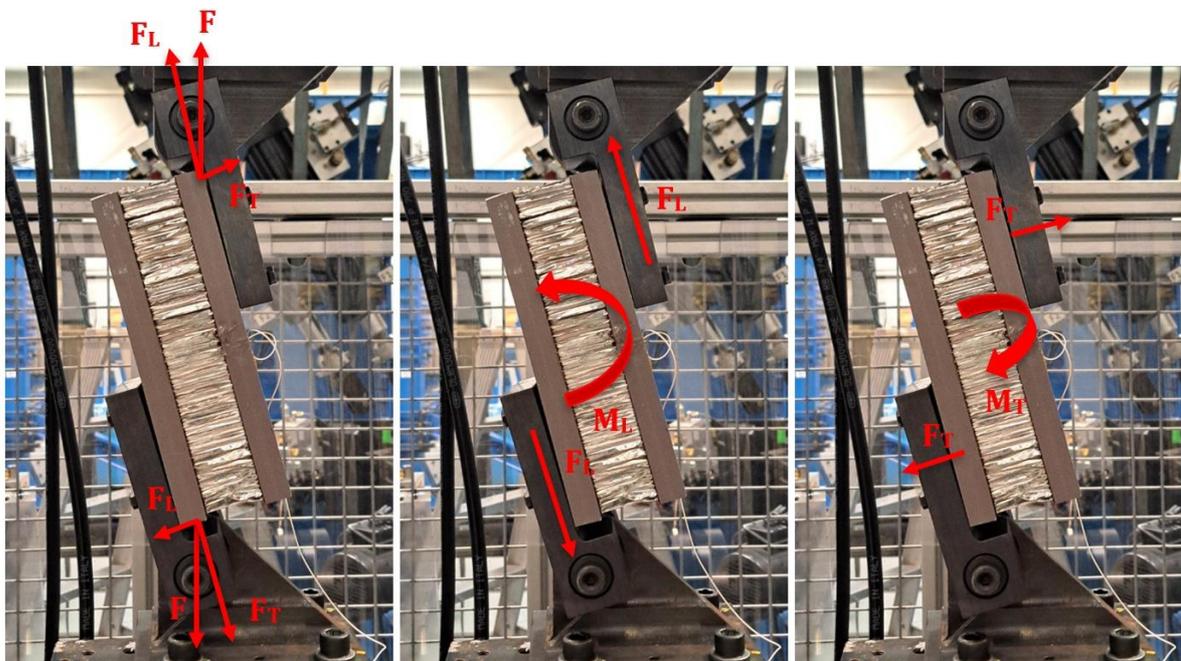


Figura 58.- Setup del ensayo de cortadura y descomposición de fuerzas sobre el espécimen.

Tal como se explicó en la sección 4.2, el ángulo entre la línea de carga y la fuerza longitudinal es de $12,68^\circ$, lo que nos permite conocer que la carga a cortadura que soporta el espécimen es:

$$F_T = \cos(12,68^\circ)F = 0,976 F$$

$$F_L = \sin(12,68^\circ)F = 0,219 F$$

Donde F es la fuerza introducida por la MTC.

Como se observa en la Figura 58, la fuerza introducida por la MTC se puede descomponer en dos fuerzas sobre el honeycomb de aluminio: una **fuerza mayoritaria de cortadura longitudinal (F_L)**, y otra **fuerza transversal minoritaria de tracción sobre el honeycomb (F_T)**. Además, ambos pares de fuerzas (considerando sus reacciones iguales), ejercen dos momentos iguales y de sentidos opuestos que se compensan y mantienen el equilibrio estático del espécimen.

Por ello, igualando los momentos, considerando unas distancias aproximadas de 12,5cm para F_L y de 50cm para F_T , al centro de masas del espécimen, se obtiene:

$$M_L = 2F_L \cdot 0,0125 = 0,976 \cdot 2 \cdot F \cdot 0,0125 = 0,0244 \cdot F$$

$$M_T = -2F_T \cdot 0,050 = -0,219 \cdot 2 \cdot F \cdot 0,0500 = -0,0220 \cdot F$$

Para que ambos momentos sean iguales $M_L = -M_T$, se comprueba que la **distancia** estimada de 50mm de la **fuerza transversal** debe de ser ligeramente superior. Exactamente **de 55,7mm**.

Con este valor se puede estimar que la longitud del espécimen que está sometido realmente a cortadura es la **parte central que mide 111,4mm**.

A continuación, se presentan las lecturas obtenidas en cada uno de los 7 ensayos de cortadura realizados. Como comentario general, hay que destacar que la repetitividad en las lecturas se comienza a obtener **a partir del TEST4**. Esto es debido a que al igual que en el ensayo de compresión, el Honeycomb de aluminio reparte la carga por sus celdas hexagonales de manera **no homogénea inicialmente**, hasta que se cargan todas por igual después de varias repeticiones. Esto es debido, a que las celdas van asentando y absorbiendo deformaciones con las repeticiones. De hecho, el control por desplazamiento realizado en rampa lineal, se puede observar que es no es el comandado en los primeros tests, debido a este efecto.

ANÁLISIS DE DATOS DE ENSAYO

TEST 1: 0,0 mm -> 0,15 mm -> 0,0 mm

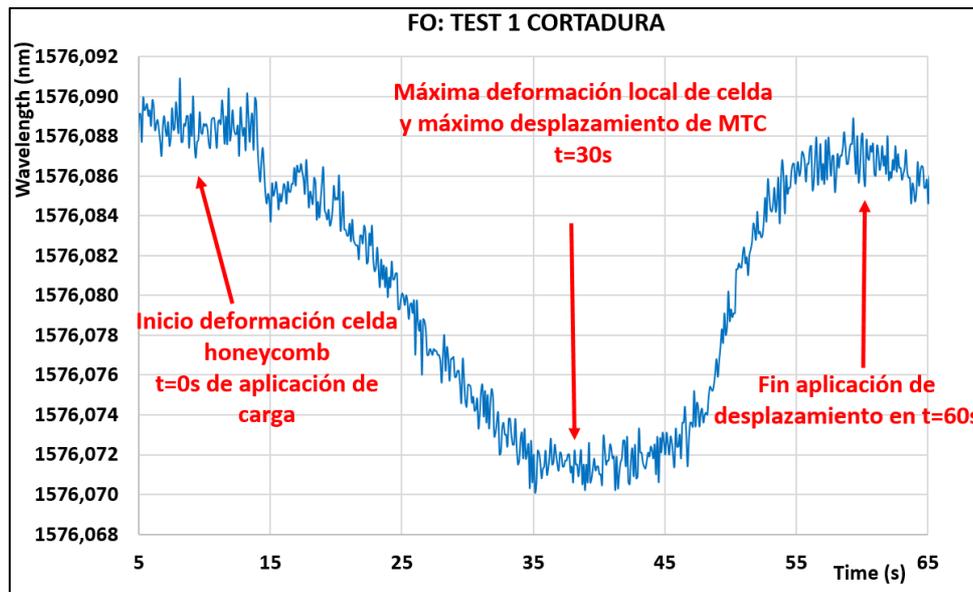


Figura 59.- Datos del sensor de FO en el Test1 de cortadura.

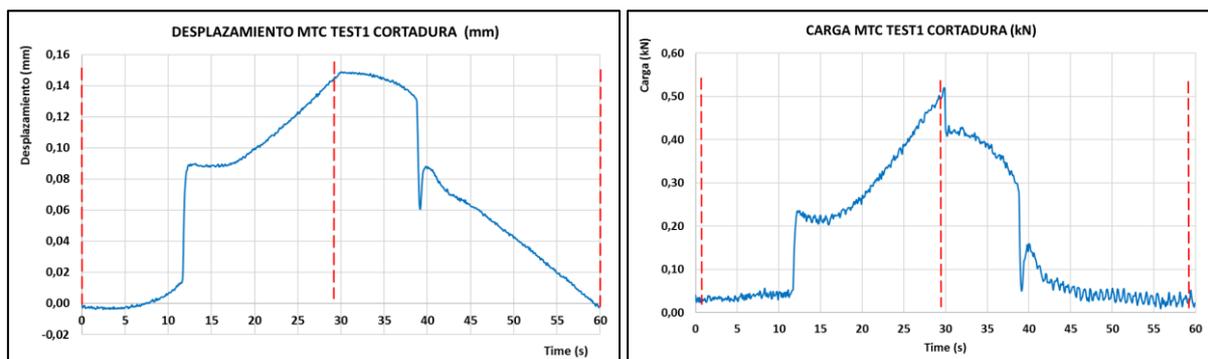


Figura 60.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test1 de cortadura.

Se observa claramente en la Figura 60, que ni el desplazamiento ni la carga en la MTC resultaron lineales, como estaba programado. Eso es debido, como se ha indicado antes, a que el material no tiene un comportamiento homogéneo inicialmente, y va asentando en **pequeños saltos**. En la Figura 59 se indican los puntos inicial, intermedio y final, relacionados con los indicados en la Figura 60. Se muestran a continuación la relación entre la longitud de onda de la FO y el desplazamiento de la MTC. Se ha considerado el ángulo de inclinación del espécimen, de 12,68°, y el desplazamiento en la dirección longitudinal de la F_L :

Ángulo	12,68°	F_L :	0,497kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	0,5kN	F_T :	0,057kN	0,000 mm	1576,0886 nm
Despl. MTC:	0,150mm	Def F_L :	0,149mm	0,149 mm	1576,0718 nm
		Def F_T :	0,017mm	$\lambda = -0,113 x + 1576,09$	

La pendiente de la recta obtenida es de -0,113nm por mm de desplazamiento en la dirección longitudinal.

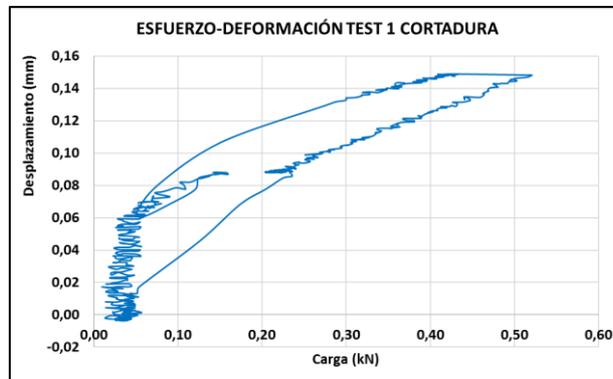


Figura 61.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test1 de cortadura.

El gráfico esfuerzo-deformación vuelve a mostrar una falta de repetitividad en la subida y bajada de la rampa, observándose muchas diferencias. Esto quiere decir, que el material no se comporta de manera teórica homogénea a nivel global.

TEST 2: 0,0 mm -> 0,30 mm -> 0,0 mm

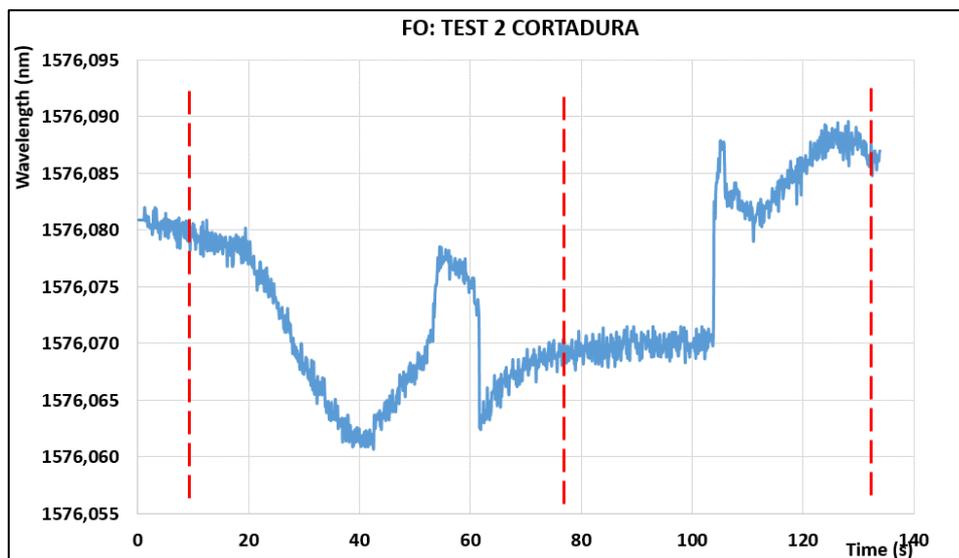


Figura 62.- Datos del sensor de FO en el Test2 de cortadura.

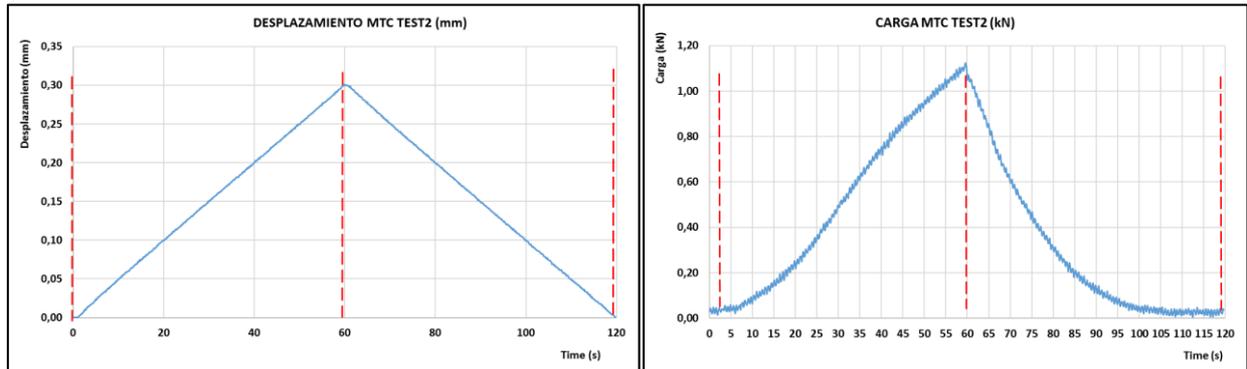


Figura 63.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test2 de cortadura.

En este segundo ensayo no se observa un comportamiento claro en el sensor de FO. Durante la aplicación del desplazamiento la longitud de onda del sensor de FO varió bruscamente y de manera **no esperada** en varios instantes, produciendo saltos de varias centésimas de nm sin conocer el motivo. Como el desplazamiento aplicado fue de **0,3mm** frente a los 0,15mm del Test 1, puede ser debido a que el material **vuelve a deformarse internamente al aplicar más desplazamiento**. Por esta razón, los valores de la pendiente obtenida difieren mucho de la calculada para los TEST4 en adelante:

Ángulo	12,68°	F _L :	1,093kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	1,1kN	F _T :	0,125kN	0,000 mm	1576,087 nm
Despl. MTC:	0,300mm	Def F _L :	0,298mm	0,298 mm	1576,070 nm
		Def F _T :	0,034mm	$\lambda = -0,057 x + 1576,09$	

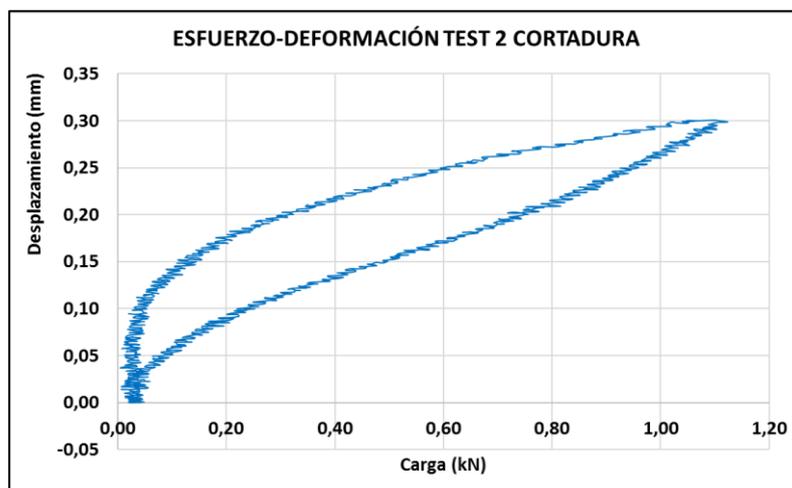


Figura 64.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test2 de cortadura.

TEST 3: 0,0 mm -> 0,45 mm -> 0,0 mm

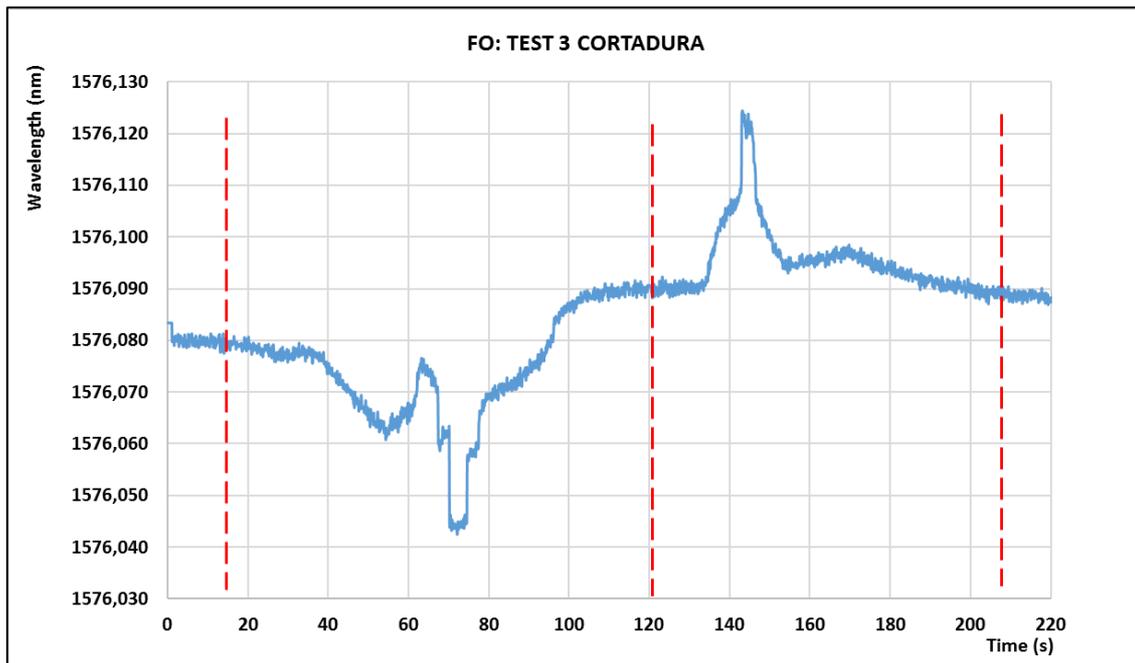


Figura 65.- Datos del sensor de FO en el Test3 de cortadura.

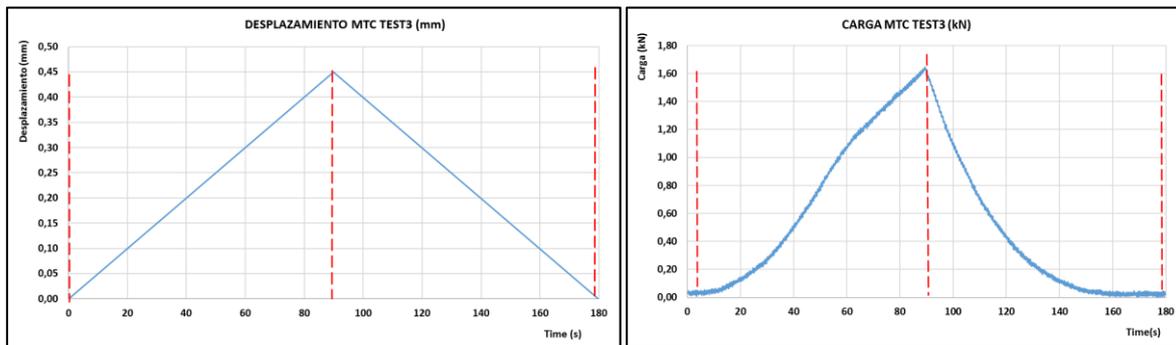


Figura 66.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test3 de cortadura.

Al igual que en el segundo test, se vuelve a observar los saltos en la longitud de onda del sensor de FO, sin que se observara ninguna anomalía durante el ensayo. Nótese que el desplazamiento se ha aumentado hasta los 0,45mm. Como se ha comentado al comienzo de este capítulo, puede ser debido a que el material asienta en los primeros tests, de forma que su comportamiento es en saltos y no lineal.

Ángulo	12,68°	F _L :	1,610kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	1,62kN	F _T :	0,184kN	0,000 mm	1576,08 nm
Def. Máx:	0,4500mm	Def F _L :	0,447mm	0,447 mm	1576,09 nm
		Def F _T :	0,051mm	$\lambda = 0,022 x + 1576,08$	

El valor de la pendiente (0,022) va aumentando pero sigue estando lejos de las calculadas desde el test 4 al 7.

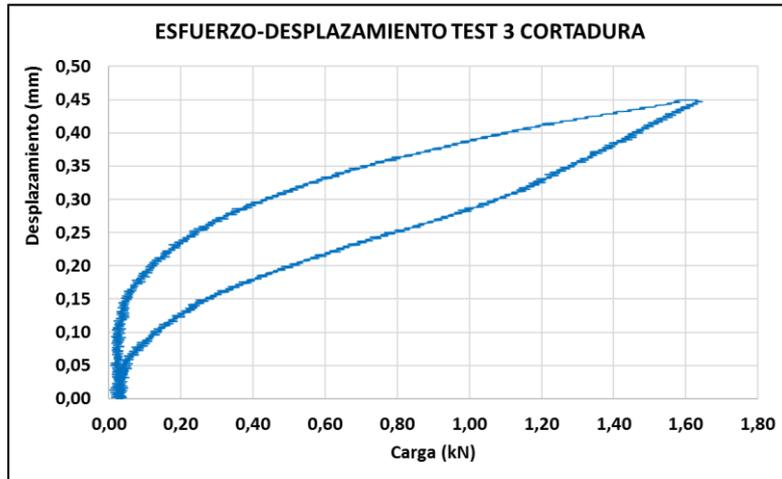


Figura 67.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test3 de cortadura.

TEST 4: 0,0 mm -> 0,60 mm -> 0,0 mm

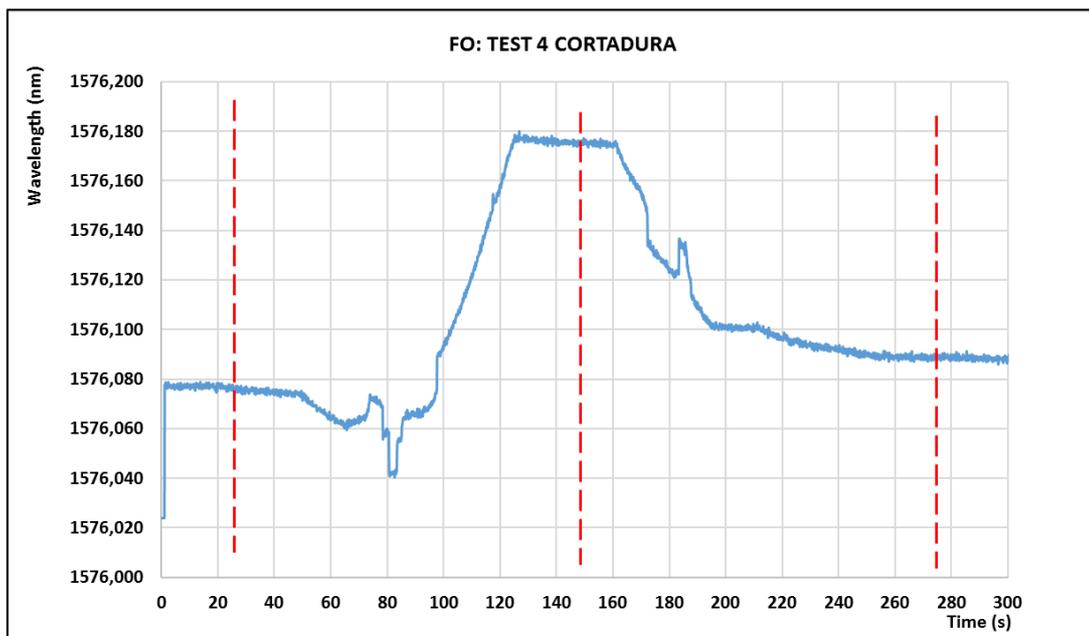


Figura 68.- Datos del sensor de FO en el Test4 de cortadura.

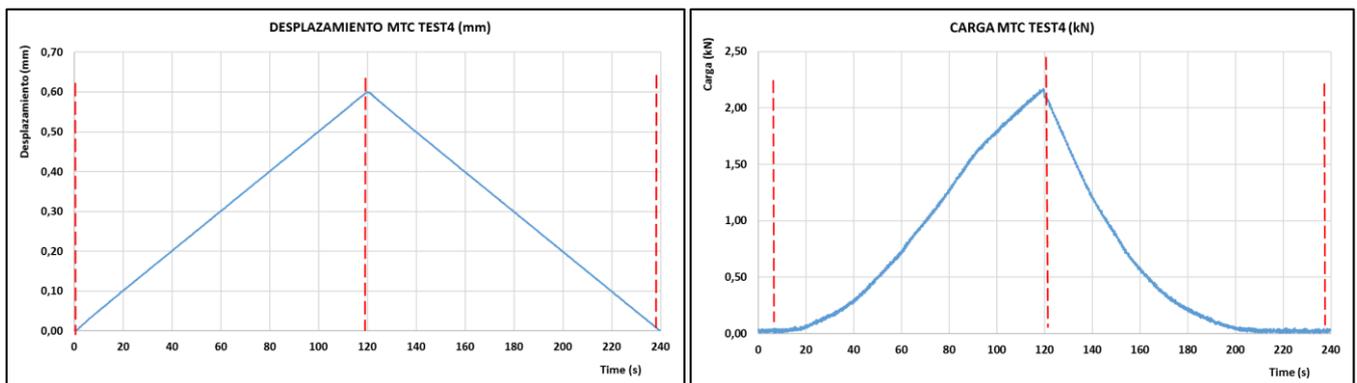


Figura 69.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test4 de cortadura.

Ángulo	12,68°	F _L :	2,186kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	2,20kN	F _T :	0,249kN	0,000 mm	1576,078 nm
Def. Máx:	0,600mm	Def F _L :	0,596mm	0,596 mm	1576,178 nm
		Def F _T :	0,068mm	$\lambda = 0,168x + 1576,078$	

En este cuarto test, las lecturas del sensor tienen más lógica y comienzan a tener cierta **repetitividad**, por lo que el valor de la pendiente comienza a estabilizarse. El desplazamiento aplicado en este caso y en los siguientes ha sido de 0,6mm.

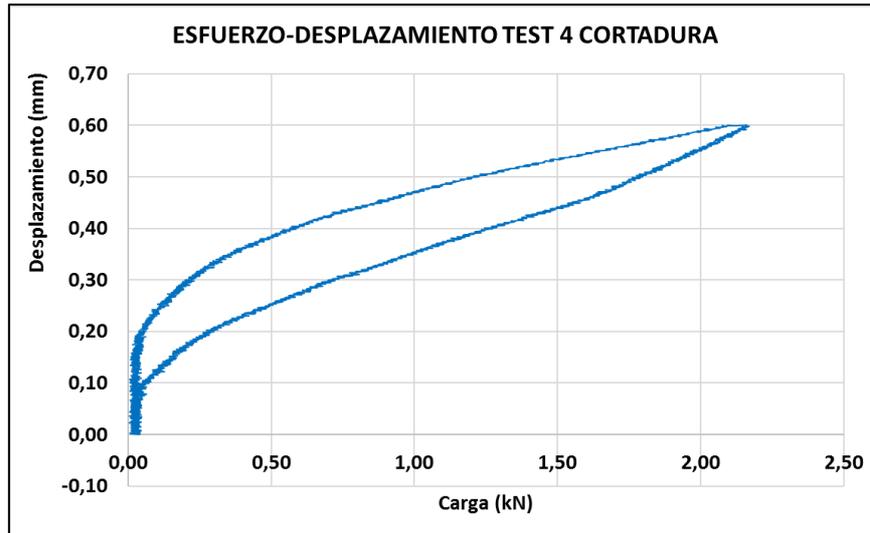


Figura 70.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test4 de cortadura.

TEST 5: 0,0 mm -> 0,60 mm -> 0,0 mm

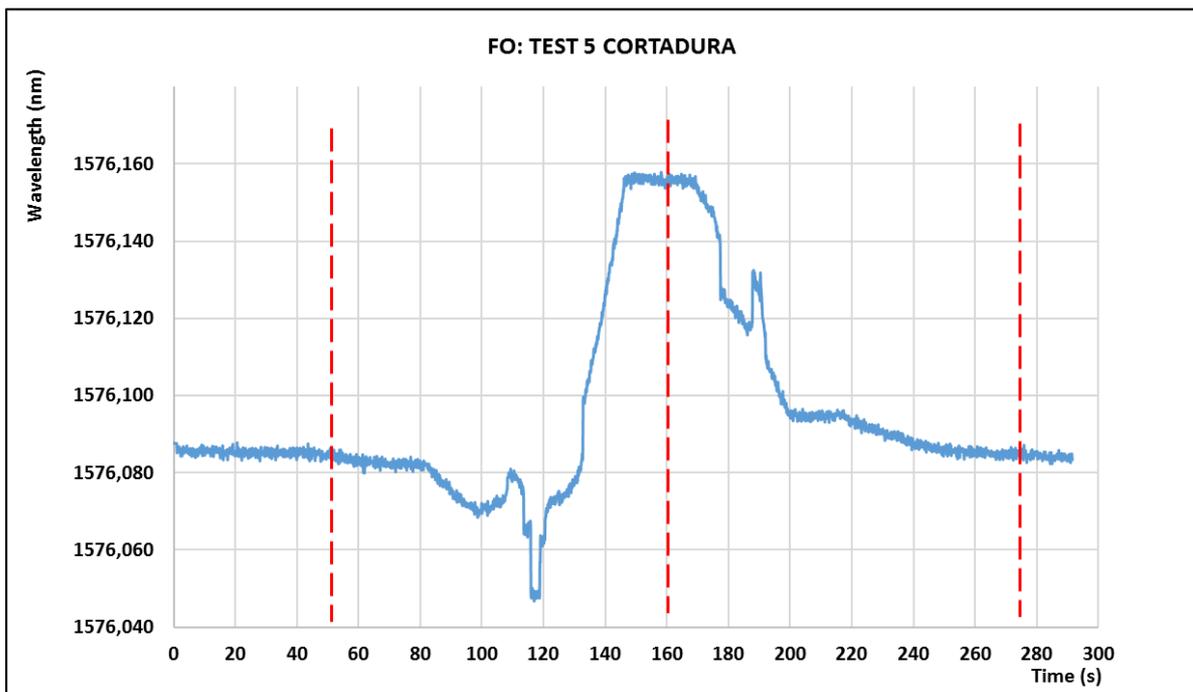


Figura 71.- Datos del sensor de FO en el Test5 de cortadura.

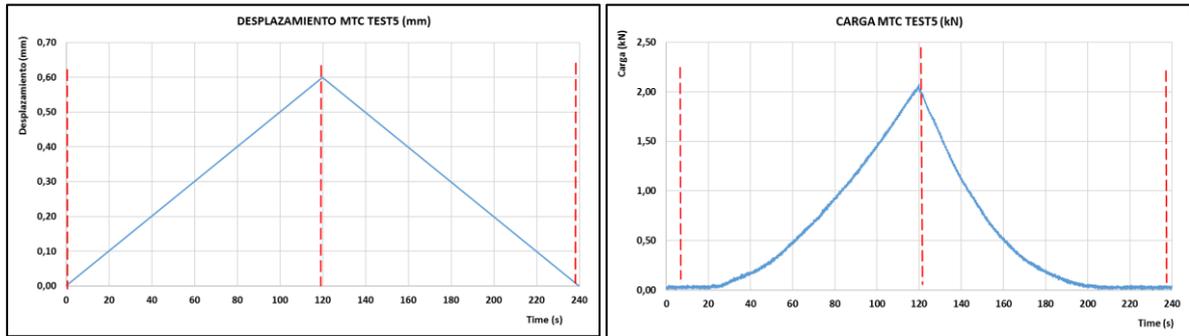


Figura 72.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test5 de cortadura.

Ángulo	12,68°	F _L :	1,987kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	2,00kN	F _T :	0,227kN	0,000 mm	1576,0785 nm
Def. Máx:	0,600mm	Def F _L :	0,596mm	0,596 mm	1576,1570 nm
		Def F _T :	0,068mm	$\lambda = 0,132x + 1576,0785$	

Al igual que en el Test5, se observa una mayor **repetitividad** en los valores y una estabilización en la pendiente calculada.

Obsérvese también que la carga aplicada se ha estabilizado también en 2,0kN, frente a los 2,2kN del caso anterior.

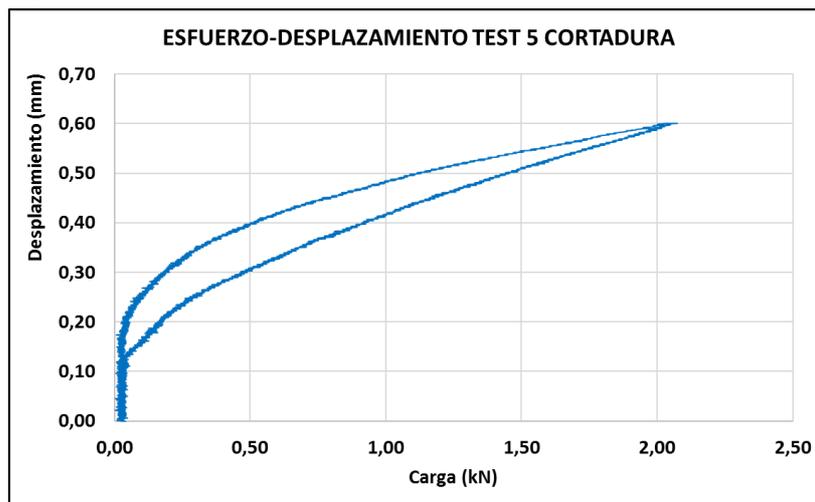


Figura 73.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test5 de cortadura.

TEST 6: 0,0 mm -> 0,60 mm -> 0,0 mm

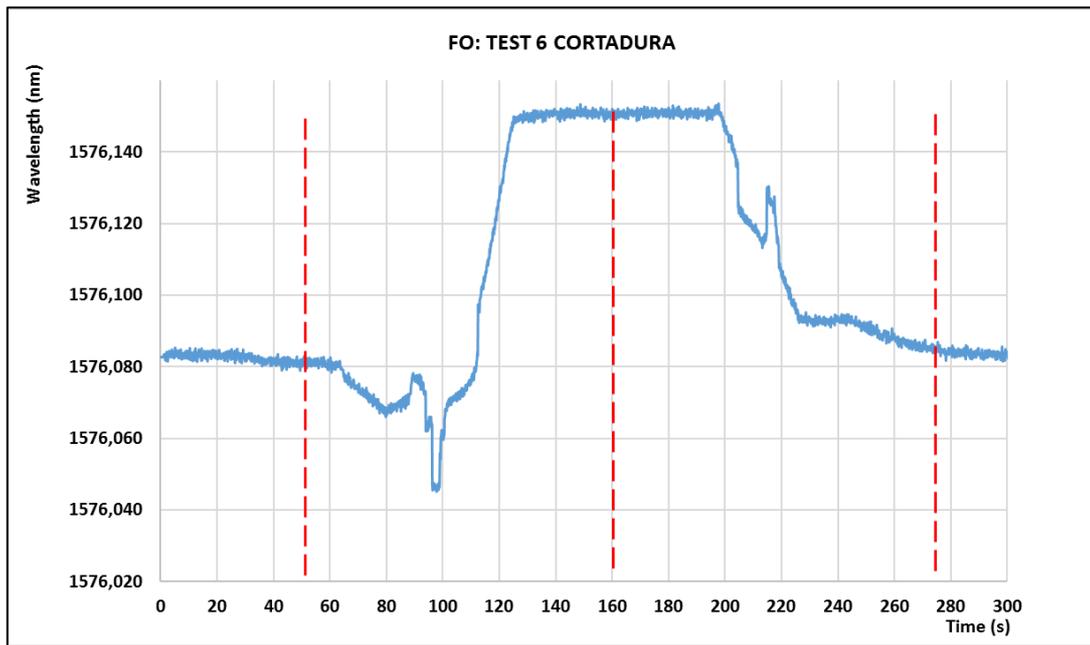


Figura 74.- Datos del sensor de FO en el Test6 de cortadura.

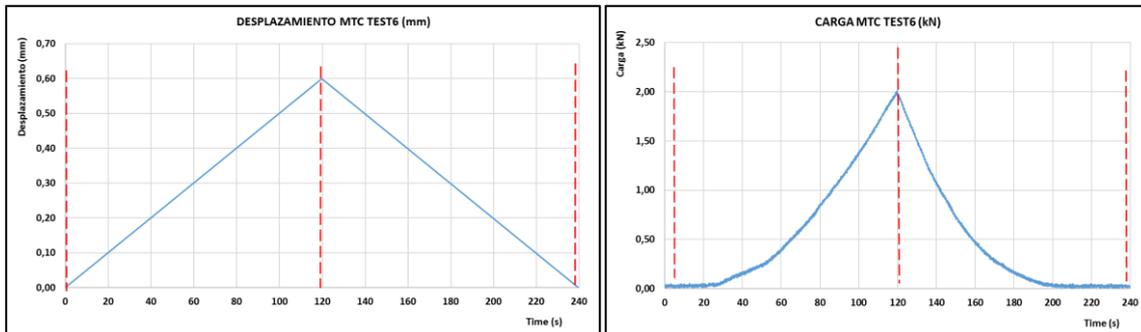


Figura 75.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test6 de cortadura.

Ángulo	12,68°	F _L :	1,987kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	2,00kN	F _T :	0,227kN	0,000 mm	1576,082 nm
Def. Máx:	0,600mm	Def F _L :	0,596mm	0,596 mm	1576,150 nm
		Def F _T :	0,068mm	$\lambda = 0,114x + 1576,082$	

Los valores del sensor de FO y de la carga se consideran estabilizados en estas lecturas.

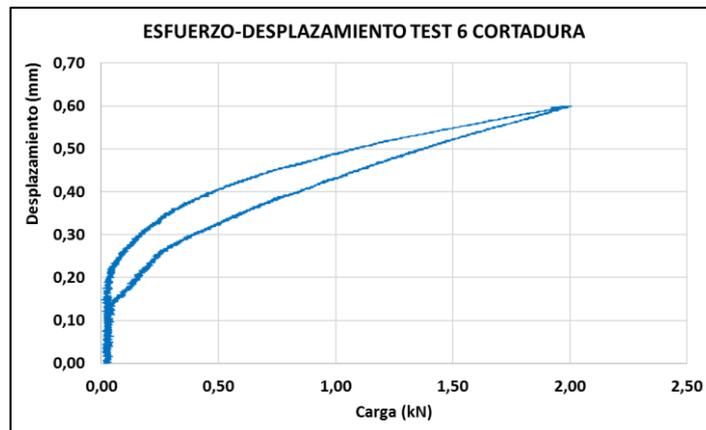


Figura 76.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test6 de cortadura.

TEST 7: 0,0 mm -> 0,60 mm -> 0,0 mm

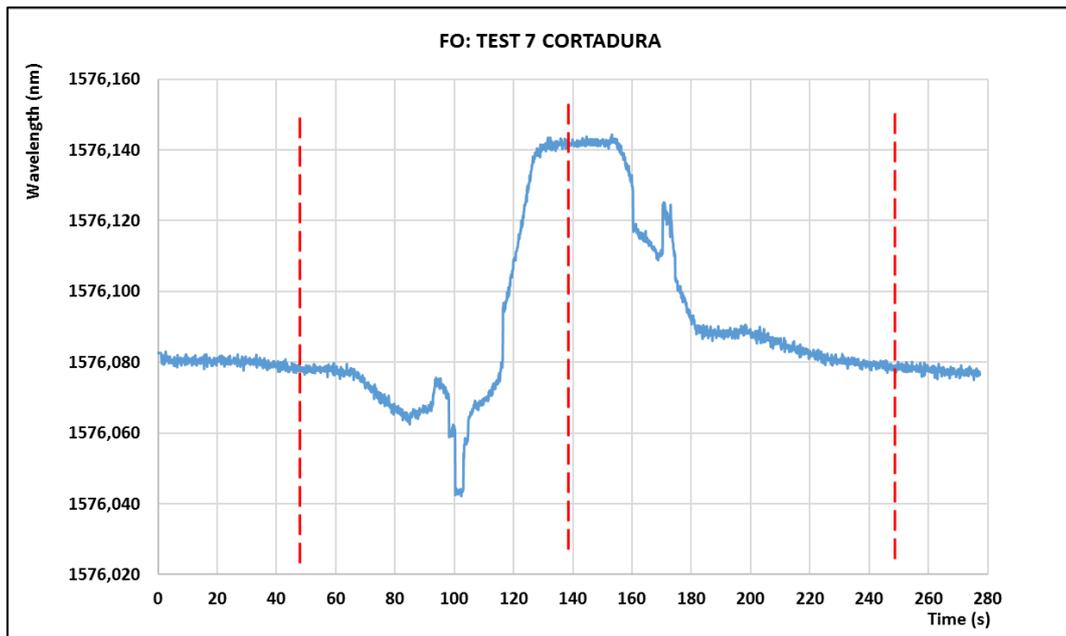


Figura 77.- Datos del sensor de FO en el Test7 de cortadura.

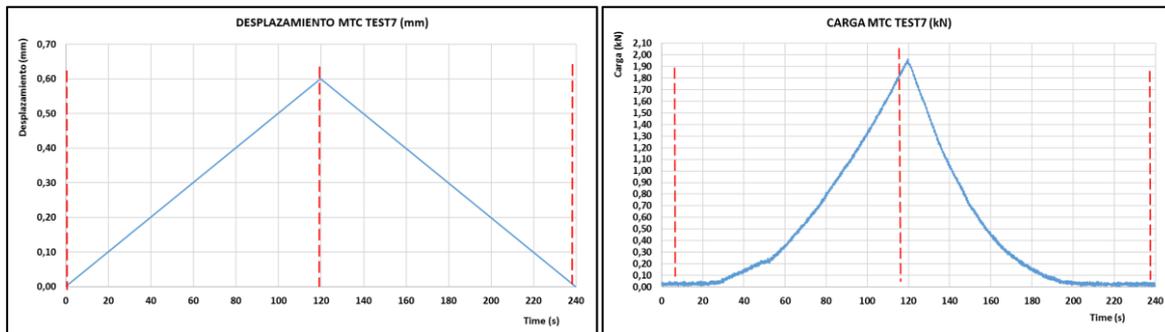


Figura 78.- Desplazamiento (izda) y carga (dcha) de MTC en Test7.

Ángulo	12,68°	F _L :	1,937kN	DEFORMACIÓN	LONGITUD DE ONDA
Carga Máx.	1,95kN	F _T :	0,221kN	0,000 mm	1576,080 nm
Def. Máx:	0,600mm	Def F _L :	0,596mm	0,596 mm	1576,142 nm
		Def F _T :	0,068mm	$\lambda = 0,104x + 1576,080$	

Al igual que en el caso anterior, tanto el valor de la carga como del sensor de FO y de la pendiente se repiten, por lo que se considera que el material ha dejado de absorber deformaciones.

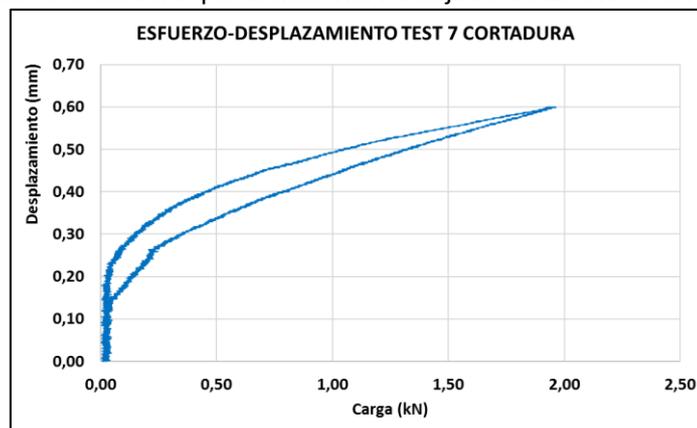


Figura 79.- Gráfico esfuerzo-deformación del Test7 de cortadura.

Se muestra a continuación un **resumen de los resultados obtenidos** estos **ENSAYOS DE CORTADURA**. Las siguientes tablas recoge los valores de los 7 ensayos:

TEST 1	$\lambda_{FO} = -0,113 \cdot X + 1576,089 \text{ nm}$
TEST 2	$\lambda_{FO} = -0,057 \cdot X + 1576,087 \text{ nm}$
TEST 3	$\lambda_{FO} = 0,022 \cdot X + 1576,080 \text{ nm}$
TEST 4	$\lambda_{FO} = 0,168 \cdot X + 1576,078 \text{ nm}$
TEST 5	$\lambda_{FO} = 0,132 \cdot X + 1576,079 \text{ nm}$
TEST 6	$\lambda_{FO} = 0,114 \cdot X + 1576,082 \text{ nm}$
TEST 7	$\lambda_{FO} = 0,104 \cdot X + 1576,080 \text{ nm}$

TEST	SLOPE
1	-0,113
2	-0,057
3	0,022
4	0,168
5	0,132
6	0,114
7	0,104

Como se puede observar, en los 3 primeros casos la pendiente calculada va en aumento hasta **estabilizarse a partir del test4**, lo que hace tener que **descartar** estos tres primeros valores. Estadísticamente se obtiene una pendiente media de los 7 ensayos de 0,053 nm/mm con una desviación estándar del 10,5%, considerada muy alta. Como se ha mencionado en el caso de los ensayos de compresión, el material sufre deformación plástica localmente, ya que para el mismo desplazamiento soporta menor carga según la información recogida por el sensor óptico.

Si se eliminan los 3 primeros ensayos en los que el material absorbe estas deformaciones plásticas, se obtienen valores de la pendiente mucho más homogéneos para los test 4 a 7, por lo que la desviación estándar disminuye significativamente, obteniendo unos valores de:

PENDIENTE MEDIA TESTS 4, 5, 6 y 7:

0,129 nm/mm

DESVIACIÓN ESTÁNDAR TESTS 4, 5, 6 y 7:

2,8%

APROXIMACIÓN LINEAL:

$\lambda_{FO} = 0,129 \cdot X + 1576,08 \text{ nm}$

La media de las diferencias entre los valores máximo y mínimo en las longitudes del sensor de FO ha sido de 0,077nm, con una desviación estándar del 1,7%. Según la ecuación 11 del paper [13], la variación de la **longitud de onda detectada ($\Delta\lambda_{mT}$)**, es igual a la suma de la variación de longitud de onda debida a **curvatura ($\Delta\lambda_{\sigma c}$)** y debida a **tracción-compresión ($\Delta\lambda_{\epsilon}$)**.

$$\Delta\lambda_{mT} = \Delta\lambda_{\sigma c} + \Delta\lambda_{\epsilon}$$

Para nuestro caso:

- $\Delta\lambda_{mT}$ es de cálculo inmediato utilizando la recta calculada:

$$\Delta\lambda_{mT} = 0,129 \cdot 0,596 = 0,077 \text{ mm}$$

- $\Delta\lambda_{\epsilon}$ se puede estimar conociendo que el desplazamiento transversal es de 0,068mm y la longitud transversal del Honeycomb es de 25mm, lo que nos da:

-

$$\frac{0,068}{25} = 2.720 \mu\epsilon$$

Como en el caso de tracción, el sensor varía su longitud de onda a razón de $1,8\text{pm}/\mu\epsilon$, que equivale a:

$$\Delta\lambda_{\epsilon}=2720 \cdot 0,0018 = 4,9\text{nm}$$

Con estos valores, se obtiene un valor de variación de longitud de onda de curvatura de:

$$\Delta\lambda_{\sigma c} = 0,077 - 4,9 = -4,82\text{nm}$$

Al ser negativo, el valor de la curvatura es negativa según la Figura 57 (b) es de $-4,4\text{nm}/\text{m}^{-1}$, lo que quiere decir que **la curvatura es de $-1,1\text{m}^{-1}$** (0,91m), que con una longitud de 111,4mm equivale a un ángulo de $3,5^{\circ}$. Mientras que la deformación a la que está sometido debido a la curvatura será de aproximadamente **1.500 $\mu\epsilon$** .

5. INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS OBTENIDOS Y CONCLUSIONES

Se han obtenido lecturas de los ensayos de compresión y cortadura a **nivel global** (MTC) y a **nivel local** de celda (FO), lo que ha permitido separar los desplazamientos globales de las deformaciones locales medidas, e interpretar el comportamiento del material gracias a la posibilidad de medir **diferentes parámetros** del sensor de FO. Esto ha sido posible debido a la capacidad de ser instrumentado en esa zona del sensor de FO, y que una galga extensiométrica no hubiera sido capaz de medir.

En los **ensayos de compresión**, se ha obtenido un valor muy repetitivo de deformación, pero alejado del esperado según la caracterización realizada por los autores. Sin embargo, gracias a la caracterización de varios parámetros, se ha logrado demostrar que las celdas, al estar sometidas a compresión **también se curvan**, obteniendo unos valores razonables.

Para el análisis de los datos obtenidos en **ensayos de cortadura** se ha tenido que dedicar más esfuerzo dada la complejidad de los mismos. Inicialmente, se necesitaron más ensayos que en compresión para obtener unas lecturas repetitivas. Se han tenido que descomponer las fuerzas y estimar la zona del espécimen donde existe la cortadura. Los datos obtenidos con el sensor de FO en la celda donde se ha instrumentado, han permitido conocer el comportamiento de la misma bajo diferentes solicitudes como la tracción y la cortadura. Se ha estimado el valor del **ángulo de curvatura** que se considera razonable para un espécimen de este tipo.

Con la representación del desplazamiento frente a la carga, se ha demostrado la **capacidad de absorción de energía del material**, para transformarla parcialmente en **deformación**. De esta forma, cuando hay un impacto o se introduce una carga, ésta es repartida en el Honeycomb a través de las celdas hexagonales de la misma, de tal manera que si alguna tiene una solicitud demasiado grande, la carga se reparte entre las adyacentes, posibilitando de esta manera que **no existan deformaciones muy localizadas** (a nivel de celda), pero sí a nivel local de varias celdas. Este fenómeno, deriva en que no se observe una repetitividad en los primeros ensayos de compresión y cortadura, para observarse esta repetitividad en los ensayos posteriores.

Sumado a este fenómeno, también se encuentra el de pandeo localizado de las celdas cuando están sometidas a una solicitud alta. El sensor de FO interpreta esta flexión como una curvatura, la cual se ha estimado en ambos casos.

Se ha comprobado que una de las razones por las que este material es seleccionado habitualmente en misiones espaciales, además de por su ligereza, es por su capacidad de absorber impactos debidos a solicitudes externas.

6. ANÁLISIS A FUTURO

Como se ha mostrado a lo largo de este TFM existen numerosas aplicaciones de sensores de fibra óptica multiparámetro en misiones espaciales. Sin embargo, también es cierto que a día de hoy existen limitaciones para una utilización mucho más amplia. Por esta razón, tanto la NASA como la ESA tienen entre sus líneas estratégicas el Structural Health Monitoring con tecnologías ópticas.

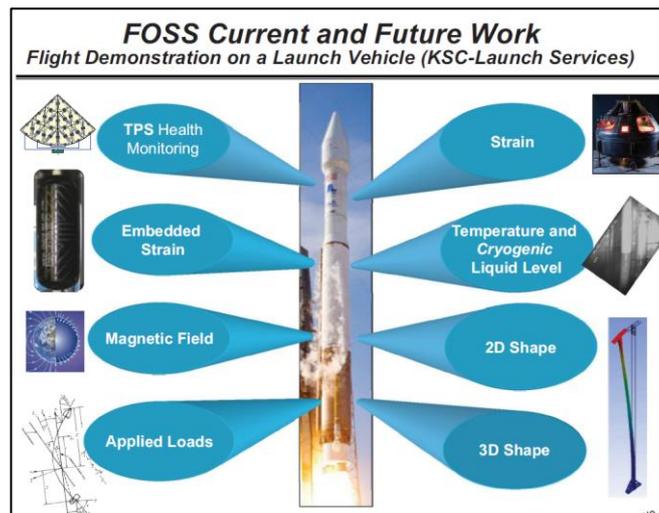


Figura 80.-: Líneas de investigación a futuro identificadas por la NASA para lanzadores espaciales [41] [Fuente: NASA].

Entre las líneas de investigación a futuro de este tipo de sensores de FO, se encuentran la monitorización de deformaciones tanto superficiales como embebidas, temperaturas, campos magnéticos, cargas, estimación de deformadas...

Además de éstas, las aplicaciones en las que la NASA espera poder implementar sensores de FO en un futuro está la medida del nivel de líquidos criogénicos:

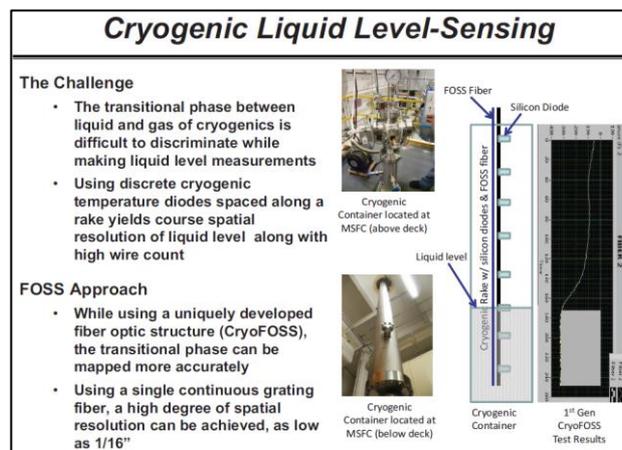


Figura 81.-: Medida de nivel de líquidos criogénicos [41] [Fuente: NASA].

BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Ryan, T. Hedman, E.L. Christiansen. "Honeycomb vs. Foam: Evaluating a Potential Upgrade to ISS Module Shielding for Micrometeoroids and Orbital Debris". NASA/TM-2009-000000. Septiembre 2009.
- [2]. <https://www.nasa.gov/content/goddard/hubble-space-telescope-optics-system>. Accedido por última vez el 17/07/2023.
- [3]. www.wikipedia.org
- [4]. "Kepler: NASA's First Mission Capable of Finding Earth-Size Planets". NASA. Press kit/February 2009.
- [5]. H. Jay Eisen et al., "Mechanical design of the Mars Pathfinder Mission" Jet Propulsion Laboratory, 7th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Proceedings of the conference held 1-3 October, 1997 at ESTEC, 1997.
- [6]. A.S.Keys, "Aerocapture Technologies", NASA/Marshall Space Flight Center. 21/12/2005
- [7]. "Wide-Field InfraRed Survey Telescope Astrophysics Focused Telescope Assets", WFIRST-AFTA, Final Report by the Science Definition Team (SDT) and WFIRST Project, May/23/2013.
- [8]. <https://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA07211> accedido por última vez el 17/07/2023.
- [9]. <https://exploration.esa.int/web/mars/-/49178-thermal-protection-system-tests>, accedido por última vez el 17/07/2023
- [10]. <https://exploration.esa.int/web/mars/-/55871-exomars-trace-gas-orbiter-and-schiaparelli-during-vibration-testing>, accedido por última vez el 17/07/2023
- [11]. https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2020/07/Mars_rover_revival accedido por última vez el 17/07/2023
- [12]. R. Haya. "ExoMars 2016 Landing Impact Verification". Sener Aeroespacial. Thirteenth International Planetary Probe Workshop Laurel, Maryland, USA, 13–17 June 2016-.
- [13]. O. Arrizabalaga et al. "Multi-parameter optical gauge based on mode coupling effect in asymmetric index multi-core fibres". Optics and Lasers in Engineering 154 107047. 22/03/2022.
- [14]. P. Reymer et al. "Flight Loads Acquisition for PZL-130 Orlik TCII Full Scale Fatigue Test". Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Fatigue of Aircraft Structures Vol. 1 (2011) 78-85.
- [15]. <https://rjcenterprises.net/products.html>, accedido por última vez el 17/07/2023
- [16]. Q. Wang et al., "Improving OFDR Distributed Fiber Sensing by Fibers With Enhanced Rayleigh Backscattering and Image Processing," IEEE Sens. J., vol. 22, no. 19, pp. 18471–18478, Oct. 2022, doi: 10.1109/JSEN.2022.3197730.
- [17]. S. Zhang, J. He, Q. Yu, and X. Wu, "Multi-scale load identification system based on distributed optical fiber and local FBG based vibration sensors," Optik (Stuttg)., vol. 219, p. 165159, Oct. 2020, doi: 10.1016/J.IJLEO.2020.165159.
- [18]. W. Kim, G. Lee, H. Son, H. Choi, B.D. Youn. "Estimation of fatigue crack initiation and growth in engineering product development using a digital twin approach". Reliability Engineering & System Safety, Volume 226,2022, 108721, ISSN 0951-8320, <https://doi.org/10.1016/j.ress.2022.108721>.
- [19]. X. Fang, H.Wang, W. Li, G. Liu, B. Cai. "Fatigue crack growth prediction method for offshore platform based on digital twin". Ocean Engineering, Volume 244, 2022, 110320, ISSN 0029-8018, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2021.110320>.
- [20]. H. Sanchez, T. Escobet, V. Puig, P. F. Odgaard. "Health-aware Model Predictive Control of Wind Turbines using Fatigue Prognosis". IFAC-PapersOnLine, Volume 48, Issue 21, 2015, Pages 1363-1368, ISSN 2405-8963, <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.09.715>

- [21]. J. Tikka, R. Hedman, A. Siljander. "Strain gauge capabilities in crack detection". In F-K. Chang (Ed.), Structural Health Monitoring 2003: From Diagnosis & Prognostics to Structural Health Management DEStech Publications Inc.
- [22]. V. Memmolo, N. D. Boffa, L. Maio, E. Monaco, F. Ricci. "Damage localization in composite structures using a guided waves based multi-parameter approach". Aerospace, 5(4), 111. 2018
- [23]. Kulakovskiy, A., Mesnil, O., Chapuis, B., d'Almeida, O., Lhémery, A. "Experimental determination of 3D Green's function in composite plates for defect imaging using guided waves". In Proc. 9th Eur. Workshop Struct. Health Monit.(EWSHM, 2018).
- [24]. Wang, X., Zhang, W., Gao, X., Zhao, Y., Dai, W., & Wang, R. "A Novel Method of Corrosion Damage Monitoring of Porous Aluminum Alloy Structure Based on Piezoelectric Sensor." 9th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2018), July 10-13, 2018 in Manchester, UK (EWSHM 2018) | Vol. 23(11)
- [25]. Memmolo, V., Monaco, E., Boffa, N. D., Maio, L., Ricci, F. "Guided wave propagation and scattering for structural health monitoring of stiffened composites". Composite Structures, 184, 568-580. Elsevier. January 2018.
- [26]. Galarza, N., Rubio, B., Diez, A., Boto, F., Gil, D., Rubio, J., Moreno, E. "Implementation of Signal Processing Methods in a Structural Health Monitoring (SHM) System based on Ultrasonic Guided Waves for Defect Detection in Different Materials and Structures". The e-Journal of Nondestructive Testing & Ultrasonics. 2016.
- [27]. [SMART Layer Sensors - Acellent Technologies \(https://www.acellent.com/products/smart-layer-sensors\)](https://www.acellent.com/products/smart-layer-sensors), accedido por última vez el 17/07/2023.
- [28]. Wong, V. K., Liu, M., Goh, W. P., Chen, S., Zheng Wong, Z., Cui, F., Yao, K. "Structural health monitoring of fastener hole using ring-design direct-write piezoelectric ultrasonic transducer". Structural Health Monitoring, 21(6), 2657-2669. 2022.
- [29]. Guo, S., Chen, S., Zhang, L., Liew, W. H., Yao, K. "Direct-write piezoelectric ultrasonic transducers for pipe structural health monitoring". NDT & E International, 107, 102131. 2019.
- [30]. Shen, Z., Chen, S., Zhang, L., Yao, K., Tan, C. Y. "Direct-write piezoelectric ultrasonic transducers for non-destructive testing of metal plates". IEEE Sensors Journal, 17(11), 3354-3361. 2017.
- [31]. G. Galanopoulos, D. Milanoski, A. Broer, D. Zarouchas, T. Loutas. "Health Monitoring of Aerospace Structures Utilizing Novel Health Indicators Extracted from Complex Strain and Acoustic Emission Data" Sensors 21, no. 17: 5701. <https://doi.org/10.3390/s21175701>. 2021.
- [32]. http://www.aero-id.org/research_reports/AEROID-CAM-009-Sensors.pdf, accedido por última vez el 17/07/2023.
- [33]. Filip Ksica, Zdenek Hadas, Jiri Hlinka. "Integration and test of piezocomposite sensors for structure health monitoring in aerospace". Measurement, Volume 147, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2019.106861>
- [34]. Richard C. Millar, "Integrated Instrumentation and Sensor Systems Enabling Condition-Based Maintenance of Aerospace Equipment", International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2012, Article ID 804747, 6 pages, 2012. <https://doi.org/10.1155/2012/804747>.
- [35]. Kullaa, J. "Bayesian virtual sensing in structural dynamics. Mechanical Systems and Signal Processing", 115, 497-513. <https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2018.06.010>. 2019

- [36]. Olaizola, J., Bouganis, C. S., de Argandona, E. S., Iturrospe, A., Abete, J. M. “*Real-Time Servo Press Force Estimation Based on Dual Particle Filter*”. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 67(5), 4088–4097. <https://doi.org/10.1109/TIE.2019.2921292>. 2020.
- [37]. Li, T., Wu, D., Khyam, M. O., Guo, J., Tan, Y., Zhou, Z. “*Recent Advances and Tendencies Regarding Fiber Optic Sensors for Deformation Measurement: A Review*”. IEEE Sensors Journal, 22(4), 2962–2973. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2021.3138091>. 2022.
- [38]. I. Ursu, V. Giurgiutiu, A. Toader. “*Towards spacecraft applications of structural health monitoring*”. INCAS BULLETIN · December 2012
- [39]. “*NASA STTR 2016 Phase I Solicitation. T12.01 Advanced Structural Health Monitoring*”. Lead Center: LaRC.
- [40]. S. Mancini, G. Tumino, P. Gaudenzi. “*Structural Health Monitoring for Future Space Vehicles*”. Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2006; 17; 577. DOI: 10.1177/1045389X06059077
- [41]. W. L. Richards, E. Madaras, W. H. Prosser, G. Studor. “*NASA Applications of Structural Health Monitoring Technology*”. 9th International Workshop on Structural Health Monitoring Stanford University September 10, 2013
- [42]. Iain McKenzie, Selwan Ibrahim, Emile Haddad, Silvia Abad, Andreas Hurni, Lun K. Cheng. “*Fiber Optic Sensing in Spacecraft Engineering: An Historical Perspective From the European Space Agency*”. 02/June/2021.
- [43]. Aitemin. “*WP2: State of the Art Report On Monitoring Technology*”. Deliverable D-Nº: 2.2.2. Project MODERN (Monitoring Developments for Safe Repository Operation and Staged Closure). European Commission. 2013
- [44]. Yao, Y.; Zhao, Z.; Tang, M. “*Advances in Multicore Fiber Interferometric Sensors*”. MDPI Sensors 2023, 23, 3436. <https://doi.org/10.3390/s23073436>