

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID  
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
AERONAUTICOS

**TESIS DOCTORAL**

**Sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg embebidos en  
material compuesto para medir deformaciones y  
temperaturas criogénicas**

**Malte Frövel**  
Ingeniero Industrial

2006

**DEPARTAMENTO: Motopropulsión y Termofluiddinámica**

**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
AERONAUTICOS**



**Sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg embebidos en  
material compuesto para medir deformaciones y  
temperaturas criogénicas**

**Malte Frövel**  
Ingeniero Industrial

**Directores de la tesis:**

**Alfredo Güemes Gordo**  
Dr. Ingeniero Aeronáutico  
Ldo. Ciencias Físicas

**José María Pintado Sanjuanbenito**  
Dr. Ingeniero Aeronáutico

2006

## COMPOSICIÓN DEI TRIBUNAL

PRESIDENTE:

VOCALES:

VOCAL SECRETARIO:

CALIFICACIÓN:

## RESUMEN

La Tesis Doctoral que se presenta tiene como principal objetivo el de contribuir a posibilitar la implementación de los sensores de Bragg en estructuras operativas en el ámbito de la ingeniería aeroespacial y dar unos primeros pasos hacia su certificación para el vuelo.

Para conseguir dicho objetivo, se han diseñado y realizado múltiples ensayos mecánicos con el fin de estudiar el impacto estructural de la fibra óptica sobre el material huésped y verificar la validez y calidad de las mediciones de los sensores pegados y embebidos en materiales compuestos, bajo cargas de tracción y compresión en un amplio intervalo de temperaturas incluyendo las criogénicas hasta 20K.

Los resultados experimentales proporcionados por los sensores objeto de esta Tesis, se comparan con cálculos teóricos de respuesta de dichos sensores para evaluar las técnicas de cálculo y poder desarrollar y ofrecer una herramienta válida para calibrar sensores de Bragg adheridos o embebidos en estructuras reales y poder predecir su comportamiento en servicio.

Por otro lado se han estudiado y aplicado diferentes técnicas de integración de los sensores de Bragg en estructuras de material compuesto, técnicas que han debido ajustarse a las necesidades de la industria para la aplicación de los sensores en estructuras aeroespaciales, y verificando la validez de los diseños de integración desarrollados a lo largo de la presente Tesis mediante ensayos de fatiga y ciclos térmicos.

Los resultados obtenidos en esta Tesis Doctoral, muestran un muy alto potencial de los sensores de Bragg para poder sustituir las galgas óhmicas en las mediciones de deformaciones en estructuras aeronáuticas en servicio, que son el medio empleado hoy en día para este tipo de mediciones, mejorando la situación actual de los sensores convencionales pegados a la superficie y ofreciendo sensores fiables que pueden ser embebidos en las estructuras de material compuesto para medir deformaciones y temperaturas a lo largo de toda la vida operativa, desde la fase de fabricación hasta su final.

Los sensores de Bragg ofrecen además la posibilidad de supervisar la salud de la estructura huésped mediante la monitorización de las cargas a cuales la estructura esta expuesto y estimar con estos datos la fatiga estructural y la vida restante del vehículo en servicio.

## SUMMARY

The main objectives of the present thesis are to contribute in the implementation of the fiber Bragg grating sensors in operative aerospace structures and to make some first steps ahead for its flight certification.

Many mechanical tests have been designed and performed to meet these objectives as to study the structural impact of the optical fibers on the host material and to verify the validity and quality of the sensors, being surface bonded or embedded in composite materials, under tensile and compression load within a broad temperature range including cryogenic temperatures down to 20K.

The experimental results of the Bragg grating sensors have been compared in several cases with theoretical calculations with the intention to verify the applied calculation techniques and to develop and offer a helpful tool to calibrate Bragg grating sensors that are surface bonded or embedded in real operative structures and to be able to predict it's in service behaviour.

In a further part of the investigation different integration techniques of the Bragg grating sensors in aerospace composite structures have been developed according to the needs of aerospace industrial manufacturing processes. The performances of these integration techniques have been verified in fatigue tests and thermal cycling tests.

The results obtained in this thesis show that the fiber Bragg grating sensors have the potential to substitute the conventionally used electrical strain gages in the strain measurement of aerospace operative structures. The Bragg grating sensors can improve the actual situation of surface bonded conventional sensors by offering reliable sensors that can be embedded in composite materials and that can measure deformation and temperature along the entire life cycle of the host structure from the fabrication up to its operative end.

Additionally, the optical fiber Bragg grating sensors offer the possibility to monitor the structural health of its host structure by monitoring the loads to which the structure is exposed to and by estimating the structural fatigue state and the remaining life time of the vehicle.

## **AGRADECIMIENTOS**

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento a cuantas personas han contribuido a la realización de esta tesis doctoral, en particular:

A José María Pintado Sanjuanbenito y Alfredo Güemes Gordo por su rotundo apoyo, por guiarme y por ayudarme en innumerables horas a realizar esta tesis doctoral.

A mi mujer y compañera María y a mi compañero Gabriel Carrión por su ayuda incondicional y por dedicarme tantas horas.

A mis compañeros y amigos del Área de Materiales Compuestos del INTA: Fernando Cabrerizo, Ignacio Baráibar, Miguel Galindo, Fátima Blas, Irene Fernández, Gema Maudes, José María Brañas, Florencio Priego, Miguel Centeno, Carmen Baeza, Pilar Matute, Margarita Salmerón y Carmen Cascajero, por su ayuda y su trabajo.

Dedicado a mi padre ERNST FRÖVEL

# INDICE

01 Composición del Tribunal .....	III
02 Resumen en castellano .....	IV
03 Resumen en inglés .....	V
04 Agradecimientos .....	VI

1 INTRODUCCIÓN .....	1
2 REVISIÓN Y ACTUALIZACIÓN BIBLIOGRÁFICA .....	4
2.1 Descripción básica de los sensores de fibra óptica .....	4
2.1.1 Sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg .....	6
2.1.1.1 Solución analítica de la respuesta del sensor de Bragg .....	8
2.1.1.1.1 Respuesta del sensor de una red de Bragg isótropa y libre .....	9
2.1.1.1.2 Respuesta del sensor de una red de Bragg isótropa embebida en un material ortótropo .....	11
2.1.1.2 Estado de arte de equipos de lectura de sensores de Bragg .....	15
2.1.1.2.1 Equipo EXFO WA-5900 Fiber Bragg grating monitor .....	18
2.1.1.2.2 Sistema OFSS II de Smart Fibers .....	18
2.1.1.2.3 Equipo FSI de INSENSYS .....	19
2.1.2 Sensores interferométricos .....	20
2.1.3 Otros tipos de sensores de fibra óptica .....	23
2.2 Monitorización de la deformación estructural .....	24
2.2.1 Monitorización de deformaciones estructurales mediante galgas extensometrías .....	25
2.2.1.1 Harrier II .....	26
2.2.1.2 EF2000 .....	27
2.2.1.3 CC130 (Hercules) .....	28
2.2.1.4 B-1B .....	28
2.2.2 Monitorización de deformaciones mediante sensores de Bragg en estructuras aeronáuticas .....	28
2.2.3 Monitorización de deformaciones mediante sensores de Bragg en estructuras espaciales .....	30
2.2.3.1 DC-XA .....	31
2.2.3.2 X-38 .....	34
2.2.3.3 X-33 .....	34
2.2.3.4 Actividades Europeas .....	35
2.2.3.5 Aplicaciones en satélites .....	36
2.3 Detección de daño mediante sensores de Bragg .....	38
2.3.1 Evaluación del esfuerzo a cortadura transversal mediante FBGS .....	38
2.3.2 Detección de grietas transversales mediante un sensor de Bragg con espectro tipo "chirp" .....	40
2.3.3 Detección de grietas transversales mediante un sensor de Bragg estándar .....	42
2.3.4 Detección de grietas transversales y delaminaciones con sensores Bragg miniaturizados .....	44
2.3.5 Detección de delaminaciones e impacto mediante ondas Lamb .....	47
2.4 Detección de gases o líquidos con sensores de Bragg .....	50
2.5 Técnicas de embebimiento de los sensores de Bragg .....	52
2.5.1 Sensores de Bragg adheridos a la superficie .....	52
2.5.1.1 Ensayos de durabilidad de sensores adheridos .....	53

2.5.1.2 Transferencia de carga a la fibra adherida .....	55
2.5.2 Sensores de Bragg embebidos en el material compuesto .....	56
2.5.3 Métodos de conexión y terminación de fibras ópticas en materiales compuestos .....	59
2.5.3.1 Conectores en los bordes .....	61
2.5.3.2 Conectores montados en las caras .....	62
2.5.4 Impacto estructural de los FBGS sobre el material huésped .....	65
2.5.4.1 Tracción transversal frente al material de recubrimiento .....	67
2.5.4.2 Influencia en otras propiedades mecánicas .....	68
2.5.4.2 Análisis termogravimétrico .....	68
2.6 Medición de temperatura ambiental o elevada con sensores de Bragg .....	78
2.7 Medición de deformación y temperatura en el rango criogénico .....	80
2.8 Conclusiones .....	83
<b>3 OBJETIVOS DE LA TESIS .....</b>	<b>85</b>
<b>4 INFLUENCIA DE LA FIBRA ÓPTICAS EMBEBIDA EN UN MATERIAL COMPUESTO SOBRE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DEL MATERIAL HUÉSPED .....</b>	<b>87</b>
4.1 Materiales y dispositivos experimentales .....	88
4.1.1 Material compuesto utilizado .....	89
4.1.1.1 AS4/8552 .....	89
4.1.1.2 IM7/8552 .....	89
4.1.2 Preparación de las probetas .....	89
4.1.3 Fibra óptica utilizada .....	90
4.1.4 Integración de las fibras ópticas en las probetas .....	90
4.1.5 Curado de las probetas en autoclave .....	90
4.1.6 Mecanizado de las probetas .....	90
4.1.7 Acondicionamientos de las probetas .....	91
4.1.8 Ensayos Mecánicos .....	91
4.2 Ensayos a tracción ( $0^\circ, 90^\circ, 45^\circ$ ) con la fibra óptica a $0^\circ$ y $90^\circ$ con AS4/8552 .....	92
4.2.1 Resultados .....	93
4.2.2 Análisis fractográfico de la probeta tipo 4 .....	94
4.2.3 Discusión .....	95
4.3 Ensayos a tracción $0^\circ$ con la fibra óptica a $90^\circ$ con IM7/8552 .....	97
4.3.1 Resultados .....	98
4.3.2 Discusión .....	102
4.4 Ensayos a compresión ( $0^\circ, 90^\circ$ ) con la fibra óptica a $0^\circ$ y $90^\circ$ con AS4/8552 .....	103
4.4.1 Resultados .....	105
4.4.2 Discusión .....	105
4.5 Conclusiones .....	107
<b>5 TÉCNICAS DE INTEGRACIÓN DE SENSORES DE BRAGG EN ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO .....</b>	<b>108</b>
5.1 Salida de la fibra óptica por la cara del laminado .....	108
5.1.1 Tipos de interfaces de entrada .....	109
5.1.2 Moldeo de las interfaces de entrada .....	111
5.1.3 Sistema de protección de la fibra óptica .....	114
5.2 Salida de la fibra óptica por el frente del laminado .....	116

5.2.1 Diseño y moldeo de la interfase de entrada .....	117
5.2.2 Diseño del cable de protección .....	120
5.3 Conclusiones .....	121
<b>6 ENSAYOS DE DURABILIDAD DE LAS SISTEMAS DE MEDIDA (FIBRAS ÓPTICAS Y SUS INTERFASES) A FATIGA Y CICLOS TÉRMICOS .....</b>	<b>122</b>
6.1 Ensayos de fatiga de bajo número de ciclos .....	122
6.1.1 Fabricación de las probetas .....	122
6.1.2 Ensayos .....	125
6.1.3 Resultados .....	126
6.2 Ensayos de fatiga de alto número de ciclos .....	129
6.2.1 Fabricación de las probetas .....	129
6.2.2 Ensayos .....	131
6.2.3 Resultados .....	132
6.3 Ensayos de ciclos térmicos .....	133
6.4 Conclusiones .....	135
<b>7 VERIFICACIÓN DE LAS MEDICIONES A DEFORMACIÓN DE LAS FBGS EMBEBIDAS .....</b>	<b>136</b>
7.1 Cálculos teóricos .....	136
7.1.1 Valores básicos de la fibra óptica .....	137
7.1.2 Valores básicos de la fibra óptica .....	137
7.1.3 Resultados del factor de conversión K .....	139
7.2 Ensayos de tracción con probetas unidireccionales .....	142
7.2.1 Fabricación de las probetas .....	143
7.2.2 Ensayos .....	143
7.2.3 Resultados .....	144
7.3 Ensayos de compresión con paneles rigidizados .....	149
7.3.1 Fabricación de las probetas .....	149
7.3.2 Integración de los sensores en los rigidizadores .....	150
7.3.3 Ensayos de compresión de los paneles 1 y 2 .....	153
7.3.4 Ensayos de compresión del panel 3 .....	156
7.4 Influencias de la fuente de luz en las mediciones .....	161
7.5 Conclusiones .....	166
<b>8 EVALUACIÓN DE LOS SENsoRES DE BRAGG COMO SENSOR DE DEFORMACIÓN Y TEMPERATURA EN CONDICIONES CRIOGÉNICAS .....</b>	<b>168</b>
8.1 Descripción de los dispositivos de ensayo .....	168
8.1.1 Analizador de espectros ópticos, OSA .....	169
8.1.2 Interrogador con láser de barrido, FBG SLI .....	170
8.1.3 Interrogador con láser de barrido, Si720 .....	170
8.1.4 Instalaciones para ensayos criogénicos .....	171
8.2 Respuesta térmica teórica de un sensor de Bragg grabado en una fibra óptica .....	173
8.3 Respuesta térmica de los sensores de Bragg libres .....	176

8.3.1 Probetas .....	176
8.3.2 Ensayos .....	176
8.3.3 Resultados y discusión .....	177
8.4 Ensayos de tracción a temperaturas criogénicas .....	179
8.4.1 Diseño de las probetas .....	179
8.4.2 Preparación de las probetas .....	181
8.4.3 Resultados de los sensores de deformación y discusión .....	183
8.4.4 Resultados de los sensores de temperatura y discusión .....	186
8.5 Conclusiones .....	189
<b>9 CONCLUSIONES FINALES .....</b>	<b>190</b>
<b>10 TRABAJOS FUTUROS .....</b>	<b>193</b>
<b>11 BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>195</b>
<b>12 ANEXOS .....</b>	<b>203</b>
Anexo 1 Comparación FBGS frente a sensores convencionales .....	203
Anexo 2 Curvas carga frente deformación de FBGS y convencionales .....	209
Anexo 3 Diferencias absolutas de deformación de FBGS y convencionales .....	213
Anexo 4 Diferencial porcentuales de deformación de FBGS y convencionales .....	219
Anexo 5 Resultados FBGS de deformación en ensayos criogénicos .....	225
Anexo 6 Resultados FBGS de temperatura en ensayos criogénicos .....	229
Anexo 7 Curriculum vitae del autor .....	233

## LISTA DE ACRÓNIMOS

AMC:	Área de Materiales Compuestos (del INTA)
CFRP:	Carbon Fiber Reinforced Polymer: Polímero reforzado con fibra de carbono
ESA:	European Space Agency: Agencia Espacial Europea
ext:	Extensómetro
emb	Embebido
FBGS:	Fiber Bragg Grating Sensor: Sensor fibra óptica tipo Bragg
f.o.:	Fibra óptica
FSI:	Fiber Sensor Interrogator: Equipo interrogador de sensores de fibra óptica
LED:	Light Emitting Diode: Diodo de emisión de luz
LH2:	Hidrógeno líquido
NASA:	National Aeronautics and Space Administration: Agencia espacial de EEUU
OFSS:	Optical Fiber Sensor System: Equipo de supervisión mediante fibras ópticas
OSA:	Optical Spectrum Analyzer: Analizador óptico de espectros
peg:	pegado
PI:	Poliimida
PTFE:	Politetrafluoretileno
RLV:	Reusable Launch Vehicle: Lanzador reutilizable
SHM:	Structural Health Monitoring, Monitorización de la “salud” estructural
Si720:	Swept laser Interrogator. Equipo interrogador de FBGS con láser de barrido
SLI:	Swept Laser Interrogator. Equipo interrogador de FBGS con láser de barrido
SM:	Single Mode. (Fibra óptica tipo) Monomodo
SSTO:	Single Stage To Orbit: Lanzador de una etapa
T.A.:	Temperatura ambiente
usn:	microstrain, microdeformaciones

$\alpha$	Coeficiente de expansión térmica
$\lambda$ :	lambda, longitud de onda
K:	Factor de conversión de longitud de onda a microdeformaciones
$v$	Coeficiente de Poisson
$\mu\varepsilon$ :	microdeformación
E	Módulo elástico
G	Modulo a cortadura
$n_0$	Índice de refracción

$dn_0/dT$	Coeficiente Termo-óptico
$P_{eff}$ :	Coeficiente foto elástico efectivo
$P_{11}$	Coeficiente foto elástico

## 1 INTRODUCCIÓN

En la última década se han visto muchas aplicaciones de los sensores tipo fibra óptica con redes de Bragg, FBGS (acrónimo de la lengua inglesa: Fiber Bragg Grating Sensors) en diferentes campos de la ingeniería, por ejemplo en la ingeniería civil para monitorizar puentes o centrales eólicas y en la ingeniería naval para monitorizar cargas mecánicas estructurales en barcos hechos de material compuesto de altas prestaciones. Más lentamente, se ve también la implementación de los FBGSs en la ingeniería aeronáutica, un campo en el que la introducción de nuevas técnicas es difícil, para monitorizar cargas con el fin de evaluar la vida restante de la estructura. Para la aplicación de los FBGSs en aeronaves, se necesita conocer muy en detalle su comportamiento como sensor y su impacto en las propiedades mecánicas de su estructura huésped en todas las condiciones medioambientales y de fatiga de la vida operativa. Todavía existen muchas preguntas al respecto y se necesitan estudiar los FBGSs en detalle para obtener confianza en su comportamiento y poder certificarlos para el vuelo.

En la Tesis Doctoral presente, se ha realizado un estudio bibliográfico sobre el tema de los sensores de Bragg, sus campos de aplicaciones en el sector aeroespacial, las posibilidades de detectar daño, sus técnicas de embebimiento en estructuras de material compuesto y las mediciones de deformaciones y temperatura en un amplio intervalo de temperaturas incluyendo los criogénicos. Los resultados de este estudio bibliográfico se describen en la primera parte de la presente tesis doctoral.

A continuación se presentan los trabajos realizados en el desarrollo experimental. En primer lugar se ha estudiado la influencia de las fibras ópticas en las propiedades mecánicas del material huésped. En el estudio bibliográfico se han encontrado pocos trabajos realizados en este campo y ninguno de ellos se refiere a los dos materiales compuestos objeto de este trabajo y que se utilizan en la industria aeronáutica española de forma amplia actualmente, el AS4/8552 y el IM7/8552, ambos fabricados por la compañía HEXCEL. Sobre estos dos materiales se ha hecho un estudio mediante ensayos de tracción y compresión, contemplando diferentes orientaciones de la fibra óptica dentro del laminado y diferentes apilamientos, para obtener valores de ingeniería necesarios para los cálculos estructurales con materiales compuestos. Se ha profundizado el caso de los ensayos de compresión, debido a la mayor influencia que sobre las propiedades

mecánicas de resistencia en compresión del material huésped ejercen las fibras ópticas embebidas.

A continuación se han estudiado diferentes casos de integración de la fibra óptica en estructuras de material compuesto. La integración de las fibras ópticas necesita ser suficientemente robusta para sobrevivir a las duras condiciones de cargas y vibraciones, así como medioambientales que soportan las estructuras aeronáuticas en servicio. Al mismo tiempo, la técnica de integración debería facilitar su aplicación en condiciones de fabricación industrial. Se han estudiado dos casos de integración de la fibra óptica: con salida en un lateral de la estructura y en su frontal. Se ha estudiado también el caso de la integración de un conector óptico durante la fase de laminación, siendo este tipo de integración muy interesante para la fabricación industrial de estructuras de material compuesto.

Posteriormente, se describen los estudios que se han realizado para verificar el funcionamiento de la fibra óptica a fatiga. Se ha estudiado el caso de la fatiga de bajo número de ciclos a cargas elevadas y la fatiga de  $10^6$  ciclos a cargas últimas de diseño. En ambos casos se ha estudiado si la fibra óptica embebida permanece operativa después de los ensayos y si la salida de la fibra óptica del panel soporta las cargas aplicadas.

Adicionalmente, se describen los estudios realizados para verificar el funcionamiento de los sensores de fibra óptica en ensayos de tracción y compresión. Para esto, se ha realizado una campaña de ensayos de tracción sobre probetas que llevan sensores fibra ópticas tipo Bragg, tanto embebidos como pegados en la superficie. Los resultados de las mediciones se han comparado con los obtenidos mediante extensómetros y mediante galgas extensométricas para verificar las mediciones de deformación. En otra campaña de ensayos de compresión, se ha verificado el funcionamiento de sensores ópticos tanto embebidos como pegados a la superficie de un panel rigidizado, que puede representar un trozo de una estructura aeronáutica de material compuesto típica. Las mediciones se han comparado con los valores de galgas extensométricas.

Por último se ha realizado una campaña de ensayos de tracción a temperaturas criogénicas, para evaluar el comportamiento de los sensores ópticos a temperaturas de hasta 20K. Se ha hecho una campaña de ensayos de tracción con probetas que llevan sensores de Bragg embebidas para medir deformación y

temperatura. Para medir la temperatura mediante sensores embebidos se ha desarrollado una técnica de integración de los sensores de Bragg.

## 2. REVISIÓN Y ACTUALIZACIÓN BIBLIOGRAFICA

### 2.1 DESCRIPCIÓN BÁSICA DE LOS SENSORES DE FIBRA ÓPTICA

Existe una gran variedad de sensores que se puede utilizar para medir deformaciones y temperaturas en estructuras aeronáuticas entre los que cabe destacar tres tipos: ópticos, electromagnéticos y electromecánicos.

Los sensores de fibra óptica son muy adecuados para su integración en materiales compuestos por sus pequeñas dimensiones. Entre los sensores electromecánicos, se pueden utilizar los cerámicos piezoeléctricos como sensores integrados en estructuras de material compuesto. Estos sensores se pueden encontrar en forma de placas finas de hasta 0.2 mm de espesor que se pueden integrar convenientemente en materiales compuestos, aunque con una mayor repercusión en las propiedades mecánicas que las fibras ópticas. Otro tipo de sensores apropiados para materiales compuestos son las películas poliméricas piezoeléctricas. Estos sensores se pueden situar en la superficie de una estructura sin casi ninguna influencia en sus propiedades mecánicas, pero no son muy adecuados para su integración en materiales compuestos con temperaturas de curado de 120°C o superiores. Estas temperaturas elevadas pueden dañar el polímero, en caso de los sensores con film polimérico, o pueden causar la pérdida de la polarización del material piezo cerámico /1/ y /2/.

Los mejores sensores para integrar en materiales compuestos son las fibras ópticas o las placas finas de cerámicos piezoeléctricos. En los siguientes capítulos se analizan en detalle los sensores ópticos.

Las fibras ópticas están formadas normalmente por un núcleo de vidrio óptico de entre 10 y 100  $\mu\text{m}$  de diámetro, una corteza de vidrio óptico de hasta 125  $\mu\text{m}$  y uno o dos revestimientos de hasta 250  $\mu\text{m}$  de plásticos (acrílicos, poliimidas) y metales como el cobre o el oro, dependiendo del material en que van a ser integrados y la temperatura de aplicación /3/, figura 1.

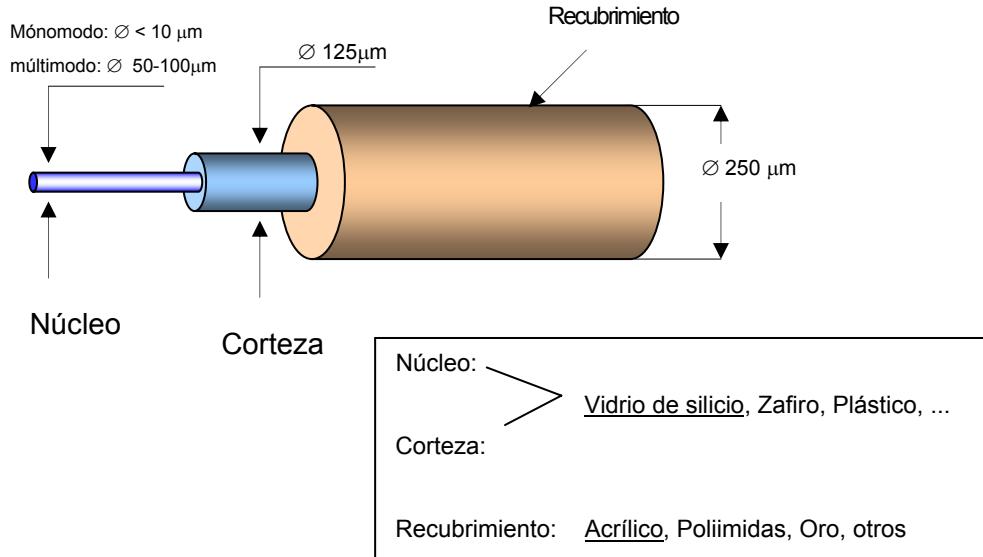


Figura 1: Esquema de una fibra óptica

El núcleo de la fibra óptica transporta la luz que llega de una fuente, que puede ser un fotodiodo o un láser. Por la diferencia en el índice de refracción entre el núcleo y la corteza, la luz dentro del núcleo es reflejada en la zona entre núcleo y corteza y no puede salir del núcleo como se deduciría de la *ley de Snell*, figura 2. Así, la luz puede viajar distancias muy grandes en la fibra óptica sin pérdidas significativas de intensidad. Se observan pérdidas importantes de intensidad sólamente cuando la fibra está flexionada con radios pequeños menores de  $R = 30\text{ mm}$ , o cuando está sometida a fuerzas transversales significativas.

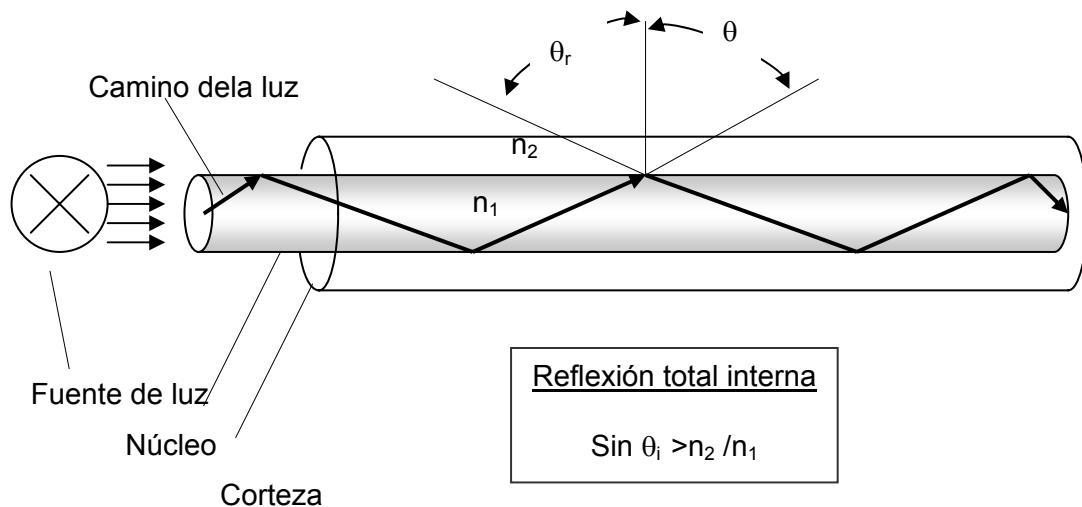


Figura 2: Transmisión de la luz en una fibra óptica.  $n_1, n_2$ = índice de refracción del núcleo, de la corteza

En el campo de la instrumentación de estructuras de materiales compuestos de fibra de carbono, es posible utilizar sensores de fibra óptica embebidos en el material. Esto es consecuencia de que la fibra óptica permite operar dentro de márgenes mecánicos y térmicos del mismo orden de magnitud que el material base de fibra de carbono. Por otro lado, la fibra óptica presenta características exclusivas que la hacen aconsejable.

Sus principales ventajas son:

- Detectan distintos parámetros (deformación, vibraciones, temperatura, etc..),
- Bajo peso y volumen,
- Sirven como sensores y para guiar la señal,
- No se ven afectados por radiaciones eléctricas ni magnéticas en condiciones normales de trabajo,
- Tienen buena resistencia a corrosión y fatiga,
- Larga vida,
- Alta sensibilidad y largo ancho de banda,
- Apropiado para integrar múltiples sensores en la misma fibra óptica (multiplexación).

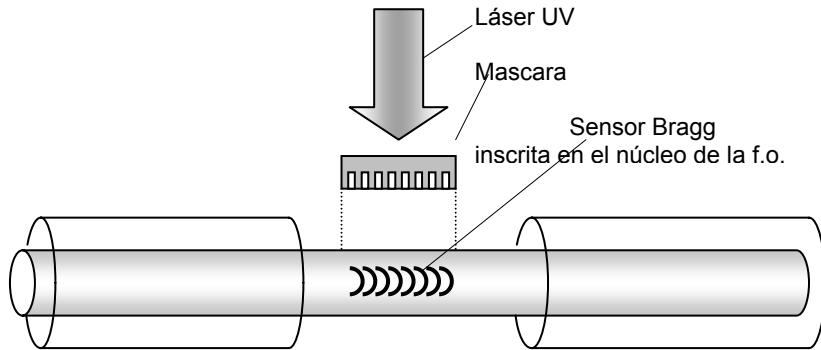
Sus principales inconvenientes son:

- Necesidad de un sistema optoelectrónico de análisis
- Fragilidad de la fibra.

Los sensores ópticos usados hoy en día para medir deformación son los llamados Fabry- Perot (basados en interferometría) y las redes de Bragg (basados en difracción múltiple, que produce una sola longitud de onda dependiente del valor de la deformación) /4/, /5/.

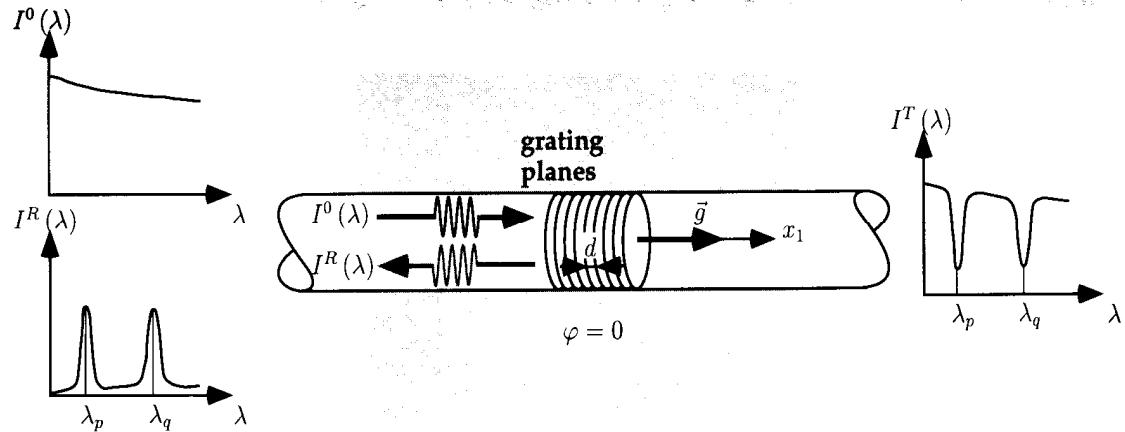
### **2.1.1 Sensores de fibra óptica tipo redes de Bragg**

Los sensores tipo fibra óptica con redes de Bragg consisten en una pequeña longitud de fibra óptica en cuyo núcleo se graban una serie de franjas (red de Bragg) que hacen que el índice de refracción del núcleo no sea constante, sino que varíe periódicamente en la dirección longitudinal de la fibra. Dichas franjas se graban mediante un láser de luz UV de alta potencia, acompañado, bien de una máscara de fase, o bien de técnicas de interferencia, figura 3, /5/, /6/ y /7/. La red de Bragg grabada funciona como un filtro que refleja una determinada longitud de onda de la luz que ilumina la fibra óptica y deja pasar todo el resto del espectro óptico.



**Figura 3:** Grabando un sensor de Bragg en el núcleo de una fibra óptica mediante un Láser de UV y una mascara según

Los sensores de Bragg fueron desarrollados inicialmente en los años 80 en el ámbito de las telecomunicaciones, para su aplicación en el tratamiento de señales ópticas como filtros, pero muy pronto se vio el gran potencial que tienen estos sensores para la medición de deformaciones y temperaturas /8/, /9/.



**Figura 4:** Representación esquemática de la reflexión de una frecuencia determinada de la luz viajando en la fibra óptica en una red de Bragg

En la medición de deformaciones y temperaturas se persigue el corrimiento del pico del espectro óptico reflejado en el FBGS, figura 4. El corrimiento del pico puede ser detectado mediante un analizador óptico de espectros y una fuente de luz de banda ancha que ilumina la fibra óptica con el sensor, o también con dispositivos automatizados disponibles en el mercado. Los equipos están en constante desarrollo: mientras hace una década los equipos eran voluminosos, pesados, lentos y muy poco automatizados, hoy en día existen ya equipos pequeños que pueden medir a medianas frecuencias (hasta 2 kHz) y pueden ser embarcados para la monitorización en vuelo /10/, /11/, /12/.

Una gran ventaja de los sensores Bragg es que proporcionan valores absolutos de deformación que, además, no varían con el tiempo, según los conocimientos actuales.

Lo que puede variar con el tiempo son las propiedades del material huésped y el campo de fuerzas residuales alrededor del sensor. En una publicación reciente de O'Dryer et al. /13/ se ha detectado cierta dependencia de los sensores de Bragg a la temperatura en la respuesta en la medición de deformaciones. Los autores lo han atribuido a la dependencia térmica del índice de refracción, el valor de Poisson y los coeficientes de Pockel de la fibra óptica.

El hecho que los FBGSs midan valores absolutos supone una gran ventaja con respecto a los sensores eléctricos, como los extensímetros óhmicos, que deben ser calibrados y balanceados al menos una vez antes de cada uso. En el caso de sensores eléctricos tipo óhmicos en estructuras como un ala, por ejemplo, es difícil determinar el punto de referencia para la calibración de los extensómetros, porque es posible que las condiciones del ala varíen entre dos calibraciones sucesivas, como por la acción de un distinto nivel de combustible, la carga de pago, armamento, etc. Por ello, sólo se pueden determinar deformaciones relativas y se pierde la información sobre la deformación absoluta de la estructura.

### 2.1.1.1 Solución analítica de la respuesta del sensor de Bragg

Si se aplica una deformación uniforme a la red ya sea por esfuerzos mecánicos, por expansiones térmicas o una combinación de ambos, se modifica su periodo de forma tal que se observa una variación en la longitud de onda de radiación reflejada por la red, que es proporcional a la deformación de la misma. Midiendo la variación de la longitud de onda de la radiación reflejada se puede conocer, por tanto, la deformación de la red, [figura 5](#).

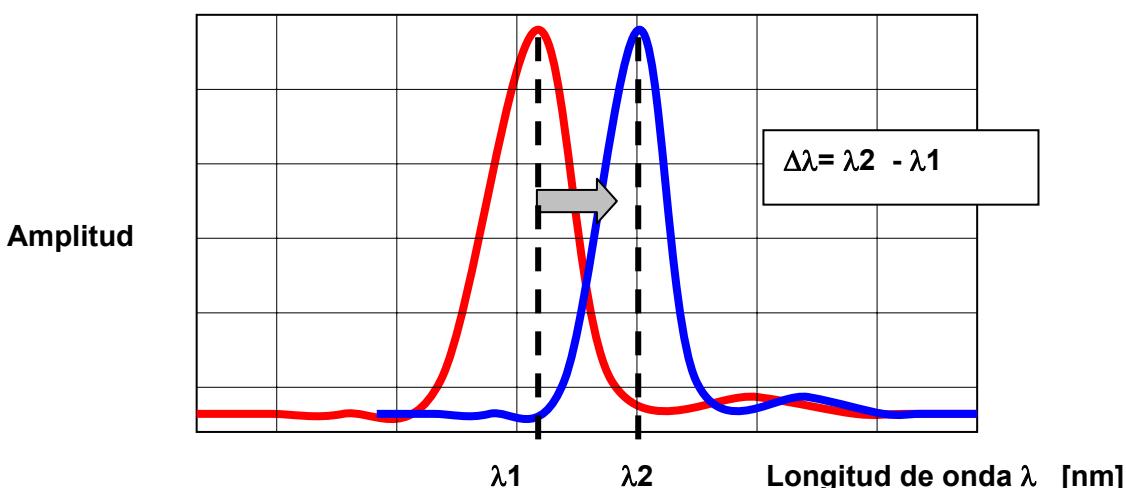


Figura 5: Representación esquemática del espectro típico de una red de Bragg, con el pico de la red desplazado en la longitud de onda por causa de una deformación estructural

Esta propiedad permite que, pegada o embebida en un material, de manera que siga las deformaciones de éste, la red pueda funcionar como sensor local de deformación /14/. Su comportamiento, frente a un haz luminoso de amplio espectro transmitido a lo largo de la fibra, es el de un filtro que refleja una banda de luz muy estrecha (en torno a 0.2 nm) con una distribución de intensidad luminosa con un máximo muy acusado para una longitud de onda que cumple la llamada condición Bragg:

$$\lambda_{B_0} = 2 \cdot n_0 \cdot \Lambda_0 \quad (1)$$

donde  $\lambda_{B_0}$  es la longitud de onda de Bragg,  $\Lambda_0$  es el periodo de modulación, separación entre dos puntos consecutivos de la red con el mismo índice de refracción y  $n_0$  es el índice de refracción medio de la misma cerca de la zona de Bragg. Ambas cantidades pueden depender de la polarización, dando lugar a una longitud de onda dependiente a su vez de la polarización,  $\lambda_B$ . Tanto las fuerzas externas como cambios de la temperatura conducen a cambios del periodo de grabado y del índice efectivo de refracción, respectivamente. Una primera aproximación, proporcionado por Trutzel et al. /15/, es la siguiente:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_{B_0}} = \frac{\Delta\Lambda(\varepsilon_i)}{\Lambda_0} + \frac{\Delta n(\varepsilon_i, \Delta T)}{n_0} \quad i=1,2\dots6 \quad (2)$$

Donde  $\varepsilon_i$  son los seis componentes de deformación (deformaciones mecánicas y térmicas) e incremento de  $\Delta T$  corresponde al cambio de temperatura.

#### 2.1.1.1.1 Respuesta del sensor de una red de Bragg isótropa y libre

Para la consideración de los cambios ópticos y geométricos se ha utilizado un modelo propuesto por Kim et al. /16/. El eje de la fibra se considera paralelo a la dirección  $x_1$  de un sistema de coordenadas rectangular, (véase figura 4). Para un sensor isótropo los cambios vienen dados por:

$$\Delta n_{p/q}(\varepsilon_i, \Delta T) = -\frac{n_0^3}{2} \cdot \left[ p_{12} \cdot \varepsilon_i + \left( \frac{p_{11} + p_{12}}{2} \right) \cdot (\varepsilon_2 + \varepsilon_3) \pm \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \cdot \gamma_{max} - \left( \frac{2}{n_0^3} \cdot \frac{dn_0}{dT} + (2 \cdot p_{12} + p_{11}) \cdot \alpha \right) \cdot \Delta T \right] \quad (3)$$

y

$$\Delta\Lambda(\varepsilon_i) = \Lambda_0 \cdot \varepsilon_i \quad (4)$$

Donde  $p_{11}$  y  $p_{12}$  son las constantes foto-elásticas,  $\alpha$  el coeficiente lineal de expansión térmica y  $\gamma_{\max}$  se define como la deformación máxima en cortadura en el plano perpendicular al eje de la fibra:

$$\gamma_{\max} = \sqrt{(\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + \varepsilon_4^2} \quad (5)$$

Considerando un caso de carga uniaxial en el que la fibra se estira paralelamente a su eje, la siguiente ecuación se obtiene a partir de las ecuaciones 2 y 3:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_{B_0}} = [1 - P_{eff}] \cdot \varepsilon_1 + \left[ \alpha \cdot P_{eff} + \frac{1}{n_0} \frac{dn}{dT} \right] \cdot \Delta T; \quad P_{eff} = \frac{n_0^2}{2} \cdot [p_{12} - \nu \cdot (p_{11} + p_{12})] \quad (6)$$

Considerando únicamente efectos térmicos sobre un FBGS la ecuación se reduce a:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_{B_0}} = \left[ \alpha + \frac{1}{n_0} \frac{dn}{dT} \right] \cdot \Delta T; \quad (7)$$

#### **2.1.1.1.2 Respuesta del sensor de una red de Bragg isótropa embebida en un material ortotropo**

Las siguientes ecuaciones proporcionan la solución que, de acuerdo con Van Steenkiste /18/, corresponden a un FBGS isótropo embebido en un laminado de material compuesto con propiedades transversalmente isótropas, figura 6. El sensor puede estar recubierto o sin recubrir, y en estas ecuaciones se supone que el sensor está libre de deformaciones residuales y está embebido de forma paralela a las fibras de refuerzo adyacentes.

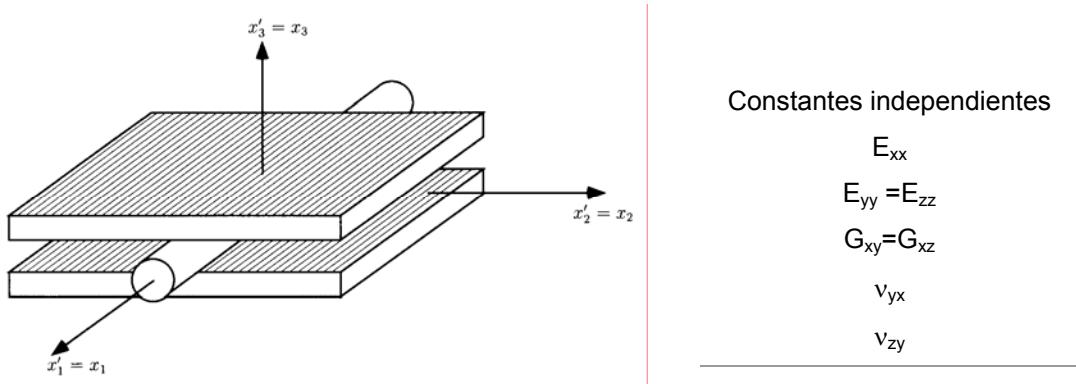


Figure 6: FBGS sin recubrir embebido en un laminado UD de material compuesto con el eje paralelo a las fibras de refuerzo vecinas, cuyo comportamiento mecánico queda descrito por cinco constantes independientes

Para un estado plano de esfuerzos, la respuesta del sensor de Bragg en función del campo “lejano” de deformación del laminado y de la temperatura es:

$$\frac{\Delta\lambda_{avg}}{\lambda_{B_0}} = K'_1 \cdot e_1^\infty + K'_2 \cdot e_2^\infty + K'_T \cdot \Delta T \quad (8)$$

donde  $e_1^\infty, e_2^\infty$  corresponde al campo “lejano” (respecto del sensor) de deformaciones,  $\lambda_{B_0}$  corresponde a la longitud de onda del sensor de Bragg y  $\Delta\lambda_{avg}$  corresponde al corrimiento medio de la longitud de onda del sensor de Bragg. Los coeficientes  $K'_1$ ,  $K'_2$  y  $K'_T$  para un FBGS embebido en material compuesto transversal isótropo y sin recubrimiento son:

$$K'_1 = K_1^s + K_h^s \cdot \frac{\left( \frac{C_{mod} \cdot \nu_{yx}}{\nu_{mod}} - C^s \right)}{2 \cdot G_{mod} + \frac{C^s}{\nu^s}} \quad (9)$$

$$K'_2 = K_h^s \cdot \frac{2 \cdot C_{mod} \cdot (1 - \nu_{mod})}{\nu_{mod} \left( 2 \cdot G_{mod} + \frac{C^s}{\nu^s} \right)} \quad (10)$$

$$K'_T = K_T^s + K_h^s \cdot \frac{\frac{C^s}{\nu^s} \cdot (\nu^s + 1) \cdot \alpha^s - \frac{C_{mod}}{\nu_{mod}} \cdot (\nu_{yx} \cdot \alpha_{xx} + \alpha_{yy})}{2 \cdot G_{mod} + \frac{C^s}{\nu^s}} \quad , \quad (11)$$

Para el caso de un FBGS embebido y con recubrimiento dichos coeficientes son:

$$K'_1 = K_1^s + \frac{2C^c K_h^s \left( \frac{C_{\text{mod}} \rho^2 (1 - \nu^c)}{\nu_{\text{mod}}} \nu_{yx} - (G_{\text{mod}} - G_c) (1 - \rho^2) \nu^c - \frac{\nu^c C^s \left[ 2(G^c - G_{\text{mod}}) + \rho^2 \left( 2 \cdot G_{\text{mod}} + \frac{C^c}{\nu^c} \right) \right]}{2 \cdot C^c} \right)}{\nu^c \cdot \left[ 2 \cdot (G_{\text{mod}} - G_c) \cdot \left( \frac{C^c}{\nu^c} - \frac{C^s}{\nu^s} \right) + \rho^2 \left( 2 \cdot G_{\text{mod}} + \frac{C^c}{\nu^c} \right) \cdot \left( 2G^c + \frac{C^s}{\nu^s} \right) \right]} \quad (12)$$

$$K'_2 = K_h^s \cdot \frac{4 \cdot C_{\text{mod}} \cdot C^c \cdot \rho^2 \cdot (1 - \nu_{\text{mod}}) \cdot (1 - \nu^c)}{\nu_{\text{mod}} \nu^c \left[ 2 \cdot (G_{\text{mod}} - G_c) \cdot \left( \frac{C^c}{\nu^c} - \frac{C^s}{\nu^s} \right) + \rho^2 \left( 2 \cdot G_{\text{mod}} + \frac{C^c}{\nu^c} \right) \cdot \left( 2G^c + \frac{C^s}{\nu^s} \right) \right]} \quad (13)$$

$$K'_T = K_T^s + \frac{2C^c K_h^s \left[ (G_{\text{mod}} - G_c) (1 - \rho^2) (1 + \nu^c) \alpha^c - \frac{C_{\text{mod}} \rho^2 (1 - \nu^c)}{\nu_{\text{mod}}} (\nu_{yx} \alpha_{xx} + \alpha_{yy}) + \frac{\nu^c C^s \left[ 2(G^c - G_{\text{mod}}) + \rho^2 \left( 2 \cdot G_{\text{mod}} + \frac{C^c}{\nu^c} \right) \right]}{2 \cdot C^c \nu^s} (1 + \nu^s) \alpha^s \right]}{\nu^c \cdot \left[ 2 \cdot (G_{\text{mod}} - G_c) \cdot \left( \frac{C^c}{\nu^c} - \frac{C^s}{\nu^s} \right) + \rho^2 \left( 2 \cdot G_{\text{mod}} + \frac{C^c}{\nu^c} \right) \cdot \left( 2G^c + \frac{C^s}{\nu^s} \right) \right]} \quad (14)$$

$K_1^s$ ,  $K_h^s$  y  $K_T^s$  son los coeficientes de un FBGS libre (sin embeber):

$$K_1^s = 1 - \frac{n_0^2}{2} \cdot p_{12} \quad (15)$$

$$K_h^s = -\frac{n_0^2}{2} \cdot (p_{11} + p_{12}) \quad (16)$$

$$K_T^s = \frac{n_0^2}{2} \cdot \left\{ \frac{2}{n_0^3} \frac{dn_0}{dT} + (p_{11} + 2 \cdot p_{12}) \cdot \alpha^s \right\} \quad (17)$$

Las propiedades elásticas modificadas para un material transversal isótropo utilizadas en las anteriores ecuaciones son:

$$E_{\text{mod}} = \frac{E_{yy} + 2 \cdot E_{yy} \cdot \nu_{zy} + \frac{E_{yy}^2}{E_{xx}} \cdot \nu_{yx}^2}{(1 + \nu_{zy})^2} \quad (18)$$

$$\nu_{\text{mod}} = \frac{\nu_{zy} + \frac{E_{yy}}{E_{xx}} \cdot \nu_{yx}^2}{1 + \nu_{zy}} \quad (19)$$

$$G_{\text{mod}} = \frac{E_{\text{mod}}}{2 \cdot (1 + \nu_{\text{mod}})} = G_{yz} = \frac{E_{yy}}{2 \cdot (1 + \nu_{zy})} \quad (20)$$

$$C_{\text{mod}} = \frac{\nu_{\text{mod}} \cdot E_{\text{mod}}}{(1 + \nu_{\text{mod}}) \cdot (1 - 2 \cdot \nu_{\text{mod}})} \quad (21)$$

Para un material isótropo las propiedades elásticas modificadas son:

(22)

$$E_{\text{mod}} = E \quad (23)$$

$$\nu_{\text{mod}} = \nu$$

$$G_{\text{mod}} = \frac{E}{2 \cdot (1 + \nu)} \quad (24)$$

$$C_{\text{mod}} = \frac{\nu \cdot E}{(1 + \nu) \cdot (1 - 2 \cdot \nu)} = C \quad (25)$$

$$\rho = \frac{D^c}{D^s} \quad (26)$$

Siendo E el modulo elástico, G el modulo de cortadura,  $\nu$  la relación de Poisson, C la constante de Lamé,  $D^c$  el diámetro de la fibra recubierta y  $D^s$  el diámetro de la fibra desnuda. En los anteriores parámetros, un subíndice indica que se refieren al material compuesto, el superíndice "s" se refiere al sensor y el superíndice "c" al recubrimiento.

Las ecuaciones 8 - 26 demuestran, que el corrimiento de la longitud de la onda de la señal del sensor de Bragg depende de propiedades ópticas y mecánicas del material del sensor, de las propiedades mecánicas del laminado huésped, de su secuencia de apilamiento y de la longitud de onda inicial. Todas estas propiedades ópticas y mecánicas necesitan conocerse para determinar el factor de conversión K que convierte el corrimiento de longitud de onda medido por el sensor de Bragg en valores de deformación o temperatura. No se puede, por tanto, emplear el mismo factor de conversión para diferentes fibras ópticas, para sensores embebidos o no embebidos, o para sensores recubiertos con diferentes materiales. El factor de conversión debe

determinarse para cualquier combinación individual sensor-laminado y para cualquier condición de humedad y temperatura a las que el sensor esté expuesto en condiciones operativas, si se pretende obtener una buena correlación entre las deformaciones y temperaturas reales y las medidas en una estructura supervisada por sensores de Bragg. Para el caso de un FBGS embebido bajo tracción uniaxial al eje 1, el campo lejano de deformaciones es:

$$e_2^\infty = -e_1^\infty \cdot \nu_{yx} \quad (27)$$

y el factor de conversión puede expresarse como:

$$K \left[ \frac{pm}{microdefor mación} \right] = \lambda_{B0} \cdot (K_1 - \nu_{yx} \cdot K_2) = \frac{\Delta\lambda_{avg}}{e_1^\infty} \quad (28)$$

En el presente trabajo, el autor ha programado utilizando una hoja electrónica EXCEL todas las ecuaciones mencionadas, de la (1) a la (28) y se han realizado cálculos comparativos con diferentes fibras ópticas y laminados. Los resultados correspondientes se presentan en los capítulos 7.1 y 8.1, aunque, a modo de resumen, se puede anticipar aquí que por ejemplo, el tipo de fibra óptica embebida en un laminado unidireccional carbono/epoxi empleada por Van Steenkiste /18/, cambia el factor de conversión un 11% comparada con la fibra óptica usada por Menéndez /5/. Si las medidas se hacen a una longitud de onda de 1520 nm en vez de 1570, el cambio en el factor de conversión es del orden de 3,5 %. Pequeñas diferencias, de menos del 0,1%, surgen como consecuencia de la condición "seco" frente a "húmedo" en laminados unidireccionales de AS4/8552. El cambio en la secuencia de apilamiento de unidireccional a quasi isótropo lleva a variaciones del orden del 1%.

### 2.1.1.2 Estado de arte de equipos de lectura de sensores de Bragg

Para medir el valor de la longitud de onda de la señal luminosa reflejada, se dispone actualmente de varios sistemas /3/, /19/ y /20/. Uno de ellos consiste en emplear un analizador de espectro óptico, figura 7. Estos equipos tienen una gran importancia en la representación del espectro óptico. La precisión en la determinación de la longitud de onda es limitada por falta de referencias internas /21/, /22/ y /20/. Los analizadores de espectro óptico resultan muy apropiados para aplicaciones de laboratorio, pero por su peso, tamaño y baja velocidad, no son adecuados para aplicaciones en estructuras reales y mediciones de campo.

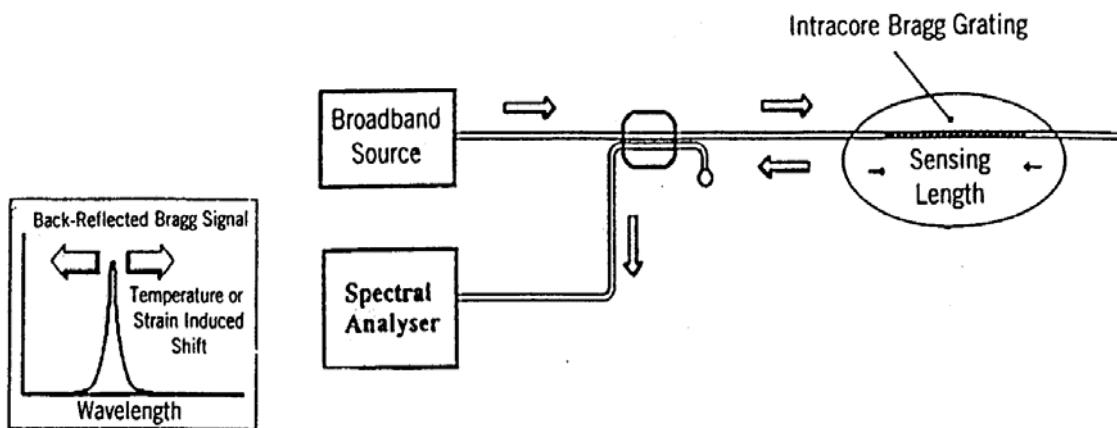


Figura 7: Representación esquemática de un sistema de medición de deformaciones mediante fibras ópticas con redes de Bragg y analizador espectral óptico /3/

Otro sistema de medición consiste en el empleo de un filtro sintonizable, que ofrece una banda ancha de longitudes de onda y una alta resolución para la determinación de deformaciones dinámicas en un rango amplio, figura 8. Existen varios tipos de sistemas de medición con filtros sintonizables como, por ejemplo, sistemas que utilizan un filtro sintonizable de Fabry- Perot. El filtro Fabry- Perot sintonizable es una cavidad Fabry- Perot de un ancho de banda muy estrecho montada sobre un piezoelectrónico. Cambiando el voltaje aplicado al piezoelectrónico, se varía el hueco de la cavidad y, por lo tanto, la longitud de la banda que pasa a través del ciclo. Este sistema permite el multiplexado de sensores en la misma fibra óptica e, incluso, el multiplexado de varias fibras ópticas /19/ y /20/.

Hoy en día existen diferentes equipos con altas prestaciones en el mercado que están especializados para la medición de deformaciones y temperaturas con sensores tipo Bragg. Estos equipos contienen todos los componentes necesarios para utilizar los sensores de Bragg y obtener mediciones precisas sin grandes conocimientos de la óptica y los componentes ópticos. Los equipos están enfocados a diferentes campos de aplicación tanto en el ámbito de laboratorio como en estructuras reales. Equipos del laboratorio destacan por una gran precisión y ofrecen, dependiendo del equipo, la posibilidad de visualizar el espectro óptico como en el caso del Si720 /23/ o del WA-5900 /24/. Estos equipos son, en general, lentos en el tiempo de adquisición de datos entre 5Hz y 1Hz y son voluminosos y pesados. Permiten estudiar en detalle el comportamiento de los sensores simulando las posibles condiciones de aplicaciones reales en condiciones de laboratorio. Especialmente en el caso de sensores embebidos en estructuras de material compuesto, existen todavía significativas incógnitas al respecto de su comportamiento en condiciones de humedad, en rangos amplios de temperaturas y estados de cargas multiaxiales /25/. El conocimiento del espectro óptico es imprescindible para un estudio profundo que tiene como objetivo

desarrollar guías y recomendaciones para las técnicas de medición y algoritmos de interpretación de las señales medidas con los FBGS.

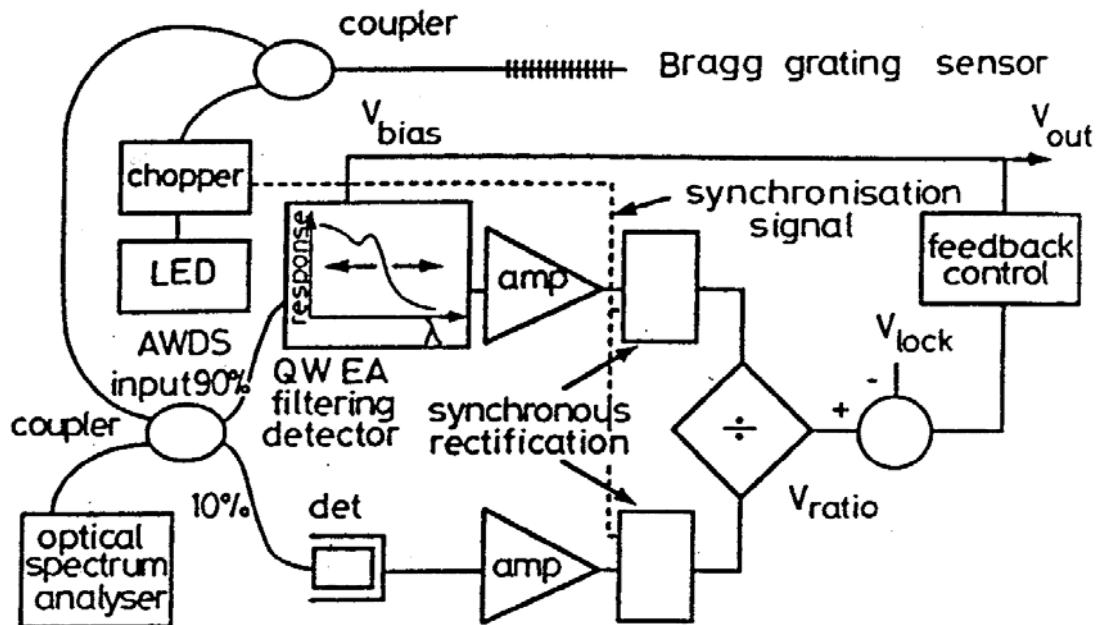


Figura 8: Sistema de medición de deformaciones mediante fibras ópticas con redes de Bragg y filtro sintonizable /3/

Con los conocimientos adquiridos en estudios en el laboratorio, se pueden usar equipos con menos prestaciones respecto de precisión y visualización del espectro, para medir en condiciones operativas en estructuras aeroespaciales y civiles.

Estos equipos pueden adquirir una mayor cantidad de datos por tiempo para evaluar la situación del estado de cargas (pero con menos precisión que los equipos de laboratorio). Equipos que destacan en esta línea son el Si425-200 /23/ el FBG-SLI /23/ el Si425-500 /23/, /11/, todos de la compañía MICRON OPTICS, el DSS de LUNA INNOVATIONS /26/, el OFSS II de Smart Fibers /10/ y /27/, el FSI de INSENSYS /12/ y el KFOS 1000 de Kayser-Threde /28/.

Estos equipos no permiten observar el espectro óptico del sensor, lo que tampoco es necesario para su campo de aplicación. Estos equipos son, en general, menos voluminosos y menos pesados que los equipos de laboratorio. Alguno de estos equipos son ya suficientemente pequeños y ligeros para embarcarlos en aviones y estructuras espaciales, como el equipo FSI de INSENSYS /12/, que pesa del orden de 1 kg, y el equipo OFSS II que ha sido integrado satisfactoriamente en una pala eólica para medir deformaciones en varios puntos de la pala en condiciones de servicio. El equipo KFOS 1000 ha sido calificado para aplicaciones espaciales dentro del proyecto del X-38 (vehículo reutilizable de la NASA). El equipo no utiliza elementos móviles porque está basado en un espectrómetro, trabaja en 800 nm y pesa en su versión

avanzada, 5kg (optimizable hasta 1,5kg), con unos dimensiones de 100x120x180 mm. Los equipos DSS de LUNA y el FSI de INSENSYS son equipos que utilizan la técnica de medir en el dominio del tiempo y de la frecuencia mientras los otros equipos miden en el dominio de frecuencias. Un resumen de las prestaciones de cada equipo contemplado en este estudio se puede ver en la tabla 1.

Equipo	Canales	FBGSs/ canal	Frecuencia de adquisición de datos Hz	Resolución pm	Espectro visible	Tipo de detección	Compañía
Si720	2	Espectro completo	0,5/ 5	0,25	sí	DF	Micron Optics
WA-5900		Espectro completo	1	0,5	Si	DF	EXFO
Si425-500	4	128	250	1	no	DF	Micron Optics
FBG-SLI	4	64	100	1	no	DF	Micron Optics
Si425-200	1	32	50	1	no	DF	Micron Optics
OFSSS II	4	64	100	0,8	No	DF	Smart Fibers
KFOS 1000	16	20	1000	5	No	DF	Kayser-Threde
FSI	1 o 4	100 con 2,5 m de distancia min. entre ellos	200 con 10 FBGS y 2000 con 1 FBGS	5	no	DT/DF	INSENSYS
DSS	3	1000 con 1 cm de distancia min. entre ellos	10	3,5	no	DT/DF	LUNA innovation

DF: dominio en la frecuencia, DT: dominio en el tiempo

**Tabla 1: Prestaciones de varios equipos del estado de arte para medir deformaciones y temperatura en una manera automatizada con FBGSs**

En las siguientes apartados se van a explicar brevemente tres equipos que son representativos para los diferentes equipos que se utilizan hoy en día para interrogar sensores tipo Bragg, y que son el equipo WA-5900 de EXFO de alta precisión y la posibilidad de visualizar el espectro, el OFSS II de Smart Fibers que utiliza un láser de barrido en el dominio de frecuencias, y el equipo embarcable FSI de INSENSYS que trabaja en el dominio del tiempo y de la frecuencia

### 2.1.1.2.1 Equipo EXFO WA-5900

El equipo de lectura de FBGSs WA-5900 combina un equipo de medición de la longitud óptica, un circulador óptico, un interruptor óptico y un reflector para calibrar el resultado. Como referencia se utiliza un láser de He-Ne, que garantiza la precisión en las mediciones. Un esquema del equipo se puede ver en la siguiente figura 9:

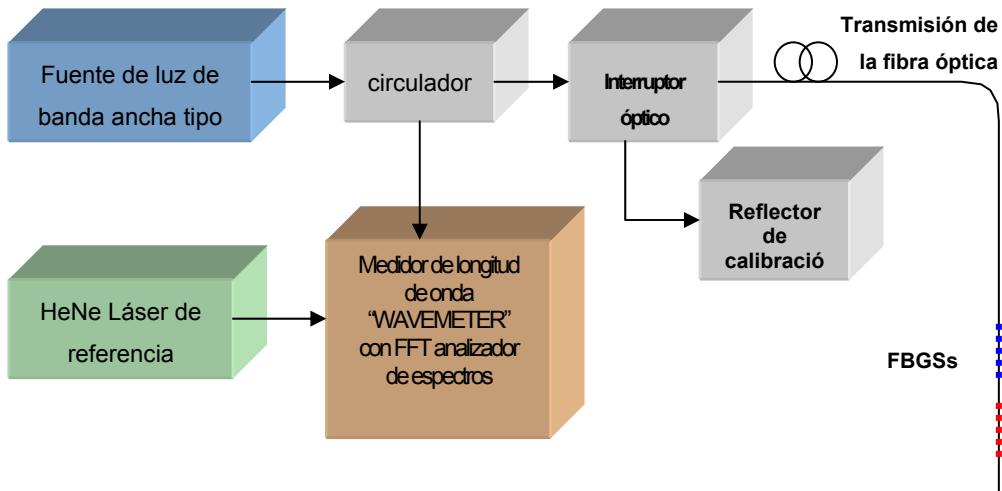


Figura 9: Esquema principal del funcionamiento del equipo WA-5900 de EXFO /24/

#### 2.1.1.2.2 Sistema OFSS II de Smart Fibers

El equipo de OFSS II de Smart Fibers utiliza un láser de barrido y una referencia óptica patentada llamada picoWave ®, para obtener una alta precisión y repetitividad de los resultados, figura 10.

El láser de barrido ofrece una potencia de la luz muy alta que permite un funcionamiento del sistema de lectura, aun en el caso de pérdidas ópticas altas por cables largos, varios conectores, soldaduras ópticas y microflexiones en la fibra óptica. La evaluación de los resultados y el almacenaje de los datos se realizan mediante un ordenador incorporado en el sistema.

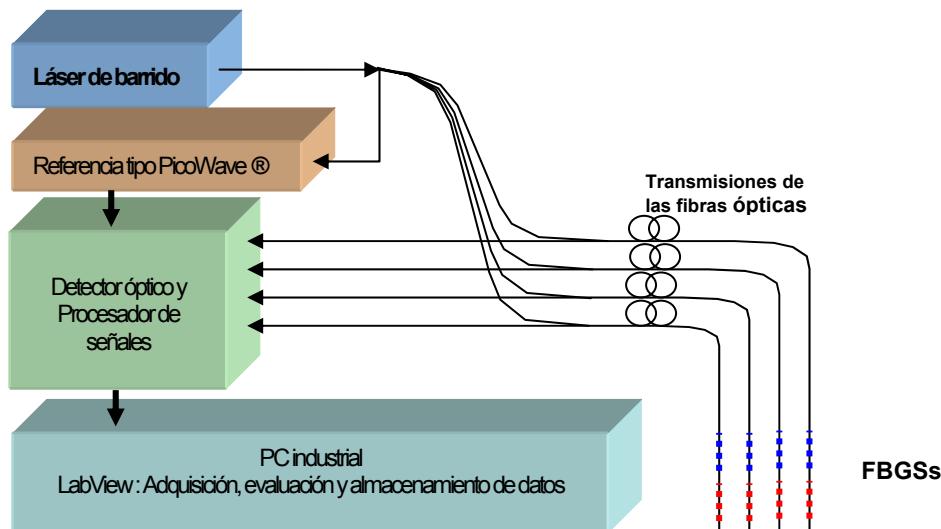


Figura 10. Esquema principal del sistema OFSS II de Smart Fibers /10/ y /27/ que utiliza un sistema con láser de barrido y referencia interna

### 2.1.1.2.3 Equipo FSI de INSENSYS

El sistema está compuesto por los componentes ópticos que iluminan la fibra óptica, los elementos que interrogan las señales reflejadas de los sensores de Bragg y un controlador de tiempo. Este equipo utiliza varios sensores tipo Bragg de baja reflectividad (un 4%), que pueden reflejar la misma longitud de onda. Una parte de la luz de la misma frecuencia está reflejada en el sensor, pero otra parte suficientemente grande pasa por la fibra óptica al siguiente sensor con la misma frecuencia donde estará reflejada parcialmente también. La distancia en el tiempo que ha ocurrido mientras que la luz estaba pasando por el primer sensor y el siguiente es utilizada para diferenciar entre el resultado de uno y otro sensor. Un esquema principal del funcionamiento del equipo se muestra en la figura 11.

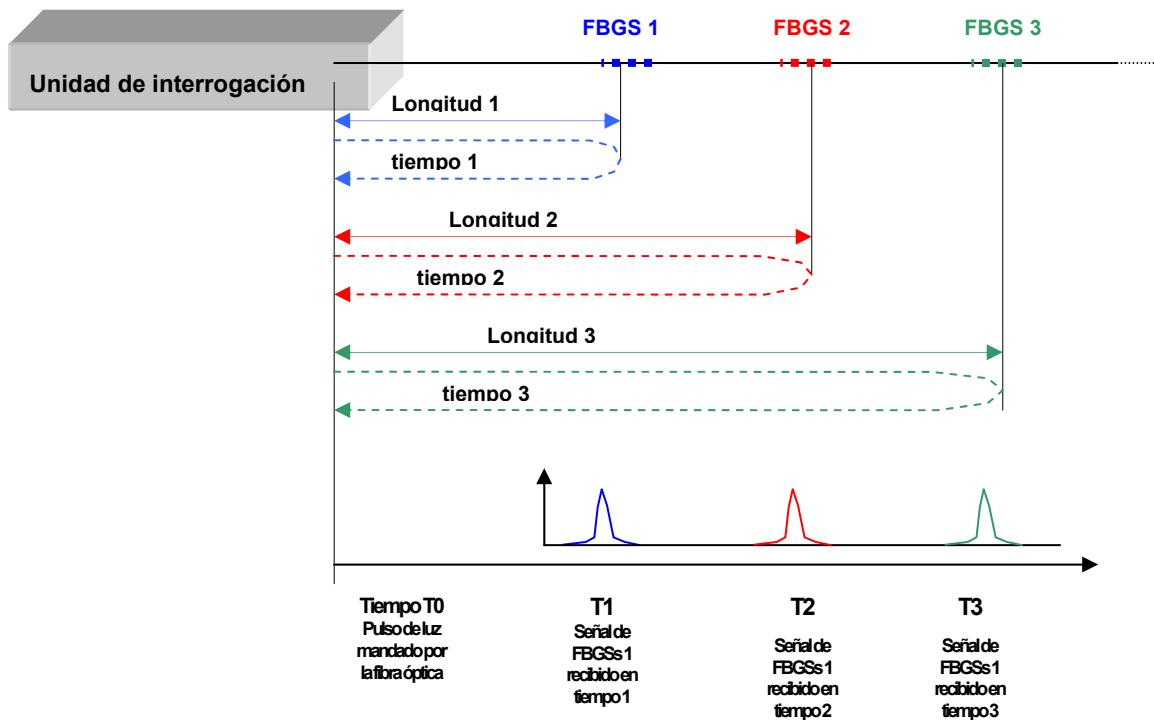


Figura 11. Esquema principal del sistema FSI de INSENSYS /12/ que utiliza un sistema en el dominio del tiempo midiendo el tiempo transcurrido entre un sensor y otro y evaluando la señal una tras otra en el dominio de frecuencias

El utilizar todos los FBGSs con la misma longitud de onda, o grupos con varios, tiene la ventaja de que es posible meter más sensores en la misma fibra óptica que en los sistemas de dominio de la frecuencia. Esto se basa en el hecho de que cada sensor necesita un determinado espacio en la banda de longitudes de onda que puede ser del orden de  $\pm 5$  nm en el caso de unos  $\pm 5000$  microdeformaciones. Dando un margen de unos 1,5 nm en cada lado de la banda para evitar que una señal se superponga con la

otra, se necesita una banda de unos 13 nm por cada sensor. La banda aprovechable en equipos de interrogación es, normalmente, entre 1520 nm y 1570 nm siendo unos 50 nm de espacio aprovechable para todos los sensores. Este significa que no se pueden meter más de cuatro sensores de deformación en una fibra si el campo de medición está en el orden de  $\pm 5000$  microdeformaciones. Si se quieren medir deformaciones de  $\pm 10000$  microdeformaciones, se puede medir sólamente con dos sensores por canal.

En el caso de sistemas que operan en el dominio de tiempo, se pueden meter muchos más sensores en una fibra óptica porque se utiliza varias veces la misma longitud de onda para distintos sensores de Bragg, pero se diferencian por el tiempo que ha transcurrido cuando la luz ha pasado por uno y el otro. La unidad de interrogación de los sensores necesita para esto un reloj interno muy exacto que mide el tiempo entre la señal enviada por la fibra óptica y la señal reflejada. Con esta información se sabe que sensor está en cada punto. El sistema necesita un espacio mínimo entre los sensores que permiten que haya transcurrido suficientemente tiempo para la evaluación de los datos de cada sensor antes de que llegue la siguiente señal.

La detección de la longitud de onda del pico reflejado está basada en elementos óptico-electrónicos sólidos de una matriz de foto detectores, que analizan todo el espectro óptico en paralelo. El equipo es por esto muy compacto con unas medidas de 200x200x60 mm con un peso de 1,2 kg lo que les hace ser embarcable en aviones y vehículos espaciales.

### **2.1.2 Sensores interferométricos**

Los sistemas interferométricos resultan atractivos por su alta sensibilidad. Sin embargo, los problemas inherentes a que la señal que proporcionan sea periódica y esté sujeta a fluctuaciones ambientales hacen necesario un sistema de medida de gran complejidad. Otro inconveniente asociado a todo sensor, y especialmente relevante en sensores interferométricos, es la presencia de varios parámetros, generalmente dependientes entre sí, en la medida /29/. Existen varios tipos de sistemas interferométricos para medir deformaciones. Las más conocidos son los sensores Fabry- Perot, los sistemas Mach- Zehnder y los sistemas tipo Michelson, figura 12.

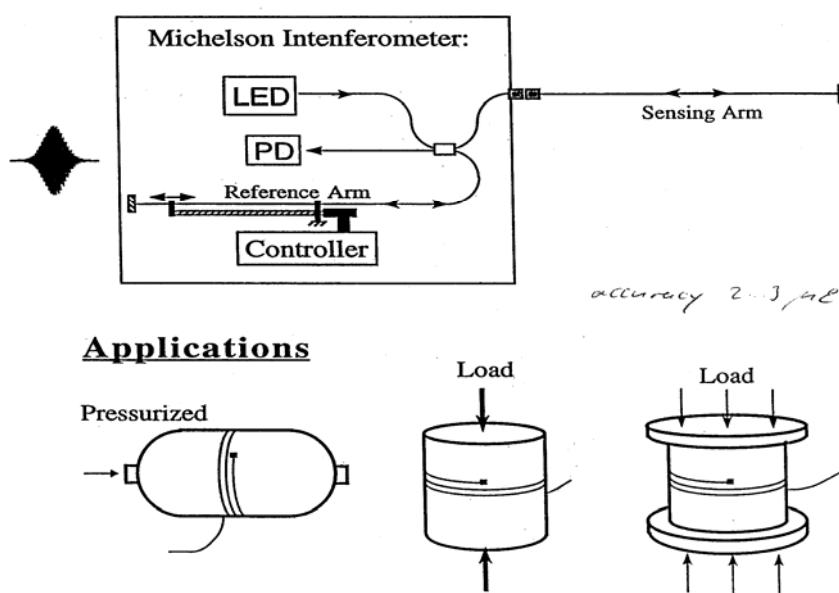
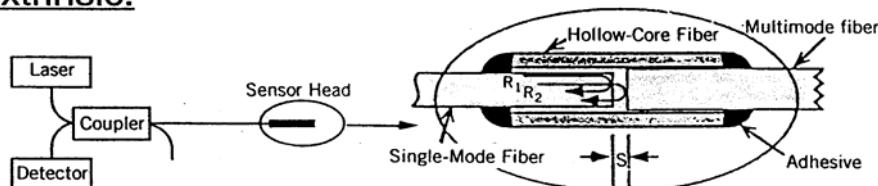


Figura 12: Interferómetro tipo Michelson para medir deformaciones en vasijas de presión y columnas /3/

Una vista general de un sistema interferométrico de medición de deformaciones con sensores de fibra óptica del tipo Fabry-Perot está expuesto en la figura 13. Los sensores tipo Fabry- Perot pueden ser extrínsecos o intrínsecos. Los sensores extrínsecos consisten en una cavidad en cuyos extremos se sitúan dos fibras ópticas enfrentadas. Si la cavidad se deforma se modifica la distancia entre las fibras y así la fase de la onda reflejada cambia. Los sensores intrínsecos están formados por un trozo corto de fibra en cuyos extremos libres se aplica un material con propiedades especulares; si se modifica la distancia entre los dos espejos por el cambio de temperatura o deformaciones, la fase de la onda reflejada cambia.

### ● Extrinsic:



### ● Intrinsic:

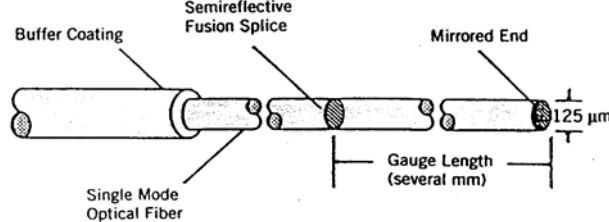
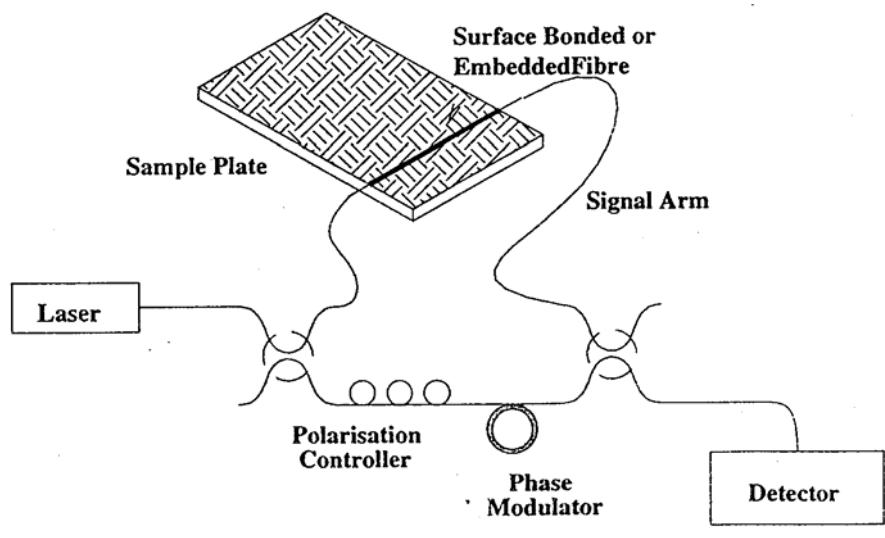


Figura 13: Sistema interferométrico de medida de deformaciones tipo Fabry- Perot /3/

Los sensores del tipo Fabry-Perot, tanto los extrínsecos como los intrínsecos, son muy sensibles. Se ha conseguido integrar con éxito sensores de ambos tipos en estructuras de material compuesto, demostrándose que los sensores Fabry-Perot intrínsecos sobreviven mejor al proceso de fabricación de estructuras (en particular, a la etapa de curado), soportan mejor las deformaciones y no se deforman tanto como los sensores extrínsecos /3/. Sensores extrínsecos tipo Fabry Perot han sido embebido satisfactoriamente en laminados de material compuesto con el fin de medir temperaturas /26/ y han sido embebidos en un ala para ensayos en vuelo para medir deformaciones /30/.

Otro tipo de sistema interferométrico para la medida de deformaciones es el interferómetro de Michelson. Empleando este interferómetro es posible medir deformaciones medias en una zona muy amplia. Este sistema se utiliza con éxito en la medición de las deformaciones de vasijas de presión, columnas y revestimientos. En la práctica, aparecen problemas relacionados con la influencia de la temperatura en el sensor, que es importante al ser su longitud la longitud total de la fibra óptica desde el controlador hasta su extremo libre.



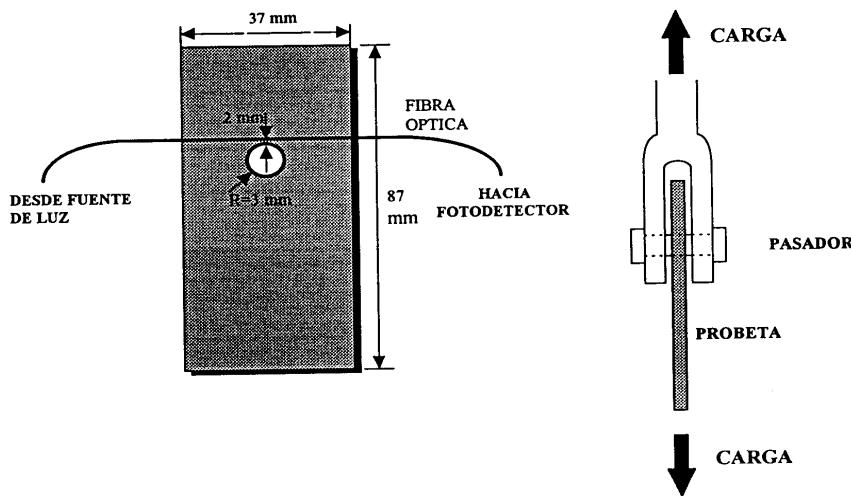
**Figura 14:** Interferómetro tipo Mach- Zehnder para medir deformaciones /31/

Un sistema interferométrico del tipo Mach-Zehnder funciona normalmente con una fuente de luz láser de He-Ne, acopladores ópticos direcciones (3 dB) para la división y recombinación del haz, sendos caminos ópticos constituidos por dos segmentos de la fibra óptica monomodo embebida en la estructura, y un fotodiodo detector en una de

las salidas con la electrónica asociada de amplificación y acondicionamiento de señal. La alta sensibilidad del sensor interferométrico y la complejidad del sistema de medida hacen que para la verificación de los resultados obtenidos se precise del establecimiento de unos mecanismos adecuados al tipo de parámetro de medida. La temperatura es un parámetro relevante tanto para la monitorización de procesos de fabricación del material, como por su gran influencia en la medida de otros parámetros /29/. En la figura 14 se puede ver un sistema interferómetrico tipo Mach-Zehnder para monitorizar deformaciones en la estructura, /31/ y /32/.

### 2.1.3 Otros tipos de sensores de fibra óptica

Un sistema económico y sencillo consiste en emplear directamente la fibra óptica como sensor. Se puede utilizar la fibra como guía de luz. Por consiguiente, si la fibra se integra en una estructura y la estructura se rompe en una zona donde se encuentra la fibra, está también se romperá, cortando, por lo tanto, la transmisión de luz /4/. Mediante el empleo de redes de fibras ópticas en estructuras se puede, por lo tanto, medir severos daños por impacto, delaminaciones, despegues de rigidizadores o remaches, etc. En los ensayos que se van a describir en el párrafo 6.1 se observará que las fibras ópticas rompen en ensayos de tracción normalmente en el momento cuando se rompa el material huésped, pero no antes. Por lo tanto, esta técnica es sólamente aplicable a daños catastróficos o muy severos.



**Figura 15:** Medición del inicio del daño en una estructura de material compuesto a través de la atenuación de la luz /4/

Otra posibilidad consiste en utilizar la propia fibra óptica como sensor para la medida cualitativa de deformaciones. En esta técnica directa se coloca una fibra óptica en las

proximidades de un agujero, por ejemplo, según el esquema que se muestra en la figura 15. La fibra se doblará siguiendo la deformación del material compuesto y, debido a estas microflexiones, la cantidad de luz transmitida por la fibra disminuirá. Se produce un aumento espectacular de microflexiones en la fibra cuando empiezan a aparecer las microdelaminaciones que preceden al fallo de la unión. Midiendo la atenuación de la señal en cada momento, se puede detectar la aparición de daño, si se conoce la relación entre la atenuación y la carga aplicada /4/.

## 2.2 MONITORIZACIÓN DE LA DEFORMACIÓN ESTRUCTURAL

Los aviones modernos son sistemas de alta complejidad, compuestos de una gran cantidad de sistemas electrónicos, hidráulicos y de propulsión, así como de una estructura de muy bajo peso, pero de alta rigidez, que tiene que soportar condiciones de carga muy severas. Para garantizar una alta viabilidad estructural de los aviones se necesita un programa de mantenimiento muy extenso. La mayor parte del mantenimiento está relacionado con la monitorización. Sólo una pequeña parte es y debería ser de reparación /33/, /34/. La monitorización de los aviones se realiza hoy en día en casi todas las flotas en tierra, con sistemas muy costosos de ensayos no destructivos (NDT), en intervalos prescritos y a tiempos fijos.

Los intervalos fijos de mantenimiento están basados normalmente en condiciones muy severas de vuelo. No todos los aviones están sometidos a todas las cargas, y éstas no son siempre tan severas. Por eso se han integrado ya hace unas décadas, en algunos aviones, sistemas de monitorización de cargas mediante mediciones de las aceleraciones (contadores de g) /35/. En aviones más modernos se integran adicionalmente, desde los años 80, sensores extensométricos que miden las cargas estructurales en varios puntos clave del avión. Con las cargas medidas, se pueden adaptar los intervalos de mantenimiento a cada avión individualmente según su estado de fatiga propio. Estos sistemas todavía son sólo capaces de monitorizar el estado de fatiga, pero no son capaces de determinar si de hecho existen ya inicios de fallos en la estructura que harían necesario un mantenimiento o una reparación.

## 2.2.1 Monitorización de deformaciones estructurales mediante galgas extensométricas

En la actualidad, para la monitorización de cargas en aviones militares se utiliza, fundamentalmente, sensores eléctricos tipo galgas extensométricas. Estos sensores han demostrado su funcionamiento en múltiples aplicaciones y aviones a lo largo de unas dos o tres décadas, pero han puesto también de manifiesto los problemas que causan los sensores eléctricos en ámbitos con potentes fuentes electromagnéticas y en ambientes húmedos. Para los aviones futuros y los vehículos espaciales reutilizables, se está planteando la posibilidad de utilizar sensores ópticos para la monitorización de cargas y detección de daño.

En este apartado se comentarán algunos ejemplos de casos actuales de monitorización mediante galgas extensométricas, para mostrar, por una parte, el estado del arte y, por otra parte, campos de posibles aplicaciones en el próximo futuro. Posteriormente, se darán algunos datos sobre aplicaciones experimentales de la monitorización de cargas y temperaturas mediante sensores ópticos tipo Bragg.

La monitorización de la fatiga mediante galgas extensométricas pegadas en zonas críticas está siendo utilizada en muchos aviones de combate y de transporte militar hoy en día. La cantidad de sensores utilizados varía dependiendo de la necesidad de información, pero también de la filosofía de la monitorización estructural en los distintos países. A continuación, se citan ejemplos de aviones de combate y la cantidad de sensores aplicados:

- Harrier II /35/: 16 galgas extensométricas
- EF2000 /35/, /36/: versión con 10 o 16 galgas extensométricas
- CF-188: 7 galgas extensométricas /37/;
- F-16 de la RNLAF, con 5 galgas extensométricas /38/.
- CC130 (Hercules): versión con 5 ó 8 galgas extensométricas /39/.
- B-1B /40/: 6 galgas extensométricas y 30 sensores.

Para profundizar aún más en la importancia actual de este tipo de sistemas, se comenta el dispositivo actual de monitorización de deformación utilizado en el avión de combate Harrier, en el EF2000, en sus versiones británica y española, una visión global de un avión de transporte el CC130 (Hercules) y el bombardeo B-1B.

### 2.2.1.1 Harrier II

El Harrier II está equipado con 16 sensores extensométricos aplicados en puntos críticos de interés en la estructura del avión, figura 16. Además, para la monitorización estructural existen varios canales de datos paramétricos del vuelo.

El sistema puede ser equipado para monitorizar más zonas todavía. Las medidas de los sensores extensométricos y los parámetros del vuelo se procesan en un ordenador, el Fatigue Monitoring Computer (FMC). Este ordenador constantemente calcula el estado de fatiga de la estructura. En tierra, el ordenador ofrece los datos de fatiga de los distintos componentes, los parámetros del vuelo y perfiles de fatiga. Estos datos se calculan en el vuelo en intervalos fijos, que dependen de la severidad del vuelo. El análisis en el vuelo puede ser ampliado con un equipo de memoria de 16 Mb. Esta memoria ofrece la grabación de varios datos de deformación estructural y parámetros, que se pueden procesar una vez aterrizado, adicionalmente a los datos ya procesados en el vuelo.

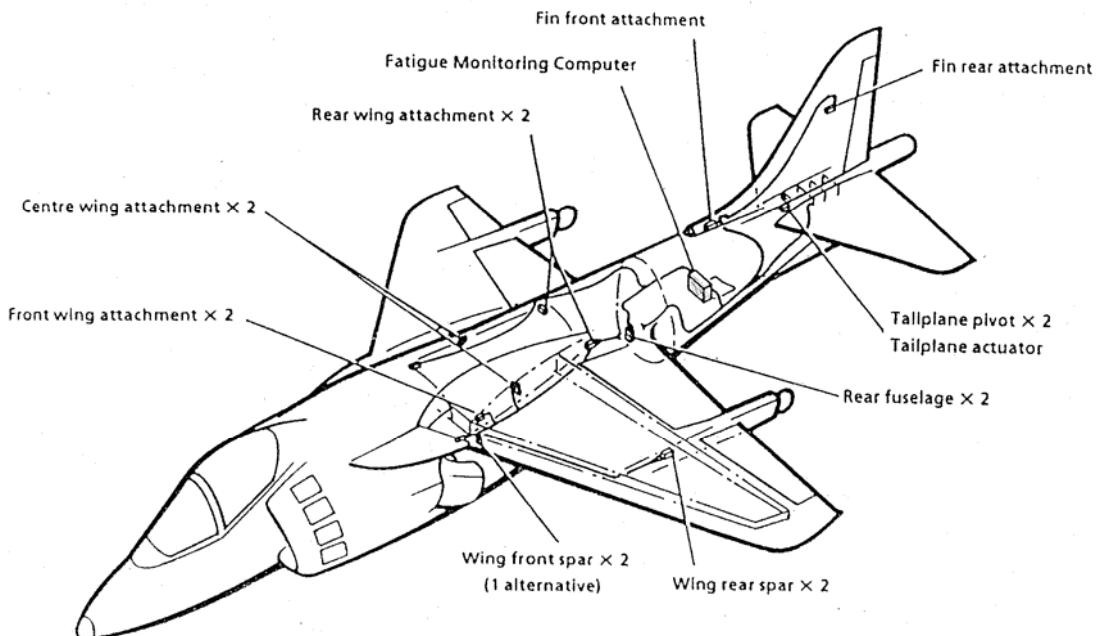


Figura 16: Monitorización de la salud estructural con galgas extensométricas en el Harrier II,  
/35/

### 2.2.1.2 EF2000

El Eurofighter EF2000 existe en dos distintas versiones con respecto al sistema de monitorización de fatiga: la versión básica y la versión nacional para Reino Unido y España.

La versión básica es un sistema indirecto que utiliza una gran cantidad de algoritmos para calcular la fatiga en diez puntos de la estructura a través de parámetros del vuelo. El desarrollo de los algoritmos ha sido muy complejo. El cálculo de los esfuerzos en los puntos de monitorización y de fatiga estructural se realiza mediante una base de datos en la que están almacenados un gran número de modelos de FEM y ensayos de fatiga, que se han realizado anteriormente. La cantidad de datos procesados es 350 veces mayor a la del avión Tornado.

La versión nacional para el Reino Unido y España consiste en un sistema directo, que aplica 16 galgas extensométricas, figura 17. El avión está equipado con un ordenador central, que calcula el estado de la fatiga en tiempo real en el vuelo. Además, existe una memoria de almacenamiento de datos para reanalisar los cálculos en tierra para investigaciones especiales. El cálculo de la fatiga se realiza igual que en el sistema indirecto con datos procedentes de una base de ensayos a fatiga y modelos de FEM.

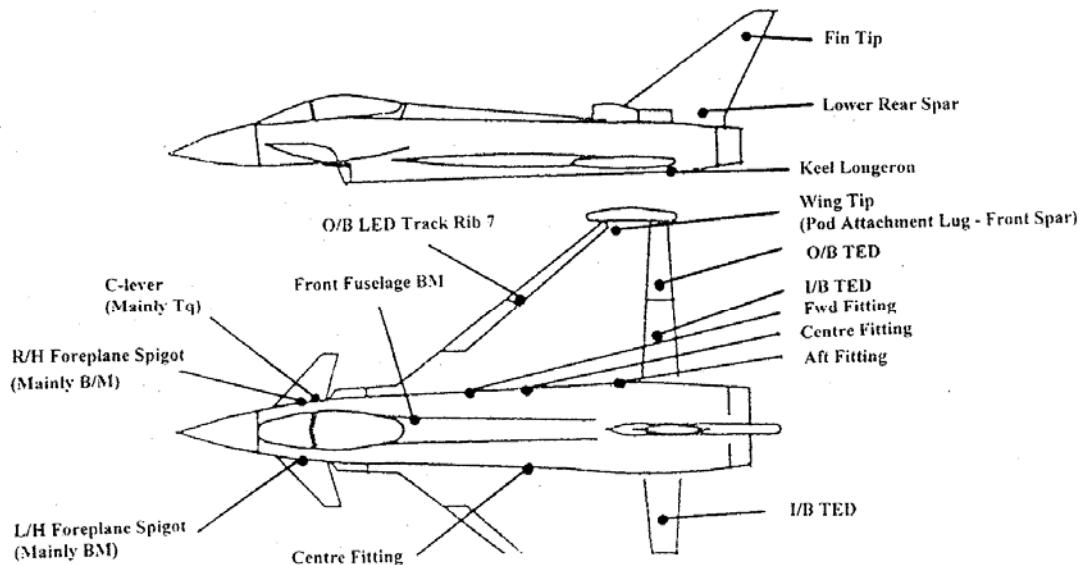


Figura 17: Monitorización de la salud estructural en 16 puntos mediante galgas extensométricas, sistema directo de Inglaterra y España, /35/

### **2.2.1.3 CC130 (Hercules)**

El avión de transporte CC130 (Hercules) de las fuerzas aéreas de Canadá está equipado con 5 o, en otra versión, con 8 galgas extensométricas aplicadas en el ala central, el ala exterior, el fuselaje, el estabilizador vertical y el estabilizador horizontal. Los datos de las galgas están evaluados mediante funciones de transferencia obtenidos por modelos FEM, para obtener los esfuerzos reales en varios componentes de la zona. Con un módulo de mecánica de fractura, derivada de ensayos de durabilidad y tolerancia al daño, se evalúa el estado de las grietas. El avión está equipado con otros módulos, el “usage severity” y el “individual aircraft tracking module”. Con los resultados de todos los módulos se evalúan las cargas que puede aguantar cada avión en las próximas utilizaciones /39/.

### **2.2.1.4 B-1B**

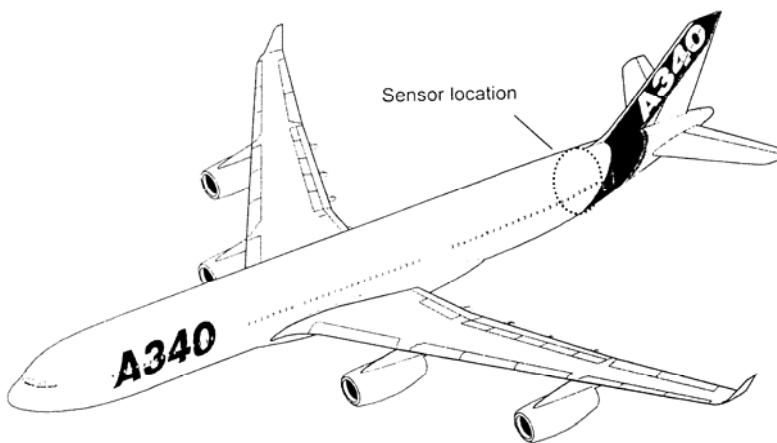
El B-1B es la primera flota de aviones de los EEUU en que cada avión está equipado con un sistema de monitorización de las cargas de vuelo y un número significativo de parámetros de vuelo, 6 galgas extensométricas y 30 sensores. Tres galgas están pegadas al estabilizador, una al actuador del ala móvil, una al revestimiento del ala y una al larguero del fuselaje. La importancia de sistemas de aviso en estados tempranos de severidad de uso es de alta importancia en este avión. Cambios en los procedimientos operacionales pueden ser implementados para aliviar potenciales problemas antes de ser críticos y para que los ingenieros tengan tiempo de preparar ensayos, hacer análisis y desarrollar procedimientos de inspecciones y modificaciones estructurales necesarias /40/.

## **2.2.2 Monitorización de deformaciones mediante sensores de Bragg en estructuras aeronáuticas**

Los FBGS tienen grandes ventajas para su aplicación en la monitorización de la deformación estructural. Debido a sus reducidos diámetro y peso, los FBGS son poco intrusivos, insensibles a fuentes electromagnéticas y ofrecen la posibilidad de tener varios sensores dentro de la misma fibra óptica (multiplexado). Al no necesitar ser calibrados antes de las mediciones, los FBGS resultan muy interesantes para la monitorización de deformaciones en ensayos de larga duración en estructuras aeronáuticas y de ingeniería civil. Los FBGSs pueden sustituir en muchas áreas a las galgas extensométricas óhmicas, que son el medio empleado hoy en día para este tipo de mediciones. Esto es cierto no solo en diferentes campos de la ingeniería, por

ejemplo en la ingeniería civil para monitorizar puentes o centrales eólicas /41/, /42/; y en la ingeniería naval para monitorizar cargas mecánicas estructurales en barcos hechos de material compuesto de altas prestaciones /43/ pero también en estructuras aeronáuticas donde más lentamente se está produciendo la implementación de los sensores de Bragg, con el fin de monitorizar cargas y poder evaluar la vida restante de la estructura. En ensayos de larga duración, por ejemplo en una cuaderna de un avión tipo F-18, se ha demostrado que los FBGS empleados han sido operativos durante toda la vida operativa simulada, mientras que las galgas extensométricas fallaban a menudo mucho antes de cumplir los ciclos de ensayos /44/.

Actualmente no se ha encontrado ningún caso en cual se usen FBGSs para la monitorización de deformaciones en vehículos aeronáuticos en servicio, aunque su aplicabilidad se está comprobando ya a nivel de ensayos en vuelo como en el caso de los Airbus A340-600 en una estructura de material compuesto /45/.



**Figure 18: Localización de sensores FBG en los ensayos en vuelo del avión Airbus A340-600 /45/**

El Airbus 340-600 es una variante del Airbus A340-300 (tetramotor de gran radio de acción) pero con mayor capacidad de pasajeros y mayor radio de acción. Un total de tres aeronaves se han utilizado para evaluaciones en vuelo, necesarias para la validación de las cargas sobre la aeronave. Las medidas de los ensayos en vuelo requieren la instalación de galgas extensométricas en todos los elementos de interés, habiéndose colocado, junto con la instalación de galgas extensométricas, sensores de redes de Bragg grabadas en fibras ópticas en lugares específicos sobre el fuselaje (figura 18). De este modo, ocho sensores de deformación y seis sensores de temperatura se han instalado en una sola fibra. Los sensores de temperatura se han utilizado para separar la componente de temperatura de la medida de la deformación

mecánica. Los sensores de deformación se colocaron paralelamente a galgas extensométricas de forma que las medidas pueden compararse directamente, habiéndose montado sensores tanto sobre los larguerillos como sobre las placas de revestimiento. Durante los ensayos en tierra la carga mecánica se aplicó en escalones de carga de una magnitud muy baja con deformaciones de solo 7 microdeformaciones en cada escalón y un máximo de unas 50 microdeformaciones. La resolución del equipo de medida utilizado fue del orden de una microdeformación, lo que permitió gestionar estos pequeños escalones de carga. Los resultados obtenidos con los sensores de redes de Bragg en comparación con la galgas extensométricas mostraron una excelente consistencia.

Los ensayos de campo demostraron un gran potencial para los sensores FBG, pero aún quedan numerosos desafíos que vencer, como conocer muy en detalle su comportamiento como sensor y su impacto en las propiedades mecánicas de su estructura huésped en todas las condiciones medioambientales y de fatiga de la vida operativa, para alcanzar una aplicación generalizada de los sensores FBG en estructuras de aviones comerciales.

### **2.2.3 Monitorización de deformaciones mediante sensores de Bragg en estructuras espaciales**

En vehículos espaciales existen ya varios desarrollos muy avanzados para su futura aplicación en vuelo de sistemas de supervisión de la salud estructural utilizando sensores de Bragg, donde se puede destacar el modulo de rescate de la estación espacial internacional (ISS), X-38, /46/, el sistema de monitorización de la salud estructural del vehículo espacial reutilizable DC-XA /47/ o las actividades en el desarrollo del futuro vehículo reutilizable de la ESA /48/.

La reutilización real de los lanzadores futuros requiere el mantenimiento de la operatividad mediante la monitorización de las cargas de operación, de manera similar a los aviones más modernos. Los sistemas espaciales tienen que soportar las cargas mecánicas y térmicas, con requisitos muy exigentes de eficiencia respecto del peso; tales condiciones límite conducen a sistemas de supervisión altamente integrados, miniaturizados y con márgenes de seguridad reducidos. Debido a las cargas que se presentan, en el límite de las posibilidades físicas, muchos componentes y subsistemas de RLV están afectados por altas degradaciones y probabilidades de fallo.

En términos de una filosofía adecuada de tolerancia al daño, se asume que los defectos iniciales en las estructuras están localizados en las áreas de mayor tensión y orientación más desfavorable. Considerando varios estudios de la NASA en experiencias de larga duración, Graue et al. /46/, encontraron que resulta evidente que los sistemas de monitorización de la salud estructural pueden proporcionar grandes beneficios para reducir el coste de los lanzadores reutilizables futuros, ya que los costes de mantenimiento rutinarios dominan los costes totales del ciclo operativo. No obstante, y a partir de los desarrollos recientes en aviones, helicópteros o plantas de energía nuclear, se conocen los límites más significativos que deben tenerse en cuenta, pero también las ventajas que los compensan, en términos de tiempo potencial y ahorros en el coste.

### **2.2.3.1 DC-XA**

La justificación para la supervisión de la salud estructural sobre aeronaves es igualmente aplicable a una flota de vehículos lanzadores reutilizables, razón por la que la NASA decidió financiar el desarrollo y demostración de capacidades avanzadas de supervisión de la salud estructural para el vehículo reutilizable NASA/McDonald Douglas Delta Clipper- Experimental Advanced (DC-XA) /47/. Este vehículo de despegue y aterrizaje vertical (VTVL) se ha desarrollado como un demostrador tecnológico avanzado de tipo SSTO (single stage to orbit). El sistema de supervisión estructural se demostró exitoso en 1996 durante los vuelos de prueba del DC-XA, empleándose para apoyar una puesta en servicio del vehículo entre misiones y proporcionar una mejor comprensión de los componentes avanzados estructurales del DC-XA, incluyendo un tanque de hidrógeno líquido y una estructura intertanque, ambas de material compuesto, así como el tanque de oxígeno líquido realizado en Al-Li, aluminio -litio.

El desarrollo del sistema de supervisión estructural del Delta Clipper requirió la selección e integración de sensores convencionales y de fibra óptica, el desarrollo de un interrogador multicanal avanzado para sensores de fibra óptica, la investigación de métodos de instalación de los sensores y el desarrollo de algoritmos de análisis de los datos de salud estructural y su visualización.

La disposición física del equipo de supervisión estructural del DC-XA y comunicaciones asociadas durante los ensayos en vuelo se representa en la figura 19. Los sensores de deformación y temperatura basados en fibra óptica y colocados adyacentes a los sensores convencionales sobre el tanque de hidrógeno líquido

realizado en material compuesto, fueron supervisados mediante un cordón umbilical de fibra óptica hasta el momento de despegue. Los datos de la fibra óptica fueron interrogados, convertidos en temperatura y deformación y transmitidos digitalmente hasta el sistema remoto de supervisión de salud estructural mediante una fibra de telecomunicaciones de seis kilómetros de longitud empleando un interrogador diseñado por McDonald Douglas y situado en un camión próximo a la plataforma de lanzamiento. La resolución del interrogador era de unas  $\pm 22$  microdeformaciones a una frecuencia de muestreo de 1000 Hz o  $\pm 3$  microdeformaciones a una frecuencia de muestreo de 50 Hz con un intervalo de mediad de  $\pm 5000$  microdeformaciones.

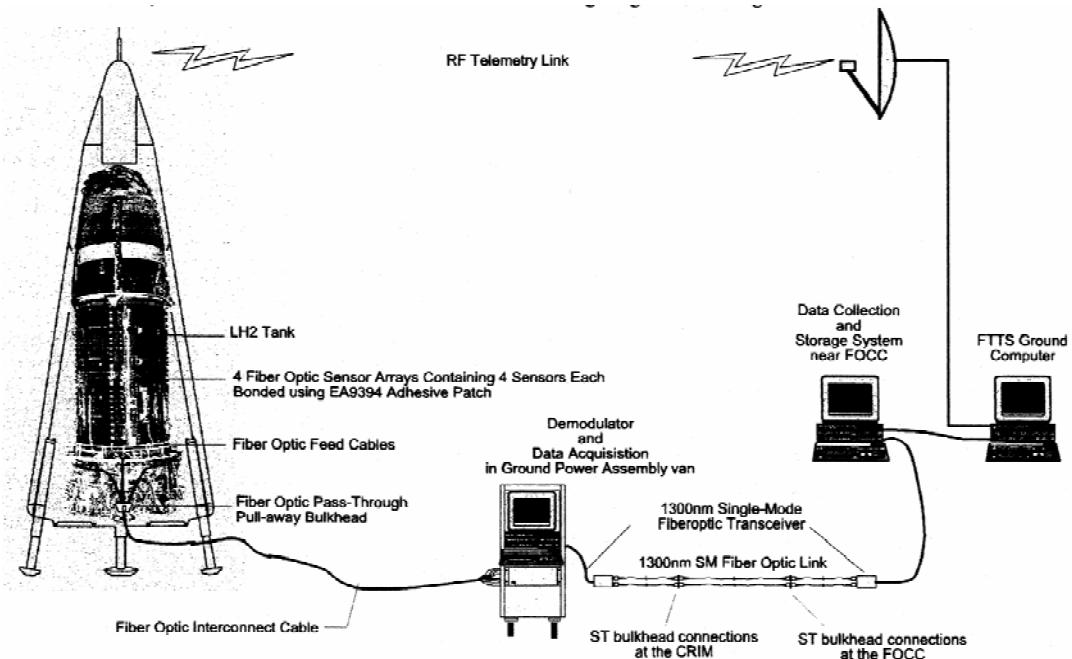


Figure 19. Configuración de sistema de supervisión estructural del DC-XA /47/

Los sensores de tipo red de Bragg estaban grabados en fibras ópticas revestidas de poliimida, Pi, y montados superficialmente para eliminar potenciales conflictos con la fabricación del tanque y/o requisitos de utilaje de montaje. Los sensores fueron adheridos en parches de adhesivo en película AF163-2 y curada a 65°C sobre el tanque mismo. Este adhesivo transparente resulta fácil de aplicar pero presentó problemas debido a la formación de micro burbujas. Otras parches posibles realizados con preimpregnado IM7/8552 (idéntico material al de la estructura del tanque) o adhesivo film FM-300 no se utilizaron debido a la necesidad de curado a temperaturas de 180°C, lo que podría degradar localmente la estructura del tanque.

Los sensores de temperatura y de deformación se colocaron a lo largo de cuatro "meridianos" verticales, y aproximadamente en la mitad de cada cuadrante sobre los

tanques de LH<sub>2</sub> y LO<sub>2</sub> y el intertanque, como se muestra en la figura 20. Un total de 16 sensores de deformación y temperatura grabados en fibra óptica se instalaron junto a sensores convencionales sobre los laterales del tanque de LH<sub>2</sub>. Los sensores de fibra óptica se dispusieron en forma de cuatro líneas (fibras) de sensores de Bragg; con cuatro sensores en cada línea (fibra). El cuarto sensor, situado en el extremo superior, se aisló de deformaciones mecánicas colocándolo en el interior de un tubo de teflón y empleándose, por tanto, como sensor de temperatura.

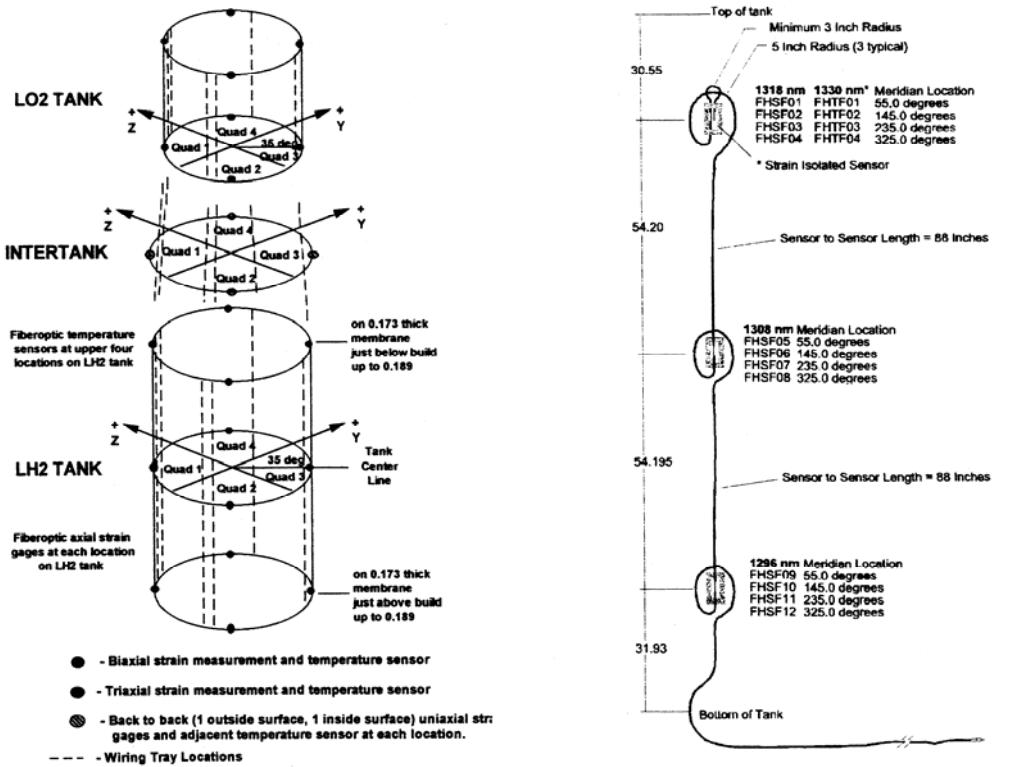


Figure 20: Izq.: Situación de los sensor de supervisión estructural. dcha.: Configuración de una línea de fibra óptica /47/

El sistema demostró ser fiable y robusto bajo un amplio intervalo de condiciones medioambientales y de vuelo. La capacidad del sistema para proporcionar rápidamente medidas de calidad y con un formato gráfico de fácil comprensión quedó ampliamente demostrado. Los métodos de instalación de los sensores de fibra óptica demostrados en este programa fueron similares a las técnicas de reparación de campo y probaron ser simples y eficaces.

El conector óptico umbilical resultó ser un eslabón débil en este programa y planteó la necesidad de un diseño completamente nuevo. La solución definitiva de este problema es miniaturizar y proteger el interrogador de la fibra óptica que pueda volar a bordo del vehículo.

### 2.2.3.2 X-38

El proyecto X-38, consta de una serie de cinco vehículos para investigar tecnologías que permitan construir y operar un vehículo de retorno para la tripulación de una estación espacial. El vehículo de retorno de tripulación sin alas cuando fuera operativo, sería la primera espacionave humana reutilizable en ser construida en más de dos décadas. Tres X-38 están sirviendo como demostradores en el programa de desarrollo siendo el NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, Calif., el lugar para el programa de prueba de vuelo atmosférico. Un cuarto vehículo será validado para operaciones espaciales y utilizado para evaluar el diseño del X-38 al ser lanzado desde una lanzadera espacial en orbita para su retorna a tierra.

El X-38 emplea una tecnología de la supervisión estructural basada en la medida de deformación y temperatura. Variaciones en la distribuciones de esfuerzos pueden correlacionarse con variaciones debidas a la formación y/o propagación de grietas, fatiga, etc.. Graue et al. /46/ y /28/ han desarrollado una red basada en fibra óptica capaz de medir deformación y temperatura sobre parte de una cuaderna realizada en aleación de aluminio. La configuración utilizada permite 12 puntos de medida (8 sensores de deformación y 4 de temperatura), pero pudiera aumentarse hasta 50 y más. La caja para el procesado de señal pesa 5,6 kg y mide 220x220x145 mm.

### 2.2.3.3 X-33

El 2 de Julio de 1996 la NASA seleccionó a Lockheed Martin para diseñar construir y volar el denominado X-33 Advanced Technology Demonstrator. Este vehículo de escala 1:2 se caracterizaba por presentar un concepto de fuselaje sustentador, un nuevo motor cohete de tecnología "aerospike" y un sistema de protección térmico metálico reforzado. Se esperaba que demostrara en vuelo las nuevas tecnologías necesarias para un vehículo lanzador reutilizable, figura 21.

Este vehículo está equipado con un sistema basado en sensores de fibra óptica para la medida de temperatura y deformación de los tanques de oxígeno y hidrógeno líquidos. En total, se emplearon 16 fibras ópticas pegadas a la superficie, con 20 sensores basados en redes de Bragg por cada fibra, para realizar medidas de deformación, temperatura y hidrógeno. La temperatura se midió mediante dispersión de Raman, utilizando fibra óptica multimodo funcionando como un sensor distribuido, (Melvin et al /48/).

En una primera aproximación, el X-33 se instrumentó también con un sensor de hidrógeno gaseoso basado en redes de Bragg grabadas en fibras ópticas. Las principales ventajas de un sistema basados en fibras ópticas son la característica del multiplexado y la ausencia de cableado eléctrico en un medio ambiente de hidrógeno (ausencia de chispas). Las redes de Bragg se adhieren a paladio, que sufre deformación debido al hidrógeno que absorbe. Los sensores distribuidos a lo largo de una única fibra se interrogan mediante un espectrómetro o una fuente láser sintonizable. En un posterior desarrollo los sensores de hidrógeno basados en redes de Bragg sobre fibra óptica se han reemplazado por 20 sensores microelectrónicos de estado sólido, capaces de detectar hidrógeno independientemente del oxígeno ambiental, (Bickford et al. /49/).

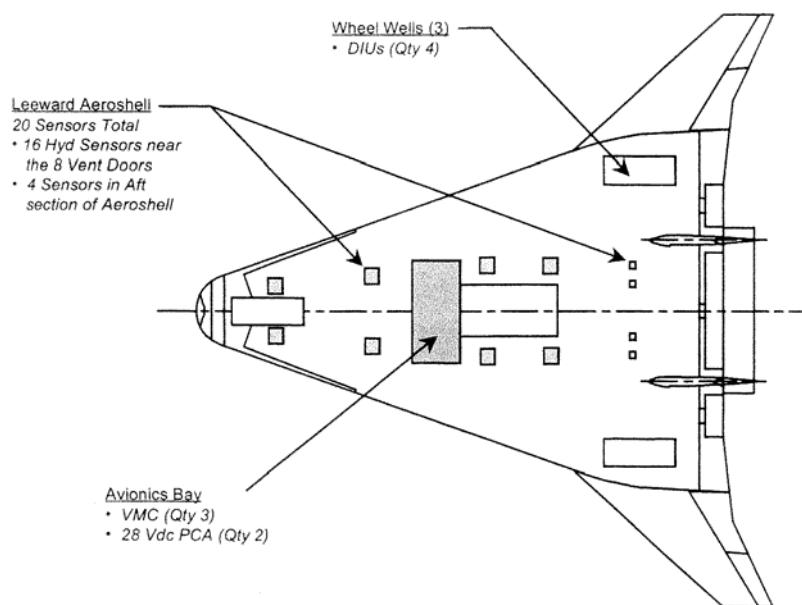


Figure 21: Esquema del X-33 con los diagramas de situación de los sensores de hidrógeno /49/

#### 2.2.3.4 Actividades Europeas

Para apoyar el desarrollo de un sistema de supervisión de un tanque criogénico reutilizable de material compuesto, se pretende evaluar experimentalmente sensores basados en fibra óptica embebida en el material para la medida combinada en condiciones criogénicas de deformaciones, temperatura y fugas de hidrógeno en el marco de un proyecto de la ESA denominado “Multi-purpose fiber optic sensors for reusable cryogenic tankage applications”, /50/.

La supervisión y evaluación de las prestaciones estructurales jugará un papel clave en la reducción de los costes operativos generales asociados con la verificación y recertificación de vehículos lanzadores reutilizables. Los futuros vehículos lanzadores

deberán incrementar su eficiencia operativa manteniendo, incluso mejorando, su fiabilidad. En particular, la integridad de tanques criogénicos reutilizables de material compuesto debe ser evaluada de forma operativa y eficaz. Investigaciones preliminares realizadas en el marco de FESTIP (ESA's Future European Space Transportation Investigation Programme), han permitido confirmar las posibilidades y potenciales beneficios derivados del empleo de sensores multipropósito basados en fibra óptica embebida, o redes de Bragg grabadas en fibras ópticas, capaces de medir deformación y temperatura así como de detectar fugas de hidrógeno.

Este nuevo tipo de sensor está constituido por una fibra óptica con varias redes de Bragg grabadas secuencialmente y a lo largo de una corta distancia. Cada red de Bragg está destinada a medir independientemente un único parámetro, es decir, deformación, temperatura y fugas de hidrógeno. La sensibilidad al hidrógeno puede hacerse posible mediante un recubrimiento local de paladio.

Aun cuando ya se ha desarrollado una significativa cantidad de trabajo para madurar la tecnología de sensores de fibra óptica, la posibilidad de medir de forma precisa deformaciones, temperaturas tan bajas como las criogénicas y fugas de hidrógeno, requiere un esfuerzo concreto para demostrar su factibilidad, ya que el desarrollo de sistemas de sensores de fibra óptica para medir las antedichas variables, es de alta prioridad para apoyar la verificación de la integridad estructural de un tanque criogénico de material compuesto.

### **2.2.3.5 Aplicaciones en satélites**

Los satélites actuales de tamaño y capacidad de potencia eléctrica cada vez mayores requieren tecnologías sofisticadas en términos de diseño térmico y estructural. Por otro lado, y de acuerdo con Takeya et al. /51/, la reducción de su costo de ciclo de vida, manteniendo su fiabilidad, sigue siendo una necesidad fundamental. Desde este punto de vista, un sistema de monitorización de salud, diseñado para supervisar distribuciones de temperatura y deformación de un satélite durante todas las etapas de su vida, es, indudablemente, una herramienta muy útil.

El ciclo de vida de los satélites se divide en las siguientes tres etapas: 1) fabricación, 2) ensayos medioambientales y 3) operación en órbita. En el concepto propuesto por Takeya /91/, sensores a base de redes de Bragg grabadas en fibras ópticas serían embebidas en la estructura del satélite y utilizados durante las tres etapas del ciclo de vida. En la primera de ellas, los sensores basados en redes de Bragg detectarían el daño generado en los laminados en el material compuesto durante el proceso de fabricación. Debido a que las estructuras de los satélites tienen un estrecho margen en

su resistencia, los esfuerzos térmicos generados durante los procesos de curado y encolado pueden causar daños. La vigilancia de las estructuras dañadas y la optimización de los parámetros de fabricación la red de sensores haría la producción de satélites más eficiente.

Durante la etapa de los ensayos medioambientales, los beneficios del sistema de supervisión de salud estructural resultan patentes de un modo más claro. Las estructuras resultan expuestas a un medio ambiente severo durante dichos ensayos medioambientales, tales como ensayos térmicos en vacío, ensayos de vibración, ensayos acústicos y ensayos bajo carga estática. En cada ensayo, la bondad de la estructura del satélite necesita comprobarse supervisando distribuciones de temperatura, deformación y aceleración. A tal fin, una considerable cantidad de termopares, galgas extensométricas, acelerómetros y sensores de emisión acústica, deben ser instalados y desinstalados para cada ensayo. Por ello, los ensayos medioambientales resultan una operación considerablemente laboriosa. En esta situación, una red de sensores basados en fibras ópticas pueden aliviar las necesidades planteadas por sensores de tipo convencional en los ensayos medioambientales, permitiendo menores tiempos de espera y menores costos como consecuencia de la simplificación de los ensayos medioambientales. Las prestaciones de sensores en fibras ópticas embebidas han sido demostradas por los autores en ensayos medioambientales estándar bajo alto vacío, bajas temperaturas y elevados gradientes de temperatura, para un elemento estructura típico de satélite, en concreto un panel de material compuesto de un sistema de radiación de calor/51/.

Tras los ensayos medioambientales y el lanzamiento, el satélite alcanza la fase de operación en órbita. A lo largo de esta etapa, la red de sensores FBGSs se mantiene en funcionamiento trabajando en la detección de impactos de residuos y daño causado por esfuerzos térmicos. El conocimiento de los sucesos orbitales que afectan las estructuras del satélite conducirá a operaciones orbitales más eficaces y proporcionará datos que faciliten mejoras en el diseño de satélites.

## 2.3 DETECCIÓN DE DAÑO MEDIANTE SENSORES DE BRAGG

En el capítulo anterior se han expuesto ejemplos del estado de arte en la medición de deformaciones y temperaturas mediante sensores ópticos y eléctricos en estructuras aeroespaciales, con fines de monitorizar las cargas y estimar así el estado de la fatiga estructural y la vida restante del vehículo. Además de medir deformaciones o temperaturas, los FBGS ofrecen otras posibilidades, como detectar directamente daño en una estructura de material compuesto (delaminaciones, despegues de partes encoladas, grietas transversales o impactos, por ejemplo).

La detección de daño se puede realizar con distintas técnicas. Un principio físico, que varios centros de investigación están aplicando, es la evaluación de la forma del espectro óptico reflejado en el FBGS que está embebido en el material compuesto. El espectro óptico de un sensor de Bragg es, normalmente, un pico estrecho de unos 0,2 nm de ancho espectral, a unos 3 dB debajo de su amplitud máxima. Este pico se deforma si ocurre un cambio en las fuerzas residuales alrededor del sensor, o si la deformación a lo largo del sensor no es uniforme pero tiene un gradiente. Estos cambios de fuerzas residuales pueden ser provocados por daños estructurales, como delaminaciones o grietas, que pueden ser detectadas así con los FBGSs.

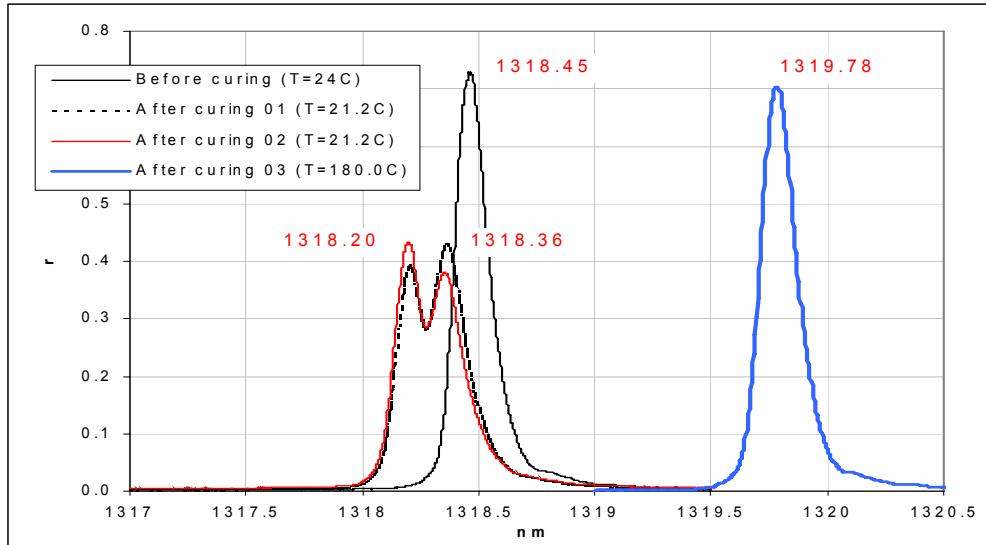
Estas técnicas de detección de daño están todavía muy en el principio de su desarrollo, pero se han encontrado ya varios desarrollos avanzados y técnicas prometedoras, /51/, /52/, /53/, /54/, /55/ y /56/. En los siguientes párrafos, se van a dar ejemplos recientes de distintas estudios y técnicas de detección de daño mediante sensores de fibra óptica.

### 2.3.1 Evaluación del esfuerzo a cortadura transversal mediante FBGS

El pico sencillo de un espectro de una FBG grabada en una fibra óptica estándar de baja birrefringencia, se desdobra en dos picos cuando se aplica un campo de deformación transversal, debido a la promoción de una birrefringencia inducida por deformación, tal como Menéndez y Güemes exponen en /52/. Cuando las FBG se embeben en laminados gruesos no unidireccionales, curados a altas temperaturas, surgen estados de tensión biaxial en torno al sensor. Después del enfriamiento de la pieza, el espectro de los sensores embebidos muestra fuertes desdoblamientos, debido a las tensiones residuales transversales aplicadas al sensor.

Este comportamiento ha sido estudiado en probetas de laminados de 24 capas carbono (grafito)-epoxi, fabricados con preimpregnado unidireccional T300/F155, de

acuerdo con una secuencia  $[[90]_8[0]_4]_s$ , de dimensiones  $150 \times 125 \times 8$  mm, y curados en prensas de platos calientes a  $180^\circ\text{C}$  en un ciclo quasi-isotérmico (es decir, que el material se introdujo en la prensa cuando ésta ya estaba a la temperatura de curado). Cuatro fibras desnudas con redes de Bragg fueron embebidas en el laminado en sentido paralelo al de las fibras de refuerzo: dos en el plano medio (redes 1 y 2), y dos en la zona externa (redes 3 y 4). Los espectros de las cuatro redes para diferentes momentos del proceso, junto con los datos numéricos, se muestran en la figura 22.



**Figure 22. Espectro óptico de un sensor en cuatro diferentes momentos de proceso de embebimiento en un laminado de material compuesto: antes del embebimiento a  $24^\circ\text{C}$  (en medio), a  $180^\circ\text{C}$  después del curado (dcha.) y a  $21.2^\circ\text{C}$  después del curado (izd.) /52/.**

Menéndez y Güemes /52/ proponen un modelo que explota el fenómeno del desdoblamiento de pico. El modelo ha sido validado teórica y experimentalmente. A pesar de los errores experimentales inducidos por los coeficientes utilizados, y por la resolución de los instrumentos, el modelo fotoelástico propuesto ofrece datos cualitativa y cuantitativamente coherentes con los resultados esperados.

En otro trabajo, Güemes y Menéndez, /54/, realizaron experimentos para confirmar que las tensiones internas que se desarrollan en el laminado por el proceso de curado causan que el espectro reflejado del grabado se desdoble en dos picos, y que el ancho de banda entre esos picos contenga información sobre la deformación transversal. Un taladro en el laminado debe producir una liberación de las tensiones residuales en su vecindad. Para ello, se fabricó una muestra de 44 capas mediante curado en prensa a  $190^\circ\text{C}$  de compuesto AS4/8552, con secuencia de laminación  $(+45/0/90/0/+45/0/90/+45/s)_2$ , con la fibra óptica situada entre las capas a  $45^\circ$  intermedias y en paralelo a las fibras de refuerzo. Se practicó un taladro con diámetro creciente cerca de dos grabados, tal como muestra la figura 23. La figura 24 muestra el cambio en el

espectro de los dos grabados, promovido por el taladrado (12,5 mm de diámetro). A primera vista, es posible afirmar que se relajó una porción considerable de la tensión.

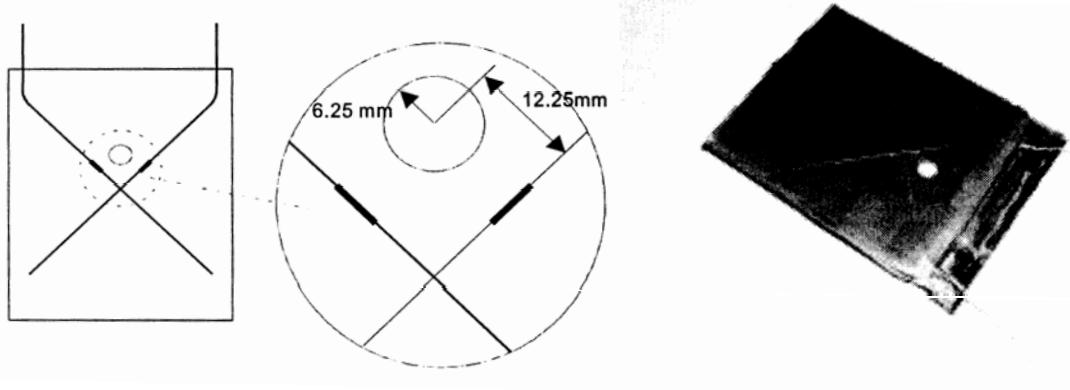


Figure 23: Esquema del laminado y posición del taladro /5/, /54/

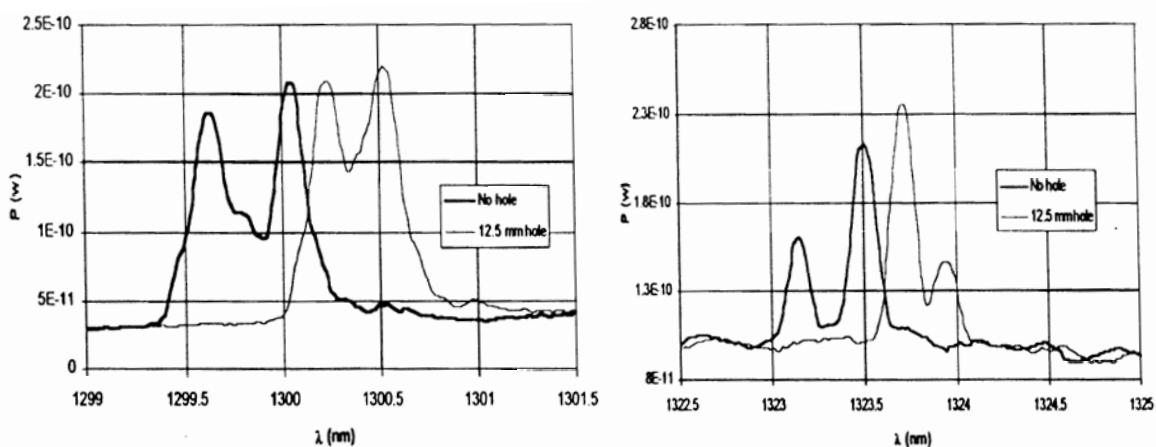
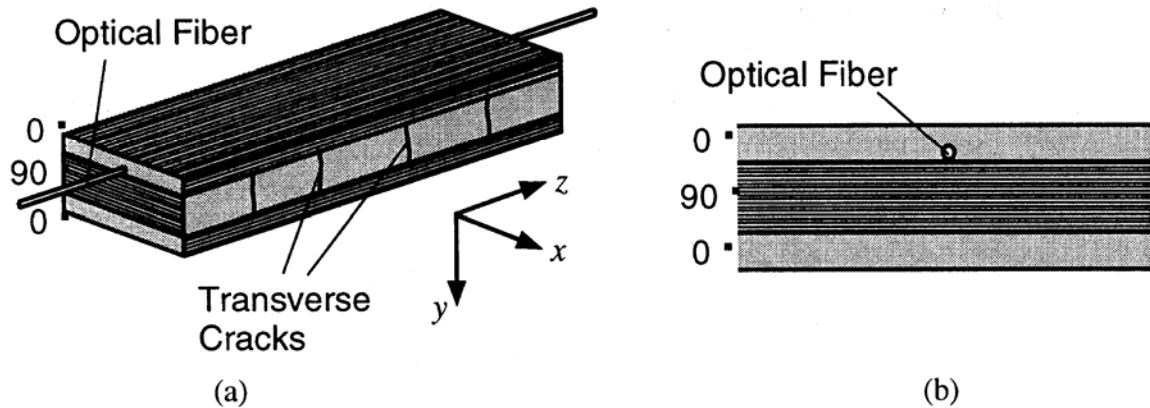


Figure 24: Espectro reflejado de las dos redes embebidas, antes y después de realizar un taladro de 12,5 mm de diámetro /54/

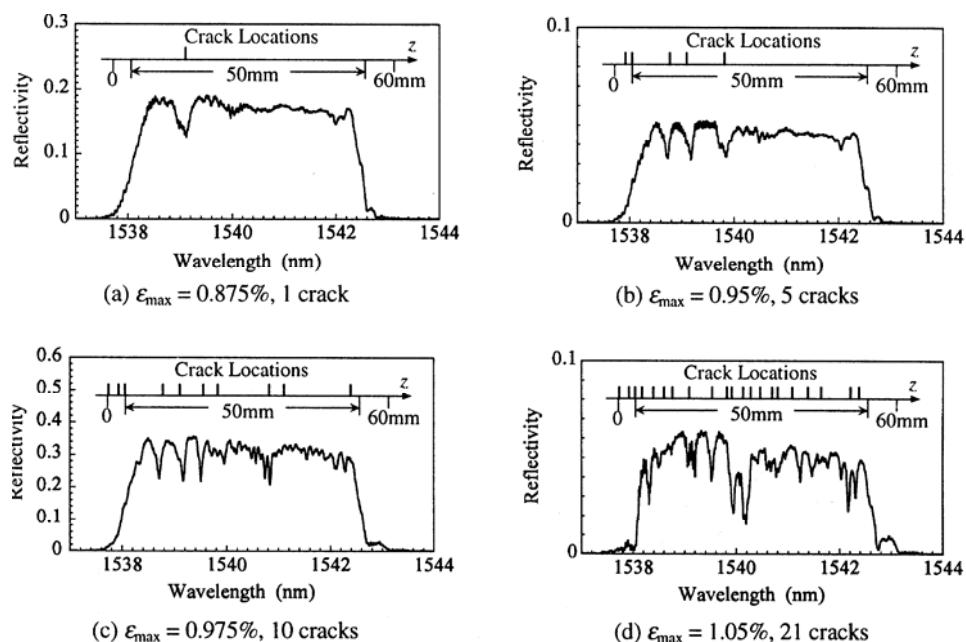
### 2.3.2 Detección de grietas transversales mediante un sensor de Bragg con espectro tipo “chirp”

En la investigación de Okabe, Takeda et al. /55/, se propuso un método novedoso para la identificación de las localizaciones de grietas en laminados multiorientados de CFRP. El método utilizó un sensor FBG tipo “chirp”, embebido en la capa 0° de un laminado de compuesto T800H/363, con una configuración (0<sub>2</sub>/90<sub>4</sub>/0<sub>2</sub>), como muestra la figura 25.



**Figure 25:** Embebido de un sensor FBG tipo “chirp” en un compuesto de fibra de carbono, cuya secuencia de laminación era (0/90/0/0<sub>2</sub>): a) coordenadas del sistema; b) sección transversal, Okabe et al. /55/

La fibra tipo “chirp” se fabrica como una fibra óptica monomodo común, cuyo revestimiento y núcleo fueron de 0,125 mm y 8  $\mu\text{m}$  de diámetro, respectivamente, y un diámetro exterior de recubrimiento de poliimida de 150  $\mu\text{m}$ . La longitud de grabado de la fibra tipo “chirp” es 50 mm, y una anchura máxima de la mitad del máximo del espectro reflejado, sobre 4,5 nm. Con el aumento del número de grietas transversales, el espectro de reflexión tras la descarga de varios máximos de las deformaciones en tracción,  $\epsilon_{\max}$ , tuvo bajadas bruscas de señal, “DIPS”, alrededor de la longitud de onda correspondiente a las localizaciones de las grietas, figura 26. La localización de las grietas observadas a partir de réplicas, con una longitud de 60 mm, se describen también en la misma figura.



**Figure 26:** Espectro de reflexión de un sensor FBG tipo “chirp”, medido tras la descarga de varios deformaciones máximas en tracción ( $\epsilon_{\max}$ ) /55/

Cuando tuvo lugar la primera grieta, a una deformación en tracción de 0,875%, el espectro reflejado medido tras la descarga tuvo un “DIP” correspondiente a la posición de la grieta (figura 26 a). Con el aumento en el número de grietas transversales, los componentes alrededor de la longitud de onda correspondiente a la localización de la grieta se distribuyeron en el espectro (figura 26, b-d). El cambio en la forma del espectro fue confirmada también mediante cálculo teórico: los resultados mostraron que la localización de la grieta pueden identificarse directamente de la posición de los “DIP” en el espectro.

Un paso adelante muy importante en esta técnica es que el daño puede ser medido en condición descargada, no requiriéndose aplicación de carga como en otras técnicas de identificación de daño descritas. La aplicación de esta técnica al monitorizado del estado de daño estructural de una aeronave o ingenio espacial puede evaluarse en tierra y el equipo de lectura de FBG no necesita ser embarcado.

### **2.3.3 Detección de grietas transversales mediante un sensor de Bragg estándar**

Takeya et al. /51/ han desarrollado un sistema que puede detectar grietas transversales formadas debido a esfuerzos térmicos en un laminado observando la morfología espectral de la luz reflejada por un sensor de Bragg grabado en una fibra óptica embebida en un laminado. Las grietas transversales pueden darse en laminados con secuencia de apilamiento inadecuada. Para investigar el proceso de cambio en el espectro de reflexión debido a grietas transversales en el laminado se supervisaron simultáneamente las señales de emisión acústica y el cambio del espectro de las redes de Bragg durante el proceso de enfriamiento de un panel de fibras de muy alto modulo, tipo K13C, y resina de cianoéster tipo EX1515 con secuencia de (0/90)s y con sensores de Bragg embebidos entre los capas a 90° en dirección de 0° (grabados en fibras con un diámetro de 125 micras del recubrimiento) curado en autoclave. Después del curado, el panel había sido adherido a una placa de aluminio de 500x70x70mm mediante adhesivo epoxi y curado a 125°C por 2h. En el momento de enfriamiento se producían múltiples grietas transversales en las capas a 90°, debido a esfuerzos de compresión. La zona de fibra óptica con los sensores de Bragg estaba desnuda, mostrándose en la figura 27 la dependencia con el tiempo de los eventos de emisión acústica y de la temperatura durante el enfriamiento de la capa pegada encima de la placa de aluminio. En la figura 28 se muestran los espectros de reflexión de los sensores de Bragg para los tiempos T1 a T6 definidos en la figura 27. Observando estas figuras puede verse que el tiempo T3 cuando la primera señal de

emisión acústica debida al dañado se observa, la forma del espectro de reflexión cambia gradualmente ensanchándose con el incremento del numero de eventos de emisión acústica. Las grietas transversales que se han ido formando en el laminado parecen ser la causa de campos de deformaciones no uniformes que afectan a la forma de la señal de los sensores de Bragg embebidos. Aparte del ensanchamiento del espectro se produce también un desdoblamiento del pico debido a las fuerzas transversales causado por la contracción térmica de la placa de aluminio en el enfriamiento.

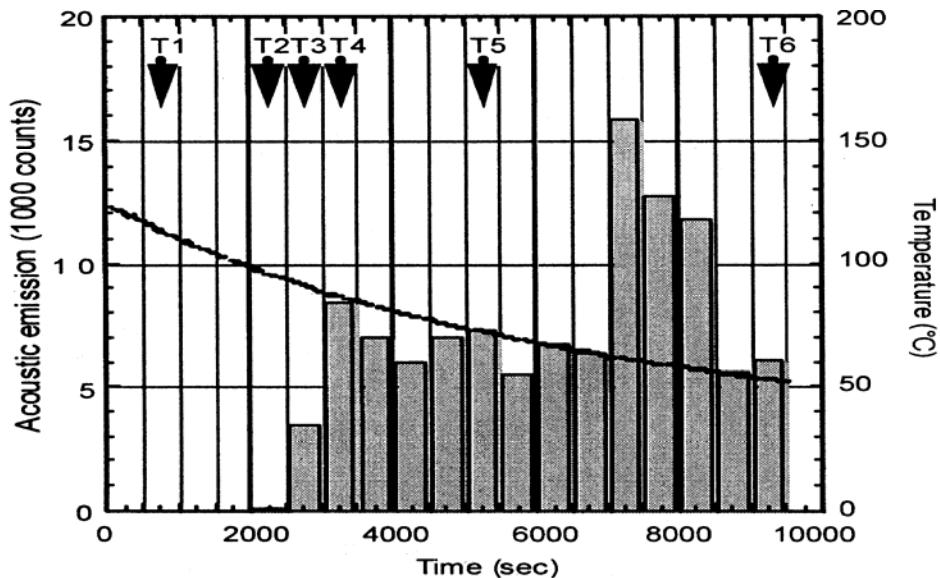


Figure 27: Monitorización del daño mediante emisión acústica /51/

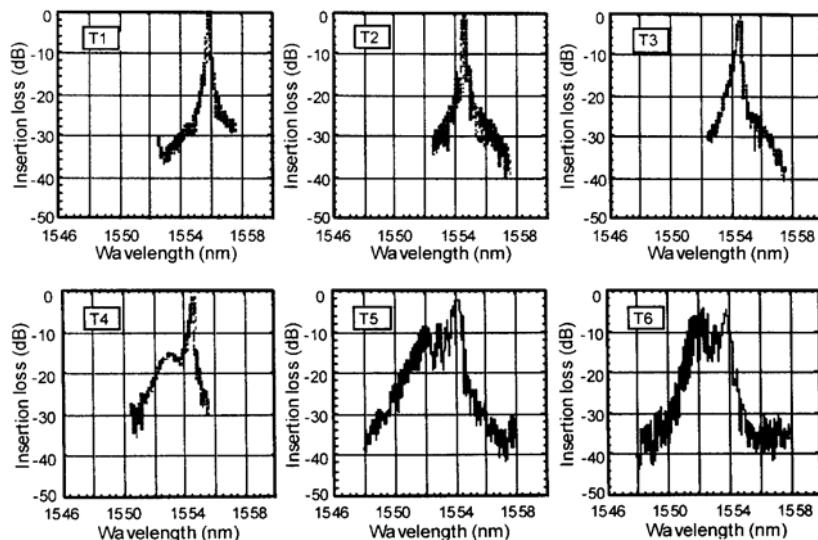


Figura 28: Cambio en el espectro reflejado del sensor de Bragg provocado por el daño durante el enfriamiento de la lámina pegada encima de una vara de aluminio /51/

A partir de estos resultados, Takeya et al. /51/ postulan que la ocurrencia de dañado en laminados compuestos debida a esfuerzos térmicos puede detectarse observando la forma del espectro reflejado por los sensores de Bragg.

### **2.3.4 Detección de grietas transversales y delaminaciones con sensores Bragg miniaturizados**

Takeda et al. /56/ han empleado un nuevo tipo de sensor de Bragg basado en fibra óptica de pequeño diámetro (diámetro externo del recubrimiento de poliimida de 52  $\mu\text{m}$  y un diámetro de la fibra de vidrio de 42  $\mu\text{m}$ ), desarrollado en cooperación con la compañía Hitachi Cable Ltd para detectar el daño en laminados de plástico reforzado con fibra de carbono. Los espectros de reflexión de los sensores de Bragg embebidos resultan deformados debido a las concentraciones de esfuerzos en los fondos de grietas transversales o al cambio en la distribución de deformaciones debidas a delaminaciones. Debido que estas deformaciones de espectro pudieron reproducirse mediante cálculos teóricos, se llevó a la conclusión de que los sensores de Bragg grabados en fibra óptica de pequeño diámetro podían detectar la presencia de grietas transversales, y existencia de delaminaciones, de forma cuantitativa y en tiempo real.

La figura 29 muestra los espectros de reflexión medidos para varios niveles de deformación en tracción,  $\epsilon$ , y densidad de grietas,  $\rho$ . Se definió la densidad de grietas  $\rho$ , como el número de grietas transversales por unidad de longitud a lo largo de la dirección de carga en la lámina a 90°. El laminado empleado fue cuasiisótropo (45/0/-45/90)<sub>s</sub>, realizado con material carbono/ polímero T800H/3631 de Toray industries, con el sensor de red de Bragg embebido en la lámina a -45° en contacto con la lámina a 90°. Mientras no aparecen grietas transversales el espectro mantiene su forma y la longitud de onda central se desplaza de acuerdo con la deformación (figura 29 A y B). Una vez que aparecen grietas transversales, el espectro de reflexión resulta deformado ensanchándose con el aumento de densidad de grietas  $\rho$ , (figura 29 C a E).

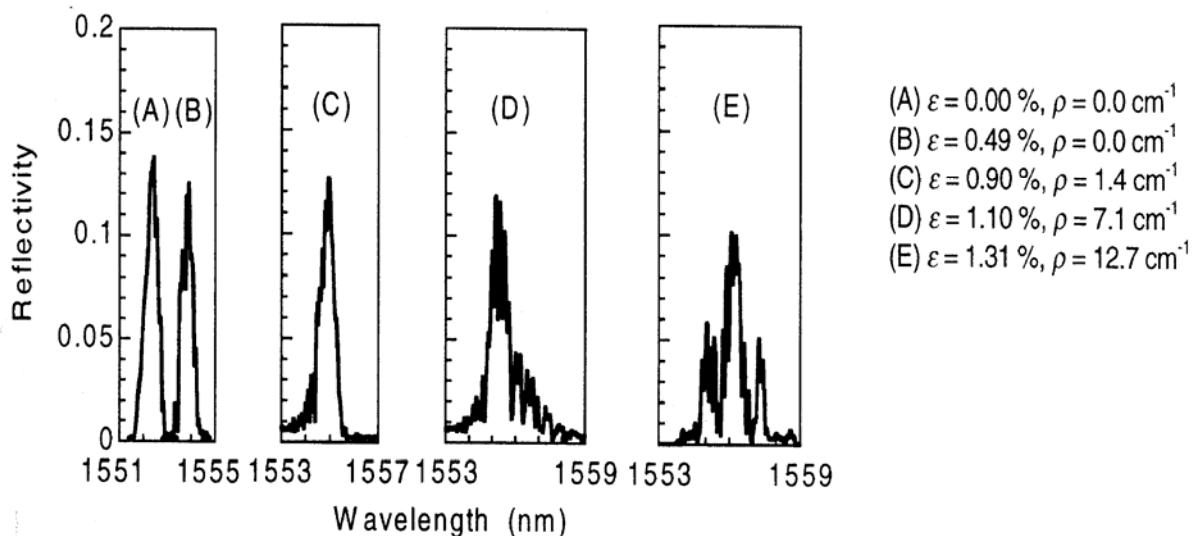


Figure 29: Espectro de reflexión obtenido a diferentes niveles de deformación  $\varepsilon$  y densidad de grietas  $\rho$  /56/

Comparaciones con cálculos teóricos mediante el método de elementos finitos mostraron que el cambio del espectro se debe a distribuciones de deformación no uniformes consecuencia de la aparición de grietas transversales. Por consiguiente, las grietas transversales en laminados quasi isótropos pueden detectarse a partir de la deformación del espectro de Bragg. En la figura 30 se representan la anchura del espectro y la densidad de grietas en función de deformaciones en tracción. La técnica descrita requiere que el laminado se encuentre deformado para observar el cambio de forma del espectro, no pareciendo posible poderse evaluar el daño en condición sin carga.

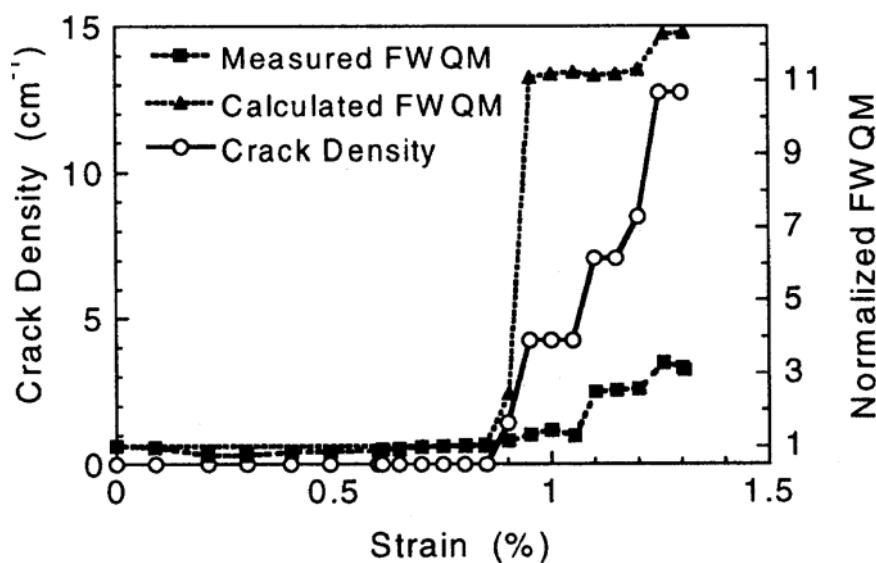
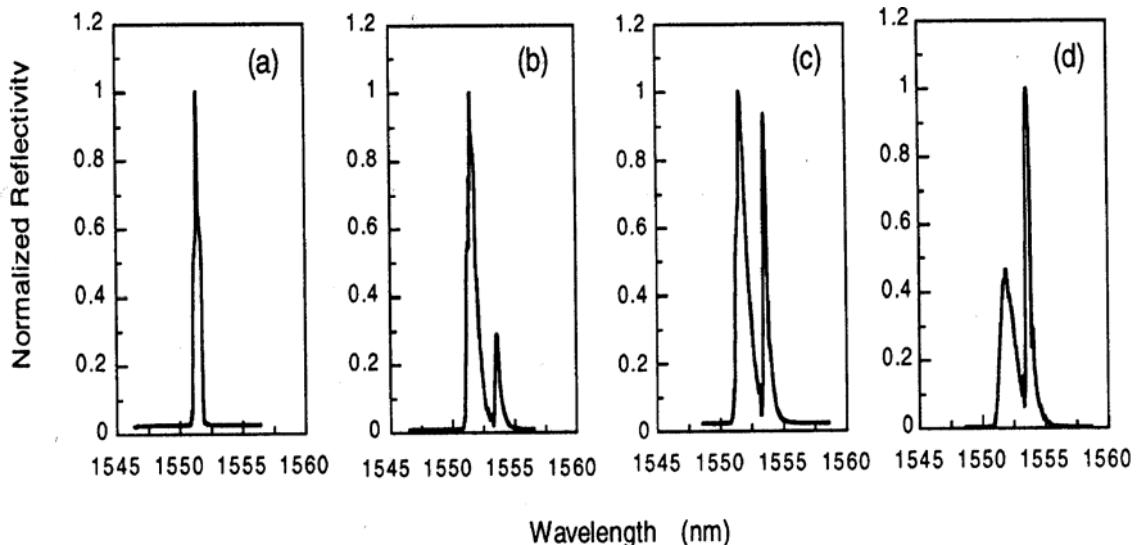


Figura 30: Densidad de grietas y anchura del espectro en función de la deformación en tracción /56/

Con el fin de detectar delaminaciones, Takeya et al. /56/, embebieron un sensor de Bragg en una interlámina de un laminado de material compuesto carbono/polímero con secuencia de apilamiento cruzada ( $90_{10}/0_4/90_{10}$ ). Se hizo crecer una delaminación iniciadora en forma de banda a lo largo de la interlámina  $0/90^\circ$  mediante un ensayo de flexión en cuatro puntos. Para iniciar la delaminación desde el fondo de una grieta transversal se introdujo una entalla vertical en el centro de la probeta. Las dimensiones de la delaminación fueron observadas mediante radiografía.



**Figure 31: Espectro de reflexión medido en varios momentos del crecimiento de la delaminación.**  
a)  $d=0.0$  mm, b)  $d=5,4$  mm,  $d_r=2,8$  mm; c)  $d=8,4$  mm,  $d_r = 4,2$  mm; d)  $d=13,0$  mm,  $d_r = 6,4$  m, /56/

La figura 31 muestra los espectros de reflexión medidos en varias etapas del crecimiento de la delaminación. Inicialmente, con la única presencia de la grieta transversal antes del comienzo de la delaminación, el espectro de reflexión presenta un pico agudo y estrecho como muestra la figura 31 a). Al iniciarse la delaminación desde el fondo de la grieta transversal, aparece otro pico a mayor longitud de onda (figura 31, b) a d). La intensidad de este segundo pico de mayor longitud de onda aumenta con el incremento en longitud de la delaminación. Teniendo en cuenta que la relación de la intensidad obtenida experimentalmente crece de forma monótona con el aumento en longitud de la delaminación, dicha relación de intensidad de los dos picos puede ser un indicador eficaz para evaluar cuantitativamente la longitud delaminada.

### 2.3.5 Detección de delaminaciones e impacto mediante ondas Lamb

Para evitar las medidas punto a punto asociadas a los sistemas convencionales de inspección por ultrasonidos, como el C-scan, se pueden utilizar ondas acústicas del tipo Lamb. Según Viktorov, las ondas de Lamb son “ondas elásticas que se propongan en un medio sólido de poco espesor, de forma que el desplazamiento se produce tanto en la dirección de propagación de la onda como en el plano perpendicular de la placa”, figura 32. Este tipo de inspección es más rápido que el convencional C-scan ya que permite examinar el material a lo largo de bandas, en vez de puntos.

Las capacidades del sistema de ondas ultrasónicas de Lamb guiadas están limitadas al monitorizado de la integridad estructural de una región local al transductor. Por tanto, este sistema es útil sólo para vigilar “puntos calientes”, aquellos donde se prevén fenómenos como el despegado de uniones, grietas o corrosión. El sistema requiere ser configurado específicamente para cada región a monitorizar, y tanto respecto al tipo de defecto como a las propiedades acústicas de la estructura.

El uso de ondas Lamb en ensayos no destructivos no es nuevo, aunque las aplicaciones prácticas han sido limitadas debido a sus complicadas características de propagación. Existen estudios recientes sobre su comportamiento en acero y en aluminio, pero hasta ahora, el análisis de su propagación en un medio no isotrópico, como es el de los materiales compuestos, no se había abordado tan en profundidad /57/.

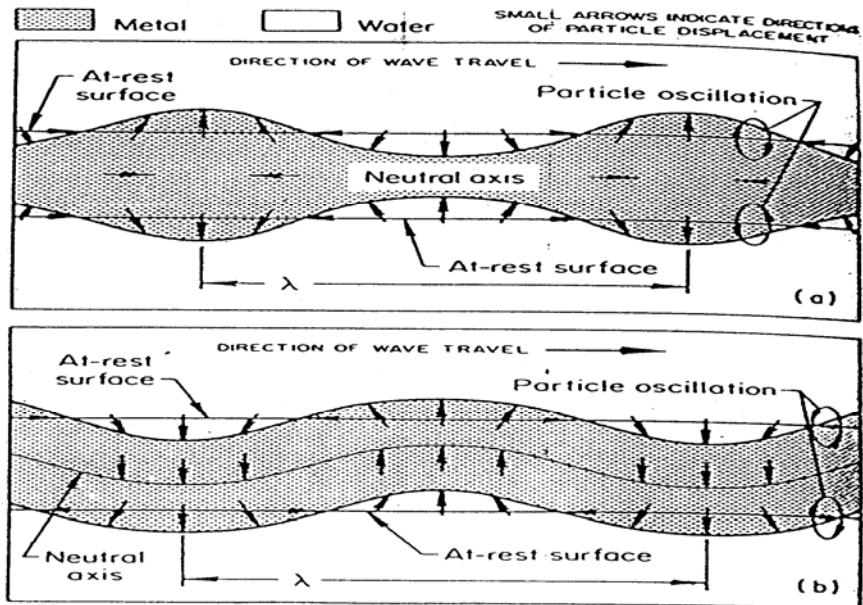
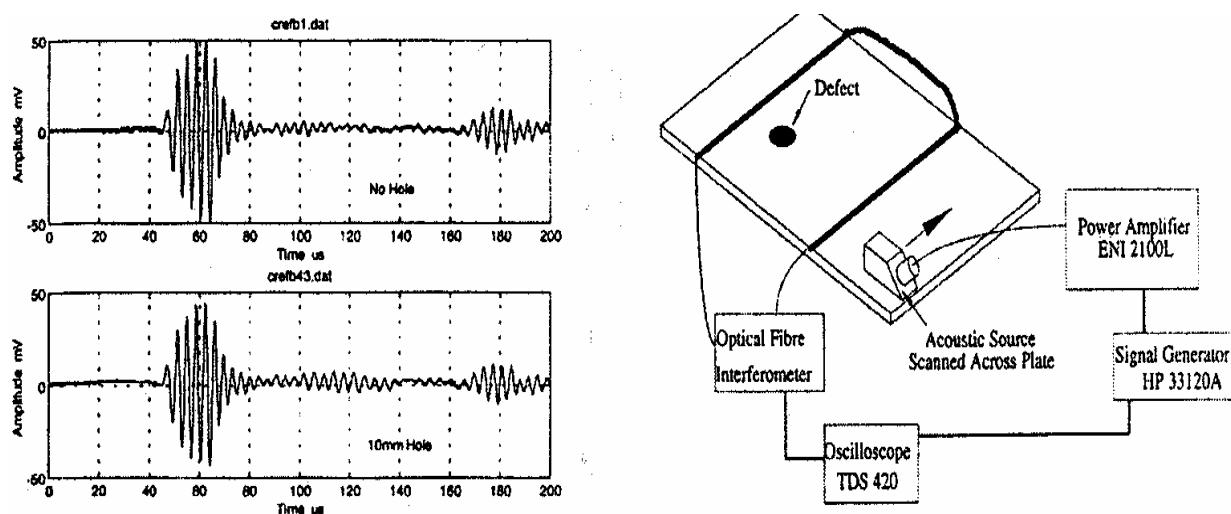


Figura 32: Diagrama esquemático de las formas de ondas Lamb tipo a) simétrico (dilatacional) y b) asimétrico (flexional) /57/.

En su aplicación reciente, se emiten, mediante actuadores piezoelectricos fijados a la superficie, ondas acústicas tipo Lamb que se propagan a lo largo y por el espesor de un panel. Se mide la onda acústica que llega a los sensores, que pueden ser por ejemplo fibras ópticas interferométricas tipo Mach-Zehnder. En este caso, se separa la luz en dos brazos, uno embebido y el otro no, y se mide el cambio de refracción de la fibra embebida producido por las ondas Lamb. Un cambio en la onda recibida al compararse con un patrón del panel sin daños indica un fallo. Son problemáticos los emisores piezoelectricos que son elementos de cuña todavía muy voluminosos, pero existen ya desarrollos para otro tipo de fuentes acústicas de un material activo, piezo-compuesto y flexible, con un diseño interdigital de electrodos de muy bajo espesor ( $t < 1\text{mm}$ ) /58/.



**Figura 33:** Principios de funcionamiento del sistema SISCO. Los diagramas muestran las señales de las ondas Lamb recibidas en los dos brazos de las fibras ópticas del sistema interferométrico Mach-Zehnder /31/

En un estudio de la monitorización continua de la salud estructural mediante ondas de Lamb llamado **SISCO** ("Structurally Integrated System for comprehensive evaluation of Composites") se ha verificado el funcionamiento de esta técnica /31/, /32/. El objetivo de este programa financiado por la Unión Europea dentro del contexto de los programas Brite Euram era el desarrollo de un sistema integrado en la propia estructura de autodiagnóstico estructural para piezas de materiales compuestos. SISCO permitiría detectar daños estructurales producidos en vuelo en estructuras aeronáuticas a lo largo de su vida operativa, figura 33. Se ha fabricado un demostrador tecnológico consistente en una estructura de fibra de carbono de alta resistencia y resina epoxi, fabricada siguiendo el método por Transferencia de Resina (RTM) con los conectores ópticos de los fibras sensoras integrados en la estructura /59/. Se trata

de un panel de 500x300x3 mm con rigidizadores en forma de "T" invertida, equiespaciados 80 mm y distribuidos a lo largo del eje longitudinal de la pieza. Este podría simular una porción de un estabilizador de cola de un avión o de un lanzador reutilizable.

Se eligió como subsistema sensor un interferómetro óptico del tipo Mach-Zehnder. Una fuente láser de helio-neon alimenta a la fibra óptica. La luz se separa en dos brazos, uno de ellos es el de la señal de referencia y el otro está constituido por la fibra embebida en el material compuesto. El campo de ultrasonidos procedente de las fuentes acústicas produce micro esfuerzos locales que inducen cambios en el índice de refracción de la fibra óptica, provocando fluctuaciones en la intensidad a la salida del interferómetro. En los ensayos, se concluyó que la sensibilidad al modo de propagación simétrico mejoraba sustancialmente cuando se pegaban las fibras ópticas a la superficie del panel en vez de embeberlas. Los resultados del proyecto demostraron que, con un procesamiento adecuado de la señal, se podían detectar daños inducidos por impactos de poca energía (20 J,  $\varnothing = 7$  mm), pequeños agujeros ( $\varnothing = 5$  mm) y pequeñas áreas de delaminación ( $400 \text{ mm}^2$ ) /31/.

Una aplicación muy interesante de esta técnica se encuentra en el campo de los vehículos espaciales reutilizables, para detectar fallos en áreas detrás de las protecciones térmicas, donde no se puede medir sin grandes desmontajes, y en la estación orbital, donde todo el control de mantenimiento se puede realizar desde la tierra.

## 2.4 DETECCIÓN DE GASES O LÍQUIDOS CON SENSORES DE BRAGG

La detección de algunos tipos de gases o líquidos mediante sensores de Bragg se puede conseguir cubriendo la zona del sensor con un material que interactúa con el medio a detectar cambiando, por ejemplo, su volumen o el índice de refracción de la fibra óptica. Hay varios campos en las cuales se están desarrollando técnicas para medir varios tipos de gases y líquidos, con diferentes objetivos. Un campo de gran interés industrial es, por ejemplo, la detección del frente de la resina en procesos de inyección de resina, RTM, en la fabricación y el curado de partes de material compuesto /60/, /61/ mediante una red de sensores distribuidos dentro del laminado. Esta técnica permite optimizar los parámetros del proceso de fabricación respecto del flujo de la resina y su distribución. Los mismos sensores pueden ser utilizados para monitorizar la distribución de temperaturas dentro del laminado en el proceso del curado. Los sensores, si han sobrevivido el proceso de fabricación, pueden ser utilizados después para fines de la monitorización de deformaciones estructurales.

Existe un gran interés en el campo de la detección de hidrógeno. La medición de hidrógeno en general y, en concreto, la monitorización de fugas de hidrógeno en estructuras como depósitos o conductos, ha recibido una gran atención durante las últimas décadas. La primera publicación relevante de la NASA es del año 1958 ‘Hydrogen leaks and fire detection: a survey’. Actualmente el interés para sensores de hidrógeno es creciente por el gran potencial que tiene el hidrógeno como medio de almacenamiento de energía /62/.

Una técnica de medición de hidrógeno mediante sensores fibra ópticas que ha dado ya buenos resultados es cubrir el sensor con una capa de paladio /63/. El paladio tiene la mayor solubilidad de hidrógeno de todos los metales: puede absorber un volumen de H<sub>2</sub> de 900 veces de su propio volumen. El hidrógeno molecular se difunde a través de las redes cristalinas del paladio y forma hidruro de paladio; este proceso es reversible. El cambio del paladio a hidruro de paladio produce un aumento de unos 10% en el volumen, produce un cambio de la resistencia eléctrica significativo y cambia, además, las propiedades ópticas del paladio.

La mayor parte de los sensores ópticos publicados se basan en el efecto del cambio de índice de refracción que se produce en el cambio del paladio a hidruro de paladio. Sensores basados en espejos microscópicos situados en la punta de la fibra óptica,

según la ley de Fresnel, han sido publicados por primera vez por Butler /64/ y /65/. Para utilizarles en condiciones criogénicas Bevenot /66/ y otros /67/ han propuesto posibilidades de calentar localmente el sensor mediante luz procedente de otra fuente láser que es transmitida por la misma fibra óptica, o una segunda fibra óptica que termina frente al micro espejo. No se necesita gran cantidad de energía para calentar el espejo de paladio en la punta de la fibra, que tiene solo unas decenas de nanómetros de espesor. El calentamiento local del espejo de paladio es la única técnica que ha demostrado su funcionalidad en temperaturas debajo de 150K /48/.

Otra técnica óptica utiliza la interacción de ondas evanescentes con una capa fina de paladio con buenos resultados a temperaturas ambiente /68/. La técnica del calentamiento local de este tipo de sensor parece también posible como en el caso de los microespejos arriba para hacer funcionar este sensor a temperaturas criogénicas.

Otra alternativa de los sensores ópticos de hidrógenos, que han sido propuestos por tres diferentes grupos de VPI /69/ y /63/, de Kongsberg /70/, de Cleveland /71/ y /72/ y del proyecto de la ESA CryoFos /48/, es la técnica basada en medir la expansión volumétrica del paladio que está en contacto con el hidrógeno. En el caso del VPI, se ha depositado una capa de unas 15 micras de paladio encima de la fibra óptica, en la zona del sensor de Bragg, a través de una deposición física en fase vapor; este sensor tenía una respuesta lenta, se supone limitada por el coeficiente de difusión del hidrógeno hacia el paladio. En el caso del grupo de Cleveland /71/, se ha depositado una capa mucho más fina de unas 0,56 micras encima una fibra óptica reducida en su diámetro por ataques ácidos. La técnica de deposición de una capa gruesa del orden de unas micras funciona satisfactoriamente a temperaturas ambientales y elevadas, pero deja de funcionar a temperaturas debajo de unos 70°C baja cero, por la lentitud de la absorción y difusión del hidrógeno en el paladio /48/. El sensor de Bragg en sí, funcionaba satisfactoriamente en todos los casos.

## 2.5 TÉCNICAS DE EMBEBIMIENTO DE LOS SENSORES DE BRAGG

Para medir deformaciones, los sensores de fibra óptica tienen que estar en contacto fijo con la estructura a medir. En general, hay dos distintas técnicas para fijar sensores de Bragg a la estructura: adherirlos a la superficie o, en el caso de estructuras de materiales compuestos, embeberlos en la estructura misma. En estos dos casos hay diferentes posibilidades que ha recopilado Reutlinger en /17/ y que se puede ver en la figura 34.

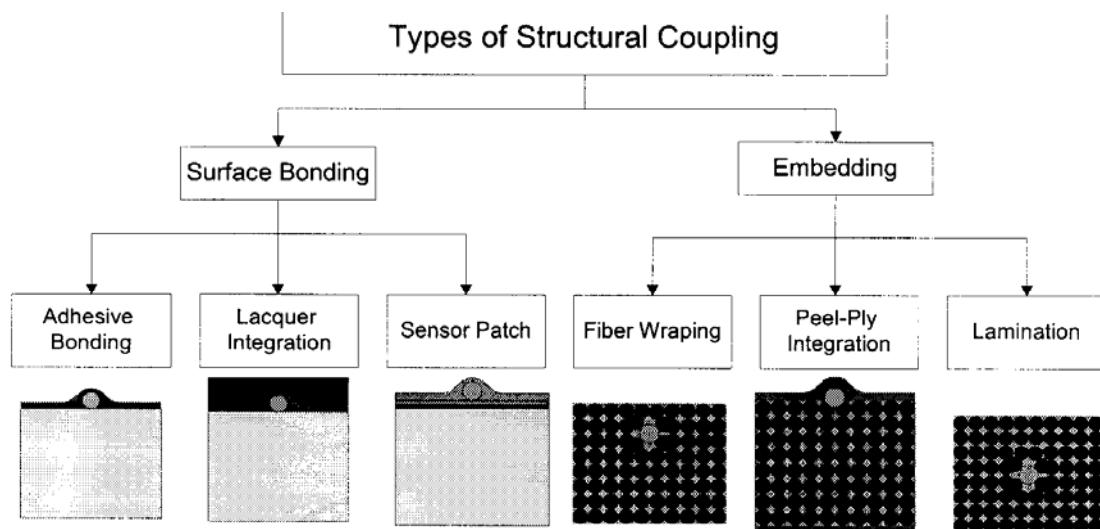


Figura 34: Distintos conceptos de conectar estructuralmente sensores fibra óptica tipo Bragg a la estructura a medir /17/

En los siguientes párrafos se va a exponer en detalle los dos distintos conceptos básicos de conectar un sensor estructuralmente.

### 2.5.1 Sensores de Bragg adheridos a la superficie

La adhesión de los sensores a la superficie, ya sea por medio de un adhesivo o utilizando la misma capa de pintura o parches con el sensor integrado, tiene ciertas ventajas como son la facilidad de aplicación, el hecho de no interferir con la fabricación de la estructura y que se pueden pegar los FBGS a estructuras metálicas y estructuras ya fabricadas /73/, /17/. El comportamiento de los FBGS pegados a la superficie ha sido estudiado en períodos largos en estructuras aeronáuticas /44/, /45/. Las principales desventajas de esta técnica son que los sensores están expuestos a

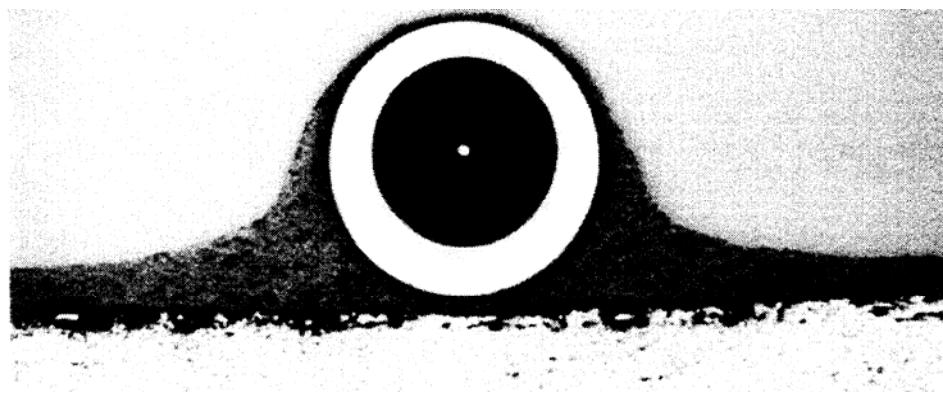
impactos, a condiciones ambientales y a líquidos agresivos. Los FBGS en la superficie pueden ser, además, un gran obstáculo para el mantenimiento y para la renovación de la pintura, por ejemplo. En el caso de pegar los sensores, la calidad de la transferencia de las deformaciones estructurales al sensor dentro del núcleo de la fibra óptica depende del adhesivo utilizado, la técnica de adhesión y del recubrimiento del sensor. Comportamientos no lineales del adhesivo o del recubrimiento de la fibra como consecuencia de cambios de la temperatura operativa y/o de la humedad, pueden provocar efectos de histéresis en la lectura del sensor /17/.

Una técnica intermedia entre el embebimiento dentro de la estructura y el pegado en la superficie ha utilizado Li et al. /74/ para medir deformaciones en la unión sellada de uniones entre paneles de barcos, hechos de material compuesto tipo tejido de E-vidrio a 0/90 y vinil-éster matriz. Los sensores han sido pegados encima de la superficie de paneles de 21 mm de espesor ya curados, y se han laminado a mano unas capas por encima para proteger y embeber las FBGSs, curando el conjunto a temperatura ambiental. Las salidas de las fibras ópticas atravesaban los paneles ya curados por un agujero de 1,5 mm en diámetro, y taladrado bajo un ángulo de 30°. A través de este agujero salen las fibras ópticas afuera y están fijados debajo de la placa base libre de la presión de la bolsa de vacío. El agujero ha sido sellado mediante sellante adhesivo Sikaflex ®. En este mismo trabajo, se ha visto que la superficie ondulada del tejido provocaba una deformación significativa del espectro óptico, tanto que, a carga última de unos 5000 microdeformaciones, el pico ha sido apenas detectable. Para mejorar esta situación, se ha aplicado un tejido tipo "mat" con fibras cortas irregularmente distribuidas e impregnadas con la misma resina en el laminado directamente en contacto con el FBGSs.

#### **2.5.1.1 Ensayos de durabilidad de sensores adheridos**

La respuesta de sensores de Bragg, grabados en fibras ópticas de diámetro de 125 micras adheridas a la superficie, se han evaluado mediante ensayos de fatiga de larga duración en una estructura de ala completa, realizada en material compuesto, por Trutzel et al. /15/, /45/. En la figura 35 se muestra una sección transversal de una fibra adherida superficialmente mediante la imprimación de un proceso típico de pintado por AIRBUS. La adhesión de las fibras se ha realizado empleando un utilaje especial que garantiza una capa de adhesivo delgado y uniforme que no cubre la totalidad de la circunferencia de la fibra.

Dos fibras ópticas, cada una con hilera de 10 sensores de deformación y uno de temperatura, se adhirieron paralelamente a galgas extensométricas convencionales. El ensayo de fatiga simuló 60.000 horas de vuelo con unos 12 millones de ciclos con niveles de deformaciones máximas de unos  $\pm 3000$  microdeformaciones a diferentes temperaturas desde ambiente hasta 53°C, calentando el ala mediante agua caliente. Las medidas obtenidas de los sensores de Bragg y las galgas extensométricas convencionales son prácticamente idénticas con diferencias máximas de 20 microdeformaciones.



**Figura 35: Sección transversal de un sensor de Bragg grabado en fibras óptica embebido en la pintura superficial en un elemento de AIRBUS /15/**

El equipo utilizado para la adquisición de datos emplea un láser sintonizable en el intervalo de 1480 a 1580 nm y una referencia interna multilongitud de onda (figura 36) obteniéndose una repetitibilidad de unos 0,2 pm con frecuencias de muestreo de 0,4 Hz.

Durante el montaje se perdió un sensor debido a una zona mal recubierta y, a lo largo del año de medidas, otros cuatro sensores adicionales del revestimiento inferior, debido al contacto con el agua caliente sobre el ala.

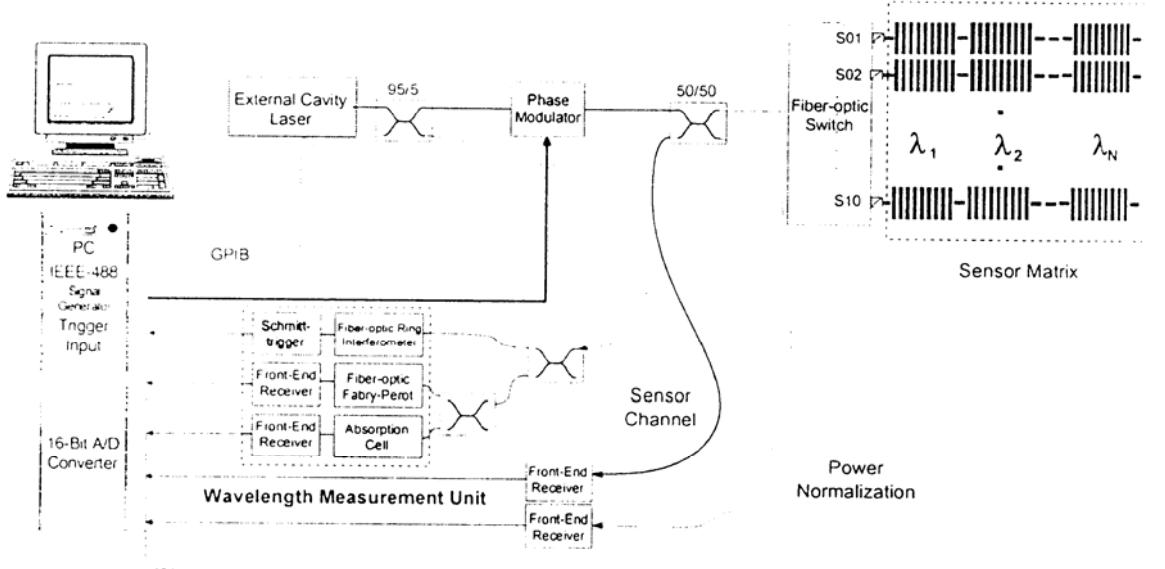


Figure 36: Sistema de medición basado en un láser de barrido. Cada sensor tiene una longitud de onda diferente /45/

### 2.5.1.2 Transferencia de carga a la fibra adherida

A fin de garantizar la capacidad de medir deformación, el sensor de fibra óptica debe asegurarse que la superficie deformada de la estructura bajo medida es capaz de transmitir su deformación al sensor de la fibra. Trutzel et al. /15/ han estudiado la transferencia de carga desde la superficie de una estructura al sensor de fibra óptica empleando modelos de elementos finitos para espesores de recubrimiento de fibra de 5  $\mu\text{m}$  o 20  $\mu\text{m}$  y módulos de recubrimiento de 100 MPa (típico para recubrimientos acrílicos) y 3 GPa (típico para algunos recubrimientos de poliimida). En la figura 37 la componente axial de deformación en el núcleo de la fibra, es decir, en el sensor de Bragg, se representa en función de la longitud de la adhesión.

Como pueda observarse, para recubrimientos acrílicos con bajo módulo que son los utilizados en fibras típicas de telecomunicaciones, la deformación de la estructura no puede transferirse al núcleo de la fibra a lo largo de los 10 mm de longitud del sensor de Bragg. Al contrario, para recubrimientos de poliimida, la deformación se transfiere totalmente en unos 2 ó 3 mm. Para el intervalo de valores de parámetros considerados el espesor del recubrimiento y el módulo del adhesivo no tienen influencia decisiva sobre los resultados. Por consiguiente, es necesario asegurar que el módulo del recubrimiento sea suficientemente alto como para transferir la deformación que se pretende medir al núcleo de la fibra (sensor de Bragg) a lo largo de la longitud adherida.

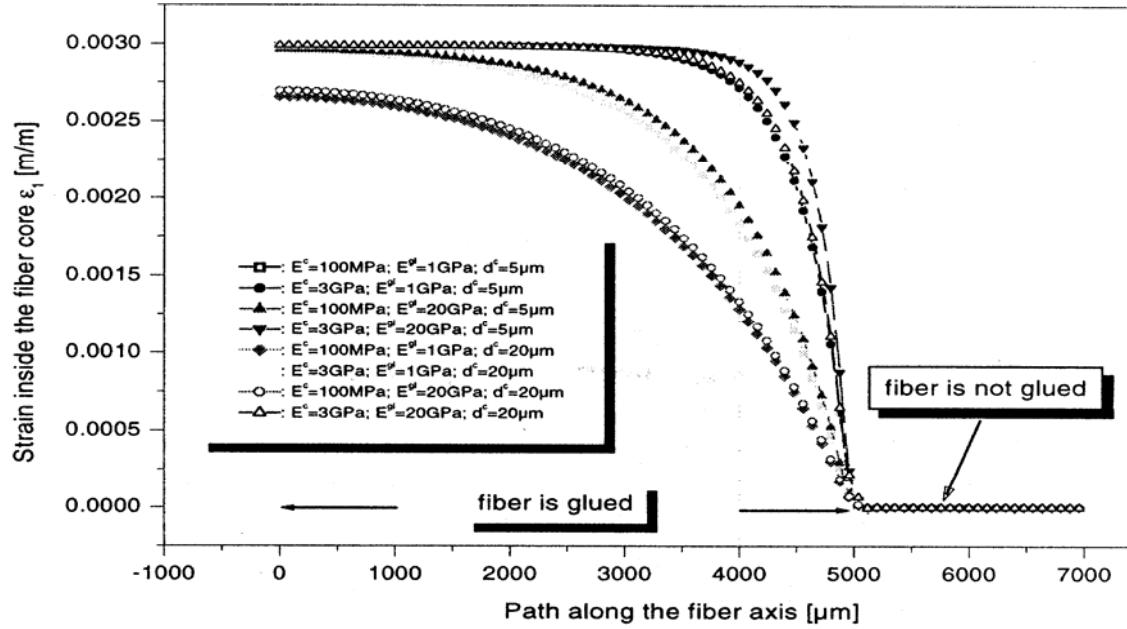


Figura 37: Deformación axial en el núcleo de una fibra de 0,125 mm en diámetro. Parámetros:  $E^c$ = Modulo de Young del recubrimiento ,  $E^{gl}$ = Modulo de Young del adhesivo,  $d^c$ = espesor del recubrimiento. Deformación axial de la estructura 0.3% /15/

## 2.5.2 Sensores de Bragg embebidos en el material compuesto

Embeber los FBGS en la estructura tiene la ventaja de que los sensores, una vez embebidos, están bien protegidos contra el medio ambiente, líquidos hidráulicos y golpes y que no son ningún obstáculo en el mantenimiento del aparato. Además, se pueden medir las deformaciones dentro de la estructura misma. El proceso de embeber los sensores en la estructura conlleva varios problemas a resolver porque la integración de los sensores, un proceso de por sí difícil y crítico, se superpone al proceso de fabricación. Por una parte, los sensores tienen que sobrevivir las duras condiciones del proceso de fabricación, con presiones de unos 6 a 9 bares y temperaturas de unos 180°C. Pero no sólamente la fibra óptica embebida en el interior está expuesta a las altas cargas derivadas de la fabricación, sino que también la parte de la fibra óptica que sale del laminado, las fundas y los conectores ópticos lo están. Hay que proteger también todas estas partes durante el proceso de fabricación para no destruirlos y garantizar su funcionamiento /75/.

El método de integración de los sensores de fibra óptica depende de varios factores. Dichos factores son:

- el tipo de estructura, si es panel para ensayos o estructuras reales
- el apilamiento
- el tipo de fibras de refuerzo ,( unidireccional o tejido)
- el proceso de fabricación

El posicionado de la fibra óptica en el laminado más adecuado es, en el caso de fibras unidireccionales, normalmente paralelo a las fibras de refuerzo. Así, la fibra óptica queda perfectamente integrada en el panel y las fibras de refuerzo se posicionan alrededor, figura 38. Si hay que cruzar la dirección de las fibras de refuerzo o, en general, en el caso de tejido, las fibras de refuerzo no se integran muy bien a la fibra óptica y se forman bolsas de resina delante y detrás de la fibra óptica. Las bolsas de resina empeoran las características mecánicas del laminado. Especialmente en el caso de fuerzas a compresión, las bolsas bajan hasta un 40% los valores mecánicos /76/. En el caso de fatiga, estas bolsas de resina son muy probables inicios de grietas y delaminaciones en el material /77/. El camino de integración de las fibras ópticas óptimo es por eso, en general, siempre en paralelo a las fibras de refuerzo si eso es posible.

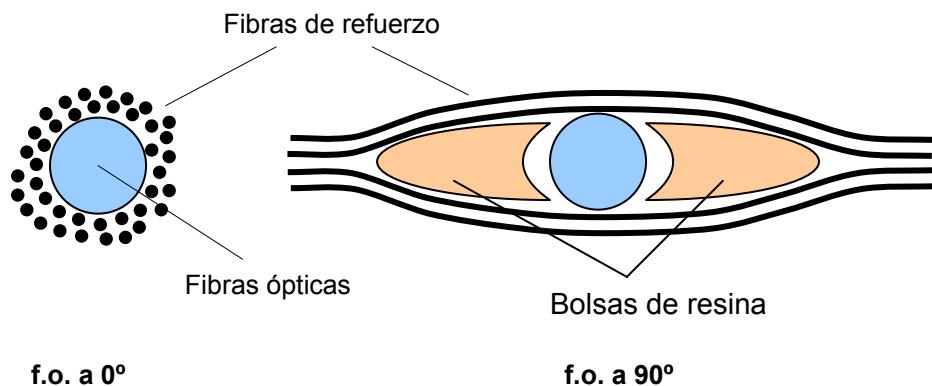


Figura 38: Integración de fibras ópticas en un laminado de fibras de refuerzo. Izq.: Fibra óptica paralela a las fibras de refuerzo, 0°, dcha.: Fibra óptica perpendicular a las fibras de refuerzo, 90°

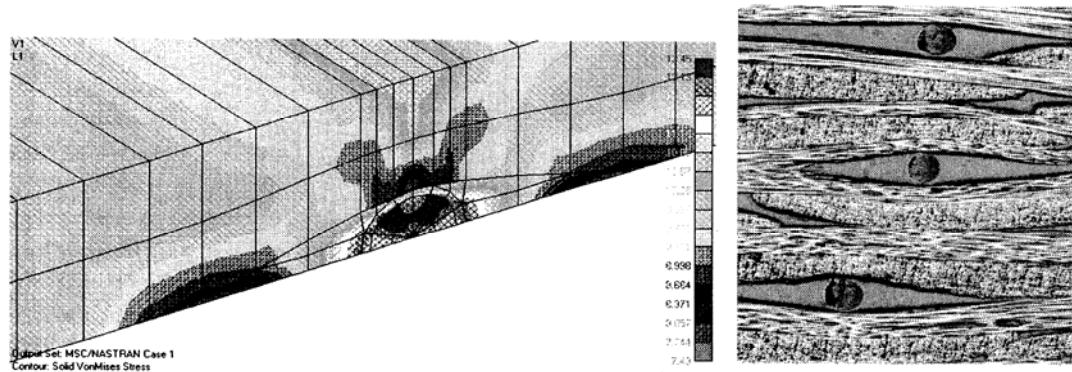
A parte de los problemas del proceso de embeber las fibras ópticas en los materiales compuestos, existen otros problemas a resolver. Todavía hay muchos fenómenos que es necesario estudiar y entender en el comportamiento de los FBGS embebidos en el material compuesto para garantizar la fiabilidad en cuanto a la interpretación de la señal de los FBGS. Las fuerzas residuales provocadas, por ejemplo, por las distintas expansiones térmicas en el laminado, o los estados de esfuerzos de múltiples direcciones, pueden provocar gradientes de deformación a lo largo de la zona del sensor, lo que provoca una deformación del espectro óptico. Dicha deformación puede ser desde un simple ensanchamiento hasta un desdoblamiento del pico reflejado. Estas deformaciones del espectro son un obstáculo para la medición, especialmente si

se utilizan equipos automatizados que pueden causar interpretaciones erróneas /5/, /52/ y /53/. Diferentes condiciones de humedad, o diferentes materiales del material compuesto, pueden influir también en las mediciones con los FBGSs.

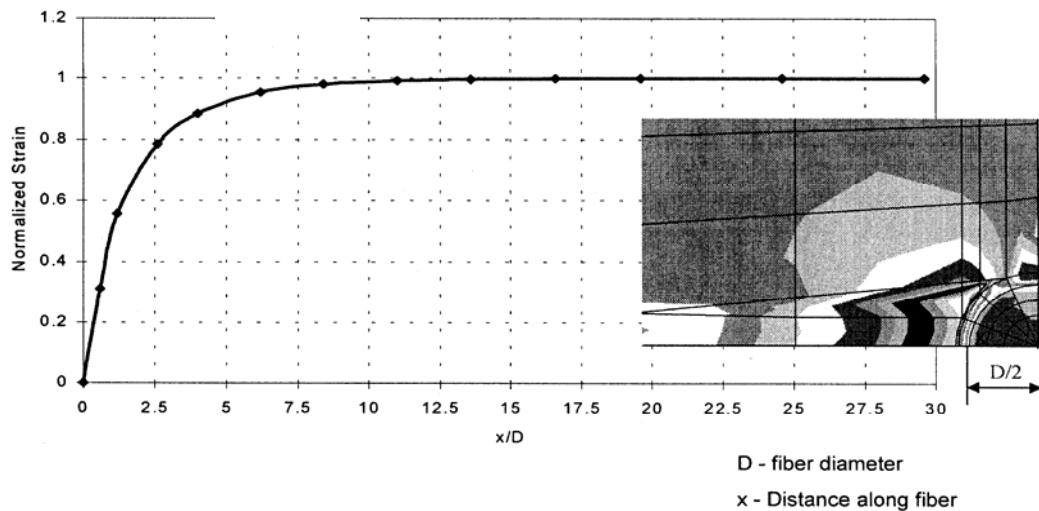
Para obtener la confianza necesaria en los sensores ópticos, parece imprescindible verificar su comportamiento en ensayos comparativos con extensometría convencional como galgas extensométricas y extensómetros. Se conocen pocos estudios comparativos entre FBGS embebidos en material compuesto y extensometría convencional.

Moermann et al. /78/ han verificado el funcionamiento en estudios comparativos entre sensores de Bragg y galgas extensométricas con ensayos de fatiga de hasta 1.5 millones de ciclos y ensayos de fluctuación con duración de más de un año. En ensayos realizados /79/, /25/ y /80/, se han verificado el funcionamiento de los sensores en ensayos cuasiestáticos. Los resultados de sensores de Bragg embebidos y pegados en la superficie de probetas de tracción de material compuesto de carbono/epoxi han sido comparados con extensómetros y galgas extensométricas. El funcionamiento de los sensores de Bragg ha sido demostrado en todos los ensayos satisfactoriamente. Las diferencias entre los sensores de Bragg y los sensores convencionales se ha situado dentro del margen de variación de las mediciones y de la precisión de los equipos utilizados.

A continuación se expone el trabajo de Kressel et al. /81/ que ha realizado cálculos teóricos y modelos matemáticos para describir el comportamiento e interpretar la señal de sensores de Bragg embebidos dentro del material compuesto, realizando una evaluación analítica tanto sobre el efecto de la fibra óptica embebida en las distribuciones de los esfuerzos y deformaciones en el interior de la estructura huésped como en el interior de la fibra óptica. El modelo se basa en el análisis avanzado capaz de detectar elevados gradientes locales de esfuerzos, en combinación de la modelización precisa de la geometría. Una de los principales resultados del modelo analítico es que, aunque las propiedades de la fibra óptica son significativamente diferentes de las de la estructura de material compuesto que la rodea, la fibra óptica resulta sometida al campo de deformaciones de la estructura de material compuesto en una muy corta distancia (figura 39). Hay que hacer notar que, en el modelo, las fibras ópticas recubiertas de poliimida son embebidas en dirección perpendicular a las de las fibras de refuerzo para estudiar el caso más desfavorable.



*Finite Element model of embedded fiber*



**Figura 39:** Modelo de FEM, imagen de la sección transversal del laminado y distribución de deformación a lo largo de la fibra óptica embebida /81/

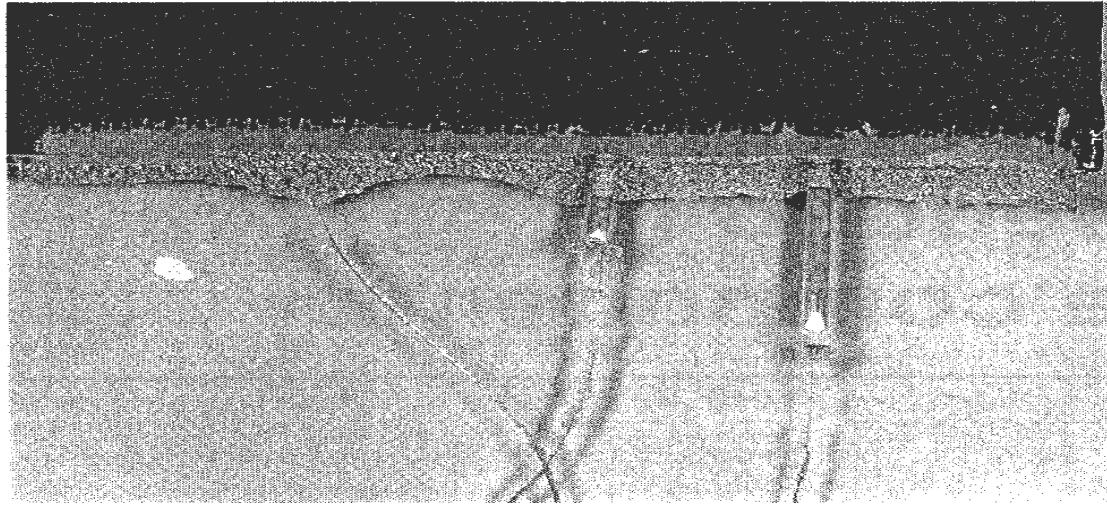
### 2.5.3 Métodos de conexión y terminación de fibras ópticas en materiales compuestos

El uso de fibras ópticas integradas en estructuras aeronáuticas de materiales compuestos exige sistemas de conectores robustos, pero de alta precisión. Robustos, para aguantar el proceso de fabricación de los materiales compuestos, los montajes de las estructuras aeronáuticas y el medio ambiente extremo y las cargas en los aviones. La alta precisión es necesaria para obtener mayor rendimiento de los circuitos opto-eléctricos, especialmente la fuente de luz y realizar mediciones exactas. En una estudio realizado por Green y Shafir /82/ y /83/, se han encontrado los siguientes requisitos necesarios para técnicas de integración y conexión de fibras ópticas en materiales compuestos:

- Capacidad de mantener la fibra óptica y el conector con pocas pérdidas ópticas en el proceso de fabricación de las partes de materiales compuestos.
- Los conectores deben hacer posible el mecanizado de los bordes de las estructuras y el ensamblaje de partes.
- Compatibilidad con los sistemas estándar de la industria óptica para aprovechar las continuas mejoras de los sistemas ópticos.
- Simpleza y robustez para ser capaz de conectar y desconectar en una línea típica de fabricación de aviones o de sus centros de mantenimiento.
- Sobrevivir las cargas del servicio en los aviones durante el vuelo.

En este estudio, se han desarrollado tres distintas tipos de conexión, la conexión con la fibra sin conector, conectores en el borde y conectores en las caras de la estructura. En las conexiones de las fibras sin conector se han investigado varias distintas posibilidades de la salida de las fibras en el borde del panel.

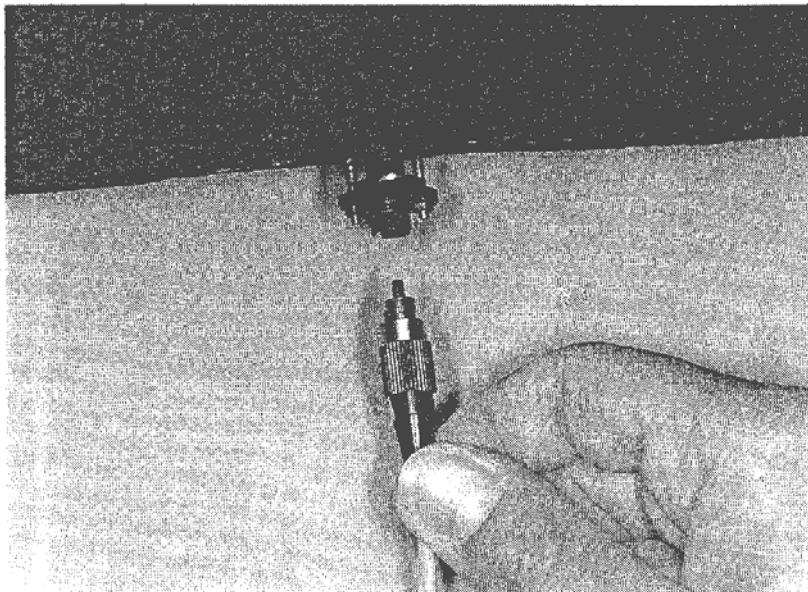
Para proteger las fibras en el borde de salida se ha embebido localmente láminas termoplásticas y film adhesivo de poca fluidez en el curado, figura 40. Esta combinación del inserto-adhesivo ofrece una buena protección de las fibras del flujo de la resina y alivia las concentraciones locales de esfuerzos. Este método se puede utilizar para ensayos en laboratorio, pero parece ser poco practicable para estructuras aeronáuticas reales.



**Figura 40: Fibras ópticas saliendo de un borde de un panel con refuerzos locales termoplásticos y film adhesivo /83/**

### 2.5.3.1 Conectores en los bordes

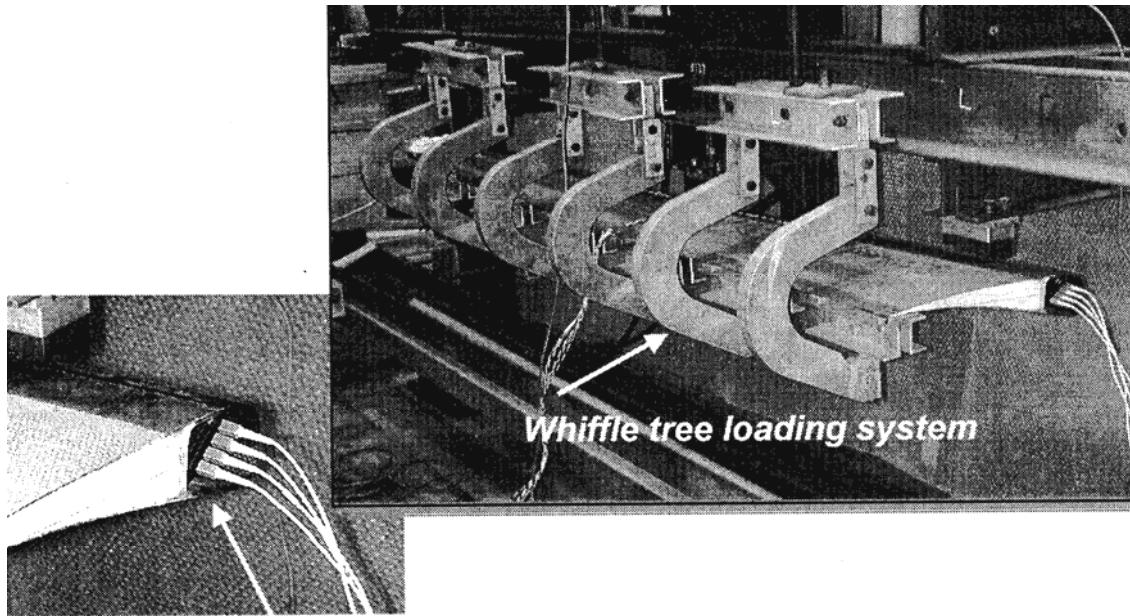
Los conectores estándar de las fibras ópticas tienen un diámetro de unos 8-10 mm, lo que es demasiado intrusivo para integrarlos en el borde de casi cualquier panel. Para poder integrarlos, Green y Shafir /83/, han hecho un conector que lleva sólamente la parte central del conector (llamado ferule) en cual se integra y pega la fibra óptica.



**Figura 41: Fibras ópticas saliendo de un borde de un panel con refuerzos locales termoplásticos y film adhesivo /83/**

Este conector tiene un diámetro de unos 2.5 mm. A los dos lados del conector se ha integrado tuercas para realizar una conexión fija y estable, figura 41. Este tipo de conector tenía unas pérdidas excesivas, del orden de 3-4 dB, siendo 0,5-1 dB de perdida un valor aceptable en conectores. Con este tipo de conector es problemático recortar el panel, por lo menos no en esta parte. Un ensamblaje con otros componentes tampoco parece muy viable con este tipo de conector.

Kressel et al. /81/ han realizado ensayos de un sistema de supervisión de salud estructural sobre un alerón de una aeronave comercial incluyendo conectores ópticos en el lateral, instrumentado con una red de fibras ópticas embebidas incorporando sensores de Bragg multiplexados para medir deformaciones y temperatura en tiempo real. El sistema fue ensayado en una bancada simulando el estado de cargas de un vuelo real, figura 42, obteniéndose lecturas de las redes de Bragg en tiempo real que, comparadas con las obtenidas de galgas extensométricas convencionales, arrojaron una excelente correlación.

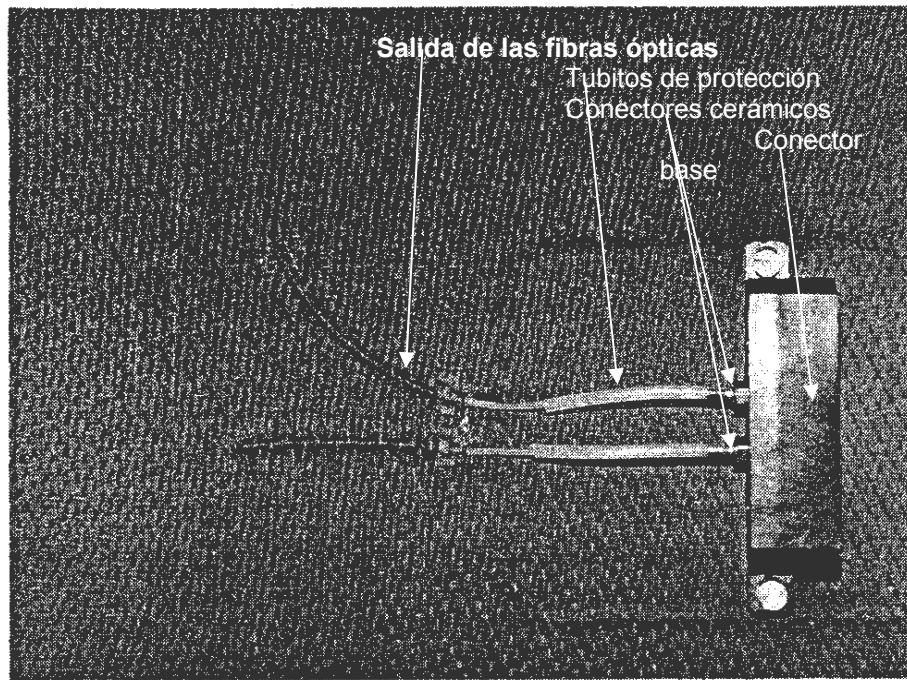


**Optic Fiber Connector**

Figura 42: Demostrador a escala real de un sistema de supervisión de la salud estructural con sensores de Bragg embebidos y conectores ópticos embebidos estructuralmente /81/

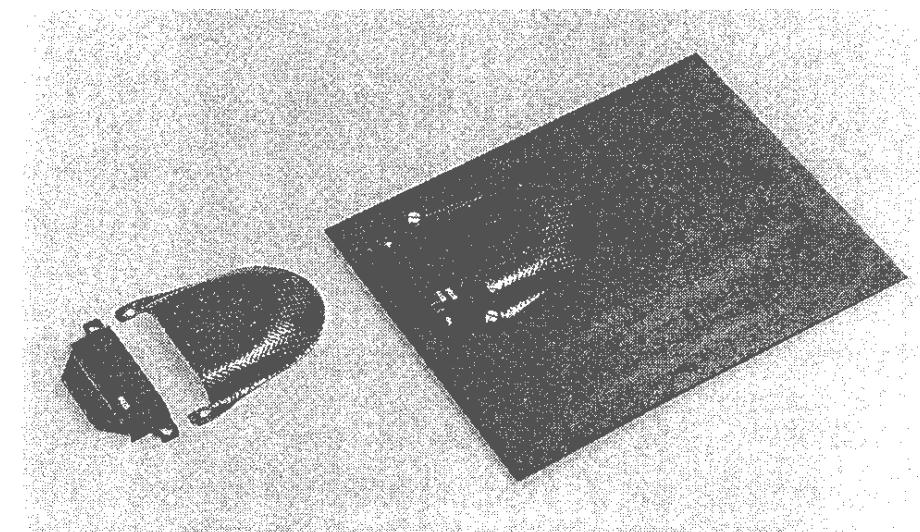
### 2.5.3.2 Conectores montados en las caras

La mejor flexibilidad en el uso de conectores de fibras ópticas se obtiene montando los conectores en la superficie de la estructura y atravesando las fibras del laminado. Green y Shafir /82/ y /83/ han utilizado, para este tipo de conexión, un conector estándar tipo AMP. Con este tipo de conector se pueden conectar 2, 4 ó 8 conectores estándar a la vez. El conector está compuesto de una parte base ("daughter card") con varios conectores cerámicos integrados y apretados por muelles para ofrecer la presión de contacto adecuada. Anteriormente al proceso de fabricación, se han quitado los conectores cerámicos del conector base. Para que los conectores cerámicos no se marquen en el panel en el proceso de curado o sean destruidos por la presión de la bolsa de vacío se les ha integrado en un molde de caucho de silicona. Este molde ha sido prefabricado anteriormente moldeando los conectores y fibras ópticas con sus tubos de protección. Una vez curado, se ha quitado el molde de caucho y se ha integrado los conectores en la base del conector. Este conector ha sido fijado mediante tuercas en el panel. La zona de la fijación ha sido reforzada. Una vista del conector fijado en el panel se puede apreciar en la figura 43.



**Figura 43: Conejero base con dos conectores cerámicos de fibras ópticas montado en la superficie de un panel /83/**

En este caso, sólamente dos de los cuatro posibles conectores han sido integrados. Se puede apreciar bien las fibras ópticas con sus tubitos de protección. Las pérdidas ópticas de estos conectores han sido del orden de 1.5 dB después del curado, lo que es un resultado aceptable. Para mejorar la protección del conector, se ha fabricado una tapa mediante un tejido de carbono/epoxi que se puede fijar con tornillos en el panel, figura 44.



**Figura 44: Protección del conector /83/**

Este sistema de conexión con conector base y tapa de protección es suficientemente robusto para ser integrado en estructuras reales aeronáuticas y sobrevive el proceso de fabricación con pocas pérdidas ópticas. Una vez fabricado, no hace falta ningún tipo de manipulación adicional de la fibra óptica como empalmes, fijación o pulido de un conector, lo que hace este sistema muy adecuado para aplicaciones en líneas de fabricación de estructuras aeronáuticas.

En el programa SISCO /31/ se han integrado los conectores ópticos en el borde del laminado fijado y protegido dentro de un trozo de espuma rígida tipo ROHACELL /58/. La integración de la fibra óptica con su cable de protección en la borde del laminado y con el conector ya instalado, facilita el manejo de los sensores en el proceso de fabricación y protege la fibra óptica durante el proceso de fabricación de la estructura huésped. Incluyendo el conector ofrece, además, la posibilidad de fabricar terminales muy cortos que apenas forman un obstáculo en el manejo y mecanizado de la estructura curada.

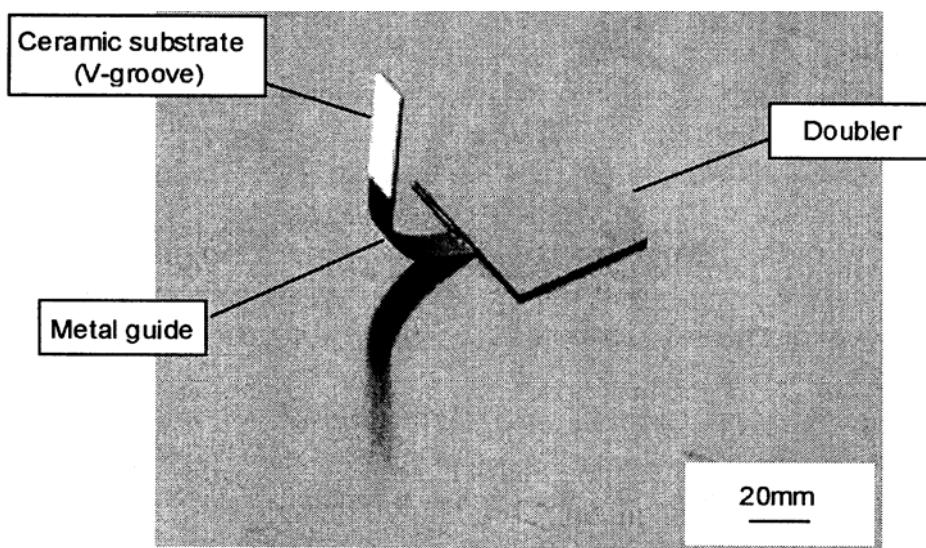


Figure 45: Conector de fibra óptica para integración estructural /51/

Takeya et al. /51/ han desarrollado un conector para fibras ópticas que puede ser embebido o fijado a estructuras de material compuesto y que se muestra en la figura 45. Consiste en una guía metálica en forma en L y un sustrato cerámico de alúmina con una ranura en V. La guía metálica en forma de L puede colocarse plana sobre la superficie del laminado de forma que no comprometa la realización de la bolsa de vacío de la estructura durante el proceso de curado. El conector permite una fácil, precisa y repetida conexión mediante el empleo del sustrato cerámico con la ranura en V como elemento de conexión. Debido a que el conector óptico permite a la fibra

óptica salir del laminado desde la superficie y no desde el borde, el laminado de material compuesto puede recortarse en sus bordes sin romper la fibra óptica embebida. Con este tipo de conector, las pérdidas ópticas fueron de 0,4 dB, valor aceptable para aplicaciones prácticas.

#### **2.5.4 Impacto estructural de los FBGS sobre el material huésped**

Un aspecto crucial en el desarrollo de estructuras cuyas deformaciones se quiere monitorizar son los sensores, que idealmente no deberían comprometer la integridad estructural. Las fibras ópticas empleadas como sensores son, en este sentido, un buen candidato. Su pequeño tamaño, bajo peso y versatilidad geométrica las hace especialmente interesantes para su integración en estructuras de material compuesto. Sin embargo, el tamaño de las fibras ópticas, grande si se compara con el de las fibras de refuerzo, y el hecho de introducir discontinuidades geométricas en el laminado, indican que las fibras ópticas embebidas pueden actuar como intrusos físicos que provocan una cierta degradación estructural. Por tanto, se hace necesario establecer en qué medida la fibra óptica embebida afecta a las propiedades mecánicas de la estructura.

En primer lugar, hay que señalar que el efecto de embeber fibras ópticas en una estructura de material compuesto depende de una serie de factores o parámetros y que, por tanto, debe evitarse el realizar comparaciones de resultados de ensayos sin antes verificar el conjunto de dichos parámetros. Los factores fundamentales de los que depende dicho efecto son:

- **Relación entre el diámetro del sensor y el espesor del laminado,** entendiéndose por diámetro del sensor el resultante del conjunto del núcleo de la fibra óptica, la corteza de cuarzo del núcleo y el material aislante/protector del recubrimiento (ver figura 1). Cuanto menor sea dicha relación, menor es la perturbación que se introduce en la estructura.
- **Selección del tipo de recubrimiento atendiendo al material que la forma, su rigidez y su resistencia a temperatura.** El recubrimiento es necesario dada la fragilidad y baja resistencia ambiental de las fibras de cuarzo sin cubrir. Debe proporcionar la robustez necesaria para el manejo de la fibra óptica durante el proceso de fabricación, garantizando la transferencia de deformaciones desde el compuesto al núcleo de la fibra óptica. La selección adecuada es crítica, ya que si es inapropiada puede deformarse severamente. Un factor que no puede olvidarse en la selección es su resistencia a temperatura, que debe ser tal que permita el procesado del material compuesto sin sufrir degradaciones en sus características siendo, por ejemplo, los recubrimientos estándar basados en acrilatos pueden

parecer inadecuados para su integración en sistemas de resina de curado a 180°C como las epoxi, puesto que los acrilatos se degradan a partir de 175°C. En ensayos que el autor de la Tesis ha realizado y que están explicados en los apartados 7.2 y 7.3, y en la referencia /75/, se podía demostrar que se puede aplicar las fibras ópticas con recubrimiento acrílico en un curado de 180°C si se puede proteger la salida de la fibra óptica del material adecuadamente. Su aplicación en materiales compuestos ha sido recomendado por Li et al.. /74/ hasta los 85°C para garantizar que las deformaciones estructurales son transferidos al sensor.

- **Tipo de material compuesto en relación con el tipo de material del recubrimiento.** La naturaleza y calidad de la interfase matriz-recubrimiento es un factor a tener en cuenta a la hora de valorar el efecto de la fibra óptica integrada en el material compuesto, ya que puede afectar a determinadas propiedades y determinar el modo de fallo frente a ciertas cargas.
- **Orientación de las fibras ópticas** con respecto a la dirección de aplicación de las cargas y con respecto a la de las fibras de refuerzo de las capas adyacentes del laminado. En la revisión de resultados de ensayos se verá con detalle la gran influencia de este factor, pudiendo adelantar que, en general todos los resultados revisados coinciden en determinar que la orientación más favorable de la fibra óptica es la paralela respecto a la fibra de refuerzo adyacente, siendo la más desfavorable la perpendicular.
- **Localización de las fibras ópticas** considerando especialmente disposiciones simétricas y no simétricas respecto al plano medio del laminado.
- **Cantidad de fibras ópticas embebidas**, encontrándose que el contenido volumétrico de fibras ópticas debe ser relativamente bajo.
- **Secuencia de apilamiento del material compuesto** que, como es bien sabido, afecta a las propiedades mecánicas.
- **Método de ensayo**, no pudiendo compararse resultados de ensayo que no han sido realizados con el mismo método.
- **Procedimientos de fabricación consistentes:** Variaciones en los parámetros del ciclo de curado, como su duración o temperatura aplicada, pueden modificar los valores de las propiedades mecánicas. Es necesario controlar el curado de todos los paneles que intervengan en el estudio, de otro modo pueden encontrarse variaciones de hasta el 10% debido a dichos factores.

Si no se determinan con claridad todos estos factores, los resultados que se presenten no son comparables con los obtenidos en otros estudios y, por tanto, sus conclusiones no son muy útiles.

En la bibliografía se encuentran estudios en los que, fijando cierta cantidad de dichos parámetros, se estudia cómo se modifican las propiedades mecánicas en función del resto de los parámetros. No se encuentran gran número de referencias relativas a este tema, especialmente si se considera el gran número de parámetros que pueden ser modificados, por lo que es necesario hacer un gran esfuerzo en la caracterización de materiales compuestos con fibras ópticas embebidas si se pretende emplear esta tecnología de forma habitual. A continuación, se realiza un análisis detallado de los resultados encontrados en la bibliografía.

El programa de ensayos mecánicos realizados por Roberts y Davidson /84/ trata determinar el efecto de embeber diversas fibras ópticas en materiales de carbono/epoxi. Las propiedades mecánicas que se han evaluado son:

- Tensión longitudinal y transversal
- Compresión longitudinal
- Cortadura interlaminar
- Cortadura en el plano

Los parámetros que se ha pretendido evaluar en este estudio han sido básicamente el diámetro de la fibra óptica y el tipo de material empleado para el recubrimiento. El material compuesto seleccionado para este estudio ha sido un **carbono/epoxi** (T300/Hexcel F263). La fibra óptica ha sido embebida en paralelo a las fibras de refuerzo.

En primer lugar, se evalúa la influencia de los distintos tipos de recubrimientos de fibra óptica, desde el punto de vista del material del que están hechas y, desde el punto de vista de su comportamiento térmico. En el primer caso, se ha seleccionado como propiedad mecánica a comparar la resistencia a tracción transversal, realizándose un estudio termogravimétrico para evaluar la segunda. Posteriormente se evalúa su influencia en otras propiedades mecánicas.

#### **2.5.4.1 Tracción Transversal frente al material de recubrimiento:**

Si el recubrimiento de la fibra óptica que se embebe es de tipo acrilato la caída de resistencia es mayor que si se embebe la fibra sin recubrimiento (13%). Esto se puede deber a que la interfase fibra óptica-recubrimiento es más débil que la interfase matriz-recubrimiento, tal como se aprecia al estudiar la superficie de rotura. Como consecuencia y atendiendo a esta propiedad podría decirse que el recubrimiento tipo acrilato es desaconsejable.

Con fibras de menor diámetro y con recubrimientos modificados se consigue mejorar enormemente el comportamiento, siendo la caída de propiedades muy pequeña, casi despreciable. El módulo no sufre variaciones significativas.

Como conclusión de este estudio comparativo para distintos tipos de recubrimientos Roberts y Davidson /84/ exponen que, si la adhesión de la fibra óptica al compuesto es tal que desvía el frente de grieta fuera del plano en el que está la fibra, entonces la resistencia transversal a tracción del compuesto no disminuye excesivamente. Si la dimensión de la fibra óptica es tal que provoca una gran concentración de esfuerzos, entonces el efecto del tamaño viene a ser una ventaja en la adhesión.

#### **2.5.4.2 Influencia en otras propiedades mecánicas**

La resistencia a tracción longitudinal no se ve afectada de modo significativo, al igual que la cortadura en el plano. En cortadura interlaminar si se aprecia cierta influencia, ya que si el recubrimiento es de tipo poliimida no hay degradación, pero si es tipo acrilato se aprecia una caída significativa (en torno al 8%). Esto se puede deber a la degradación del material de recubrimiento que se produce durante el curado del material compuesto. En compresión longitudinal, hay que decir que tiene influencia dependiendo de la orientación de la fibra óptica con respecto a las fibras de refuerzo; no afecta a probetas con la fibra embebida en la dirección de las de refuerzo, y cae significativamente cuando la fibra está embebida en la dirección perpendicular al refuerzo. Esto se debe a la presencia de una zona rica en resina que se crea en torno a la fibra.

En resumen, cabe decir que las propiedades más afectadas, según el estudio realizado /84/, por la presencia de fibras ópticas embebidas y con intensidad dependiente del tipo de fibra embebida son la resistencia a tracción transversal con fibra paralela al refuerzo y la compresión longitudinal con fibras embebidas en la dirección perpendicular al refuerzo.

#### **2.5.4.3 Análisis termogravimétrico:**

En este estudio, se evalúa la degradación que sufren los materiales típicamente empleados para recubrimientos, simulando lo que ocurre durante el curado del compuesto. Para ello, se han registrado las pérdidas de peso del recubrimiento como función de la temperatura y, para temperatura constante, en función del tiempo. Los materiales evaluados son acrilato y poliimida.

- **Acrílato:** El calentamiento se ha realizado con una rampa de 10°C por minuto. Hasta los 100°C no se aprecia pérdida de peso, produciéndose a dicha temperatura una pérdida achacable a la evaporación del agua contenida en el recubrimiento. La siguiente pérdida de peso significativa se produce a los 160°C, a partir de los cuales la pérdida es continua. A dicha temperatura se produce la evaporación de los distintos volátiles del polímero del recubrimiento. A partir de 200°C se produce una degradación muy rápida.
- **Poliimida:** Su comportamiento a temperatura es claramente superior al acrílico. Las termoestables no sufren degradación apreciable tras una hora a 240°C y, por tanto, son muy apropiadas para resinas tipo epoxi, por su temperatura de curado. Sufren una rápida degradación a partir de los 390°C y por tanto son adecuadas para resinas termoplásticas que son transformadas a temperaturas menores como el PPS, pero no son para resinas termoplásticas como el PEEK, que se procesa a temperaturas en torno de 390°C.

En el estudio de Jensen et al /76/, se intenta determinar la influencia en las propiedades mecánicas de laminados **grafito-bismaleimida** cuando se embeben fibras ópticas en ellos. En especial se estudia el efecto de la orientación y localización de fibras ópticas embebidas en las prestaciones en tracción y en compresión uniaxial de los laminados ya mencionados. La fibra que se embebe tiene un recubrimiento tipo acrílico y un diámetro total de 250μm.

Las conclusiones generales del estudio son, en lo referente a tracción, que la mínima degradación se obtiene embebiendo la fibra óptica paralela a la dirección de la carga y a la de las fibras de refuerzo adyacentes. En lo referente a compresión, dependiendo de la orientación, la degradación puede llegar a ser muy severa, con caídas en resistencia de hasta el 70% y en rigidez de hasta el 20%. El peor caso se obtiene con la fibra óptica perpendicular a la dirección de carga y al refuerzo adyacente. En cuanto a la orientación de la fibra embebida, se podría destacar cuatro casos extremos por su menor o mayor impacto en la geometría del laminado. La mayor perturbación se obtiene cuando la fibra óptica se embebe en la dirección perpendicular a la carga y a las fibras adyacentes: se crea una zona lenticular rica en resina en torno a la fibra óptica, lo que produce una concentración de esfuerzos en las proximidades de la fibra, Figura 46 izq. La extensión de la zona rica en resina disminuye con el ángulo entre la fibra óptica y las láminas adyacentes; la fibra óptica se adapta mejor siendo menos apreciable el puenteo de fibras, Figura 46 dcha.

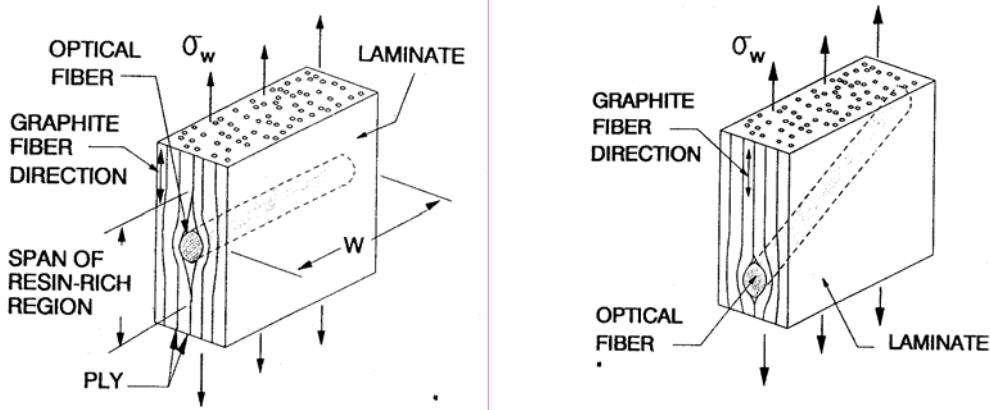


Figura 46: izq.: Laminado con fibra óptica integrado perpendicular a las fibras de refuerzo, dcha.: Fibra óptica en un ángulo en respecto a las fibras de refuerzo /76/

En razón a este factor, los casos extremos en función de la orientación son:

- Fibras ópticas embebidas paralelas a la dirección de la carga (bajo impacto)
- Fibras ópticas embebidas paralelas a las de refuerzo adyacentes (bajo impacto)
- Fibras ópticas embebidas perpendiculares a la dirección de la carga (alto impacto)
- Fibras ópticas embebidas perpendiculares a las de refuerzos adyacentes (alto impacto).

Otro factor a considerar es la simetría respecto al plano medio; la localización simétrica o asimétrica respecto al plano medio puede tener un efecto adicional adverso en las propiedades, Figura 47.

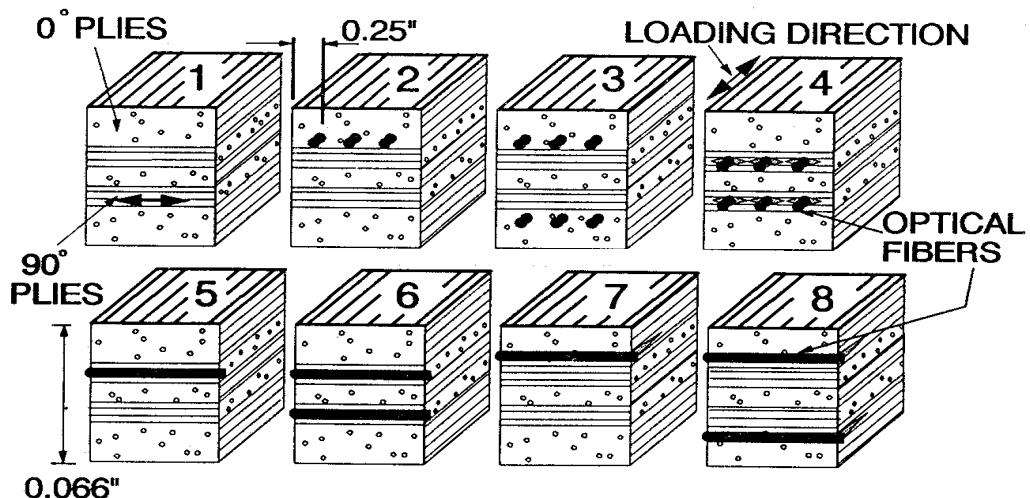


Figura 47: Configuración de las fibras ópticas en los laminados de ensayo /76/

Para determinar la influencia de los factores mencionados se han ensayado configuraciones correspondientes a combinaciones de los cuatro casos extremos y de

la posición simétrica o asimétrica respecto al plano medio. Las normas de ensayo empleadas han sido, en tracción uniaxial la ASTM D3039-76 y, en compresión uniaxial la ASTM D3410-87. El curado de los paneles se ha realizado en prensa caliente. El recubrimiento empleado en todos los casos ha sido de tipo acrilato.

**Resultados a Tracción:** Para todas las configuraciones ensayadas, la reducción fue menor del 5%, tanto en resistencia como en rigidez, salvo para la configuración con las fibras ópticas embebidas en la dirección perpendicular a la carga, perpendicular a las fibras de refuerzo adyacente y simétrico respecto al plano medio.

Este caso supone la mayor alteración geométrica en las capas de 0° del laminado, que son las de mayor importancia en tracción longitudinal. En el resto de configuraciones se observa que la caída de resistencia es del orden de la desviación estándar, por lo que el efecto de embeber una fibra óptica es comparable a las variaciones que se producen por la inhomogeneidad y naturaleza frágil de los materiales compuestos, figura 48.

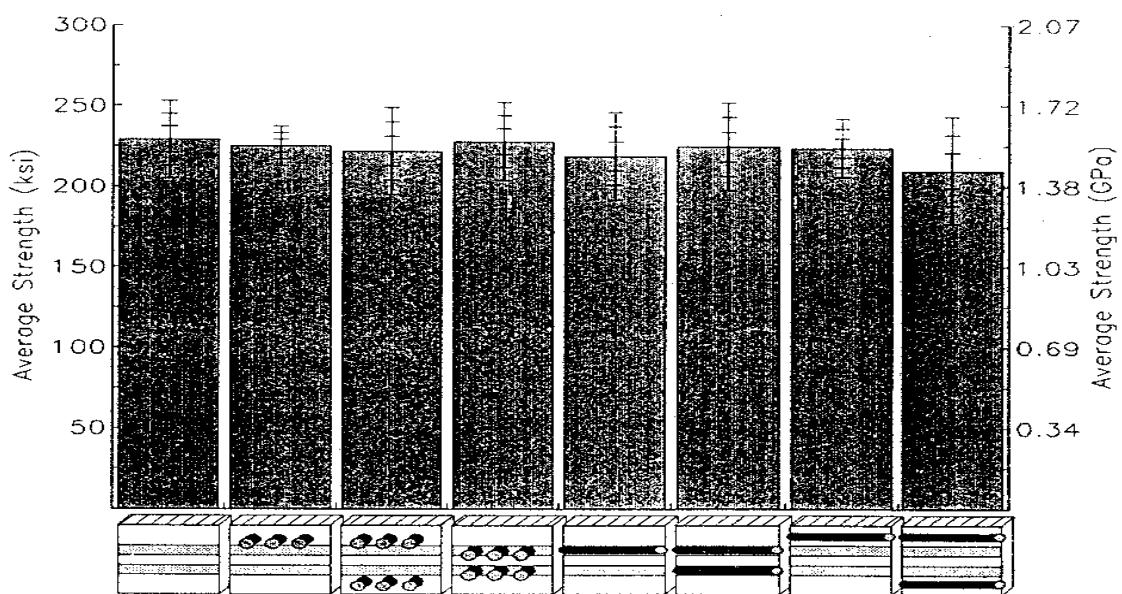


Figura 48: Resultados de resistencia en los ensayos a tracción /76/

Las conclusiones del estudio, teniendo en cuenta que se trata de un laminado delgado, de configuración simétrica y con una determinada relación entre el diámetro de la fibra embebida y el espesor del laminado, son:

- Ni la resistencia ni la rigidez a tracción se ven afectadas significativamente por la presencia de fibras ópticas embebidas, excepto en la configuración anteriormente mencionada, figura 48.

- La simetría parece no afectar, o al menos parece ser que el número de fibras ópticas embebidas afecta en mayor medida que la simetría; La configuración similar a la mencionada anteriormente pero asimétrica respecto al plano medio, con una sola fibra embebida degrada menos la resistencia y rigidez que la configuración simétrica con dos fibras embebidas. Por tanto, la fracción volumétrica de fibras ópticas embebidas debe ser baja, figura 48.

**Resultados a Compresión:** El comportamiento a compresión es, si cabe, más importante que en tracción, puesto que en el diseño de materiales compuestos suele ser crítico el valor de resistencia a compresión. Embeber fibras ópticas en materiales compuestos puede suponer una degradación muy importante de resistencia y módulo a compresión, dependiendo de la orientación en que son embebidas las fibras. El caso más desfavorable es con las fibras ópticas embebidas perpendiculares a la dirección de la carga y a las fibras de refuerzo adyacentes. Las cargas de compresión son más sensibles a imperfecciones en el camino de la carga y, además, dominan la respuesta del material compuesto frente a cargas cíclicas y frente a la exposición ambiental.

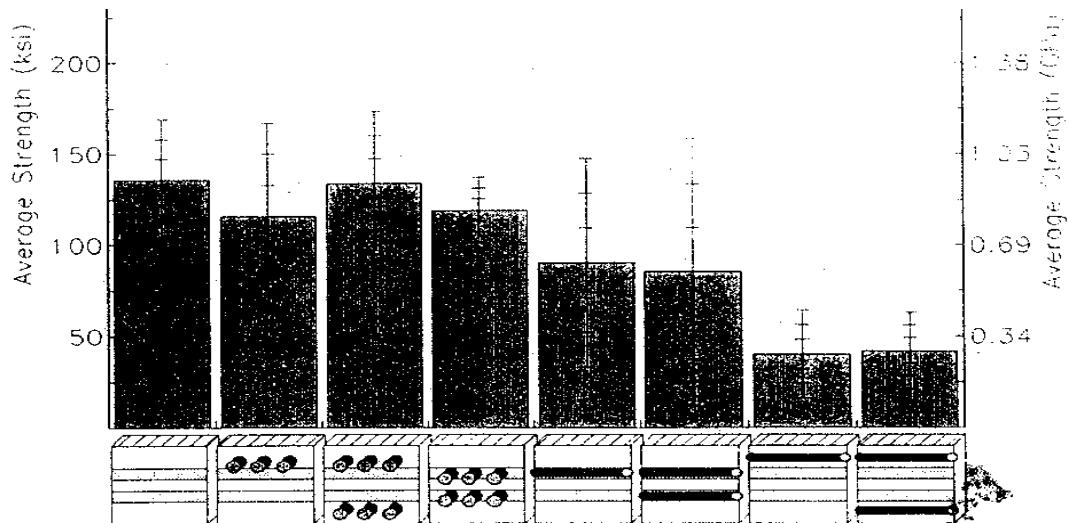


Figura 49: Resultados de resistencia en los ensayos a compresión /76/

- Las configuraciones de ensayo fueron las mismas que en el caso de tracción, incluso considerando el efecto de posibles simetrías y asimetrías, figura 47.
- Si las fibras están embebidas en la dirección paralela a la dirección de la carga, la caída de resistencia está entre el 1%, si, además, están embebidas en la dirección de las fibras de refuerzo adyacentes, y el 15% si están perpendiculares a las de refuerzo, figura 49.

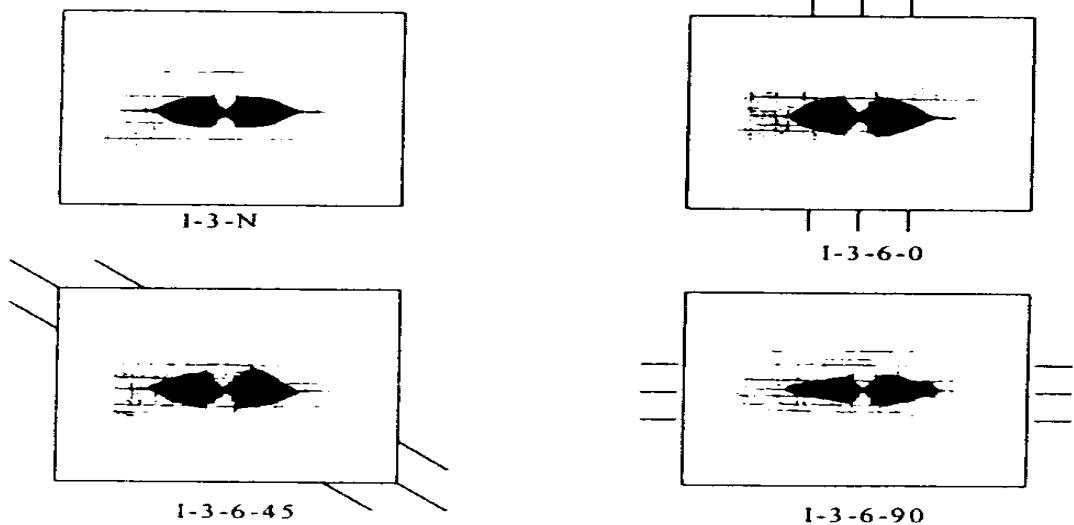
- Si las fibras están embebidas en la dirección perpendicular a la dirección de la carga, la caída de resistencia a compresión oscila entre el 34%, si además están embebidas paralelas a las de refuerzo adyacentes, y el 70% si están perpendiculares a las de refuerzo, figura 49.
- La reducción en la rigidez no es tan sensible a la orientación respecto a la dirección de la carga, siendo más afectada por la orientación respecto a las fibras de refuerzo adyacentes, figura 49.

El trabajo de Jeon et al. /77/ se centra en el **impacto de baja velocidad** y estudia el comportamiento a **pandeo de laminados** con fibras ópticas integradas, en concreto, investiga el daño por impacto y el comportamiento a compresión tras impacto de un laminado (0°,90°) con fibras ópticas embebidas. Las conclusiones generales a las que llega el estudio, y que posteriormente desarrollaremos, son que las fibras embebidas tienen un pequeño efecto marginal en la forma y el tamaño del área dañada cuando las fibras ópticas se embeben en la dirección paralela a las fibras de refuerzo adyacentes. Si la fibra óptica no es paralela, las zonas ricas en resina que se producen hacen que el crecimiento de grietas sea inestable, lo que aumenta el tamaño del área dañada. Además se vio que un número grande de fibras ópticas paralelas puede tener un efecto de mejora en la resistencia a delaminación por pandeo ya que produce un efecto de ondulación de la superficie de fractura delaminada.

A diferencia de lo que ocurre con los metales, por su naturaleza dúctil, en materiales poliméricos el daño por impacto es un parámetro muy a tener en cuenta. Las cargas de impacto pueden provocar delaminaciones bajo la superficie y grietas en la resina que no son visibles en la superficie, figura 50.

A continuación, se describen los ensayos realizados de Jeon et al. /77/ con el fin de estudiar las delaminaciones que se producen bajo cargas de impacto de baja velocidad, y la influencia del tamaño del daño en el comportamiento a compresión axial. Las variables que se consideran son el número de fibras ópticas embebidas y el tamaño inicial del daño. El material que se ha empleado es vidrio\_epoxi a base de cinta unidireccional. Las fibras ópticas tienen el recubrimiento tipo acrilato, de 250 $\mu\text{m}$  de diámetro. El curado del material compuesto se ha realizado en autoclave.

Para el ensayo de impacto a baja velocidad, se utilizaron laminados de 1mm de espesor, asimétricos [0<sub>4</sub> / x / 90<sub>4</sub>]<sub>T</sub>; Las fibras ópticas se embebieron a 0°, 45 °y 90 ° de la dirección de la carga superior.



**Figura 50:** Forma de las delaminaciones de paneles sin (arriba izq., I-3-N) y con fibras ópticas integrados en distintas orientaciones a  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  y  $90^\circ$  (I-3-6-0, I-3-6-45 y I-3-6-90) y a 6 mm equidistantes impactadas con energía de 3 J /77/. La orientación de las fibras ópticas embebidos está indicado en la imagen con líneas que sobresalen del panel.

**Resultado del ensayo a impacto:** La presencia de fibras ópticas, ya sea embebidas con orientación 0, 45 ó 90°, figura 50, no tienen influencia significativa en la forma del daño bajo impacto de baja energía, independientemente de la orientación, del nivel de energía y del número de fibras embebidas. Sin embargo, tienen cierta influencia en el tamaño del daño, dependiendo la magnitud del número de fibras y de su orientación, figura 51.

- Si aumentamos la energía del impacto, el tamaño del daño aumenta de forma casi proporcional
- Los laminados con fibra óptica a  $90^\circ$  presentan el menor tamaño del daño para todas las condiciones de ensayo estudiadas (variando la energía del impacto, la orientación de las fibras y la separación entre fibras).
- Los laminados que contienen fibras a  $45^\circ$  presentan la mayor área dañada.

- Un aumento en el número de fibras ópticas embebidas en un área determinada reduce el tamaño del daño para un nivel de energía dado. Ello parece deberse a la capacidad de las fibras ópticas de frenar la propagación de la grieta, en un fenómeno similar al mecanismo de aumento de la tenacidad del laminado con interphasas laminationes debilitadas. Las fibras ópticas tienen una interfase de pegado muy débil con la mayor parte de las resinas poliméricas, si se compara con la de la superficie tratada de las fibras de refuerzo. Por tanto, tienden a despegarse fácilmente bajo carga de impacto, y las fibras despegadas pueden actuar como freno de las delaminaciones. Esto puede funcionar para cualquier orientación con respecto a las de refuerzo, siempre que el número de fibras ópticas embebidas sea suficientemente alto. No obstante, son más eficaces las fibras embebidas a  $90^\circ$  que a  $45^\circ$ . Estos resultados difieren de los que se encuentran de estudios previos y que se han presentado con anterioridad, que no han detectado ninguna influencia significativa de los fibras ópticas embebidas sobre el tamaño del daño producido. En definitiva cabe advertir que el número de estudios es todavía muy bajo y que por tanto, no es posible sacar conclusiones definitivas.

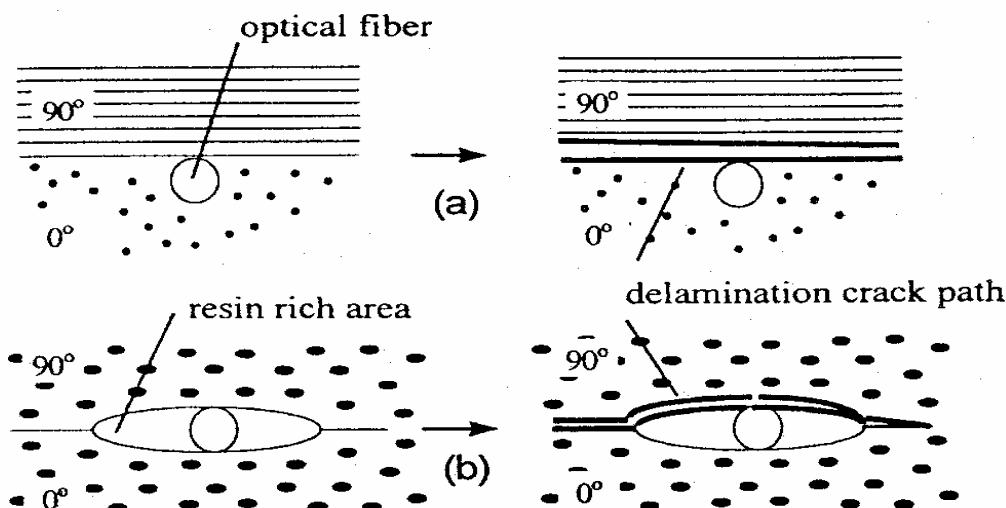
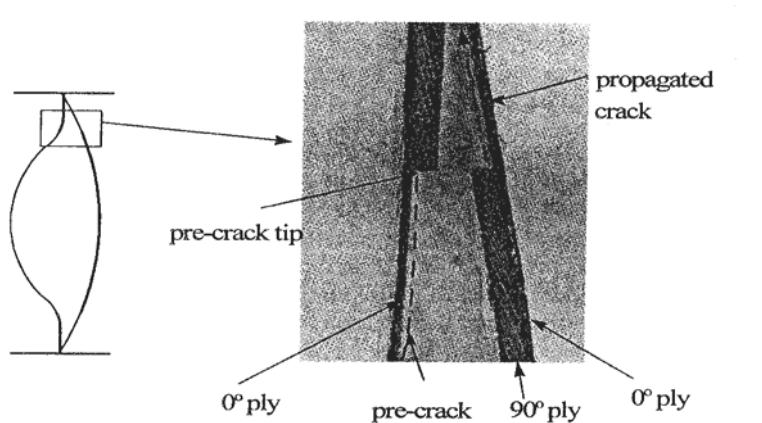


Figura 51: Diagramas esquemáticos de la propagación de la delaminación: a) con una fibra óptica embebida a  $0$  o  $90^\circ$ , y b) en dirección a  $45^\circ$ . /77/

Para el ensayo de pandeo con delaminación se emplearon laminados con secuencia de apilamiento:  $[0_3 / 90_3 / \text{f.o. a } 0^\circ / 90_3 / 0_3]$ . Las fibras ópticas fueron embebidas en el plano medio del laminado en la dirección axial. Se introdujeron delaminaciones iniciales artificiales de 10, 30 y 50 mm entre la capa  $0^\circ$  y  $90^\circ$  figura 52.

#### Resultados del ensayo de pandeo con delaminación previa

La curva carga-desplazamiento no está influenciada en absoluto por la presencia de fibras ópticas. La presencia de delaminaciones sí modifica el comportamiento de la propagación, especialmente para delaminaciones iniciales grandes (30, 50 mm). Para delaminaciones iniciales pequeñas, de 10 mm., se produce el pandeo global de modo similar al que ocurre sin delaminación previa. La carga aumenta linealmente para un desplazamiento muy pequeño; posteriormente se produce un aumento no lineal hasta un máximo en el que la carga cae repentinamente (el aumento no lineal coincide con un pandeo local, la caída de carga se produce por la propagación de la delaminación inicial). Resumiendo, podemos decir que la resistencia a pandeo es similar si no hay delaminación o si ésta es de longitud corta (10 mm.). Al aumentar la longitud de la delaminación disminuye la resistencia a pandeo.

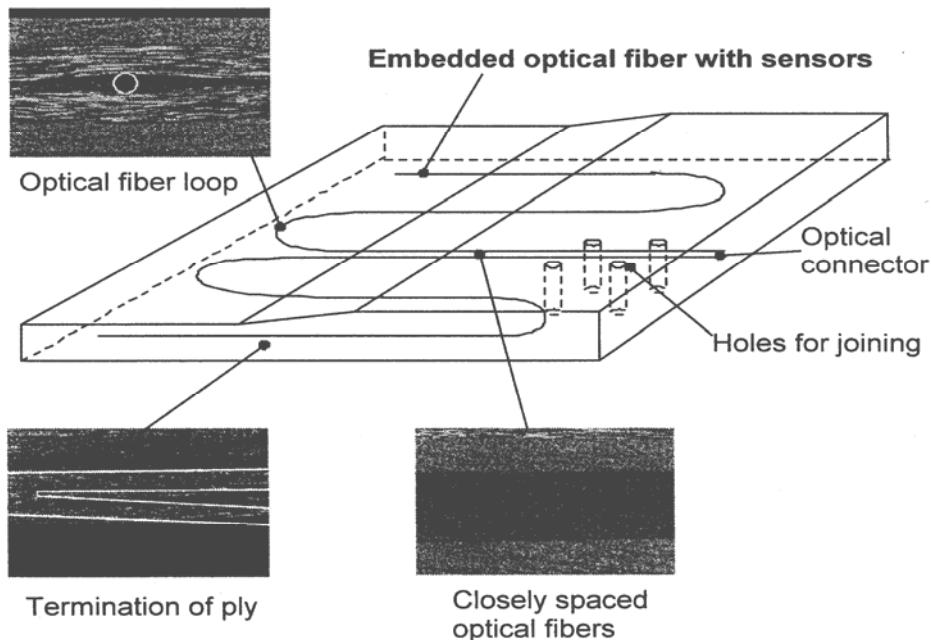


**Figura 52:** Izqd.) Dibujo esquemático del ensayo por pandeo. Drcha.) Forma del espécimen con pre-delaminación /77/

La presencia de fibras ópticas en la capa central a 90° no influye en la resistencia a pandeo para cualquier longitud de grieta previa. El comportamiento mejora al aumentar el número de fibras embebidas. La perturbación geométrica al embeber la fibra hace que la superficie delaminada se curve: cuanta más fibra mayor es la ondulación de la superficie y, por tanto, mayor la energía requerida para propagar la grieta.

Levin y Skontorp /85/ han investigado el efecto que la introducción de fibras ópticas embebidas en regiones de concentración de esfuerzos pudiera tener sobre la capacidad de transferencia de carga estática, dado que las estructuras de material aeronáutico de material compuesto presentan concentraciones de esfuerzos causados por variaciones internas del numero de laminas realizadas localmente para optimizar rigidez o resistencia así como debidas a uniones mecánicas a la subestructura. Esto introduce una complejidad adicional, puesto que las fibras ópticas en la estructura deben, inevitablemente, atravesar tales áreas como se muestra en la figura 53. Las

fibras ópticas embebidas pueden interferir físicamente con la microestructura del material compuesto.



**Figura 53: Características estructurales de un elemento aeronáutico con fibras óptica embebidas empleado para ensayos mecánicos de larga duración /85/**

La disminución de la capacidad de carga de la estructura es algo inaceptable en la mayoría de los casos, especialmente en materiales compuestos en los que el objetivo es incrementar las deformaciones permisibles para hacerlos más competitivos. Por consiguiente, se realizaron estudios del efecto de las fibras ópticas tanto sobre variación en el número de láminas como sobre uniones mecánicas, estudios que mostraron que el efecto de las fibras ópticas embebidas sobre la resistencia y la vida a fatiga del laminado de material compuesto no parecen, en general, resultar afectado por la presencia de una fibra óptica cuando ésta se encuentra en la dirección de las láminas que la rodean. En el caso de un bucle en la fibra óptica cuando esta cambia su dirección y perturba considerablemente la microestructura local, no se encontraron fallos prematuros asociados a las fibras ópticas, en base al hecho de que las fibras ópticas no iniciaron, o fueron causa indirecta, de fallos dominados por las fibras de refuerzo en el material compuesto. Aun cuando los datos no pueden considerarse concluyentes a la hora de predecir de forma segura el comportamiento al largo plazo de las sensores de Bragg y las fibras ópticas asociadas en un medio ambiente de servicio real, sí permiten arrojar cierta luz sobre los aspectos que deben considerarse.

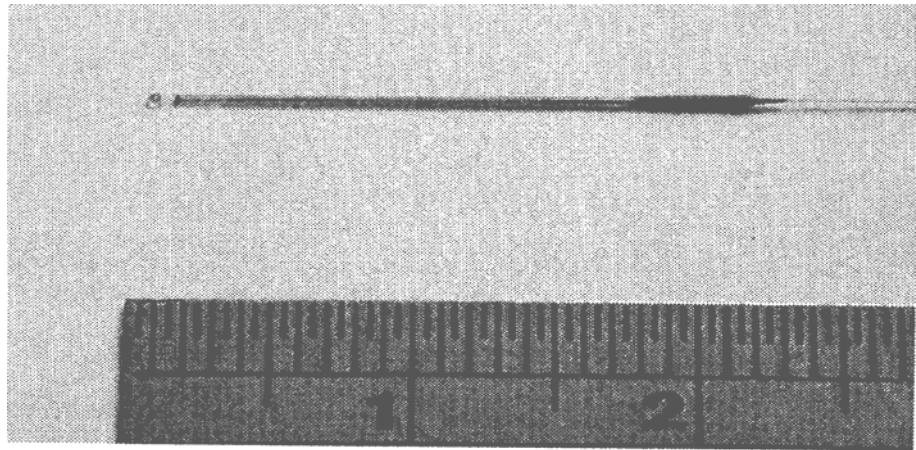
## 2.6 MEDICIÓN DE TEMPERATURA AMBIENTAL O ELEVADA CON SENsoRES DE BRAGG

En el caso de los sensores de Bragg, igual que en el de las galgas extensométricas, hay que conocer la temperatura alrededor del sensor de deformación para restar la porción de deformación que está provocada por las expansiones térmicas del material huésped. Además, se necesita conocer la temperatura para restar la porción del corrimiento de lambda del sensor provocado por el cambio del índice de refracción, pues este factor depende también de la temperatura, como se puede ver en las ecuaciones (6) y (8) en el párrafo 2.1.1.1. Los FBGS ofrecen la posibilidad de combinar en serie (multiplexar) sensores de deformación con sensores de temperatura dentro de la misma fibra óptica y embeberlos ambos en el material compuesto. Así, la temperatura medida es la temperatura que provoca la deformación térmica del material y que provoca el cambio del índice de refracción del sensor.

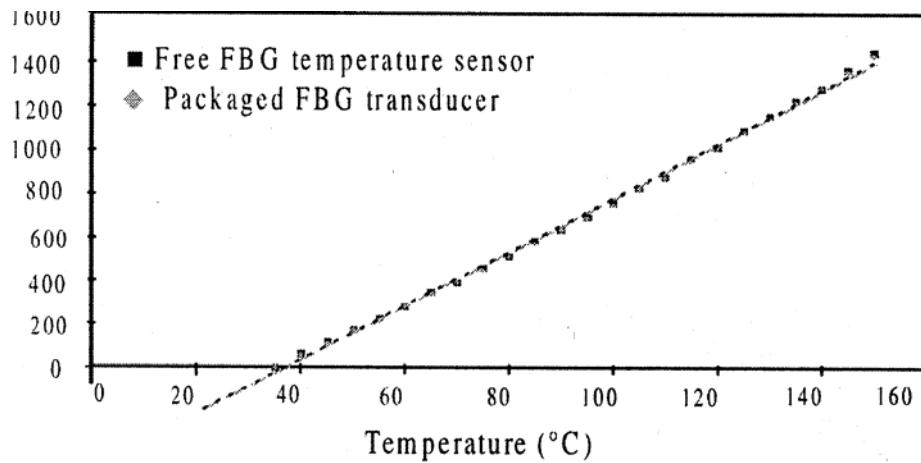
Para medir la temperatura, el sensor de Bragg puede estar pegado a la superficie de la estructura a medir, o puede estar embebido en ella si la estructura está formado por un material compuesto, por ejemplo. En ambos casos se necesita desacoplar el sensor de Bragg de las deformaciones mecánicas de la estructura huésped, lo que se suele conseguir encapsulando el sensor dentro de un capilar que es suficientemente pequeño para que no suponga un impacto estructural excesivo.

Ferdinand et al. /86/ han publicado dos tipos diferentes de sensores de temperatura para su aplicación a superficies y para su integración en laminados de material compuesto. En el primer caso, se ha encapsulado un sensor de temperatura en un capilar de vidrio y se ha dispuesto junto con varios sensores de deformación grabados en la misma fibra óptica entre dos capas finas de poliimida (Kapton) selladas con resina acrílica, formando un parche de pequeño espesor que posteriormente se puede adherir a la superficie de la estructura. El sensor de temperatura termina dentro de este capilar de vidrio y está así desacoplado de las deformaciones mecánicas.

En el segundo caso Ferdinand et al. /86/ desarrollaron un sensor de temperatura de Bragg poco intrusivo, que puede embeberse en un material compuesto, figura 54. El sensor de Bragg se integra en un microcapilar de sílice adhiriéndose la fibra óptica en un extremo del capilar y dejando libre el otro extremo de la fibra, de forma que ésta pueda expandirse térmicamente de forma libre y desacoplada de deformaciones mecánicas al embeber el sensor en un material huésped, mostrándose la curva temperatura- corrimiento de longitud de onda del sensor en la figura 55.



**Figure 54:** Sensor de temperatura poco intrusivo basado en una red de Bragg grabada en una fibra óptica para materiales compuestos. /86/



**Figure 55:** Curva de temperatura frente a corrimiento de la longitud de onda para el sensor encapsulado de temperatura /86/

Betz et al. /45/ han desarrollado un sensor de Bragg para medir temperatura en superficies y que puede estar en la misma fibra óptica en línea con otros sensores de Bragg que miden deformación. El sensor está adherido en el interior a un tubo de cuarzo formado por dos mitades. La fibra óptica no acaba en el interior del tubo sino que continúa para formar una red de sensores de deformación y temperatura. Sobre el tubo de cuarzo sellado se ha adherido un tubo metálico con el fin de absorber los esfuerzos estructurales, figura 56. La deformación parásita introducida en el sensor de temperatura es del orden del 2-3% de la deformación inicial de la estructura a la que se ha adherida el sensor de temperatura. El sensor de temperatura ha sido utilizado en ensayos de campo del A340/600 (véase también apartado 2.2.2).



Figure 56: Sensor de temperatura basado en red de Bragg grabada en una fibra de vidrio para adhesión en superficie /45/

Sensores de fibra óptica tipo Fabry Perot para medir temperatura han sido desarrollados por la compañía LUNA Innovations /26/. Estos sensores pueden ser pegados superficialmente o embebidos en la estructura de material compuesto. El rango de temperaturas a medir es entre 0°C y 200°C con una resolución de 0.1 °C y precisión de  $\pm 1^\circ\text{C}$ . El sistema puede ser interrogado a una frecuencia de 1750 Hz.

Souto et al.. /29/ han desarrollado un sistema de medición de temperatura con sensores interferométricos utilizando una configuración tipo Mach-Zehnder. Se ha caracterizado experimentalmente la respuesta de un interferómetro de fibra óptica embebida en material compuesto de fibra de carbono/epoxi. Se ha comparado la caracterización experimental de la respuesta a cambios de temperatura realizada por dos caminos: monitorizando el proceso mediante un sistema interferométrico utilizando fibras ópticas embebidas como elemento sensor, y con un sistema electrónico como referencia. La alta sensibilidad a la temperatura mostrada por el sistema interferométrico permite, en el estado actual, observar centésimas de grados.

## 2.7 MEDICIÓN DE TEMPERATURA Y DEFORMACIÓN EN EL RANGO CRIOGÉNICO

La medición de temperaturas en el rango criogénico tiene la dificultad de que la resolución de los sensores de Bragg en dichas temperaturas baja significativamente como consecuencia de la inapreciable expansión térmica de la fibra óptica, figura 57, en combinación con la bajada del coeficiente termo-óptico, figura 58, Sacharia et al. /87/. Por esta razón, la resolución del sensor de Bragg es casi cero a temperaturas debajo de 50K. Los dos coeficientes influyen en la respuesta térmica del sensor de tal

manera, ver ecuación (7) en párrafo 2.1.1.1, que la sílice no se considera satisfactoria como un candidato primario para un sensor a temperaturas criogénicas.

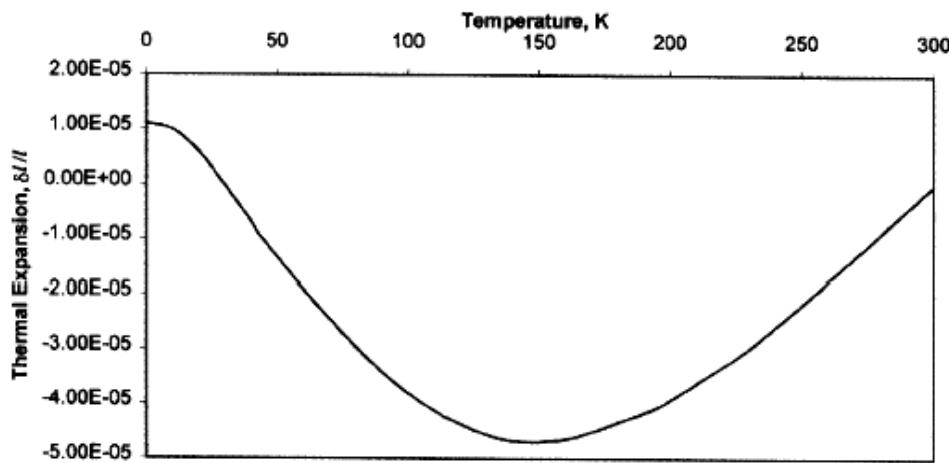


Figura 57: Expansión térmica,  $\epsilon$ , del silicio /87/ versus temperatura en el rango de temperaturas bajas y criogénicas. ( $\epsilon = \alpha \cdot \Delta T$ , con  $\alpha$ =coeficiente de expansión térmico de la sílice). Ejemplos: a 290 K  $\alpha = 0,44 \cdot 10^{-6}$  1/K, a 100 K  $\alpha = 0,186 \cdot 10^{-6}$  1/K y a 20 K  $\alpha = -0,0196 \cdot 10^{-6}$  1/K

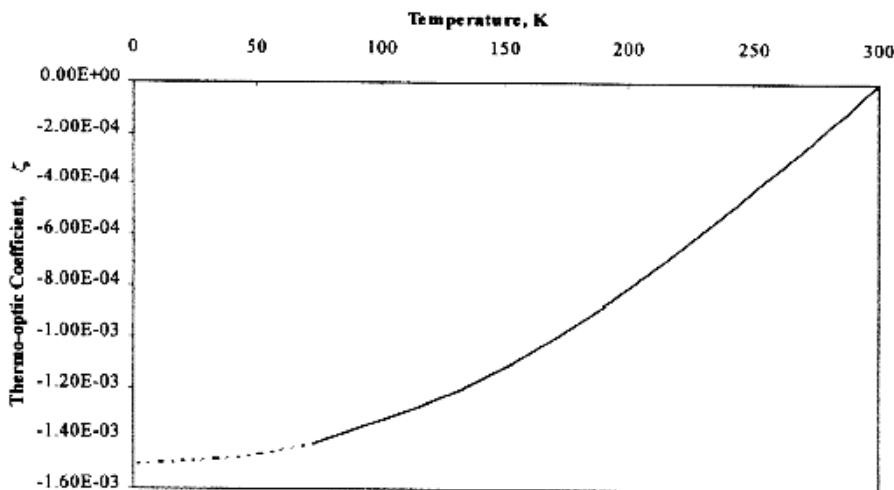


Figura 58: Coeficiente termo- óptico  $\xi$  de la sílice /87/. La línea con puntos muestra los valores esperados debajo la temperatura de 77K. ( $\xi \cdot \Delta T = \delta n / \delta T$ , con  $\delta n / \delta T$  =coeficiente termoóptico diferencial como se lo usa en los cálculos de van Steenkiste /18/ en párrafo 2.1.1).

Ejemplos: a 290 K  $\delta n / \delta T = 9,0 \cdot 10^{-6}$  1/K, a 100 K  $\alpha = 6,6 \cdot 10^{-6}$  1/K y a 20 K  $\alpha = 5,3 \cdot 10^{-6}$  1/K

Para poder medir temperaturas con sensores de Bragg en temperaturas criogénicas, es necesario recubrir la zona del sensor con un material adecuado para aumentar la expansión térmica. Trabajos en esta línea son conocidos para medir temperaturas en líquidos /87/, en los que se han recubierto la zona del sensor con una capa de aluminio o de PMMA.

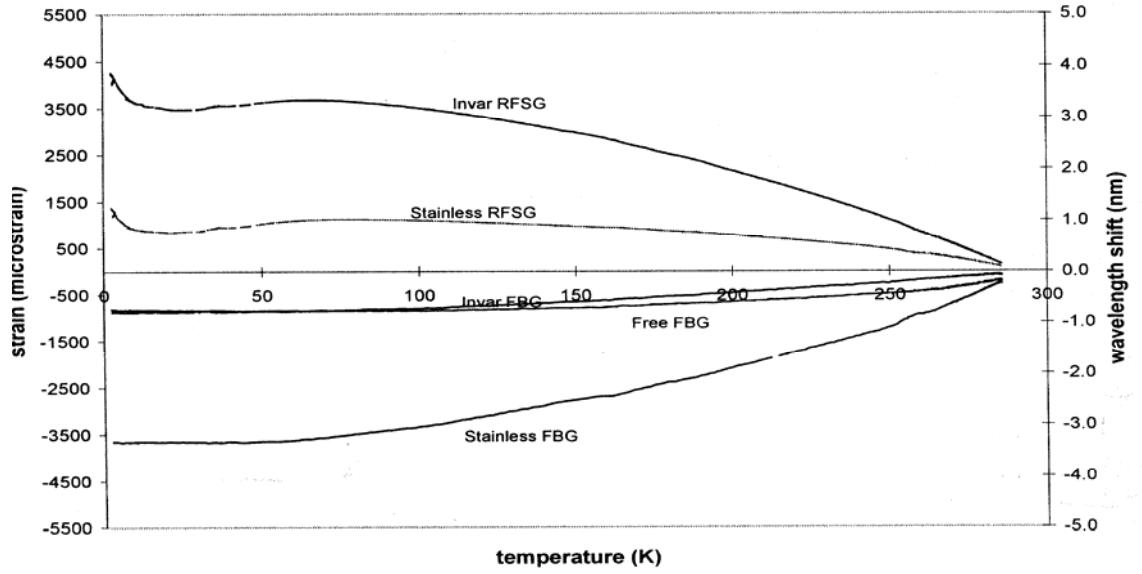
Mediciones de deformaciones y temperaturas en temperaturas criogénicas con sensores tipo Bragg embebidos en material compuesto son poco conocidos. Además de propios actividades en este campo publicados en /48/, sólamente se ha encontrado un trabajo de Müller /88/. En dicho trabajo, se han encapsulado sensores de temperatura tipo Bragg dentro de un capilar de resina epoxi para obtener su libre movilidad dentro del laminado de material compuesto de carbono/epoxi. El sensor está recubierto por un polímero para aumentar la expansión térmica del sensor que resulta en una resolución de unos 2 pm/K del sensor a temperaturas de 20K. El capilar para encapsular el sensor de temperatura tiene un diámetro interior de unos 1,2 mm que deja suficientemente espacio para ondular el sensor, de unos 0,25 mm de diámetro, en su interior.

Sacharia et al. /87/ utilizan la técnica de depositar una capa metálica encima de una fibra óptica en la zona de una red de Bragg grabada con el fin de medir temperaturas criogénicas en líquidos.

Andrews y Zisk /90/ han realizado ensayos con sensores extrínsecos tipo Fabry-Perot para medir deformaciones dentro de un tanque devanado de carbono/epoxi y en especímenes planos. Los especímenes planos han sido cargados en flexión en cuatro puntos a temperaturas criogénicas hasta temperatura de hidrógeno líquido de 20K. Los resultados de las mediciones en flexión han sido comparados con galgas extensométricos que han sido fijadas en la superficie de la probeta. La desviación entre ambas técnicas de mediciones se ha situado en el rango del 1%. La estructura del tanque ha sido ensayada a temperatura ambiente con un resultado similar comparando la deformación medida mediante galgas extensométricas y los sensores Fabry-Perot embebidas.

En /89/, James et al. han medido deformaciones y temperaturas en el rango criogenico hasta 2.2K, utilizando sensores de fibra óptica tipo Bragg. Los FBGSs han sido ensayados libremente y fijados a una placa de acero y a una placa de INVAR. Ambos placas, con los FBGSs pegados y el FBGSs suelto, han sido enfriadas hasta 2.2K para medir la respuesta a temperatura. En otro ensayo la placa de acero ha sido deformada mecánicamente antes de enfriarla, tensando así el sensor que ha sido pegado en la superficie. La deformación de la placa ha sido medida con el FBGSs pegado y se comprobó si habría una diferencia en la respuesta a bajas temperaturas. La respuesta de los sensores de Bragg midiendo temperaturas ha sido altamente no lineal, figura 59. La respuesta del sensor bajaba hasta casi cero para temperaturas por debajo de

100K. La respuesta del sensor a la deformación ha sido independiente de la temperatura.



**Figure 59: Respuesta de galgas de película resistiva (RFSG) y sensores de Bragg (FBG) a la temperatura. Invar RFSG: RFSG fijada a una muestra de INVAR; Stainless RFSG: RFSG fijada a una muestra de acero inoxidable; Invar FBG: FBG unido a una muestra de INVAR; Stainless FBG: FBG fijada a una muestra de acero inoxidable; Free FBG: FBG sometido al medioambiente térmico /89/**

## 2.8 CONCLUSIONES

En este estudio bibliográfico se ha demostrado que los sensores de fibra óptica tipo Bragg tienen un alto potencial para su aplicación en varios campos de la ingeniería aeroespacial e industrial como sensores de deformación y temperatura. Se puede afirmar que dichos sensores están suficientemente desarrollados para su aplicación, existiendo ya diversos equipos de lectura para interpretar la respuesta de los sensores de fibra óptica con redes de Bragg, tanto en aplicaciones de laboratorio como en estructuras reales.

Se han contemplado diferentes áreas de aplicación de los sensores de Bragg, demostrando que existe una gran demanda para monitorizar las deformaciones y temperaturas en estructuras aeronáuticas a lo largo de toda su vida operativa. En este sentido, los sensores de Bragg tienen un alto interés como sustitutos de los galgas extensométricas óhmicas, mejorando las prestaciones en las mediciones, siendo además inafectados por los campos electromagnéticos, contribuyendo a la disminución de peso y ofreciendo la posibilidad de ser embebidos dentro de estructuras de material compuesto.

En el campo espacial el desarrollo de sistemas de medición de deformaciones con capacidad de ser embarcables ha avanzando seriamente. Especialmente para los vehículos espaciales reutilizables, que se están desarrollando en EEUU, la Unión Europea y en Japón, existe una gran necesidad para medir deformaciones y temperaturas con redes de sensores de Bragg para monitorizar el estado de fatiga de dichas estructuras y rebajar así el coste de mantenimiento significativamente. Los requisitos que tienen que cumplir los sensores en estos vehículos espaciales reutilizables son, por una parte, los mismos de los sensores para estructuras aeronáuticas que están afectados por la exposición a humedad, que necesitan ser inspeccionados después de cada vuelo, etc., pero tienen que ser operativos además en rangos de temperaturas muy amplios. En particular, en la monitorización de los tanques de hidrógeno líquido, los FBGSs deben ser capaces de operar fiablemente en rangos de temperaturas entre +130°C y -260°C.

No obstante, para una aplicación generalizada de FBGSs se necesita realizar todavía una gran cantidad de ensayos en condiciones similares a las condiciones operativas de las estructuras aeronáuticas y espaciales para entender mejor la respuesta del sensor y estudiar el impacto estructural que imponen los sensores embebidos en las estructuras huésped. En el ámbito de las temperaturas criogénicas, la caracterización de los aspectos recién citados está particularmente poco estudiada.

Otro punto de gran importancia que se ha expuesto en este estudio es la necesidad de obtener interfasas entre los sensores y el laminado que sean robustos y duraderos para aguantar las duras condiciones operativas de las estructuras aeroespaciales, y que puedan ser integrados en las estructuras sin complicar el proceso de fabricación.

### 3 OBJETIVOS DE LA TESIS

En el estudio bibliográfico realizado en esta Tesis Doctoral se han identificado varias tareas de interés para profundizar la investigación en áreas que atribuyan a avanzar en el desarrollo de los sensores de Bragg hacia su implementación en vehículos aeroespaciales en servicio. Se han estudiado muchas investigaciones que muestran el gran potencial de los sensores de Bragg en la medición de deformación y temperatura estructural, pero se han encontrado pocos trabajos que verifiquen cuantitativamente los resultados obtenidos en mediciones con dichos sensores en comparación con sensores convencionales cuyo comportamiento es bien conocido. No se ha encontrado ningún trabajo que verifique el funcionamiento de los sensores de Bragg a temperaturas criogénicas hasta los 20K, una temperatura, que tiene un alto interés industrial por ser la temperatura de los depósitos de almacenamiento de hidrógeno líquido, que requieren sensores capaces de medir, a dicha temperatura, tanto la propia temperatura, como las deformaciones estructurales, y que se pretende fabricar en materiales compuestos para vehículos espaciales reutilizables.

En el caso de los depósitos de hidrógeno líquido, como en el de las estructuras aeroespaciales, hay un gran interés en embeber sensores dentro del material compuesto. Se han encontrado muy pocos trabajos al respecto, lo que estimuló profundizar el trabajo en la integración estructural de los sensores de Bragg y la verificación de su funcionamiento en rangos de temperatura hasta 20K.

De acuerdo con las áreas identificadas, los objetivos de esta Tesis Doctoral se pueden concretar en:

- a) El estudio y la evaluación del impacto estructural de las fibras ópticas embebidas en el material huésped. Este primer paso de la investigación es importante respecto a la implementación de los sensores de fibra óptica en estructuras aeroespaciales a nivel industrial, porque cuantifica la disminución de la resistencia estructural por embeber los sensores y ofrece nuevos valores de diseño.
- b) El desarrollo de técnicas de integración en estructuras de material compuesto que garanticen el funcionamiento de los sensores de Bragg tras los procesos de fabricación, y que ofrezcan interfaces laminado-fibra óptica robustas y aptas para su aplicación en condiciones de servicio.

- c) La verificación de la fiabilidad de las mediciones de deformación y temperatura obtenidos a partir de los sensores de Bragg embebidos y pegados en laminados de material compuesto, mediante ensayos comparativos con extensometría convencional en un amplio rango de temperaturas, incluyendo las criogénicas hasta 20K.
- d) La integración de los sensores de Bragg en un elemento estructural típico de estructuras aeroespaciales y la verificación del funcionamiento de los sensores adheridos a la superficie y embebidos en dicha estructura en ensayos comparativos con sensores convencionales. Se pretende el desarrollo, por una parte, de técnicas para la integración estructural de los sensores de Bragg en procesos idénticos a procesos industriales y, por otra parte, se quiere evaluar el funcionamiento de los sensores en cuanto se trata de elementos estructurales comparables con estructuras reales en servicio.

#### **4 INFLUENCIA DE LA FIBRA ÓPTICA EMBEBIDA EN UN MATERIAL COMPUESTO SOBRE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DEL MATERIAL HUÉSPED**

Se han realizado diversos ensayos cuasi estáticos en tracción y compresión para estudiar la influencia de la fibra óptica sobre la integridad estructural del material huésped, consistente en un compuesto a base de matriz epoxi reforzada con fibras de carbono. El material utilizado para la realización de la mayoría de los ensayos ha sido el denominado AS4/8552, que es un material compuesto muy frecuentemente utilizado por AIRBUS en los elementos estructurales fabricados en España /91/, /92/.

Se han realizado una serie de ensayos también con el material IM7/8552, proporcionado por la compañía ALENIA/Italia, para contemplar la influencia de las fibras ópticas en otro material compuesto que tiene la misma matriz pero distinta fibra de carbono, y que se emplea en la fabricación del ala del avión de combate Europeo EFA /93/, /94/.

La idea general de estos ensayos ha sido comparar la resistencia mecánica de probetas estándar de tracción y compresión, con probetas idénticas en las que se ha embebido una fibra óptica en su línea central. En parte de las probetas, la fibra óptica se ha embebido en la dirección de las fibras de carbono de refuerzo, en otras probetas la fibra óptica se ha situado en dirección perpendicular a las de refuerzo, con el fin de simular el peor caso posible de integración, ver apartado 2.5.4. Los resultados del estudio bibliográfico, /76/ y /84/, han mostrado que el mejor modo de embeber fibras ópticas es siguiendo la dirección de las fibras en una cinta unidireccional, pero no siempre es posible hacerlo de esta forma. En el caso de fibras ópticas de gran longitud, con múltiples sensores en distintas partes del elemento estructural, la ruta que sigue la fibra en el interior del material puede estar orientada a diferentes ángulos con respecto al eje de las fibras de carbono. En este caso, se forman zonas ricas en resina a los lados de la fibra óptica, pudiendo provocar disminución de la resistencia del material compuesto en dicho punto, que puede convertirse en un punto de inicio de una delaminación.

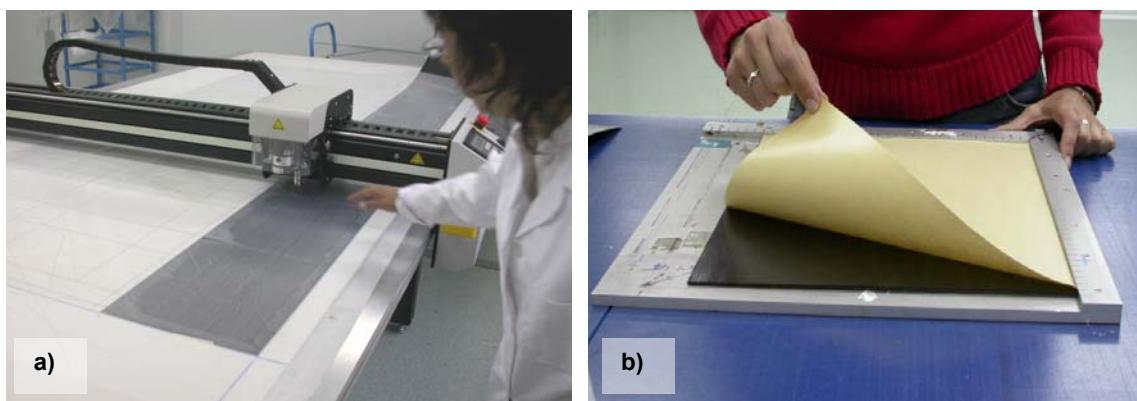
En la tabla 2 se puede ver la matriz de ensayos mostrando el tipo de ensayo realizado, las secuencias de apilamiento de las probetas y la cantidad de probetas que se ha ensayado.

<b>Condición de Ensayo</b>		23°C , seco (EN 2743)		
Tipo de Ensayo	Secuencia de Apilamiento	<b>f.o.</b>		<b>sin f.o.</b>
		0°	90°	
<b>Tracción</b> AS4/8552	(0°) <sub>8</sub>	6	6	6
	(90°) <sub>12</sub>	6	-	6
	(±45°) <sub>8</sub>	6	-	6
	(±45° <sub>f</sub> , 0°, 0/90° <sub>f</sub> , 0°) <sub>s</sub>	6	-	6
<b>Tracción</b> IM7/8552	(0°) <sub>8</sub>	-	4	6
	(90°, 0°) <sub>4</sub> <sub>s</sub>	-	8	8
<b>Compresión</b> AS4/8552	f.o. individual	(0°) <sub>12</sub>	5	4
		(±45° <sub>f</sub> , 0°, 0/90° <sub>f</sub> , 0°) <sub>s</sub>	6	-
	Ribbon 4 f.o.	(0°) <sub>10</sub>	6	6
	4x individual f.o.	(0°) <sub>10</sub>	6	6
	<b>Σ</b>		<b>47</b>	<b>34</b>
	<b>Σ Total</b>		<b>143</b>	

**Tabla 2:** Matriz de ensayos realizados para la investigación de la influencia de la fibra óptica embebida sobre la respuesta mecánica del material huésped. El subíndice “f” se refiere a un tejido plano

#### 4.1 MATERIALES Y DISPOSITIVOS EXPERIMENTALES

En lo siguiente se va a exponer las materiales, procesos y dispositivos que se han utilizado para la fabricación de las probetas de la investigación. La figura 60 muestra una vista global de varios pasos en la fabricación de las probetas.





**Figura 60:** Pasos en la fabricación de las probetas a) corte automatizado de las láminas preimpregnados, b) laminado a mano, c) curado en autoclave, d) corte de las probetas curadas

#### 4.1.1 Material compuesto utilizado

##### 4.1.1.1 AS4/8552

Material compuesto con matriz epoxi modificada para mayor tenacidad (8552) reforzada con fibras de carbono AS4 en forma de cinta unidireccional, fabricado por la compañía HEXCEL. La fibra de refuerzo AS4 de HEXCEL esta formada por filamentos de carbono de alta resistencia y alta deformación.

En las probetas de tracción y las de compresión con secuencia de apilamiento ( $\pm 45^\circ_f, 0^\circ, 0/90^\circ_f, 0^\circ$ ) se han combinado láminas unidireccionales con láminas de tejido plano (marcadas con el subíndice f) del mismo material, aplicados aquí para facilitar la fabricación.

##### 4.1.1.2 IM7/8552

Material compuesto con matriz epoxi modificada para mayor tenacidad (8552) reforzada con fibras de carbono IM7 de modulo intermedio y alta resistencia en forma de cinta unidireccional de HEXCEL.

#### 4.1.2 Fibra óptica utilizada

La fibra óptica embebida es una fibra mono-modo estándar de 9/125/250  $\mu\text{m}$  (véase figura 1 del capítulo 2.1) con recubrimiento acrílico tipo C-SMF-1000, de la compañía OPTRAL.

#### **4.1.3 Integración de las fibras ópticas en las probetas**

Se embebieron las fibras ópticas en la línea media de cada probeta (véase capítulos 4.2, 4.3 y 4.4), presionándolas manualmente sobre el preimpregando aún pegajoso. Se utilizó una plantilla para identificar el posicionamiento correcto de la fibra. Más tarde se empleó la misma plantilla para marcar la posición de la probeta en los paneles fabricados.

#### **4.1.4 Preparación de las probetas**

Las probetas de ensayo se han fabricado a partir de paneles planos de 350x300 mm mediante laminación manual de material prepreg. Después de la laminación, cada panel se ha compactado con bolsa de vacío.

Se ha marcado la posición de los tacones en el panel mediante un patrón que indica también la posición exacta de la fibra óptica dentro del panel.

Para las probetas de tracción se emplearon tacones de fibra de vidrio con resina epoxi con apilamiento de  $\pm 45^\circ$  con borde recto a  $90^\circ$ , siendo la resina epoxi la misma (8552) y la fibra 120 Glass de HEXCEL.

Para las probetas de compresión se utilizaron tacones del mismo material de la probeta.

Todos los tacones se pegaron utilizando un adhesivo de curado a  $120^\circ\text{C}$ , FM73, suministrado por la compañía CYANAMID.

#### **4.1.5 Curado de las probetas en autoclave**

Los paneles han sido curados en el INTA mediante un autoclave, utilizando el ciclo de curado estándar recomendado por el fabricante para el material. Todos los paneles de AS4/8552 y de IM7/8552 se fabricaron en el INTA mediante el siguiente ciclo de curado: rampa de calentamiento  $1-3^\circ\text{C}/\text{min}$ , corte de vacío a una presión de 1.4 bares, temperatura de curado  $180^\circ\text{C}$  y 7 bares de presión durante 2 horas, velocidad de enfriamiento  $1-3^\circ\text{C}/\text{min}$ . Los paneles IM7/8552 del tipo 2 expuesto en el párrafo 4. 3 se curaron a 6 bares de presión mantenidos durante dos horas.

#### **4.1.6 Mecanizado de las probetas**

El mecanizado de las probetas se realizó con líquido refrigerante y por medio de una sierra de puente específica con varios discos paralelos de acero recubiertos de polvo de diamante. Cada probeta fue identificada y medida antes de ser sometida a los

procesos de acondicionamiento ambiental y ensayo mecánico. En la mayoría de los casos las probetas con igual secuencia de apilamiento han sido cortadas del mismo panel.

De la mayoría de los paneles se han cortado, además, probetas para evaluar el contenido en volumen de fibra de carbono y testigos para supervisión del proceso de acondicionamiento de las probetas.

#### **4.1.7 Acondicionamientos de las probetas**

Todas las probetas expuestas en los capítulos 4.2 - 4.4 se acondicionaron de forma escalonada a 50, 70 y 90 °C de acuerdo con la norma EN 2743 para secarlas antes de ensayarlas mecánicamente y garantizar así las mismas condiciones para todas las probetas.

#### **4.1.8 Ensayos Mecánicos**

Los ensayos de tracción se realizaron según las normas EN 2561 (para probetas con orientación de las fibras de refuerzo de 0°), ASTM 3039 (cuasi isótropo y 90°) y AITM 1.0002 ( $\pm 45^\circ$ ), con velocidad de puente constante e igual a 2.0 mm/min, usando máquinas de ensayos mecánicos universales con mordazas mecánicos de la compañía INSTRON.

Los ensayos de compresión se han realizado siguiendo la norma EN 2850, con platos de compresión fijos y paralelos. Las cargas mecánicas se han medido con una célula de carga de 50 kN.

Las condiciones ambientales de ensayo fueron, en todos los casos, de  $23^{\pm}3$  °C de temperatura y 50 $\pm$ 10 % de humedad relativa.

## 4.2 ENSAYOS DE TRACCIÓN ( $0^\circ, 90^\circ, 45^\circ$ ) CON LA FIBRA ÓPTICA A $0^\circ$ Y $90^\circ$ CON AS4/8552

En este estudio se han contemplado cinco diferentes casos de probetas que se indican detalladamente en la figura 61. En los casos 1,2 y 3 se ha estudiado la influencia de la fibra óptica sobre el comportamiento mecánico mediante ensayos estándar, usados para la caracterización mecánica de materiales compuestos, con cinta unidireccional y orientaciones de fibra de  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  y  $45^\circ$ , con fibras ópticas embebidas paralelas a las fibras de refuerzo. El caso 4 pretende evaluar la influencia de la fibra óptica embebida sobre la resistencia a tracción paralela a las fibras, pero situando la fibra óptica perpendicular a las fibras de carbono. Finalmente, en el caso del grupo 5 se ha estudiado un laminado multi-orientado, con rigidez longitudinal elevada, representativo de rigidizadores, ver figura 61.

	$0^\circ$											
Caso	1		2		3		4		5			
Fibra óptica $\Theta$	No	$0^\circ$	No	$90^\circ$	No	$45^\circ$	No	$90^\circ$	No	$0^\circ$		
Número de probetas	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6		
Norma de ensayo	EN 2561 B		ASTM 3039 M		AITM 1.0002		ASTM 3039		ASTM 3039			
Dimensiones	$15 \times 1.4 \times 250$		$25 \times 2 \times 250$		$25 \times 1.4 \times 230$		$25 \times 1.4 \times 250$		$25 \times 1.6 \times 250$			
Apilamiento ( $^{\circ}$ )	$(0^\circ)_8$		$(90^\circ)_{12}$		$(\pm 45^\circ)_4$		$(0^\circ)_8$		$(\pm 45_f, 0^\circ, 0/90_f, 0^\circ)_8$			
Condición	$23^\circ\text{C}/\text{seco}$ (EN 2743)											

Figura 61: Probeta de ensayo de tracción. La línea gruesa oscura en la probeta representa la posición de la fibra óptica. El subíndice “f” se refiere a un tejido plano

El espesor de los laminados para las probetas tipo 1,2,4,y 5 están incrementadas con respecto a las normas de ensayo. La influencia de una fibra óptica de 0,25 mm de diámetro embebida en un panel de 1 mm de espesor sería extrema y no representativa

de un caso real, en el que normalmente el espesor de los paneles es apreciablemente mayor.

#### 4.2.1 Resultados

Los principales resultados del trabajo realizado se muestran en la tabla 3, en la que se pueden ver valores medios de la resistencia a tracción, desviación estándar y coeficiente de variación (cociente entre desviación estándar y valor medio, expresado en %) para cada condición de ensayo. En la figura 62 se compara el valor medio de la resistencia para probetas con y sin fibra óptica embebida.

Observando las probetas rotas, se puede comprobar que el eje longitudinal de las probetas está correctamente alineado con las fibras de refuerzo a  $0^\circ$ , sin defectos de alineación entre láminas. En el caso de las probetas con tacones, en ningún caso se produjo el fallo por tacones.

		(0) <sub>8</sub>		(90) <sub>12</sub>		(+45) <sub>4</sub>		(45,0,0/90,0)s		
		caso 1		caso 2		caso 3		caso 5		
		no f.o.	f.o. $0^\circ$	f.o. $90^\circ$	no f.o.	f.o. $90^\circ$	no f.o.	f.o. $45^\circ$	no f.o.	f.o. $0^\circ$
Media de resistencia	[MPa]	1969	1950	2132	65	58	88	88	1127	1180
ST. Desv.	[MPa]	96	73	125	10	3	0,28	0,8	102	74
cv	[%]	4,9	3,7	6	16	6	0,32	0,9	9	6,2
Resist. sin f.o./con f.o.	[%]	100	99	108	100	89	100	100	100	105

Tabla 3: Resistencia de las probetas de tracción con y sin fibra óptica embebida.

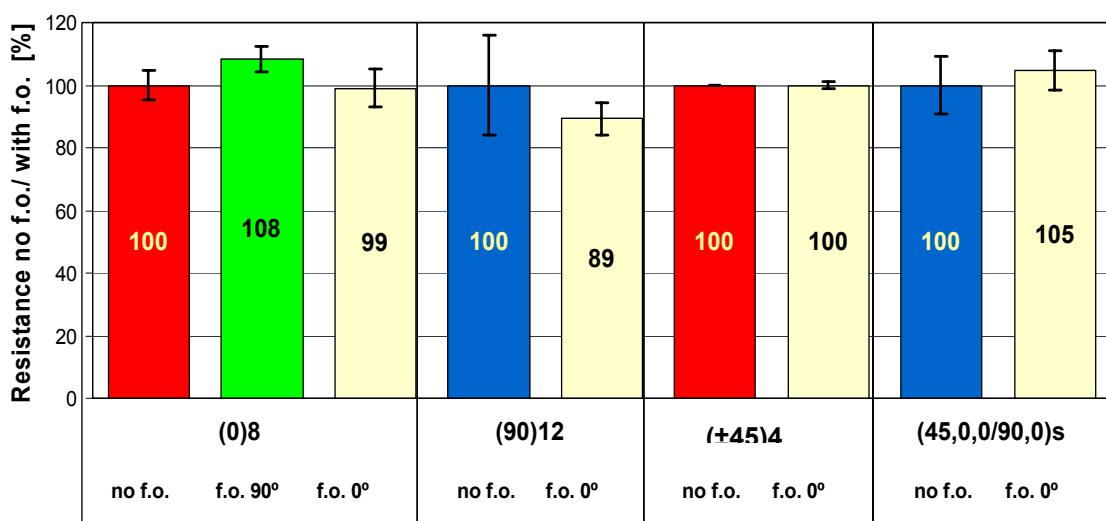


Figura 62: Comparación porcentual de los valores medios de resistencia a tracción de probetas con y sin fibra óptica embebida en por cien. Las columnas de error muestran la desviación estándar de las probetas.

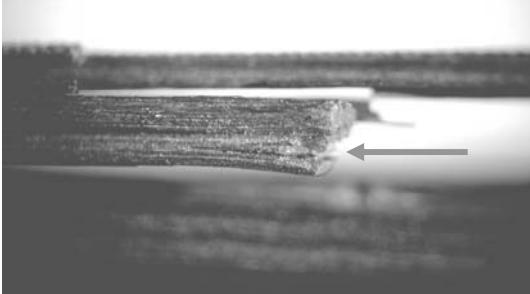
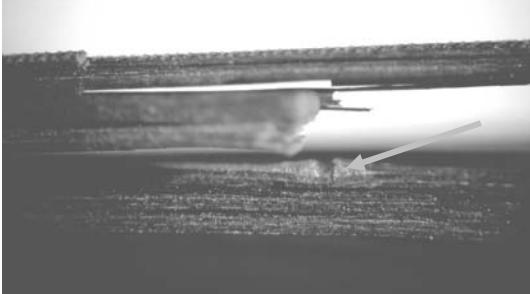
#### 4.2.2 Análisis fractográfico de la probeta tipo 4

En las probetas tipo 4 con la fibra óptica embebida perpendicularmente a las fibras de carbono, se han observado un aumento de la resistencia de 8%. Para estudiar más en detalle este comportamiento a rotura inesperado, se ha evaluado la zona de rotura en varias probetas, en las que la rotura se sitúa a simple vista cerca a la fibra óptica, en concreto las indicadas en la tabla 4. Se han tomado imágenes de las roturas con un microscopio óptico estereoscópico de la marca LEYCA, modelo Wild M3Z, con aumentos de entre 10x y 40x, tabla 5. En el estudio de la zona de fractura se puede observar que, en varias ocasiones, la rotura pasa directamente por el lugar de la fibra óptica. En una ocasión (probeta SHM-196), toda la probeta resultó rota por dicha zona.

Material	Nº de probeta	Rotura por o cerca de la f.o.
Tipo 4	SHM_194	Rotura cerca de la f.o.
	SHM_195	"
	SHM_196	Rotura de la probeta entera por la zona de la f.o.

Tabla 4: Evaluación de la zona de fractura de probetas con f.o. Numeración ver figura 66.

En las imágenes de la tabla 5 se detallan las roturas correspondientes a las tres probetas del panel tipo 1 de la tabla 4 en las que la rotura esta cerca de la fibra óptica.

Probeta	Imagen	Comentario
SHM 194 Tipo 4		Una mecha en la zona lateral de la probeta. La rotura pasa directamente por en medio de la fibra óptica
"		En la misma probeta al lado de la mecha anterior se puede ver la zona de la f.o. intacta sin que la grieta se haya propagado por allí.

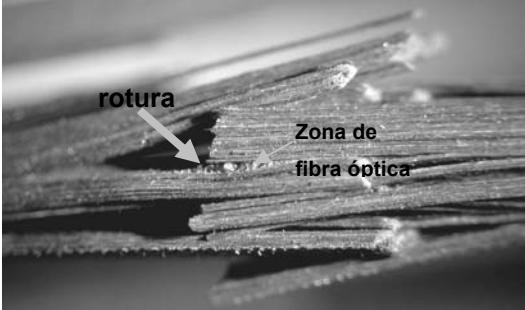
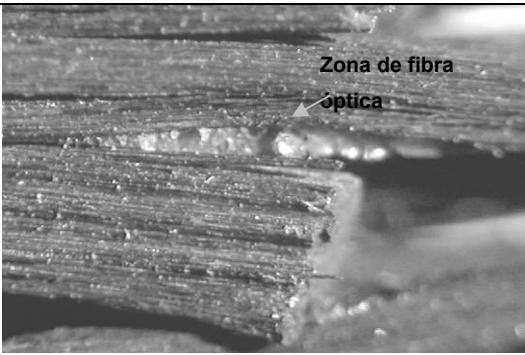
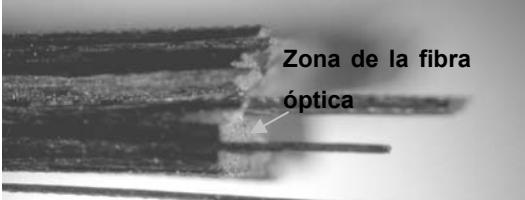
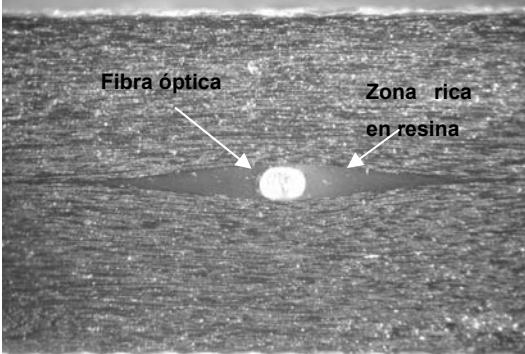
SHM 195 Tipo 4		Una mecha en la zona lateral de la probeta. La rotura pasa directamente por en medio de la fibra óptica
"		Detalle de la imagen de arriba
SHM 196 Tipo 4		Rotura de la probeta entera transversal por la zona de la fibra óptica. En este caso se puede asegurar que la rotura se ha originado por la f.o.
Sin nombre Tipo 4		Borde lateral de una probeta ilesa donde se puede ver la inclusión de la fibra óptica transversal. En el centro se puede ver la f.o. y alrededor la zona rica en resina que ha llenado el hueco

Tabla 5: Imágenes microscópicas de probetas tipo 1 donde la rotura de la probeta ha pasado por el área de la fibra óptica embebida transversalmente.

#### 4.2.3 Discusión

En el caso de laminados unidireccionales a  $0^\circ$ , con **fibra óptica embebida a  $0^\circ$**  respecto el refuerzo, no se aprecia influencia significativa. Con la fibra óptica embebida **a  $90^\circ$**  se observa un incremento de la resistencia a tracción del 8%. La razón de este incremento pudiera ser una influencia positiva de la fibra óptica en el mecanismo de

rotura de la probeta. Parece que la fibra óptica es capaz de limitar el rajado longitudinal de la probeta en la fase inmediatamente anterior a la rotura explosiva de la probeta en el ensayo. Este mecanismo de rotura del rajado longitudinal se observa muy frecuentemente en probetas unidireccionales a 0° en ensayos de tracción. Esta explicación parece estar en concordancia con la nueva tendencia de añadir algunas capas a 90° a las probetas unidireccionales a 0° para ensayos de tracción, precisamente con el fin de evitar dicho mecanismo de rotura /95/. Se llevó a cabo un estudio más exhaustivo para comprender las razones de dicho incremento de resistencia, incluyendo estudios de la distribución volumétrica de las fibras de refuerzo en el panel y estudios de la posición de la rotura en la probeta. La conclusión tras estos estudios complementarios es que el aumento de resistencia se debe fundamentalmente al efecto de refuerzo transversal, impidiéndose el rajado longitudinal anticipado de la probeta.

Para estudiar más en detalle el comportamiento de probetas a tracción longitudinal 0° con fibras ópticas **embebidas transversalmente**, se ha realizado una nueva serie de ensayos. Para estos ensayos se han utilizado probetas del material IM7/8552 con dos diferentes apilamientos, de 0°<sub>4</sub> y de (90°/0°)<sub>8</sub>, siendo el último un apilamiento que debe evitar la rotura anticipada por rajado longitudinal de las probetas. Los resultados están expuestos en el siguiente apartado 4.3.

En las probetas unidireccionales a 0° se ha medido también el módulo elástico **E11**. No se aprecia influencia detectable de la fibra óptica embebida en el valor del módulo elástico.

En el caso de las probetas a 90°, se observa una disminución del 11 % en la resistencia a tracción. Este valor parece mostrar una clara tendencia en el comportamiento de las probetas con fibra óptica embebida, pero la desviación estándar relativamente alta (coef. var. = 16%) en las probetas sin fibra óptica hace que no se pueda establecer con claridad una influencia real significativa.

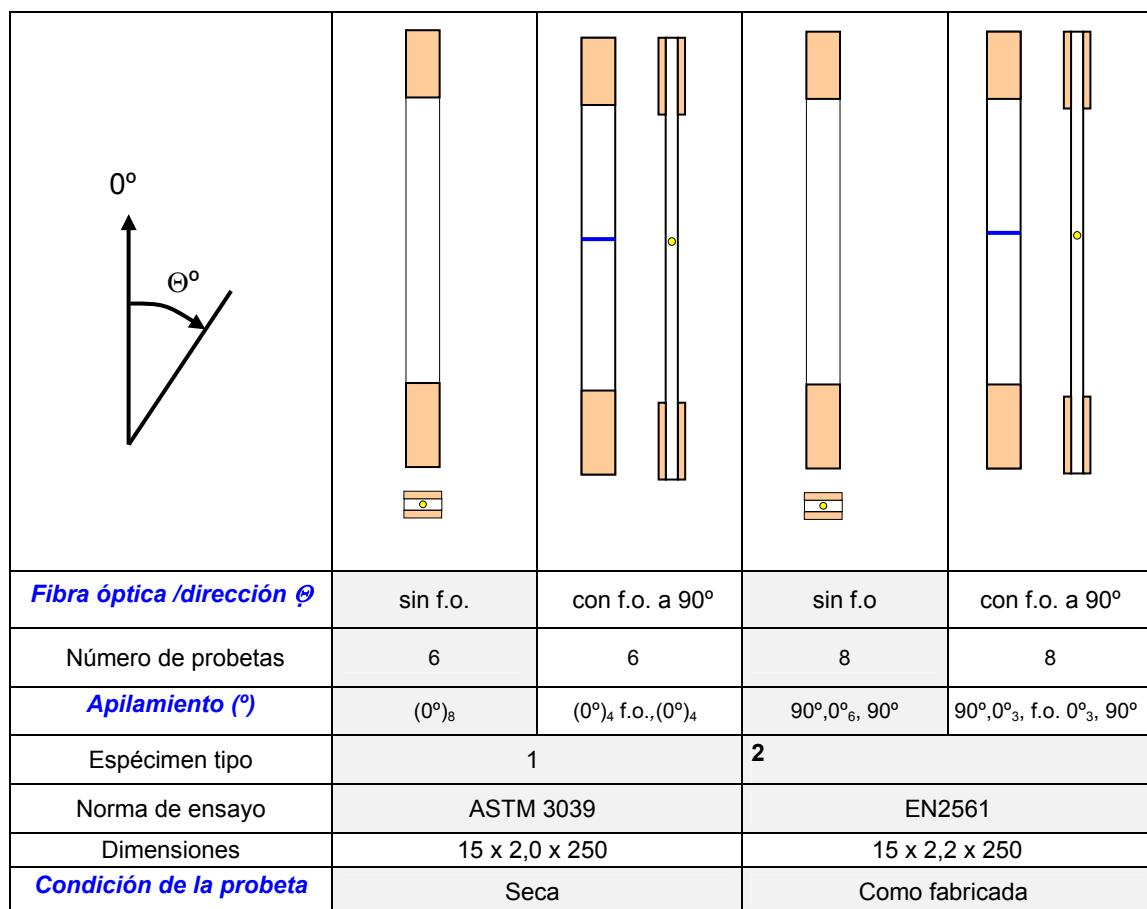
Para las probetas a ±45° puede establecerse que las fibras ópticas no influyen significativamente en la resistencia. Se puede afirmar esto gracias a la baja desviación estándar de estas probetas y al hecho de que los valores medios son casi idénticos.

En las probetas multidireccionales de tipo (**±45,0,0/90,0)s** puede apreciarse una leve tendencia al aumento de resistencia en las probetas con fibras embebidas pero los resultados estén prácticamente dentro del mismo rango de la desviación estándar de los valores de la resistencia.

#### 4.3 ENSAYOS DE TRACCIÓN 0° CON LA FIBRA ÓPTICA A 90° CON MATERIAL IM7/8552

La resistencia de las probetas con fibra óptica embebida perpendicular a las fibras de refuerzo y a la dirección de carga es, en el caso del material AS4/8552 mayor que en las probetas sin fibras ópticas integradas, como se puede ver en el apartado anterior (4.2). La razón mas probable de este aumento de resistencia es el refuerzo transversal que la fibra óptica supone para la probeta retrasando probablemente el efecto del rajado rotura longitudinal que se presenta frecuentemente en probetas unidireccionales. Aunque el efecto del aumento de la resistencia está dentro del intervalo de variación marcado por la desviación estándar de la muestra, puede afirmarse que marca una tendencia en el comportamiento de este tipo de probetas.

A fin de comprobar si el comportamiento recién descrito se repetía también en el caso de probetas con otro material, se decidió realizar una nueva campaña de ensayos detallada en la figura 63, empleando el compuesto carbono/ epoxi IM7/8552. En principio cabía de esperar que el comportamiento del AS4/8552 fuera muy parecido al del IM7/8552, porque ambos materiales utilizan la misma matriz.



<i>Fibra óptica /dirección <math>\Theta</math></i>	sin f.o.	con f.o. a 90°	sin f.o.	con f.o. a 90°
Número de probetas	6	6	8	8
<i>Apilamiento (")</i>	(0°) <sub>8</sub>	(0°) <sub>4</sub> f.o.,(0°) <sub>4</sub>	90°,0° <sub>6</sub> , 90°	90°,0° <sub>3</sub> , f.o. 0° <sub>3</sub> , 90°
Espécimen tipo	1		2	
Norma de ensayo	ASTM 3039		EN2561	
Dimensiones	15 x 2,0 x 250		15 x 2,2 x 250	
<i>Condición de la probeta</i>	Seca		Como fabricada	

Figura 63: Probetas de ensayo de tracción. La línea azul gruesa oscura en la probeta representa la posición de la fibra óptica, *f.o.*: fibra óptica

Además con estos ensayos adicionales se quería comprobar, si la influencia de la fibra óptica transversal a las fibras de refuerzo y a la dirección de la carga, podía variarse al utilizar probetas con una capa de 90° colocada por encima y por debajo de las capas de 0°, dado que las capas a 90° que no alteran significadamente la resistencia del material, ya deberían, en ensayos de tracción, evitar el rajado longitudinal de las probetas antes de la rotura.

Las dimensiones de las probetas, el apilamiento y la posición de las fibras ópticas están expuestas en la figura 63. La fabricación y los ensayos están explicados en el párrafo 4.1.

#### 4.3.1 Resultados

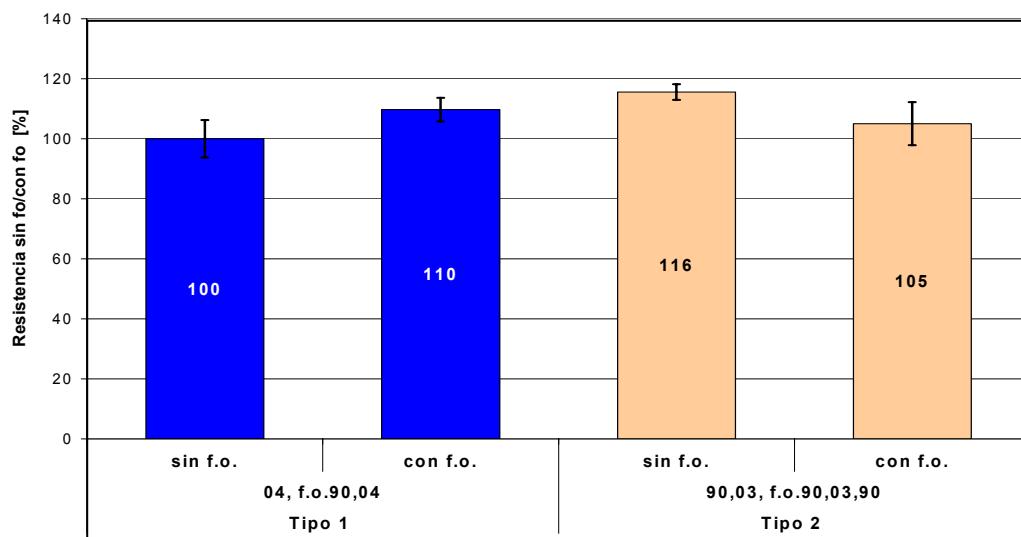
Los resultados obtenidos en los ensayos de los probetas IM7/8552 se han resumido en la tabla 6 donde se muestran los valores medios de la resistencia en tracción longitudinal, la desviación estándar y el coeficiente de variación. En el caso de las probetas tipo 1 con fibra óptica, se incrementa la resistencia en un 10% mientras la resistencia de las probetas tipo 2 con fibra óptica baja un 9%. Para comparar los resultados absolutos de la resistencia entre probetas tipo 1 y 2, se han normalizados los valores de las probetas tipo 2 a un laminado de 6 capas a 0°, eliminando así la influencia de las 2 capas a 90°. El cálculo ha sido realizado según la siguiente fórmula:

$$\text{Resistencia}_{\text{sin capas } 90^\circ} = \text{Resistencia}_{\text{con capas } 90^\circ} \times 8/6$$

	<b>Tipo 1</b> 0 <sub>4</sub> , f.o.90,0 <sub>4</sub>		<b>Tipo 2</b> 90,0 <sub>3</sub> , f.o.90,0 <sub>3</sub> ,90	
	<b>sin f.o.</b>	<b>con f.o.</b>	<b>sin f.o.</b>	<b>con f.o.</b>
	Resistencia	Resistencia	Resistencia	Resistencia
	MPa	MPa	MPa	MPa
<b>media</b>	<b>2087</b>	<b>2290</b>	<b>2412*</b>	<b>2192*</b>
<b>St. desv.</b>	130	90	63	157
<b>c.v. [%]</b>	6,2	3,9	3,5	9,5
<b>Diferencia: con/ sin f.o. [%]</b>	<b>100</b>	<b>110</b>	<b>100</b>	<b>91</b>

Tabla 6: Resultados de resistencia del material IM7/8552 y probetas tipo 1 y 2. Valores \* son normalizados a sólo capas a 0°, eliminando el área de las capas a 90°

En la figura 64 se muestra la comparación de los valores medios de resistencia de probetas con y sin fibra óptica embebida, en porcentaje. El valor de referencia, 100%, es para ambos laminados el laminado tipo 1, unidireccional a 0° sin fibra óptica. Los valores de los laminados tipo 2 son los normalizados a capas a 0° eliminando el área de las capas a 90°. Las columnas de error muestran la desviación estándar de las probetas.



**Figura 64: Comparación de los valores medios de resistencia de probetas con y sin fibra óptica embebida, en porcentaje. Las columnas de error muestran la desviación estándar de las probetas.**

Las probetas tipo 1 rompieron con rotura tipo explosión en múltiples fracturas y rajado a lo largo de la probeta, figura 65 y 66.

En el caso de las probetas sin fibra óptica la rotura ocurrió en todos los casos cerca del tacón, figura 65. Los trozos rotos longitudinalmente muestran muy pocas roturas en la zona galgada.

En el caso de las probetas con fibra óptica, se puede observar que hay un aumento de roturas en el centro o cerca del centro de la probeta, figura 66.

Un comportamiento muy parecido a las del tipo 1 mostraban las probetas tipo 2. En las probetas sin fibra óptica, la rotura se presenta, en general, cerca del tacón y es de tipo explosivo con un abundante rajado longitudinal a lo largo de la probeta. Solamente en una probeta se puede ver una rotura en la zona central, figura 67.

En las probetas con fibra óptica, la rotura es también de tipo explosivo en términos generales, pero con más probetas rotas en la zona central. El rajado longitudinal no es tan acusado como en el caso sin fibra óptica, figura 68.

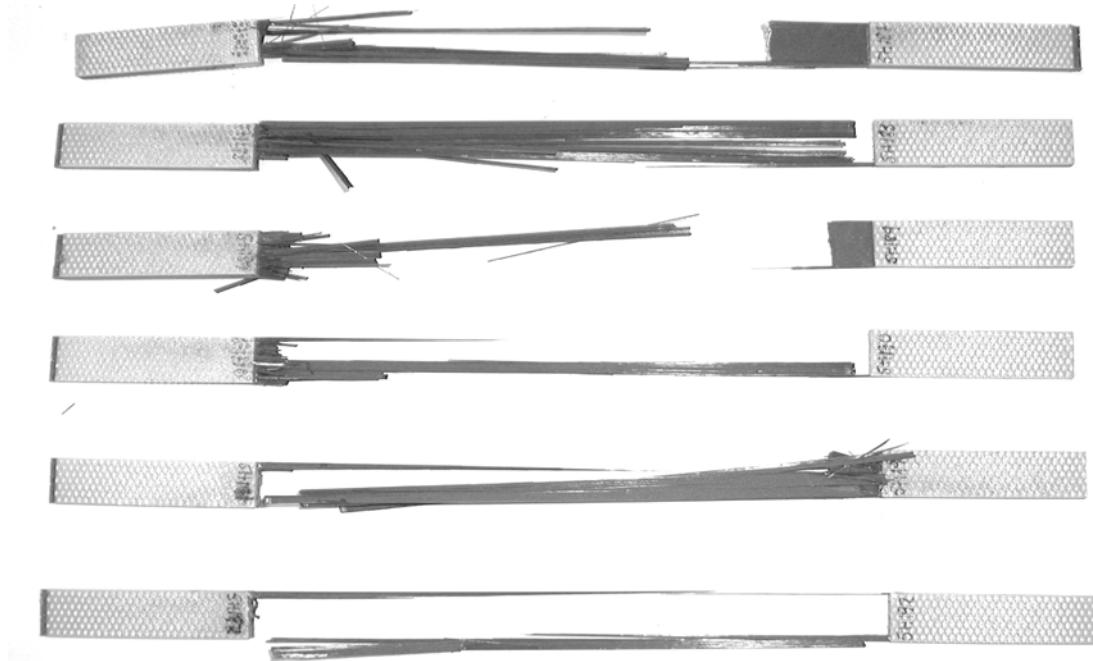


Figura 65: Probetas IM7/8552 tipo 1 sin fibra óptica

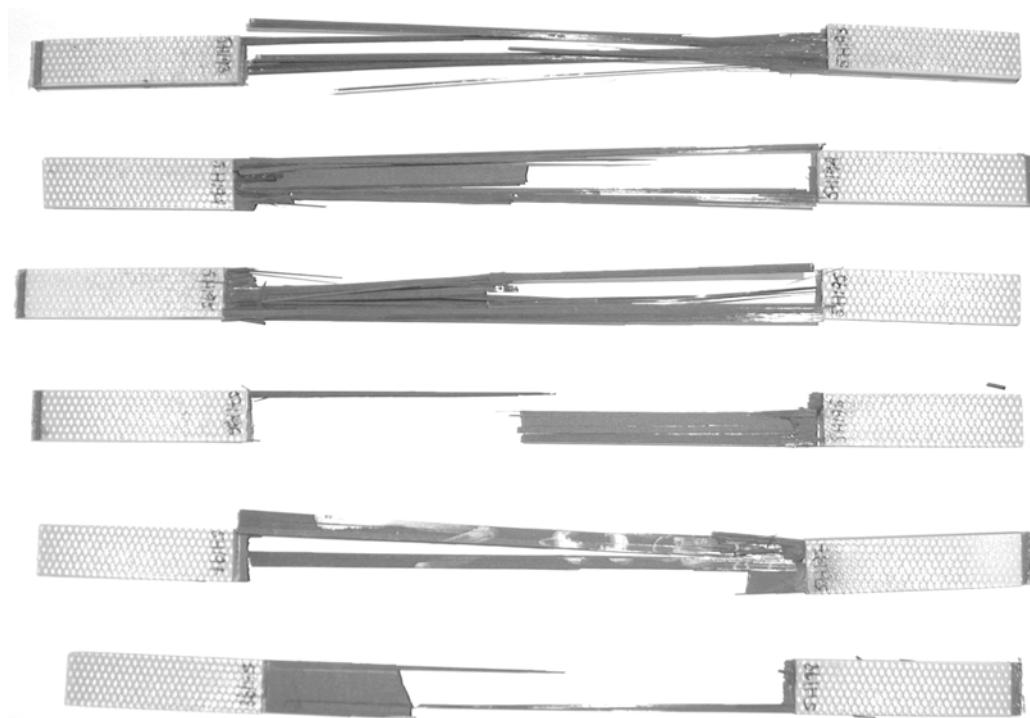


Figura 66: Probetas IM7/8552 tipo 1 con fibra óptica (de arriba-abajo N° SHM- 193,-194, -195, -196, -197 y -198)



Figura 67: Las probetas tipo 2 sin fibra óptica



Figura 68: Las probetas tipo 2 con fibra óptica

#### 4.3.2 Discusión de los resultados

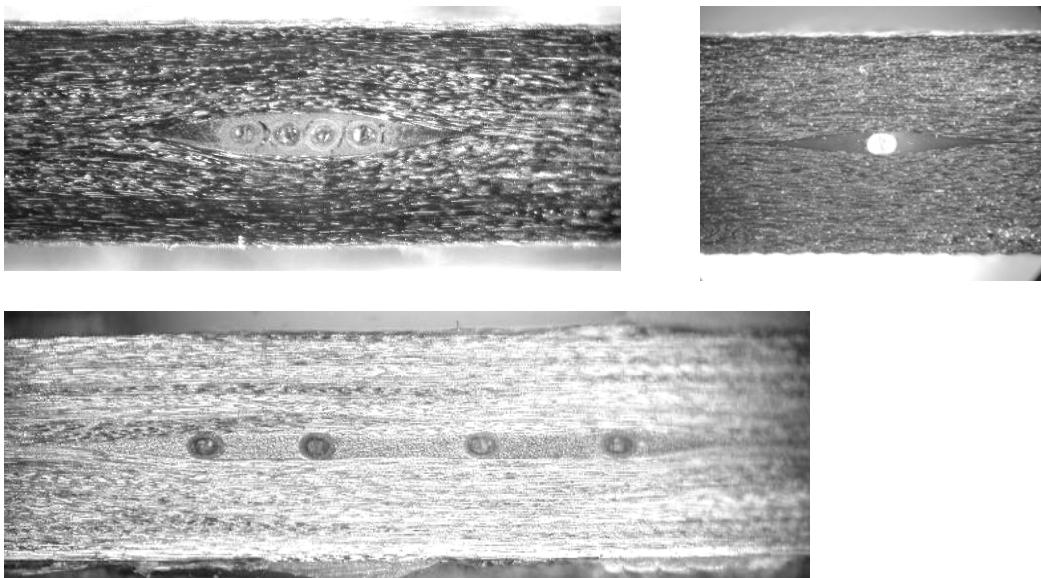
En el caso de las probetas tipo 1 con la fibra óptica embebida transversalmente, la resistencia se incrementa en un 10% comparando con las probetas sin fibra óptica. Este comportamiento es el mismo que se ha observado en probetas del material AS4/8552 expuesto en el apartado 4.2 anterior y que ya trató de explicarse allí. La razón más probable de este aumento de resistencia parece ser el refuerzo transversal que la fibra óptica supone para la probeta. La fibra óptica disminuye, probablemente, el efecto de la rotura longitudinal que se presenta frecuentemente en probetas unidireccionales. Después de todo, los valores de resistencia están dentro del rango de variación marcado por la desviación estándar de la muestra, aunque marca una tendencia en el comportamiento de este tipo de probetas. La evaluación de las probetas rotas del estudio fractográfico indican que la presencia de la fibra óptica dentro del material aumenta la tendencia a la rotura en el centro de la probeta, cerca del lugar de la fibra óptica. Lo que no se puede decir es si la rotura se ha iniciado en el lugar de la fibra óptica, o si solamente ha roto también por esta zona cuando se ha roto en otras zonas.

En el caso de las probetas tipo 2, se puede ver que la presencia de la fibra óptica transversal en el centro de la probeta disminuye la resistencia a tracción de las probetas en un 9%. Este valor vuelve a ser coincidente con lo esperado a la vista de los resultados de los ensayos del material AS4/8552 (capítulo 4.1). La capa a 90° encima y debajo de las capas a 0°, que llevan la carga de tracción, evitan la rotura anticipada por rajado longitudinal. El efecto positivo de la fibra óptica sin estas capas a 90° ya no existe y la fibra óptica con su zona rica en resina alrededor es un intruso que baja la resistencia. Comparando las imágenes de la probetas rotas, se aprecia que la fibra óptica impide parcialmente la fragmentación de la capa a 90°. Aunque este aspecto mejora visualmente la zona de rotura y causa más roturas en la zona central de la probeta, la resistencia de las probetas con la fibra óptica es algo menor.

Las probetas tipo 2 con las capas a 90° adicionales muestran, en valores absolutos, un aumento de resistencia de un 15% comparada con los valores de las probetas unidireccionales a 0° tipo 1. Como ya se ha razonado anteriormente, la razón para este aumento va a ser muy probablemente que las fibras a 90° inhiben la rotura anticipada por rajado longitudinal.

#### 4.4 ENSAYOS DE COMPRESIÓN

Con el fin de comparar la resistencia a compresión de probetas con y sin fibras ópticas integradas, se ha empleado la probeta estándar de acuerdo con la norma EN 2850. La fibra óptica se ha embebido, en algunos casos, en la dirección de la fibra de carbono de refuerzo, y en otros casos en la dirección transversal, para simular el peor caso posible de integración de fibras ópticas. Se han encontrado en la literatura publicaciones, Jensen et al. /76/ y Roberts et al. /84/, en las que se apunta una influencia significativa de las fibras ópticas situadas en dirección transversal a las fibras de refuerzo. Debido a estas indicaciones previas, se decidió verificar este comportamiento.



**Figura 69: Imagen de las fibras ópticas embebidas en las probetas de compresión: Izq. arriba: f.o. de “ribbon”, dcha. arriba: f.o. individual abajo: 4 f.o. individuales**

En este estudio, se han contemplado tres diferentes casos de probetas. En el caso del grupo 1, se ha estudiado la influencia de la fibra óptica en la integridad estructural en probetas fabricados de cinta unidireccional con secuencia (0)12 y orientaciones de fibra óptica a 0° y 90° con respecto a las fibras de refuerzo. En el grupo 2 se ha estudiado un laminado multi-orientado fabricado con cinta unidireccional y tejido del mismo material y orientación de fibra óptica a 0°. El resto de las probetas se fabricaron con secuencia (0)10 para evitar la rotura de las probetas por aplastamiento de cabeza que se había producido en los ensayos del grupo 1. La orientación de las fibras ópticas es, en este grupo, a 0° y 90° con respecto a las fibras de refuerzo.

Se han embebido tres distintos tipos de fibras ópticas: una fibra individual, un conjunto con 4 fibras ópticas llamado “ribbon” y las cuatro fibras del “ribbon” situadas

individualmente a una distancia de 1,5 mm, figura 69. El conjunto de fibras tipo "ribbon" tiene ventajas en el manejo y la integración de las fibras ópticas en comparación con las fibras ópticas individuales. La unión de las 4 fibras ópticas y recubiertas con una capa acrílica adicional, da a las fibras una gran robustez. Además, el conjunto de 4 fibras ópticas facilita el manejo en el momento de la integración y en la interfase de las fibras ópticas entre la estructura y los equipos de lectura. Se había decidido estudiar en los ensayos siguientes este tipo del conjunto de 4 fibras en comparación con las fibras ópticas individuales para evaluar si es preciso embeber el "ribbon" de 4 fibras también en la estructura, o si el mayor tamaño del "ribbon" influye demasiado en las propiedades mecánicos. La matriz de los ensayos esta expuesto en figura 70 mostrando los distintos tipos de probetas, sus dimensiones y la cantidad de ensayos realizados.

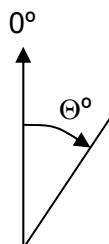
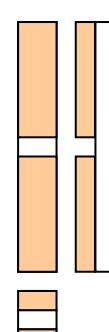
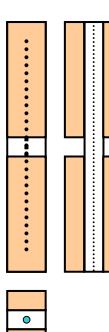
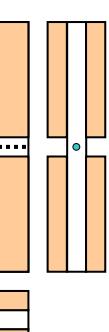
					
Fibra Óptica/ dirección $\Theta^{\circ}$		No f.o.	f.o. $0^{\circ}$	f.o. $90^{\circ}$	
Tipo de fibra óptica	Secuencia de Apilamiento	Número de Probetas			
		UD ( $0^{\circ}$ ) <sub>12</sub>	5	4	6
individual	( $\pm 45^{\circ}, 0^{\circ}, 0/90^{\circ}, 0^{\circ}$ )s	6	6	-	
	ribbon de 4	UD ( $0^{\circ}$ ) <sub>10</sub>	6	6	6
4x individual	UD ( $0^{\circ}$ ) <sub>10</sub>	6	6	6	
Condición de Ensayo		$23^{\circ}\text{C}/\text{dry}$ (EN 2743)			
Dimensiones		12.4 x 2 x 80			

Figura 70: Matriz de Ensayos de Compresión. Los esquemas mostrados en la parte superior de la figura muestran la probeta de compresión, los de la izquierda muestran los tipos de óptica fibra utilizados. Una fibra individual, "ribbon" con 4 fibras individuales y las cuatro fibras del "ribbon" situadas individualmente a una distancia de 1,5 mm.

#### 4.4.1 Resultados

Los resultados del trabajo realizado están resumidos en la tabla 7 en la que para cada configuración de ensayo se presentan valores medios de resistencia a compresión, desviación estándar y coeficiente de variación (desviación estándar dividida por el valor medio y expresado en relación porcentual). En la figura 71 se comparan los valores medios de la resistencia de probetas con y sin fibras ópticas embebidas.

		f.o. individual				
		(0)12		(45,0,0/90,0)s		
		no f.o.	f.o. 90°	f.o. 0°	no f.o.	f.o. 0°
Resistencia Media	[MPa]	1676	1392	1624	970	903
Desviación estandar	[MPa]	39	130	106	77	82
Coeficiente de variación	[%]	2,4	9,4	6,5	7,9	9
Resist. sin f.o./con f.o.	[%]	100	83	97	100	93

		Ribbon de 4 f.o.			4 x f.o. individuales		
		(0)10			(0)10		
		no f.o.	f.o. 90°	f.o. 0°	no f.o.	f.o. 90°	f.o. 0°
Resistencia Media	[MPa]	1342	724	1225	1566	1327	1553
Desviación estandar	[MPa]	85,3	106	60,8	164	135,8	89,00
Coeficiente de variación	[%]	6,4	14,7	4,9	10,5	10,3	5,70
Resist. sin f.o./con f.o.	[%]	100	54	91	100	85	99

Tabla 7: Resistencia a compresión de las probetas de ensayo con y sin fibras ópticas embebidas. Se han utilizado tres tipos diferentes de fibras ópticas: individual, ribbon de 4 fibras y 4 fibras individuales, todas ellas con recubrimiento acrílico.

Observando las probetas rotas se puede concluir que el eje longitudinal de las probetas estaba bien alienado con la dirección 0°, sin errores de alineación entre capas. En el caso de las probetas con tacones, en ningún caso se produjo fallo del adhesivo del tacón. Dos probetas del grupo de secuencia (0)12 con fibra óptica individual fueron rechazadas por haberse producido la rotura por aplastamiento en la cabeza de la probeta. El resto de probetas se fabricaron con espesor ligeramente menor para evitar este problema, quedando la secuencia como (0)10 .

#### 4.4.2 Discusión

En el caso de una fibra óptica individual embebida en probetas tipo (0)12, la influencia en la resistencia a compresión es casi del 17% en el caso de ser embebida en dirección transversal. Este valor coincide con los resultados publicados por Jensen et

al. /76/. La variación introducida por la fibra óptica embebida a 0° es insignificante, especialmente teniendo en cuenta la elevada desviación estándar de la muestra de probetas.

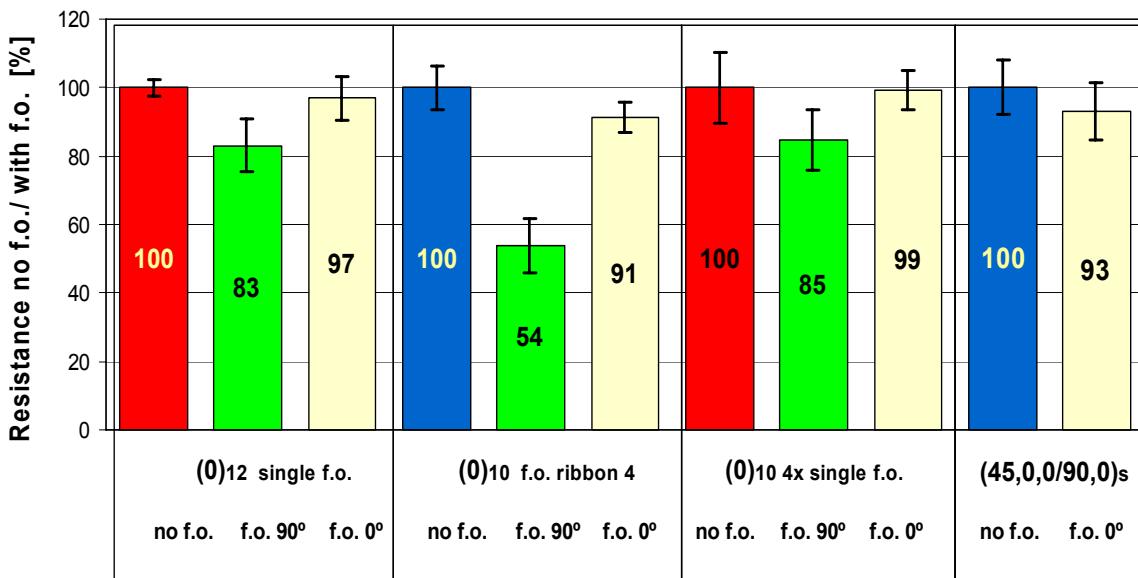


Figura 71: Comparación de los valores medios de la resistencia en ensayos de compresión, expresados porcentualmente, entre probetas con fibra óptica embebida respecto a probetas sin fibra óptica embebida. Las barras de error muestra la desviación estándar de las probetas.

Las probetas con configuración (**múltiple orientación**) con una fibra óptica individual embebida en la dirección 0° muestran una tendencia a disminuir la resistencia en un 7%. Sin embargo, en este caso, debido al alto valor de desviación estándar de esta muestra de probetas, no es posible establecer con claridad una conclusión respecto a la influencia de la fibra óptica en los valores de resistencia.

En el caso de probetas tipo **(0)10** con fibra óptica a 90° y en forma de “ribbon” de 4 fibras se aprecia una muy significativa influencia, produciéndose una disminución de la resistencia a compresión de casi un 50%. La explicación de tan drástica reducción viene dada por el gran tamaño del “ribbon” que tiene un ancho de casi 1,5 mm, lo que provoca una zona rica en resina a ambos lados del “ribbon” de algo más de 0,5 mm a cada lado. El “ribbon” embebido a 0° no tiene una influencia tan grande, si bien provoca una caída de resistencia a compresión del 9%, lo que marca una cierta tendencia también en este caso.

La misma cantidad de fibras ópticas embebidas que en el “ribbon” pero colocadas como 4 fibras ópticas individualmente a 90° produce una disminución de resistencia a compresión cercana al 15%, cifra moderada si se compara con el caso de embeber el “ribbon”. Nótese que este valor es muy próximo al que se obtuvo al embeber una sola

fibra individual. Embebiendo las fibras ópticas a 0° no se aprecia influencia significativa.

#### **4.5 Conclusiones**

En las condiciones concretas de este estudio, la influencia sobre la resistencia mecánica a tracción con la fibra óptica embebida en el material compuesto puede considerarse prácticamente nula, en términos generales. Para grupos de probetas con la misma secuencia de apilamiento, los valores medios obtenidos, en todos los casos, están comprendidos en el rango de la desviación estándar, si bien es cierto que se aprecia alguna tendencia de la influencia de la fibra óptica embebida.

Se ha profundizado la investigación en los ensayos a tracción con la fibra óptica embebida a 90° donde se observa un incremento inesperado de la resistencia a tracción de 8 a 10% en probetas de 0° con el material AS4/8552 y IM7/8552 respectivamente. La razón de este incremento ha sido identificada en la influencia positiva de la fibra óptica en el mecanismo de rotura de la probeta que limita el rajado longitudinal de la misma en la fase inmediatamente anterior a la rotura de la probeta en el ensayo.

En general puede observarse una influencia significativa de las fibras ópticas embebidas en la dirección transversal en la resistencia a compresión de las probetas. Las fibras embebidas longitudinalmente no afectan significativamente a los valores de resistencia a compresión, incluso si la fibra óptica integrada consiste en un “ribbon” de 4 fibras con un ancho de casi 1,5 mm.

## 5 TÉCNICAS DE INTEGRACIÓN DE SENsoRES DE BRAGG EN ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO

Las fibras ópticas son muy resistentes a tracción, pero se rompen con facilidad cuando se las “dobla” o curva con pequeños radios, por lo que un punto especialmente crítico en su empleo embebidas en estructuras de material compuesto es su salida del panel huésped. En los apartados que siguen se va a explicar el desarrollo realizado para tratar de solucionar el problema, buscando encontrar soluciones robustas y fiables y que sean, al mismo tiempo, factibles de fabricar con los medios de procesos típicos de la industria aeronáutica. En concreto, se han estudiado dos tipos de solución para la salida de la fibra óptica del laminado, a saber, salida por la cara y salida por los cantos o bordes del laminado. En la técnica de la salida por los bordes se ha estudiado y desarrollado, además, un método que permite integrar los conectores ópticos en el mismo momento de la laminación. Este punto es especialmente importante para la aplicación industrial de los sensores de fibra óptica, para minimizar posibles roturas de la fibra óptica durante el proceso de montaje de los conectores y reducir al mínimo manipulaciones posteriores al curado del panel.

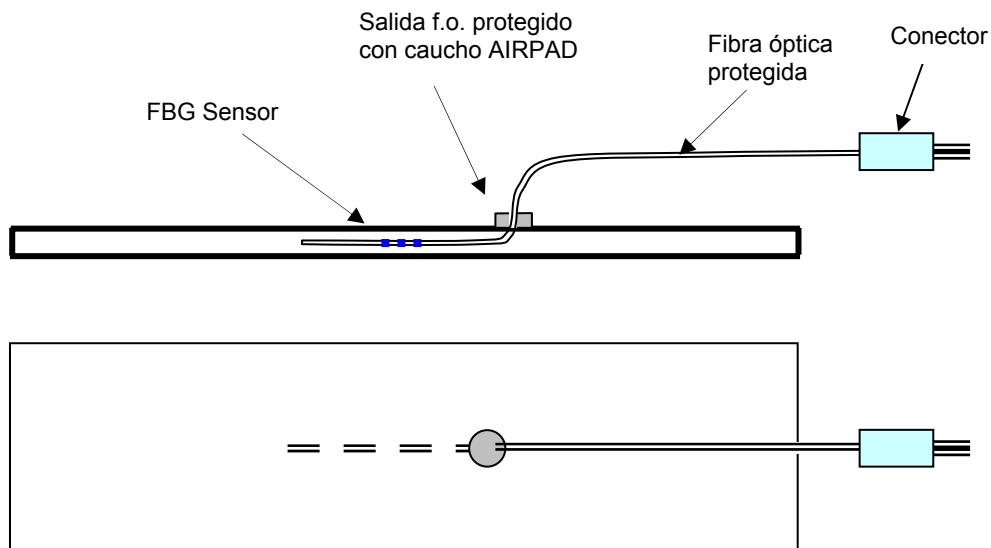
Ambos tipos de salidas del panel necesitan distintas técnicas y útiles para su implantación que se van a explicar detalladamente en los siguientes apartados.

### 5.1 Salida de la fibra óptica por la cara del laminado

La posibilidad de salir con las fibras ópticas por la cara del laminado da mucha flexibilidad en el manejo de la estructura. La fibra óptica no es un obstáculo en el mecanizado de los bordes del panel y está bien protegida frente a manipulaciones de la estructura. La desventaja inherente a este método es que la fibra óptica necesita traspasar las capas de laminado que se encuentran por encima de aquella en que está ubicado el sensor, lo que supone serias dificultades en el caso de estructuras grandes y estructuras donde se aplican automáticamente las capas de preimpregnado, como en el caso del “tape-laying” (encintado automático).

En el contexto de este trabajo, se ha estudiado la protección de la salida de la fibra óptica por la cara del laminado mediante tetones de caucho acrílico que la protegen durante el curado del laminado y en su uso posterior, ver figura 72. El caucho acrílico como material de protección tiene la ventaja de ser blando, lo que permite acomodar la fibra óptica en el momento del curado, evitando presiones puntuales sobre ella y

posibles cortes a cizalladura. El caucho, una vez curado, es flexible y forma una unión fuerte con el laminado de carbono/epoxi. Se han estudiado distintos diseños del tetón, distintas técnicas de su moldeo durante el curado y diferentes formas de unirlo a la fibra óptica, detalles todos ellos que se van a explicar a continuación.

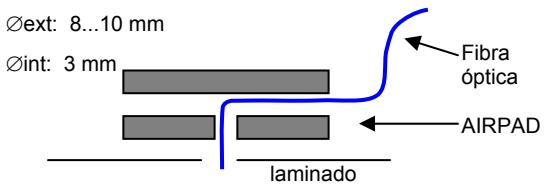
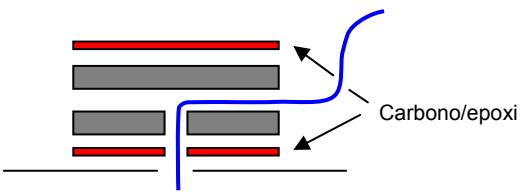
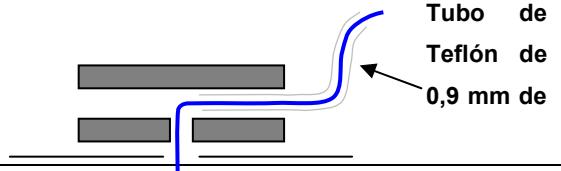
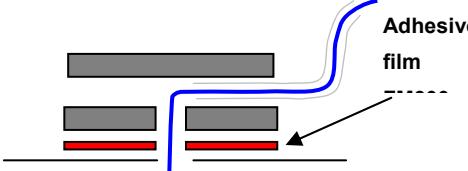
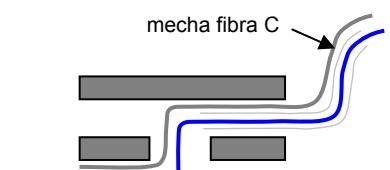
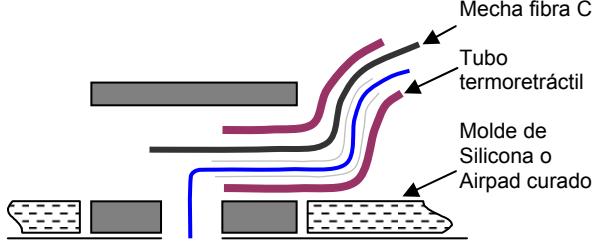


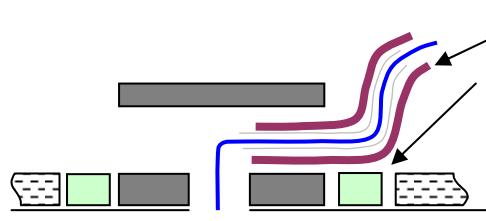
**Figura 72: Esquema de la salida protegida con un tetón de caucho de la fibra óptica en la cara de un laminado**

### 5.1.1 Tipos de interfases de entrada-salida

Se han estudiado y desarrollado diferentes diseños de protección de la salida de la fibra óptica por las caras del laminado, utilizando un “tetón” realizado con un caucho acrílico, en concreto el denominado “Airpad”, de la compañía AIRTECH. El “tetón” se construye mediante anillos de Airpad cortados con un sacabocados, con diámetro exterior de unos 10 mms, y diámetro interior de 3 mm, que se ha posicionado por encima de la fibra óptica en el punto de salida del laminado. El moldeo de los “tetones” ha sido realizado mediante moldes de silicona o de Airpad curado. En la tabla 8 se presentan los esquemas de los distintos diseños que se han desarrollado, incluyendo una breve descripción y los resultados obtenidos durante la fabricación y manejo. Se han realizado ensayos de fatiga con los tetones tipo 1,2 y 3 y con el tetón tipo 6 para estudiar su durabilidad, ensayos que se describen en detalle en los apartados 6.1 y 6.2 respectivamente. De acuerdo con los resultados de los ensayos, se ha mejorado el diseño del tetón tipo 6, que ha dado los mejores resultados en los ensayos de fatiga, llegándose finalmente al diseño de tetón tipo 7 que se ha utilizado, en adelante, para todas las probetas de ensayos de ciclos térmicos, explicados en el apartado 6.3, y de

los ensayos de verificación del comportamiento en tracción a temperatura ambiente, explicados en el apartado 7.2.

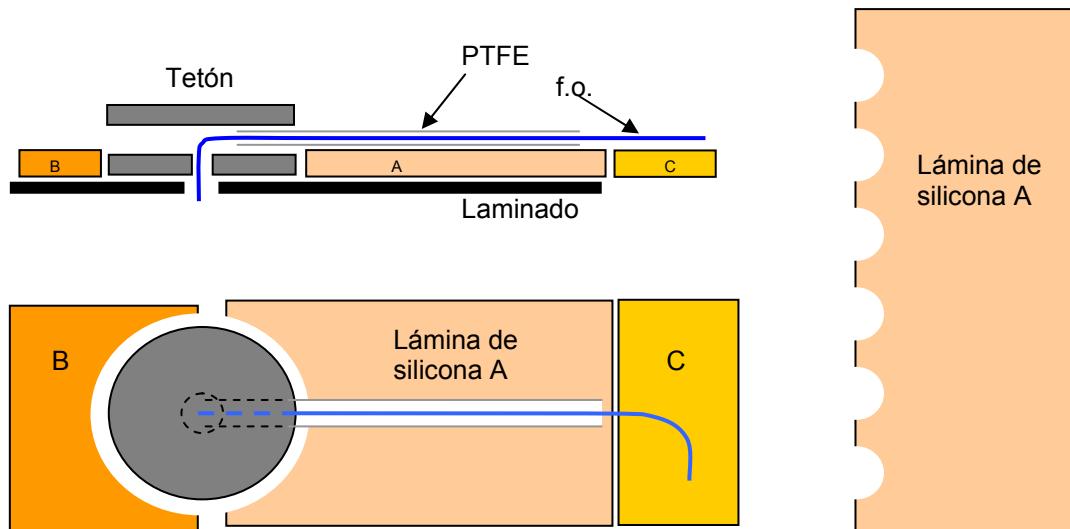
Tipo	Esquema	Descripción y valoración
1	 <p>Øext: 8...10 mm Øint: 3 mm</p> <p>AIRPAD</p> <p>laminado</p> <p>Fibra óptica</p>	<p>Anillos de Airpad entre Øext: 10 mm y Øint: 3 mm. La salida de la fibra óptica es sin protección.</p> <p>Valoración: Frecuente rotura de la f.o. en la salida del tetón. Buena adhesión al laminado</p>
2	 <p>Carbono/epoxi</p>	<p>Como 1, pero con una lámina de carbono por arriba y por debajo del tetón.</p> <p>Valoración: como 1, sin cambios significativos en la unión entre el tetón y el laminado</p>
3	 <p>Tubo de Teflón de 0,9 mm de</p>	<p>Como 1, pero protegiendo la fibra óptica con un tubo de Teflón de Ø 0,9 mm y de la longitud de la fibra óptica entera.</p> <p>Valoración: Mejora significativa en la robustez de la salida de la f.o.</p>
4	 <p>Adhesivo film</p>	<p>Como 2, pero con una capa de film adhesivo debajo el tetón.</p> <p>Valoración: Como 3, sin una mejora significativa en la adhesión entre tetón y laminado</p>
5	 <p>mecha fibra C</p>	<p>Como 3, pero con una mecha de fibra de carbono con longitud de la f.o. unida al tetón con fines de llevar la carga del cable protector.</p> <p>Valoración: como 3, pero más problemático en el manejo por la mecha de C. Buena adhesión de la mecha de C.</p>
6	 <p>Mecha fibra C</p> <p>Tubo termoretráctil</p> <p>Molde de Silicona o Airpad curado</p>	<p>Como 5, pero integrando un tubo termoretráctil tipo DERAY H1.6 en el tetón que cubre toda la fibra óptica hasta el conector. El moldeo del tetón se realiza con un molde de silicona o Airpad curado</p> <p>Valoración: Buena fijación del tetón al laminado. Problemas en el desmoldeo. Buena conexión entre el tubo termoretráctil y el tetón. Aplastamiento del tubo termoretráctil.</p>

7		<p>Como 3 pero, añadiendo un trozo de unos 50mm de largo de un tubo termoretráctil en la salida e integrando un anillo de silicona alrededor del tetón para facilitar el desmoldeo.</p> <p>Valoración: Como 3, pero con mejor comportamiento en el desmoldeo y buen punto de fijación posterior de un cable de protección en el tubo termoretráctil.</p>
---	---	--

**Tabla 8: Esquemas de los distintos diseños de tetones que se han estudiado y desarrollado para la protección de la salida por la cara de un laminado de la fibra óptica**

### 5.1.2 Moldeo de las interfases de entrada-salida

El tetón de caucho es co-curado con el laminado, lo que permite que la fibra óptica pueda acomodarse en la salida del laminado durante el curado. Para co-curar el tetón junto con el laminado se requiere un molde que dé forma al tetón y que evite que el tetón y la fibra óptica sean aplastados por la bolsa de vacío. Se han estudiado tres distintos tipos de molde: un molde de silicona dividido en dos partes para facilitar el desmoldeo, un molde de silicona en una pieza y un molde de Airpad curado.



**Figura 73: Moldeado del tetón de la salida de la fibra óptica por una lámina de silicona**

En la figura 73 se puede ver el esquema de la técnica para moldear el tetón, mediante una lámina de silicona dividida en dos, con un espesor de unos 1,6 mm, que “abraza” el tetón de caucho y lo moldea durante el curado. La fibra óptica sale del tetón por

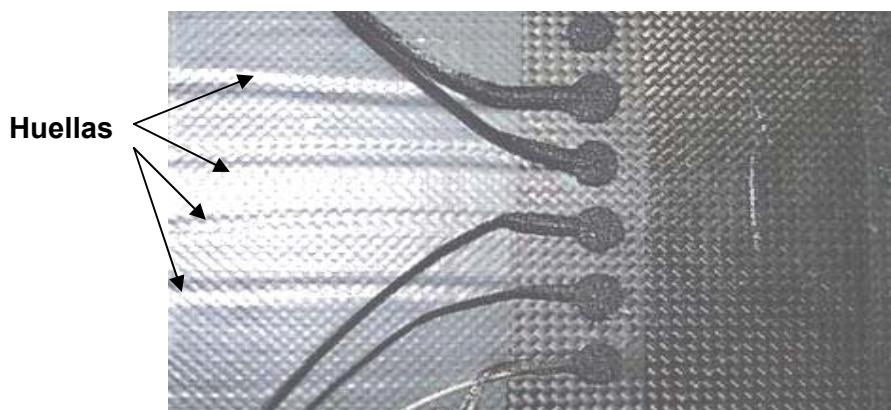
arriba, a la misma altura de la parte superior de la lámina de silicona, para evitar que resulte "cizallada" en la salida del tetón.

El resultado de esta técnica no ha sido del todo satisfactorio, dado que la lámina de silicona es demasiada blanda y, después del curado, aparece una huella profunda de la fibra óptica con su tubo de Teflón marcada en el laminado. Además, las líneas de separación entre las partes A, B y C de la lámina de silicona forman una marca o "rebaba" en el panel.

Se mejora la técnica anterior, utilizando una lámina de silicona entera con agujeros, lo que hace desaparecer las "rebabas". La superficie bajo la lámina, que está en contacto con el laminado, se ha forrado con un film desmoldeante tipo Tooltec CS5 de Airtech. En la figura 74 se puede ver un molde de silicona de este tipo con seis fibras ópticas entrando y saliendo de un laminado antes del curado. El problema de las huellas en el laminado, debido a que la lámina de silicona resulta demasiado fina, que se puede apreciar en la figura 75, no resultó satisfactoriamente solucionado.

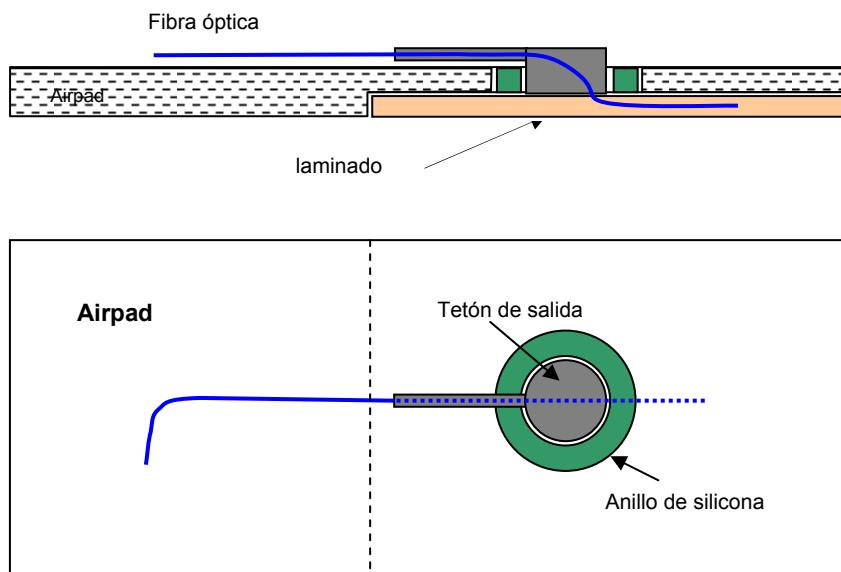


**Figura 74:** Molde de silicona para moldeo de los tetones en el co-curado de un laminado con 6 fibras ópticas entrando y saliendo del laminado por un tetón acrílico.



**Figura 75:** Imagen de un panel curado con molde de silicona mostrando la huella que han dejado en el laminado los distintos tipos de cable de protección que se han estudiado y desarrollado

Mejor éxito se ha obtenido con un molde de Airpad curado. Este molde es más rígido y no deja que se marquen los tubos de protección de las fibras ópticas en el laminado. Se ha fabricado un molde de Airpad de unos 600x 300 mm que incluye el alojamiento necesario para el laminado y el orificio correspondiente al “tetón”, con un espesor adecuado para que la fibra óptica salga del laminado a la misma altura por encima del Airpad sin pasar por ningún escalón. En la figura 76 se puede ver un esquema de tal molde de Airpad. Por encima y por debajo del molde de Airpad, se ha aplicado una capa de film desmoldeante tipo A4000, que solamente es desmoldeante en un lado y adherente en el otro para permitir un fácil desmoldeo del laminado.



**Figura 76: Esquema de la fabricación de un molde de caucho tipo Airpad**

Para facilitar el desmoldeo y evitar la adhesión de los tetones al Airpad, se han incluido anillos de silicona alrededor de los tetones, tal y como se indica en la tabla 8 para el “tetón tipo 7”. En la figura 77 se puede ver un molde de Airpad con anillos de silicona después del curado y en la figura 78 se muestra un panel con los tetones co-curados utilizando este mismo molde.

Los resultados obtenidos con un molde de Airpad y con los tetones de salida incluyendo anillos de silicona han sido satisfactorios, y se ha utilizado esta técnica para la fabricación de probetas para ensayos de tracción explicados en el apartado 7.2 y para el estudio de su comportamiento a ciclos térmicos explicados en el apartado 6.3.



Figura 77: Molde de Airpad con anillos de silicona en la salida después del curado de un panel con tres fibras ópticas

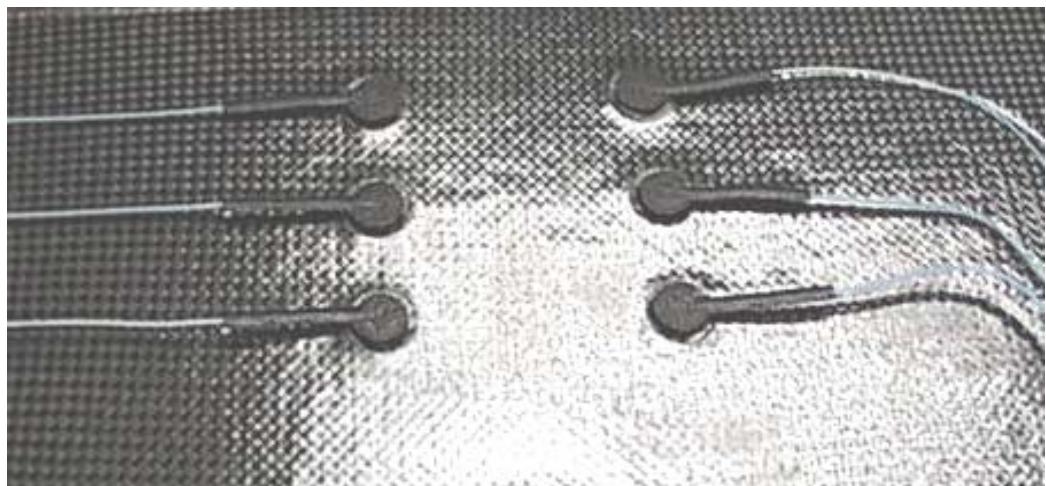


Figura 78: Imagen de un panel con tres fibras ópticas entrando y saliendo del panel curado con un molde Airpad

### 5.1.3 Sistema de protección de la fibra óptica

Para proteger la fibra óptica entre el tetón de salida y el conector óptico se ha diseñado un sistema de protección a base de un tubo elastomérico combinado con mechas de aramida para soportar las cargas mecánicas, figura 79. Este sistema se fija al tetón de la salida después del curado del panel y se pone en el otro lado el conector óptico. El sistema consta de un tubo exterior termoretráctil de elastómero modificado tipo DERAY V25 de la compañía DSG, Alemania, que aguanta temperaturas operativas entre -55 y 150°C.

En la figura 80 se muestra el curado de los conectores ópticos (izq.) y su pulido (dcha.) en un panel con seis sensores fabricado con un molde de Airpad mediante la técnica explicada en el apartado anterior (5.1.2).

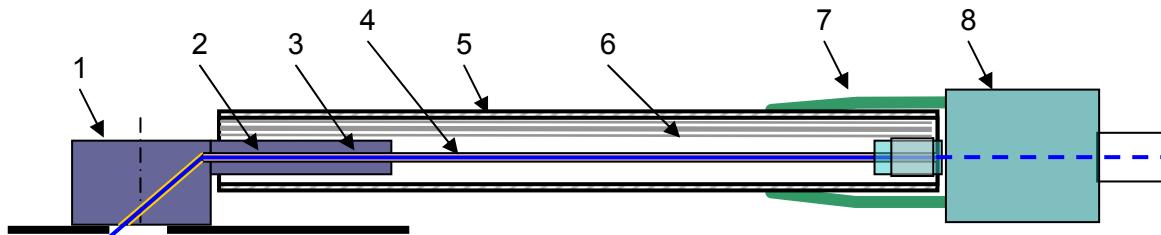


Figura 79: Diseño de la protección de la fibra óptico desde el panel hasta el conector óptico. 1: Tetón, 2: salida de tubo termoretráctil moldeado con tetón, 3: tubo de Teflón, 4: fibra óptica, 5:Tubo termoretráctil, 6: Mecha de Aramida, 7:Capuchón del conector, 8: Conector óptico

Un inconveniente de este diseño es que hay que poner los tubos y mechas de protección y los conectores ópticos después del curado del panel de material compuesto, algo que es posible a nivel de laboratorio, pero que puede ser muy complicado a nivel industrial.

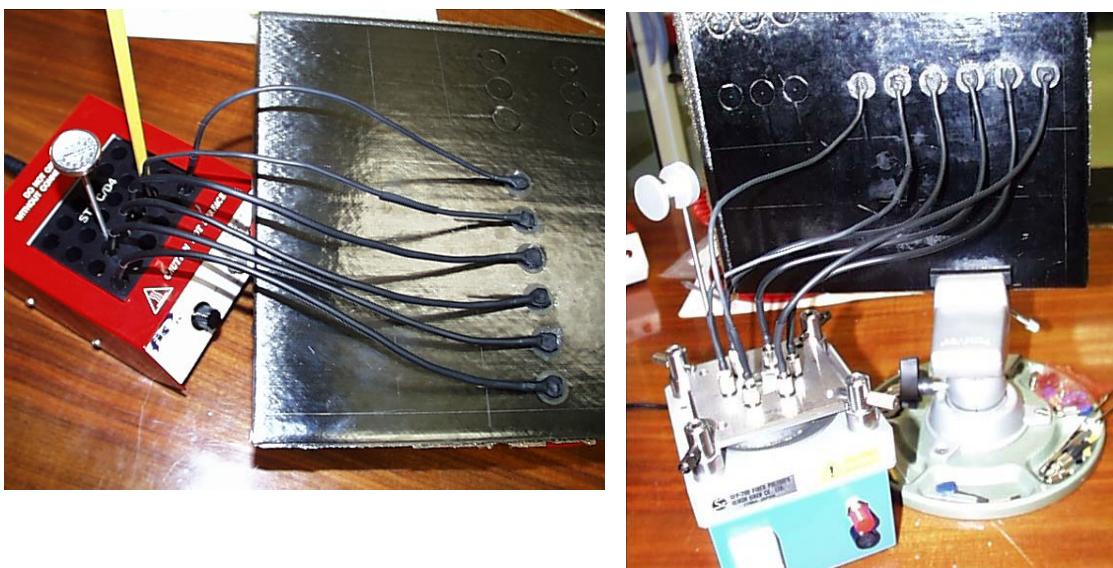
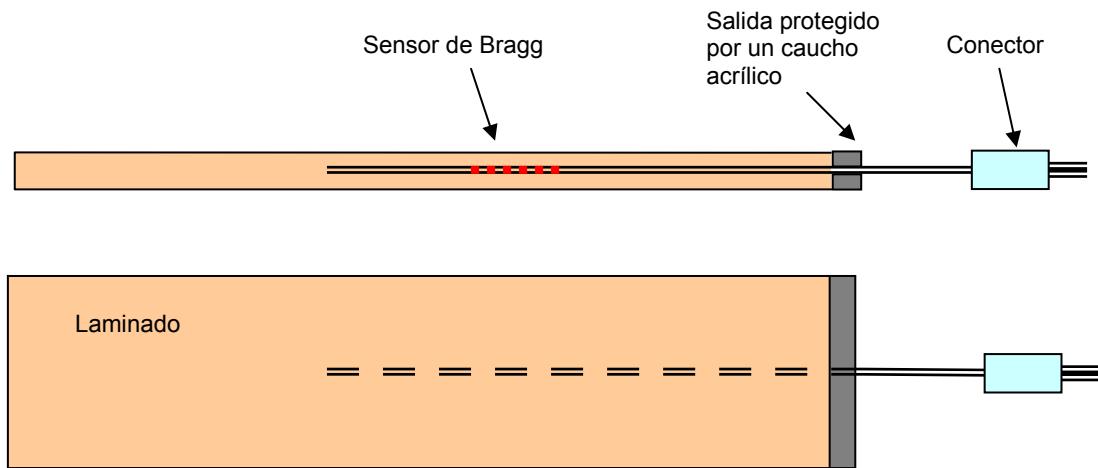


Figura 80: Pegado (izq.) y pulido (dcha.) de conectores ópticos en un panel con salida de 6 sensores de fibra óptica en la cara con tetones co-curados y utilizando un molde de Airpad

## 5.2 Salida de la fibra óptica por el borde del laminado

Saliendo con las fibras ópticas por los bordes del laminado se facilita el proceso de laminación del panel porque no hace falta traspasar unas cuantas capas de preimpregnado, como sucede en el caso de la salida por las caras sin que se sale del laminado por la misma capa en la que se encuentre el sensor. Toda la integración del sensor se realiza cuando se está laminando dicha capa y, una vez terminada la preparación del sensor y la protección de la salida, se puede seguir laminando por encima de los sensores embebidos. Mediante la salida por el borde se pueden integrar los sensores ópticos en laminados grandes fabricados por procesos automatizados como el tape-laying o con encintadoras automáticas. La desventaja inherente de la salida por el borde es la dificultad en el mecanizado de los bordes de la estructura curada, donde se necesita un especial cuidado en no cortar o dañar las fibras ópticas salientes.

La salida por el borde debe estar, igual que en el caso de la salida a través de las caras, bien protegida para evitar la rotura de la fibra óptica y debe estar realizada de tal manera que se protege la fibra óptica tanto durante el curado del laminado como en su uso posterior. El esquema general de la salida por el borde se muestra en la figura 81.



**Figura 81: Esquema de la salida en un borde del laminado protegido por caucho acrílico**

En el marco de este trabajo se ha desarrollado y empleado una protección de la salida de la fibra óptica por el borde del laminado, mediante el mismo caucho acrílico (tipo Airpad de la compañía Airtech) que se ha utilizado para la solución representada en el apartado anterior de salidas a través de las caras del panel. Para este tipo de salida se aprovechan, igualmente al caso de las salidas por las caras, el conjunto de las ventajas del caucho acrílico como material de protección, ya que deja acomodar la

fibra óptica en el momento del curado y evita presiones puntuales sobre la fibra óptica y cortes a cizalladura. El caucho, una vez curado, es flexible y forma una unión fuerte con el laminado de carbono/epoxi. Se han estudiado distintos diseños de la salida y distintas técnicas del moldeo de la salida, así como diferentes métodos de protección de la fibra óptica, que se desarrollan y comentan en los apartados que siguen.

### 5.2.1 Diseño y moldeo de la interfase de la entrada

En la figura 82 se puede ver el esquema de tres distintas soluciones para la salida de la fibra óptica del laminado durante el curado, que se han desarrollado utilizando una placa pisa para compactar uniformemente el laminado. En el **tipo A)** se utiliza una placa pisa para compactar el laminado que termina justamente en el borde del panel. La salida de la fibra óptica se encuentra presionada por el “labio” de protección de Airpad durante el curado por la presión del autoclave, y puede “doblar” excesivamente la fibra óptica en la salida del panel, causando elevadas perdidas ópticas o, incluso, la rotura de la fibra. La fibra óptica puede ser protegida en la salida por un tubo de Teflón de  $\varnothing=1,0$  mm que no ha resultado aplastado durante el curado en las condiciones empleadas y evita la presión directa sobre la fibra. Sin embargo, no resulta posible proteger la fibra óptica con sistemas como los tubos termorretráctiles con las mechas internas de Aramida, porque los tubos se ablandan y son aplastados por la bolsa de vacío como se puede apreciar en la figura 83 (dcha.) que muestra una probeta de flexión fabricada intentando utilizar este método.

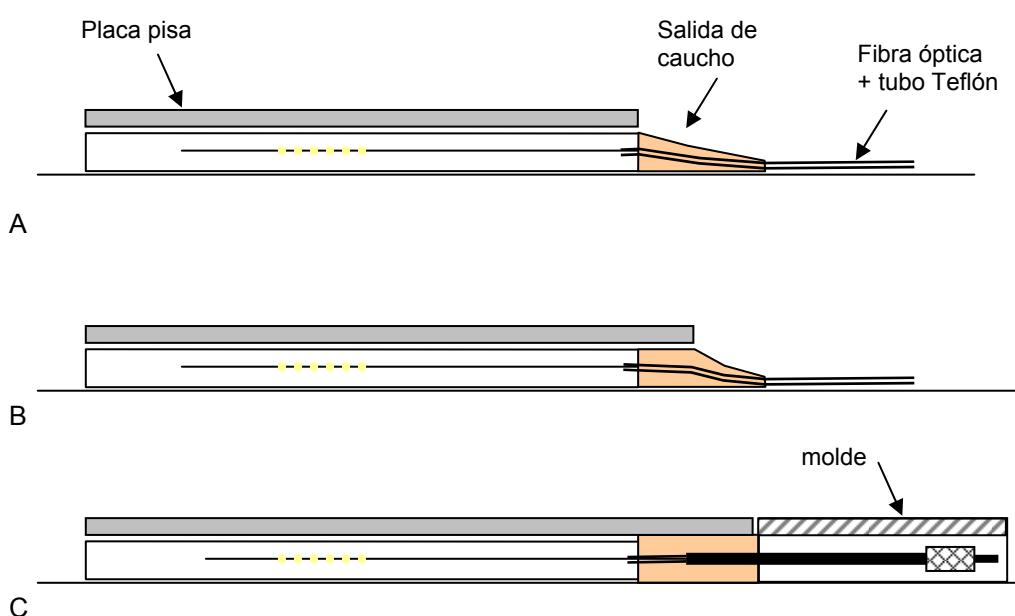
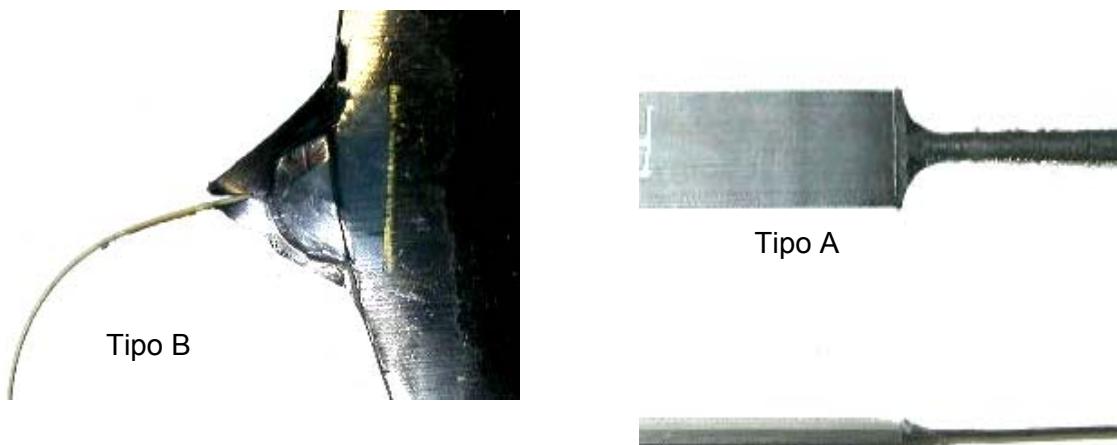


Figura 82: Esquema de tres distintas técnicas para moldear la salida de una fibra óptica por el borde de un panel protegido por un caucho acrílico. A) Salida expuesta a la presión del autoclave, B) protección parcial de la salida, C) protección de la salida y la fibra óptica entera mediante un molde

La salida tipo B) protege algo más la fibra óptica saliente al cubrir la placa pisa una gran parte del caucho, evitando así que la presión llegue a la fibra óptica justamente en la salida del laminado, evitando así fuerzas cortantes a cizalladura como las presentes en el tipo A). No se pueden emplear tampoco en este caso tubos termorretráctiles de protección, porque resultarían igualmente aplastados por la bolsa de vacío como en el caso A). En la figura 83 (izq.), se puede ver una imagen de un panel fabricado con esta solución (tipo "B") incluyendo el tubo de protección tipo Teflón.

En el **tipo C**) se utiliza un molde que cubre toda la fibra óptica incluyendo el conector. Este diseño protege al máximo la salida de la fibra óptica y evita posibles daños. Utilizando este tipo de solución con el molde adecuado se pueden integrar, ya durante el proceso de laminación y curado, los "cables" de protección con los conectores ópticos colocados.



**Figura 83:** Imagen de dos distintos tipos de salida por el borde del laminado. Dcha.: Salida tipo A) con la salida de caucho expuesta a la presión del autoclave. Se puede ver que los cables de protección están aplastados por la bolsa de vacío Izq.: Salida tipo B) protegiendo parcialmente la salida con la placa pisa. La fibra óptica está protegido mediante un tubo de Teflón.

La figura 84 muestra un panel en fase de laminación con tres fibras ópticas para embeber colocadas en el laminado y con la salida de las fibras preparada para emplear la solución del "tipo C". Directamente durante la laminación, se integran las fibras ópticas con sus conectores y sistema de protección, descritos en el apartado 5.2.2 para formar una unión duradera con el laminado. Una vez terminado el laminado, y antes de su curado, se coloca un pisa encima del laminado, incluyendo el caucho y un molde metálico por encima de los cables y conectores ópticos. En la figura 85 se puede ver un esquema del molde citado. Los cables de las fibras ópticas encajan en ranuras del molde, taponando así el flujo de resina hacia cables y conectores. En la misma figura se puede apreciar a la izquierda del molde el apilamiento de una bolsa de vacío para el curado del conjunto del laminado con el molde.

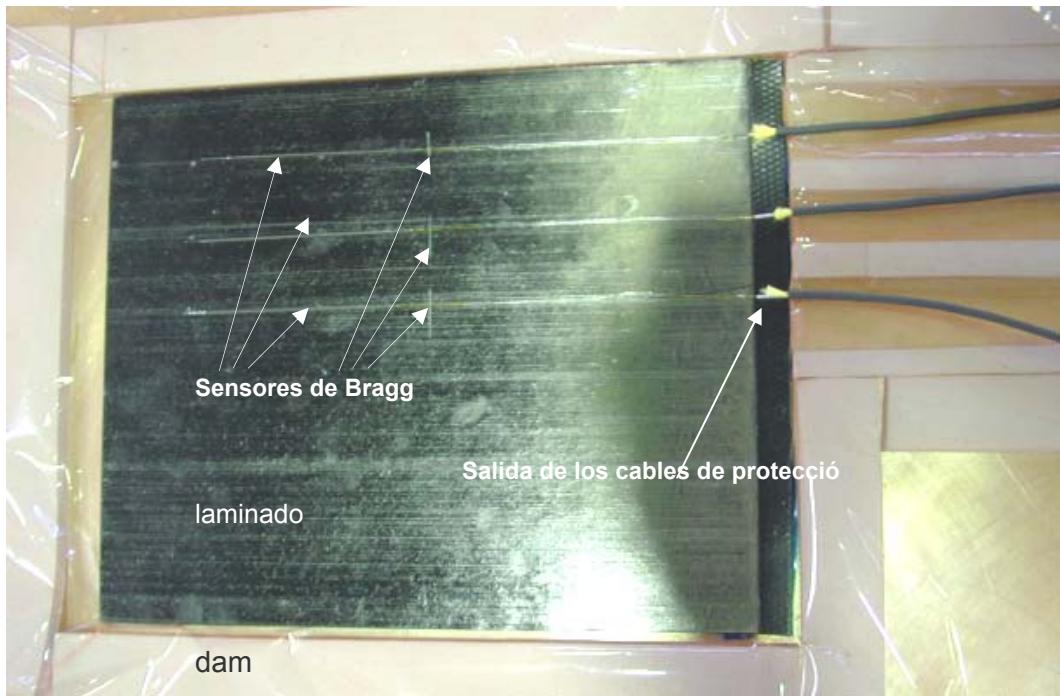


Figura 84: Panel en fase de laminación con tres fibras ópticas y la protección de la salida mediante caucho del tipo C

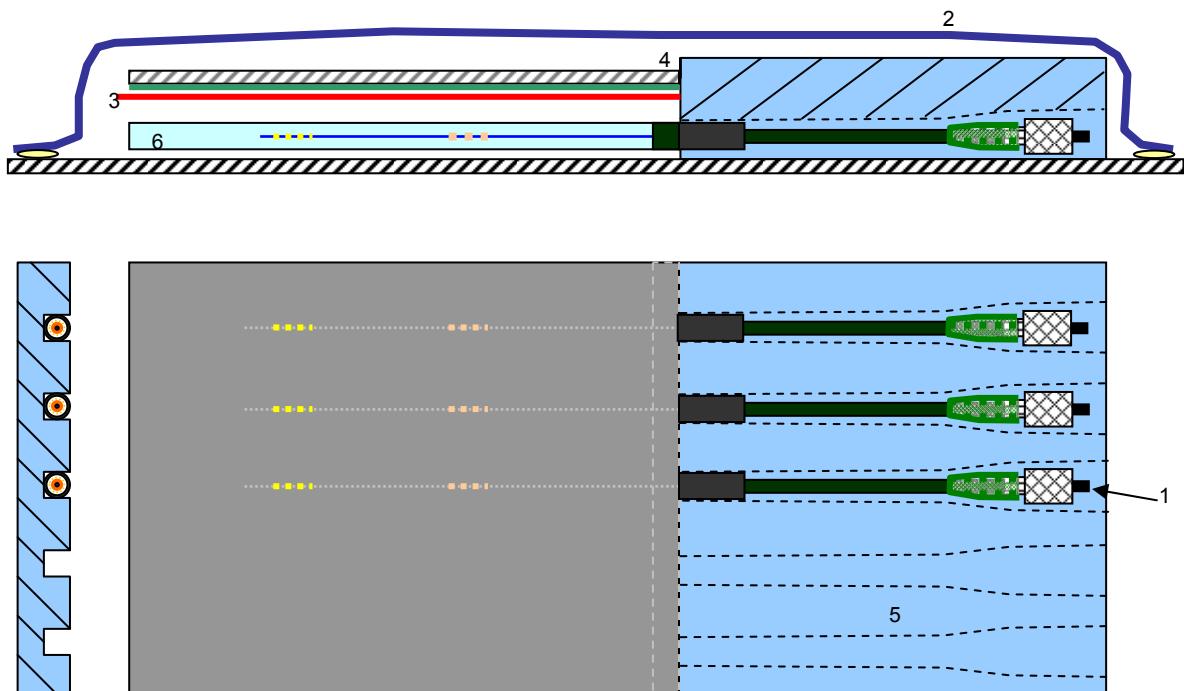
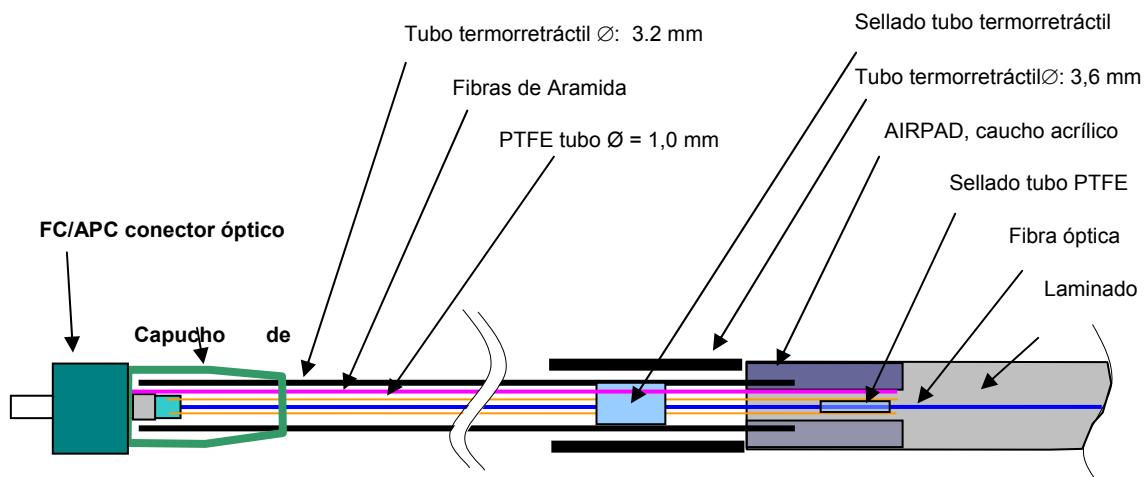


Figura 85: Esquema del conjunto de un molde de salida y de la bolsa de vacío para su curado.  
1) Sensor completo con cables de protección; 2) bolsa de vacío incluyendo el tejido respirador;  
3) film desmoldeante A4000; 4) contramolde metálico con una capa de silicona y film  
desmoldeante de PTFE; 5) Molde de aluminio que protege los cables y los conectores ópticos

### 5.2.2 Diseño del “cable” de protección

Para proteger la fibra óptica frente a cargas mecánicas durante el curado y durante su uso en servicio, se ha desarrollado un cable de protección con uno de sus extremos integrado en el caucho acrílico de la salida del laminado, como se puede apreciar en la figura 86.



**Figura 86:** Diseño de la salida de la fibra óptica por el borde de un laminado con caucho acrílico, el cable de protección y el conector óptico

La fibra óptica está protegida desde el laminado hasta el conector por un tubo de Teflón de 1,0 mm de diámetro, que está sellado mediante silicona en la salida del laminado para evitar el ingreso de resina durante el curado. Unas mechas de refuerzo de aramida están fijadas por una parte en el caucho de la salida del laminado y, por la otra, en el conector óptico mediante un casquillo de crimpado. La parte exterior del cable de protección está formada por un tubo termoretráctil de unos 3,2 mm de diámetro. El cable está reforzado en la salida del laminado mediante otro tubo termoretráctil de unos 3,6 mm de diámetro exterior. Este último tubo forma un sello en el molde de salida y evita que pase al molde resina del laminado. Una vez contraídos térmicamente los tubos termoretráctiles (mediante una pistola de aire caliente), se inyecta silicona de dos componentes tipo RTV 60®, de la compañía AIRTECH, en el tubo exterior, para formar una barrera contra el ingreso de resina durante el curado, que podría endurecer el cable y limitar su flexibilidad. El cable encaja luego en un conector óptico estándar tipo FC/APC.

En la figura 87 se puede apreciar una probeta de tracción que se ha fabricado mediante la técnica “tipo C” es decir utilizando un molde metálico de salida que protege el cable de la fibra óptica y el conector durante el curado.

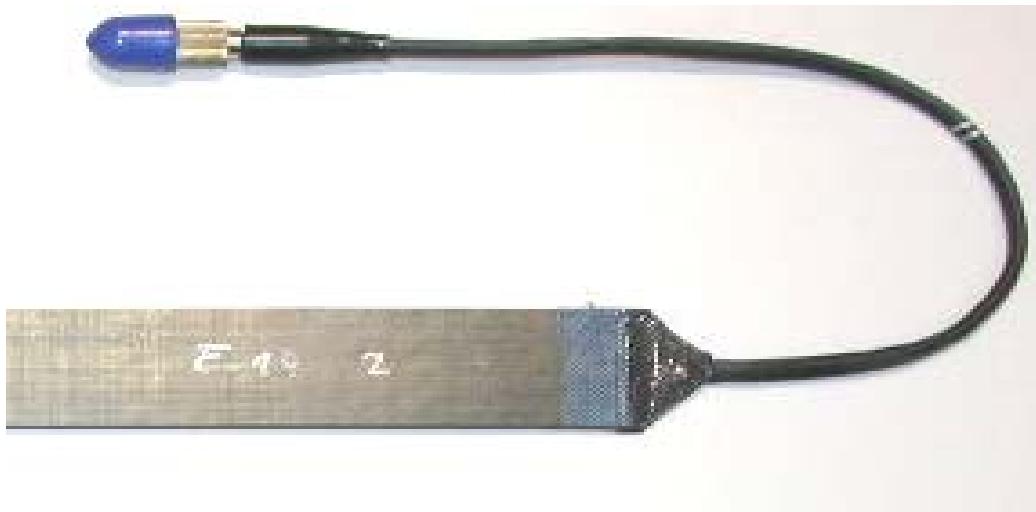


Figura 87: Probeta de tracción con la salida en frente. Abajo: Fibra óptica con sensor de temperatura encapsulado, sensor de deformación y cable de protección idéntica al sensor embebido en al probeta arriba.

### 5.3 Conclusiones

Se han desarrollado soluciones robustas y fiables en la salida de la fibra óptica del panel huésped que son factibles de fabricar con los medios de procesos típicos en la industria aeronáutica como es el curado en autoclave.

En concreto se han desarrollado dos tipos de solución, la salida por la cara y salida por los bordes del laminado. En ambas técnicas se ha incluido el diseño de un cable que parece adecuado para proteger la fibra óptica frente a las duras condiciones medioambientales y mecánicas en estructuras aeronáuticas en servicio. En la técnica de la salida por los bordes se han integrado los conectores ópticos en el mismo momento de la laminación, para minimizar posibles roturas de la fibra óptica durante el proceso de montaje de los conectores y reducir al mínimo manipulaciones posteriores al curado de la estructura huésped.

## **6 ENSAYOS DE DURABILIDAD DE LAS SISTEMAS DE MEDIDA (FIBRAS ÓPTICAS Y SUS INTERFASES) A FATIGA Y CICLOS TÉRMICOS**

Para evaluar la viabilidad del uso de las fibras ópticas embebidas en laminados de material compuesto, se han realizado ensayos de fatiga oligo-cíclica, y fatiga de largo número de ciclos. En estos ensayos se ha investigado no sólo la supervivencia de la fibra óptica embebida, sino también la viabilidad y robustez de la salida de la fibra óptica del panel, que es un punto clave en el uso de los sensores ópticos en estructuras en servicio. Además de los ensayos a fatiga mecánica, se ha estudiado el comportamiento frente a ciclos térmicos, con intervalos de temperatura que simulan las condiciones de servicio de aviones militares.

### **6.1 Ensayos de fatiga de bajo número de ciclos**

En estos ensayos, planteados como un primer paso para estudiar el comportamiento en servicio de la técnica de integración y de la salida de las fibras ópticas del panel, se ha evaluado la capacidad de las fibras ópticas embebidas en probetas de material compuesto y sus correspondientes interfases con los paneles carbono/epoxi, para soportar sin rotura cargas de tracción relativamente altos y durante un número relativamente pequeño de ciclos de carga (fatiga oligocíclica). Con estos ensayos, se puede estudiar el comportamiento de las fibras ópticas y de sus entradas-salidas al laminado en situaciones de cargas extremas y evaluar la técnica de integración utilizada. Cabía esperar que las probetas que den un buen resultado en estos ensayos, también tengan una alta probabilidad de sobrevivir a los ensayos de fatiga de alto número de ciclos, ensayos, que son más representativos para evaluar el comportamiento de sensores e interfases de cara a proponer su aplicabilidad en el servicio.

#### **6.1.1 Fabricación de probetas**

Se han fabricado dos tipos de probetas, con unas dimensiones de 250x15x1.6 mm, seis de ellas con salida de fibra óptica en los bordes y otras seis con salida por las caras dentro de la zona galgada de la probeta. El material compuesto utilizado es el AS4/8552, con secuencia de apilamiento ( $\pm 45^\circ$  tejido,  $0^\circ$ ,  $0/90^\circ$  tejido,  $0^\circ$ )s y con la fibra óptica embebida en el plano medio del laminado y en paralelo a las fibras a  $0^\circ$ .

En ambos tipos de probetas se ha realizado la protección de las salidas-entradas de las fibras ópticas mediante el mismo caucho acrílico que se ha utilizado para la

solución presentada en los apartados anteriores. La protección de caucho ha sido, en ambos tipos de probetas, co-curada con el panel. Se han utilizado para cada dos de las probetas con las salidas en las caras, el diseño del “tetón” tipo 1, 2 y 4, y para las probetas de salida en los bordes el diseño tipo A, diseños que fueron explicados en la tabla 8 en el apartado 5.1.1 y en el apartado 5.2.1, respectivamente.

Todas las probetas se han obtenido de un mismo panel curado con un ciclo estándar de 2h a 180°C y 7 bares de presión. Después del curado, se han mecanizado las probetas con una sierra de disco recubierto de diamante. Una vez realizado el corte, se han pegado tacones individuales sobre las probetas que presentaban salidas de las fibras ópticas en los bordes, mediante un adhesivo estructural epoxi, curado a temperatura ambiente por unas 24 horas, con un post-curado a 60°C durante media hora y aplicando una presión de unos 0,5 bares mediante pesos individuales encima de cada tacón. Después de la fabricación de las probetas, se ha conectado en cada extremo de las fibras ópticas un conector óptico tipo FC/PC. Las dimensiones de las probetas y las soluciones de salida de la fibra óptica en cada caso se muestran en las figuras 88 y 89, mientras que la figura 90 muestra la imagen de dos probetas con la salida por las caras y por los bordes.

En el caso de las probetas con la salida de la fibra óptica por las caras y durante la fase de fabricación y, posterior fijación de las probetas en la máquina de ensayos, se produjo la rotura de la fibra óptica en cuatro de las seis fibras. Estos cuatro casos corresponden a las probetas con la protección de la salida mediante tetón tipo 1 y 2 que no llevan ninguna protección de la fibra óptica. En el caso de las probetas con las salidas en los bordes, se rompieron dos de las seis fibras ópticas, en concreto e igual que en el caso anterior, las que no llevaban una protección de un tubo de Teflón en su salida.

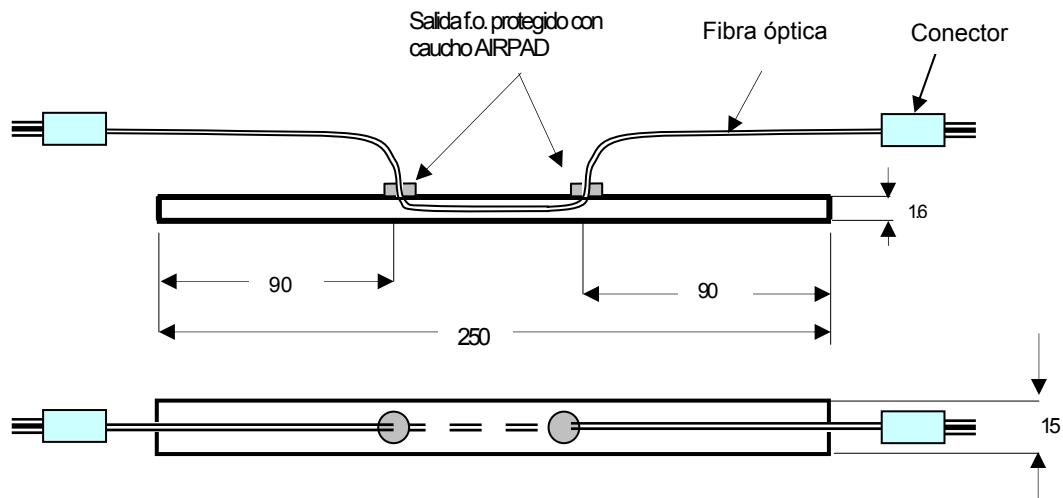


Figura 88: Probeta con salida de la fibra óptica en la cara mediante un tetón de caucho

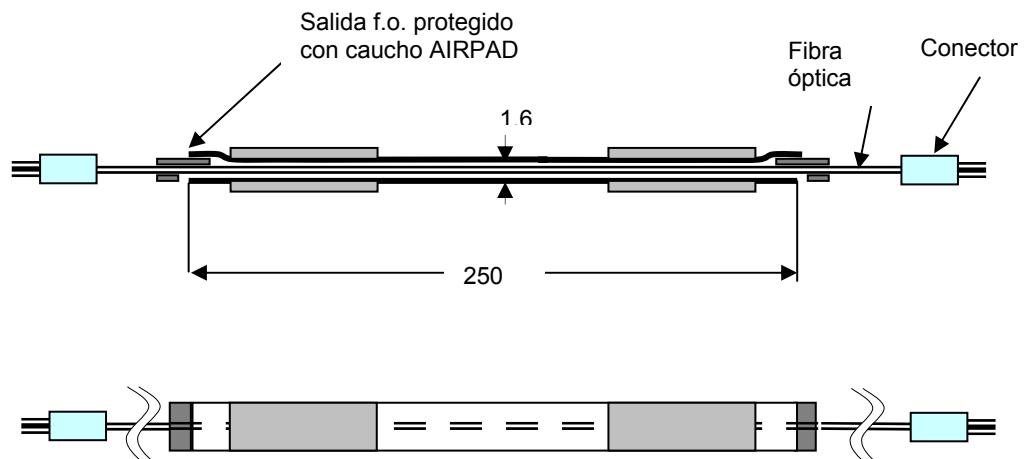


Figura 89: Probeta con salida de la fibra óptica en los bordes protegido mediante caucho

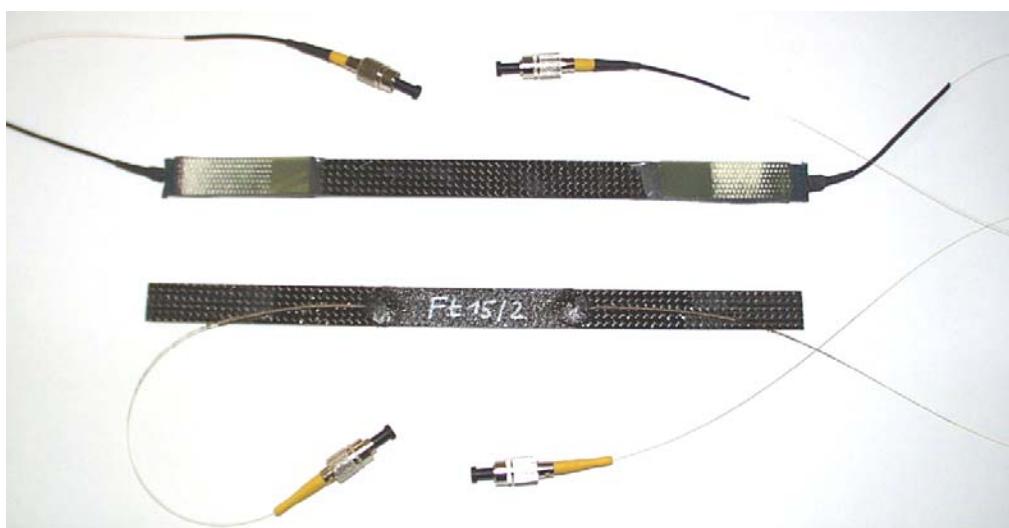


Figura 90: Probetas con salida de la fibra óptica en los bordes y por las caras

### 6.1.2 Ensayos

Para estudiar el comportamiento de las diferentes soluciones adoptadas para la entrada y salida de la fibra óptica en condiciones extremas de carga y su posible influencia en la respuesta del propio material, se sometieron las probetas a un ensayo de fatiga oligo-cíclico. En estos ensayos se cargaron todas las probetas a cargas oscilantes de tracción: de 0 a 10, 0 a 20, 0 a 23, 0 a 24 kN con 200 ciclos por cada condición de carga, acumulándose para cada probeta una cantidad total de 800 ciclos. Como condición de carga mínima, se decidió adoptar el rango de 0 a 10 kN, que representa unas 5000 microdeformaciones, o aproximadamente un 40% de la carga a rotura, lo que se estima como un límite razonable de dimensión. En la tabla 9 se presentan las cargas aplicadas en los ensayos de fatiga, el intervalo de las deformaciones que sufre la probeta con esta carga, la cantidad de ciclos aplicados y la velocidad de aplicación de carga del ensayo. Al terminar el ciclado de cada probeta se realizó un ensayo de tracción hasta la rotura de la probeta.

Carga [kN]	Microdeformaciones [ $\mu\text{def}$ ]	Cantidad de ciclos [ciclos]	Velocidad [mm/min]
0 - 10	$\approx 5.000$	200	50
0 - 20	$\approx 10.000$	200	
0 - 23	$\approx 11.400$	200	
0 - 24	$\approx 12.000$	200	
Hasta rotura	$\approx 15.000$	1	2

Tabla 9: Cargas de los ensayos de fatiga oligocílicas a tracción.

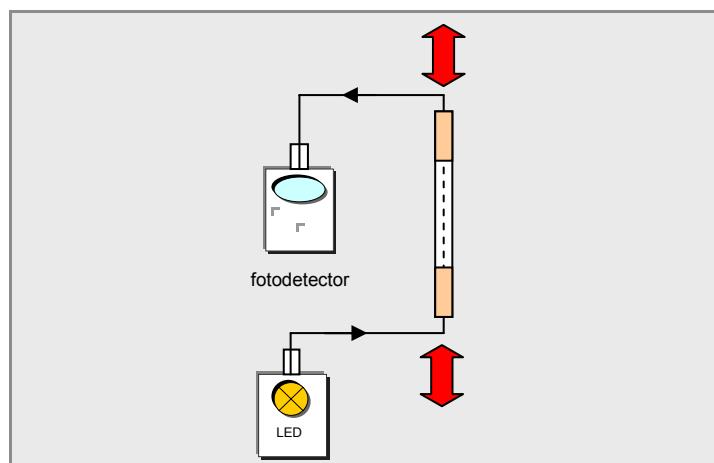


Figure 91: Esquema de la disposición del ensayo a fatiga con cargas de tracción con fibra óptica iluminada y controlado mediante una fuente de luz tipo LED y un medidor de potencia

Durante los ensayos de fatiga se han controlado las perdidas ópticas de las fibras ópticas mediante un medidor de potencia, iluminando la fibra óptica con una fuente de luz tipo LED. En la figura 91 se puede apreciar el esquema de la técnica que se ha utilizado para medir el funcionamiento de la fibra óptica durante el ensayo, mientras que en la figura 92 se muestra una probeta durante el ensayo de fatiga oligocíclica montado en las mordazas de la maquina de ensayos y después del ensayo final de resistencia residual.



**Figura 92: Probeta con salida en las caras dentro de la maquina de ensayos, izq.: durante el ensayo de fatiga, dcha.: después del ensayo final de resistencia residual**

### 6.1.3 Resultados

En todos los casos, las fibras ópticas que no se han roto durante el manejo, han sobrevivido a los ensayos a fatiga, permaneciendo ileas hasta la rotura final de la probeta huésped, excepto en un caso, en el que la ruptura de la fibra óptica se produjo ligeramente antes de la ruptura de la probeta, ya en el último ensayo a resistencia estática.

La carga a rotura de las probetas con la salida de las fibras ópticas por la cara es un 17% más baja que la carga de rotura de las probetas con salida en los bordes (véase la tabla 10). Este comportamiento puede ser debido a la integración del tetón de la entrada-salida de la fibra óptica, que probablemente ha debilitado las propiedades mecánicas del material. Esta hipótesis está respaldada por el hecho de que las

probetas rotas (ver figuras 93) muestran claramente, que las roturas aparecen siempre cerca, o directamente, en la zona donde está el tetón de salida. Serían necesarios más ensayos para estudiar este efecto en detalle. Otro factor que pudiera influir, es que las probetas con las salidas en las caras no llevan tacones, aunque es poco probable que este efecto sea de importancia. Las imágenes de las probetas rotas con las salidas de las fibras ópticas en los bordes se pueden ver en la figura 94.

Probeta		Propiedades de la probeta a rotura			Funcionamiento de la fibra óptica	
Entrada de la f.o.	Denominación	UTS [N/mm <sup>2</sup> ]	Deformación a rotura [%]	Localización del daño		
<b>Cara</b>	Ftsc-2	1070	1.2	Cerca o justamente por los tetones	Operativa hasta la rotura de la probeta	
	Ftsc-5	1000	1.1		Roto antes del ensayo	
	Ftsc-1	1117	1.3			
	Ftsc-3	1075	1.2			
	Ftsc-4	1038	1.2			
	Ftsc-6	1108	1.3			
	<b>media</b>	<b>1068</b>	<b>1,2</b>			
	<b>Coef. var.</b>	<b>4,1</b>	<b>4,8</b>			
<b>Borde</b>	Ftsf-1	1330	1.5	Zona galgada	Operativa hasta la rotura de la probeta	
	Ftsf-4	1160	1.5		No operativa antes de la rotura	
	Ftsf-3	1170	1.4			
	Ftsf-2	1275	1.3	Cerca de tacones		
	Ftsf-5	1320	1.5	Roto antes del ensayo		
	Ftsf-6	1308	1.3			
	<b>media</b>	<b>1285</b>	<b>1,4</b>			
	<b>Coef. var.</b>	<b>5,9</b>	<b>5,1</b>			

**Tabla 10: Resultados de los ensayos a fatiga. UTS: “Ultimate tensile strength”, Resistencia a rotura de la probeta y el coeficiente de variación (coef. var) . f.o.= fibra óptica**



Figura 93: Probetas de tracción con salida en la cara después del ensayo de fatiga oligocíclica. El tipo de la interfase de caucho que se ha utilizado es desde arriba abajo: Tetón tipo 3, 1, 3, 2, 2 según tabla 8 en apartado 5.1.1

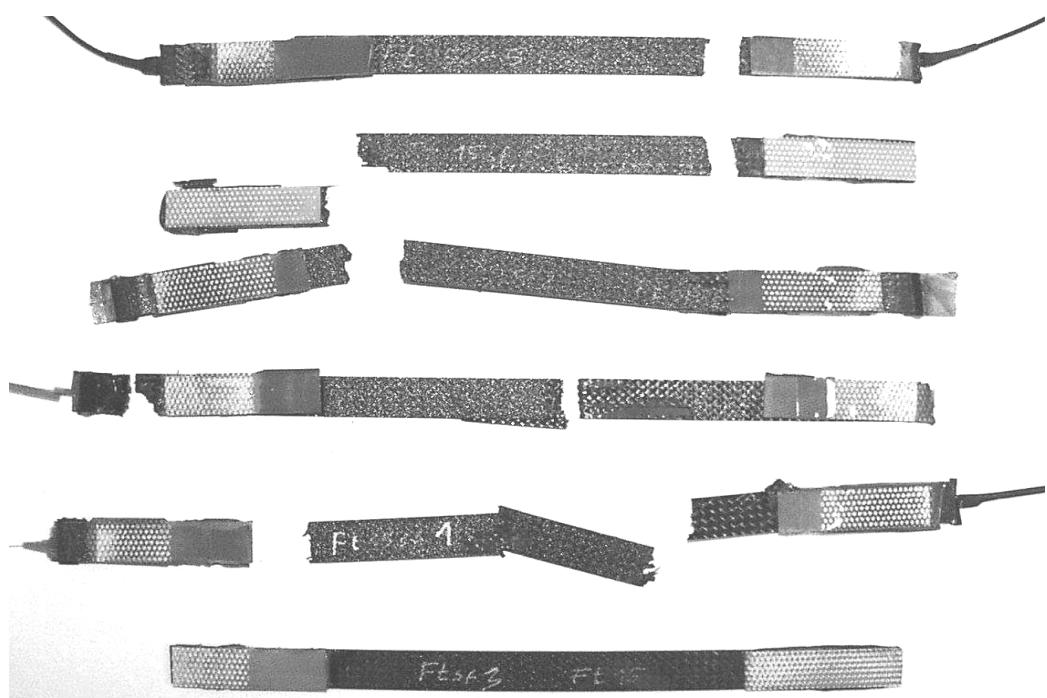


Figura 94: Probetas de tracción con salida en los bordes tipo A (ver apartado 5.1.2) después del ensayo de fatiga oligocíclica.

## 6.2 Ensayos de fatiga de alto número de ciclos y carga última de diseño

El objetivo del trabajo descrito a continuación es comprobar la integridad de las fibras ópticas y sus salidas-entradas de las probetas huésped, bajo condiciones de fatiga de alto número de ciclo y con una carga máxima correspondiente a la deformación admisible de diseño (5500 microdeformaciones). Se han realizado ensayos de fatiga a tracción y de flexión en tres puntos con tres distintos tipos de probeta de material compuesto carbono/epoxi utilizado a lo largo de la investigación (AS4/8552), todos con fibras ópticas embebidas en las probetas, para determinar la influencia de la carga mecánica sobre el comportamiento óptico, en concreto sobre la ganancia óptica de la fibra durante los ensayos.

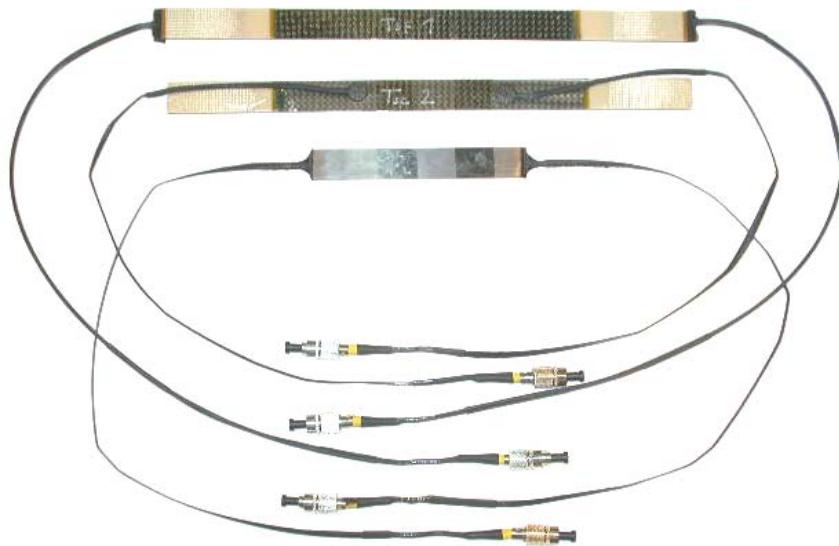
	En borde	En cara	En borde
<b>Cantidad fabricada</b>	6	6	6
<b>Tipo de ensayo</b>	<b>Tracción</b>		<b>Flexión</b>
<b>Dimensión</b>	15 x 1.6 x 250		15 x 1,85 x 100 L=74 mm
<b>Apilamiento</b>	( $\pm 45^\circ$ , $0^\circ$ , $0/90^\circ$ , $0^\circ$ , f.o.)s		0° f.o. 0°

Tabla 11: Probetas de los ensayos de fatiga de largo ciclo en tracción y flexión

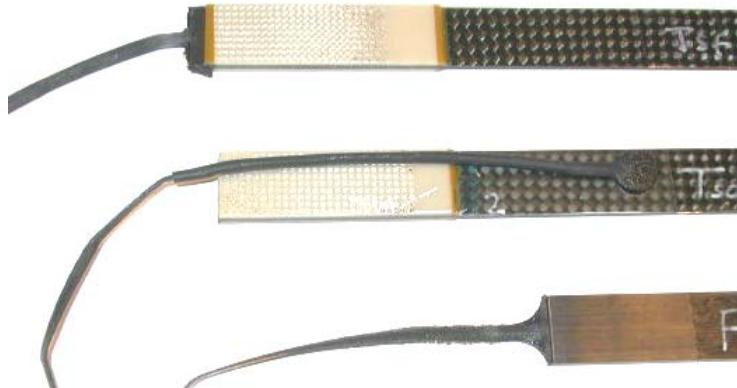
### 6.2.1 Preparación de las probetas

Para los ensayos de fatiga de alto número de ciclos se han fabricado 12 probetas de tracción, seis de ellas con la salida-entrada de las fibras ópticas por las caras y otras seis con la salida en los bordes de las probetas. Además se han fabricado seis

probetas de flexión con la salida en los bordes. El material compuesto utilizado es AS4/8552, de la compañía HEXCEL, con secuencia de apilamiento de las probetas de tracción ( $\pm 45^\circ$  tejido,  $0^\circ$ ,  $0^\circ$ / $90^\circ$  tejido,  $0^\circ$ , f.o.)<sub>s</sub> y con las fibras ópticas embebidas en el plano medio del laminado y en paralelo a las fibras a  $0^\circ$ . Las probetas de flexión son unidireccionales ( $0^\circ$ )<sub>10</sub> con las fibras ópticas embebidas entre la novena y décima capa y en paralelo a las fibras de  $0^\circ$ .



**Figura 95:** Las tres tipos de probetas utilizados para los ensayos de fatiga, arriba: probeta de tracción con salida de la fibra óptica en el borde, medio: probeta de tracción con salida de la fibra óptica en la cara, abajo: probeta de flexión con salida de la fibra óptica en el frente



**Figura 96:** Detalle de la salida de las fibras ópticas en las tres tipos de probetas utilizados para los ensayos de fatiga

En todas las probetas se ha utilizado un caucho acrílico para proteger las salidas-entradas de las fibras ópticas. La protección ha sido co-curada con el panel, utilizando la salida tipo 6 de la tabla 8 (capítulo 5.1.) para las probetas con la salida de la fibra

óptica en las caras y la “tipo A” en las probetas con la salida-entrada por los bordes, tipo explicado en el apartado 5.2.1, figura 82.

Las dimensiones de las probetas, su secuencia de apilamiento y la posición de la fibra óptica se resumen en la tabla 11.

El procedimiento general de la fabricación de las probetas está explicado en el párrafo 4.1.

Después del curado y mecanizado de las probetas se han colocado en los extremos de las fibras ópticas conectores ópticos tipo FC/PC, que posteriormente, fueron pulidos a mano. A continuación, todas las probetas se llevaron a condición “seca” según la normativa EN2743.

La figura 95 muestra los tres tipos de probetas utilizadas, en concreto la probeta de tracción con salida de la fibra óptica en el frente, la probeta de tracción con salida de la fibra óptica en la cara, y la probeta de flexión con salida de la fibra óptica en el borde. Se puede ver que el cable de protección de las probetas de tracción con salida en la cara y el de la probeta de flexión, están doblados en varios puntos, formando un codo con curvatura pequeña debido al aplastamiento y rigidizado del cable de protección durante el curado. La figura 96 muestra el detalle de la salida de la fibra óptica de las probetas.

### 6.2.2 Ensayos

Se han realizado ensayos de fatiga hasta  $10^6$  ciclos a unos 5 Hz, utilizando máquinas de ensayo universales hidráulicas y mordazas con cierre hidráulico, para fijar las probetas de tracción. Se ha comprobado la integridad de las fibras ópticas durante los ensayos de fatiga, de la misma forma que se hizo en el caso de los ensayos de fatiga oligocíclica, ya mencionado en el apartado 6.1, mediante una fuente de luz iluminando la fibra óptica por un extremo y midiendo la potencia de la luz que llega al otro extremo. Los valores de carga y deformación aplicados en los ensayos se presentan en la tabla 12.

<b>Frecuencia</b>	unos 5 Hz	
<b>Ciclos</b>	$1 \cdot 10^6$	
<b>Deformaciones cílicas</b>	0 ... +5500 microdeformaciones	Tracción y flexión
<b>Cargas cílicas</b>	0 ... +11,5 kN	Tracción
	0 ... +0,221 kN	Flexión

Tabla 12: Valores de carga y deformación aplicados en los ensayos

### 6.2.3 Resultados

Los resultados de los ensayos de fatiga están expuestos en la tabla 13, mostrando la ganancia óptica de la fibra óptica antes y después del ensayo y la cantidad de ciclos aplicados a cada probeta. La ganancia óptica se ha medido en valores absolutos con la unidad dB, refiriéndose a un valor de potencia absoluto de 1 milivatio, calculando entonces la ganancia:

$$\text{dB} = 10 \cdot \log (P_1/P_2)$$

donde: P1 es la potencia medida por el medidor y  
 P2 es la potencia de referencia de 1 mW.

Las fibras ópticas embebidas han sobrevivido a los  $10^6$  ciclos mecánicos, sin que se haya notado una disminución significativa en las ganancias ópticas, disminución que ha sido en la mayor parte de las probetas menor de 0,5 dB y sólo en dos probetas entre 1,5 y 2,3 dB respectivamente. Únicamente en el caso de la probeta de flexión F4 se ha interrumpido la transmisión de la luz durante el ensayo. Investigando los cables de protección de esta probeta después del ensayo, se vio que la rotura de la fibra óptica había ocurrido en el cable de protección cerca del conector, y no en la probeta o en la interfase de la entrada-salida.

En dos probetas de tracción, Tsb 5 y Tsc 3, la fibra óptica ya no transmitía la luz después de montarlas en la máquina de ensayos, aunque la habían transmitido perfectamente después de la fabricación. En ambos casos, se observó una rotura de la fibra óptica en el cable de la protección cerca del conector óptico, como en el caso de la probeta de flexión F4. Las probetas Tsb6, Tsc1, Tsc6, F1, F3, y F6 presentaron fibras ópticas inoperativas después de la fabricación, debido a roturas de las fibras ópticas en los cables.

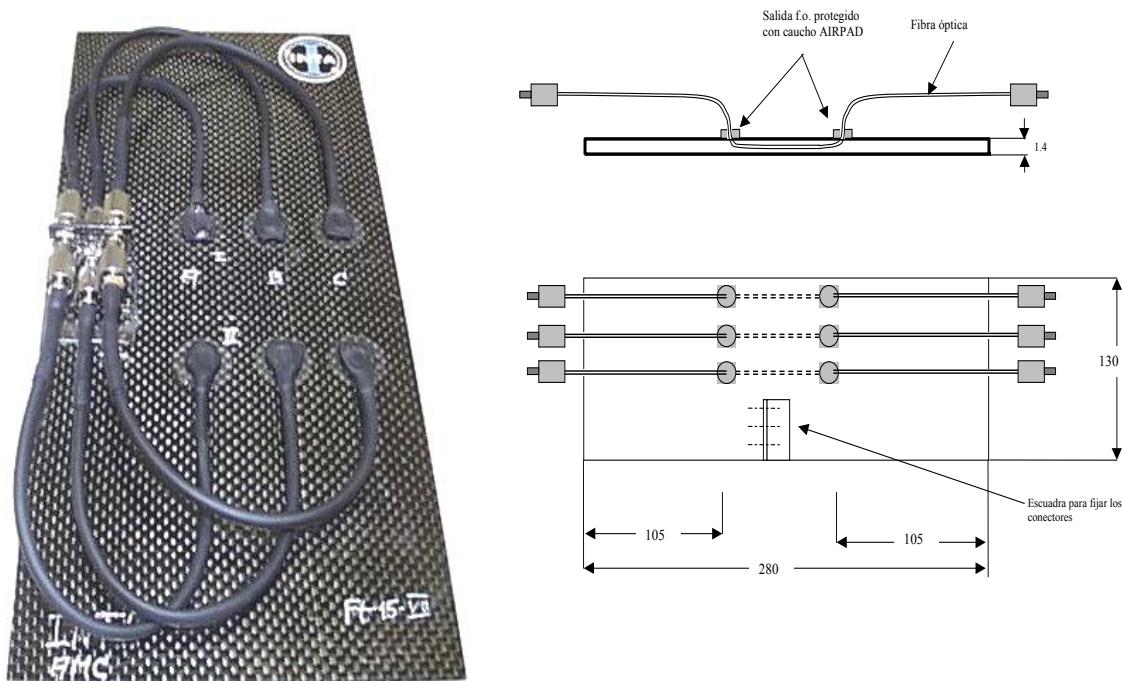
Las protecciones de salida de caucho de las fibras ópticas fueron operativas en todos los casos después de los ensayos, no habiéndose soltado la protección de caucho en ninguna parte ni habiéndose cuarteado ni cortado.

Tipo de ensayo	Probeta	Ganancia			Nº ciclos	Observación
		antes del ensayo dB	después del ensayo dB	Delta dB		
<b>Tracción</b> Salida en borde	Tsb1	39,9	40,3	0,4	$10^6$	-
	Tsb2	46,4	48,7	2,3	$10^6$	-
	Tsb3	43,9	43,9	0	$10^6$	-
	Tsb4	55,3	50,5	0	$10^6$	Mayor ganancia después del ensayo que antes. Probablemente por mal posicionamiento del conector en la medida
	Tsb5	-	-	-	-	Después de la fabricación: 39,3dBm. Rotura de la fibra óptica en el cable al montar la probeta en la maquina.
	Tsb6	-	-	-	-	No operativo después fabricación
<b>Tracción</b> Salida en cara	Tsc. 1	-	-	-	-	No operativo después fabricación
	Tsc2	51,5	53,0	1,5	$10^6$	-
	Tsc3	-	-	-	-	Después de la fabricación: 39,3dBm. Rotura de la fibra óptica en el cable al montar la probeta en la maquina.
	Tsc4	46,9	46,0	0	$10^6$	-
	Tsc5	45,5	45,3	0	$10^6$	-
	Tsc6	-	-	-	-	No operativo después fabricación
<b>Flexión</b> Salida en borde	F 1	-	-	-		No operativo después fabricación
	F2	44,7	44,7	0	$10^6$	-
	F3	-	-	-	-	No operativo después fabricación
	F4	48,41	-	-	474.434	Rotura durante el ensayo de la fibra óptica en el cable, no en la probeta
	F5	45,4	-	0	$10^6$	-
	F6	-	-	-	-	No operativo después fabricación

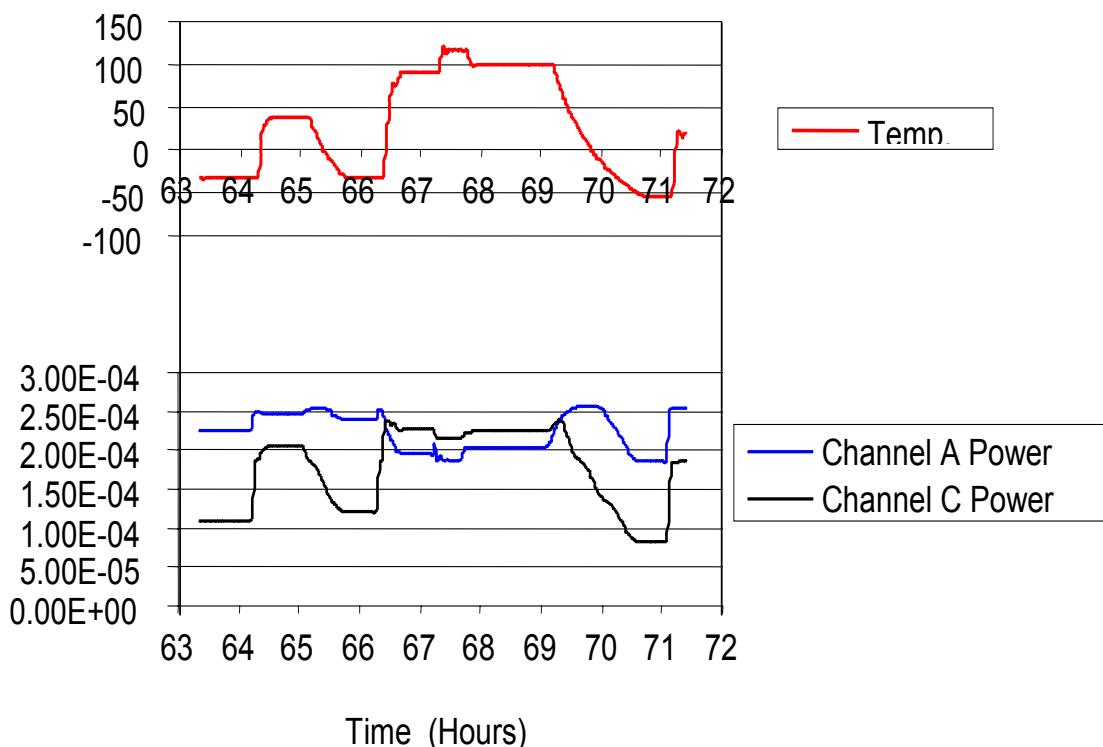
Tabla 13: Resultados de los ensayos a fatiga mostrando todas las probetas que se han fabricado

### 6.3 Ensayos de ciclos térmicos

Como consecuencia de los ensayos de fatiga se ha mejorado el diseño de las entradas y salidas de la fibra óptica por las caras, llegándose finalmente al diseño del “tetón tipo 7” ya explicado en el apartado 5.1.1, tabla 8. Se fabricó un panel empleando la técnica puesta a punto para embeber fibras ópticas que permitiere estudiar las prestaciones de la fibra en un ambiente real de una pieza estructural de un avión militar. El procedimiento utilizado es el MIL-STD-810D, Método 520.0, tipo III. Los ensayos han sido realizados por la compañía British Aerospace, BAE, en el marco de un proyecto común. La probeta aportada para dicho ensayo, que se muestra en la figura 97, lleva tres fibras ópticas embebidas en un panel de material compuesto carbono/epoxi AS4/8552, con secuencia de apilamiento: (0/90<sub>tejido</sub>, 0/90<sub>tejido</sub>, 90, 0, f.o.)s con conectores FC/PC montados en los extremos de las fibras ópticas.



**Figura 97:** Probeta de ensayo para ensayos de ciclos térmicos con entrada y salida de la fibra óptica por las caras de la probeta.



**Figura 98:** Arriba: Uno de los nueve ciclos de temperaturas en la cámara climática, abajo: valores de las perdidas ópticas en la transmisión de la luz durante el ensayo en la fibra óptica A y C.

Se realizaron, en total, nueve ciclos, cada uno como el indicado en la figura 98 con una duración de unas 8 horas en un rango de temperaturas entre  $-55^{\circ}\text{C}$  y  $130^{\circ}\text{C}$ .

Durante los ensayos se conectaron las fibras ópticas por un extremo a un medidor de potencia óptica y por el otro a una fuente de luz para monitorizar sus prestaciones. En la figura 98 se pueden ver los resultados del noveno ciclo mostrando la influencia de la temperatura del ensayo sobre la potencia transmitida por la fibra óptica. La tercera fibra óptica (“B”) no era operativa durante los ensayos por rotura en el manejo. De las tres fibras inicialmente embebidas dos están mostrando prestaciones satisfactorias, con cambios en las ganancias ópticas del orden del 0,5 dB y 1,5 dB para las fibras A y C, respectivamente.

#### 6.4 Conclusiones

Las fibras ópticas embebidas en probetas de material compuesto han sobrevivido a solicitudes de fatiga oligocíclica, de fatiga de alto número de ciclos y ciclos térmicos, y han permanecido operativas después de los ensayos. Se ha mostrado que las fibras ópticas embebidas en material compuesto están razonablemente bien protegidas y no suelen romper antes de la rotura de la estructura huésped. Las salidas de las fibras ópticas de las probetas y las interfases de caucho desarrolladas en este trabajo han mostrado que son duraderas y robustas y parecen aptas para su uso en aplicaciones reales de estructuras aeronáuticas. En los ensayos de ciclos térmicos se ha puesto de manifiesto una cierta influencia de la temperatura sobre las ganancias de las fibras ópticas en las probetas. En los dos casos estudiados en el presente trabajo, las pérdidas de ganancias ópticas están dentro de un margen tolerable, pero los diseños de las salidas necesitan ser mejorados para futuras aplicaciones de los sensores tipo Bragg embebidos en estructuras reales operando en condiciones de servicio.

El diseño de los “cables” de protección con su funda a base de un tubo termorretráctil y fibras de refuerzo en el interior, necesita todavía más desarrollo para evitar que el cable se aplaste en el curado y que se formen codos que doblan la fibra óptica excesivamente y no dejan que pueda moverse libremente en el interior.

## 7 VERIFICACIÓN DE LAS MEDICIONES A DEFORMACIÓN DE LOS SENsoRES DE BRAGG

Uno de los objetivos concretos de la investigación realizada es la validación de los sensores tipo fibra óptica con redes de Bragg grabadas, FBGS, embebidas y pegadas a estructuras de material compuesto con fines de evaluar su capacidad y sus limitaciones para medir deformaciones estructurales. Para alcanzar dicho objetivo, se han realizado ensayos de tracción y de compresión de acuerdo con lo indicado en la tabla 14. Se prepararon las probetas de tracción y compresión con FBGS integradas y pegadas, con galgas extensométricas y, en el caso de las probetas de tracción, también con extensometría fijada a la probeta. Se han comparado y correlacionado las diferentes medidas de deformación obtenidas mediante los FBGS y mediante los sensores convencionales, para, de este modo, evaluar la precisión de los FBGS dentro de un intervalo de  $\pm 5500$  microdeformaciones, establecido como límite de diseño en estos experimentos.

			<b>Cantidad de probetas</b>	
<b>Material</b>	<b>Condición</b>	<b>Probeta</b>	<b>Tracción</b>	<b>Compresión</b>
AS4/8552	23°C, seco según EN2743	UD $(0^\circ)_{12}$	6	-
	Según fabricado	Panel rigidizado	-	3

**Tabla 14: Cantidad de probetas de compresión y tracción y tipo de ensayos aplicados para verificar las mediciones a deformación con FBGSs**

### 7.1 CÁLCULOS TEÓRICOS

Se han realizado cálculos teóricos para estimar la influencia de distintos parámetros sobre la respuesta de los sensores de fibra óptica de Bragg como la deformación uniaxial, condiciones medioambientales, tipo de material y secuencia de apilamiento. Con estos cálculos también se pretende evaluar la influencia que ejerce el recubrimiento de la fibra óptica en la zona del sensor de Bragg en su respuesta como sensor de deformación y de temperatura. Como base del cálculo se utilizan las ecuaciones desarrolladas por van Steenkiste /18/ y Kim et al. /16/ que fueron expuestas en el apartado 2.1.1.

### 7.1.1 Valores básicos de la fibra óptica

En la tabla 15, se presentan los valores ópticos y mecánicos de las fibras ópticas que se han utilizado en los ensayos realizados para este trabajo, así como de las fibras ópticas que se han encontrado en la literatura. Las tablas 16 y 17 muestran valores mecánicos del laminado considerado en los cálculos, utilizando valores obtenidos en ensayos, valores del fabricante del material y cálculos realizados con el programa ESAComp 1.5.

En los casos en que no se han encontrado los valores necesarios para los cálculos, se ha estimado el valor o se han utilizado valores de un caso parecido. Para los valores mecánicos de la fibra óptica “SPECTRAN PhotoSil Type C” de la referencia /5/, que se ha utilizado para los sensores de Bragg en todos los ensayos de tracción y compresión expuestos en los apartados 7.2 y 7.3, se han utilizado los datos de la referencia /18/. Los valores ópticos de la fibra SPECTRAN Photosil de /5/ son muy diferentes a la de la referencia /6/, pero los valores mecánicos no deberían variar significativamente.

En el caso de la relación de Poisson  $v_{zy}$ , que es un valor que normalmente no se mide en ensayos de tracción pero que se necesita para los cálculos, se ha aplicado para los materiales compuestos carbono/epoxi AS4/8552 e IM7/8552, el valor que da van Steenkiste en la referencia /18/ para el material carbono/epoxi T300/976.

No se han encontrado datos de los valores de Poisson  $v_{yx}=v_{zx}$  para el material IM7/8552 en condición húmedo y para temperaturas de -55°C, 82°C y 104°C. Por eso se ha aplicado el mismo valor de este material correspondiente al caso seco a 23°C. Parece que esto no produce errores significativos, porque se ha visto que en el material AS4/8552 no hay diferencias en el valor de Poisson en húmedo y caliente en respecto al valor en seco a 23°C.

		Daimler/Chrysler Aerospace /15/		Menéndez /5/			V. Steenkiste /18/	O'Dwyer et al, /13/
Tipo de f.o.		"Ziehturmgiiter"		SPECTRAN PhotoSil Type C			No especificado	Fibercore PS750 Lightwave technol. FO808C
		min	max	min	23°C	max		
Coef. foto elástico efectivo,	$P_{eff}$	0,2	0,23		0,20		0,292	
Coef. foto elástico	$P_{11}$				0,113		0,17	
Coef. foto elástico	$P_{12}$				0,252		0,36	
	$dP_{11}/dT = dP_{12}/dT$							$-0,134 \cdot 10^{-3} /^{\circ}C$
Coef. de Poisson	$\nu$						0,16	0,25
	$dv/dT$							$2,5 \cdot 10^{-4} \% / ^{\circ}C$
Modulo elástico)	$E [GPa]$						73,1	
Modulo a cortadura	$G [GPa]$						31,5	
Coef. de expansión térmica,	$\alpha [1/K]$	5,00E-07		$*5,50E-07$		5,00E-07		
Indice de refracción	$n_0$	1,445		1,4496		1,456		1,5
Coef. Térmo-óptico,	$dn_0/dT$	1,10E-05	$*8,0E-06$	$*8,3E-06$	$*1,0E-05$	1,20E-05	$1,08 \cdot 10^{-5} 1/^{\circ}C$	

Tabla 15: Valores ópticos, mecánicos y térmicos según /15/, /5/, /13/ y /18/ necesarios para los cálculos. f.o.=fibra óptica, "Ziehturmgiiter" = FBGS grabado en la fibra óptica justamente después de tirarla de la fundición y recubrirlo después con un cerámico llamado Ormocer®, .\*=valores aproximados.

Valores laminado	AS4/8552			T300/976 /18/	Recubrimiento	
	seco	húmedo RT	húmedo 82°C		Políimida	Acrílico
$E_{xx}$ (GPa)	131,6	130,6	130,6	130	3	0,1
$E_{yy}$ (GPa)	9,58	8,9094	8,2388	9,65		
$G_{xy}=G_{xz}$ (GPa)	3,7	3,922	3,478	5,58		
$G_{yz}=E_{yy}/2(1+\nu_{zy})$ (GPa)	3,60	3,349	3,097	3,21		
Poisson $\nu_{yx}=\nu_{zx}$	0,33	0,33	0,33	0,29	0,4	0,4
Poisson $\nu_{zy}$	0,5*	0,5*	0,5*	0,5		
alfa <sub>xx</sub> ( $\times 10^{-6} / ^{\circ}C$ )	-0,3	-0,3*	-0,3*	0,02	38,0	70,0
alfa <sub>yy</sub> ( $\times 10^{-6} / ^{\circ}C$ )	28,1	28,1*	28,1*	22,5		

Tabla 16: Valores mecánicos y térmicos del laminado y del recubrimiento para las fibras ópticas necesarias para los cálculos. \*= Valores estimados

	IM7/8552 UD 0°						IM7G/8552 (0 <sub>3</sub> ,90, ±45)s
	seco			húmedo			
Temperatura °C	-55	23	104	23	82	104	23
$E_{xx}$ (GPa)	162,72	164,1	164,1	165,47	164,78	154,44	88,6
$E_{yy}$ (GPa)	19,99	11,51	10,34	10,69	9,93	9,93*	55,52
$G_{xy}=G_{xz}$ (GPa)	6,55	4,96	4,48	5,24	4,21	2,83	16,15
$G_{yz}=E_{yy}/2(1+\nu_{zy})$ (GPa)	7,57	4,36	3,92	4,05	3,76	3,76	22,08
Poisson $\nu_{yx}=\nu_{zx}$	0,32*	0,32	0,32*	0,32*	0,32*	0,32*	0,257
Poisson $\nu_{zy}$	0,5*	0,5*	0,5*	0,5*	0,5*	0,5*	0,5*

Tabla 17: Valores mecánicos del laminado usado para los cálculos según valores del catálogo HEXCEL y cálculos con el programa ESAComp.. \*= Valores estimados

### 7.1.2 Resultados del factor de conversión K

En la tabla 18 se pueden ver los resultados obtenidos de los cálculos para el caso de un sensor de Bragg sin recubrimiento, pegado a la superficie y embebido en el material AS4/8552 unidireccional. Se han comparado los valores teóricos del factor de conversión K con los valores que se ha obtenido en los ensayos de tracción descritos en el apartado 7.2. Los resultados muestran que, en el caso del sensor embebido, el valor teórico coincide con el valor empírico. En el caso del sensor pegado hay un alto grado de coincidencia, con una diferencia de tan solo un 0,2% entre ambos valores.

tracción	f.o. pegada		f.o. embebida	
	Teórico	Ensayos	Teórico	Ensayos
K usn/pm	0,952	0,954 ±0,014	0,9467	0,947 ±0,014
Diferencia %	0,2		0,03	

Tabla 18: Valores del factor de conversión K de longitudes de onda a microdeformaciones, usn, obtenidos en ensayos de tracción con material AS4/8552 a temperatura ambiente en condición seca y obtenidos por cálculos teóricos utilizando las ecuaciones de /6/. Fibra óptica utilizada es SPECTRAN PhotoSil Type C con los valores según /79/

compresión	f.o. pegada		f.o. embebida	
	teórico	ensayo	teórico	Ensaya
media K usn/pm	0,952	0,926	0,940	0,953 ±0,0129
diferencia %	-2,8		1,4	
Coef. var. %			1,35	

Tabla 19: Valores del factor de conversión K de longitudes de onda a microdeformaciones, usn, obtenidos en ensayos de compresión con material AS4/8552 a temperatura ambiente en condición seca con un panel rigidizado con 4 FBGS embebidos y obtenidos por cálculos teóricos utilizando los ecuaciones de /18/. Fibra óptica utilizada es SPECTRAN PhotoSil Type C con los valores según /5/

$\lambda=1319 \text{ nm}$	f.o. embebida		
	recubierto de acrílico	recubierto de Poliimida	sin recubrir
	Teórico	Teórico	Teórico
K usn/pm	0,952	0,948	0,947
Diferencia al valor Teorico %	0,56	0,14	0

Tabla 20: Comparación del factor de conversión K obtenido en ensayos de tracción con material AS4/8552 a temperatura ambiente en condición seca y obtenidos por cálculos teóricos sin recubrimiento, recubierto con acrílico y con poliimida utilizando las ecuaciones de /18/. La fibra óptica utilizada es SPECTRAN PhotoSil Type C con los valores según /5/

En la tabla 19 se pueden ver los resultados obtenidos de los cálculos para el caso de un sensor de Bragg sin recubrimiento pegado a la superficie del rigidizador 1, y cuatro FBGSs embebidos en los tres rigidizadores de un panel fabricado con el material

AS4/8552 explicado a continuación en el apartado 7.3. Se han comparado los valores teóricos del factor de conversión K con los valores que se ha obtenido en los ensayos de compresión descritos en el apartado 7.3. En este caso, el cálculo teórico tiene cierto error, porque los algoritmos del cálculo utilizados son validos para un laminado transversalmente isótropo (laminado unidireccional), que no es el caso de los laminados de los rigidizadores, que son ortótropos. Aunque no se pueden esperar valores teóricos muy exactos en este caso, se han comparado los valores empíricos con los teóricos, para obtener una idea si el método de cálculo también es aplicable en un caso de un laminado con características ortótropas y cargado a compresión. Los resultados muestran que en el caso del sensor embebido, el valor teórico tiene un buen grado de concordancia de 1,4 % entre ambos valores. En el caso del sensor pegado, hay una buena coincidencia, con una desviación de un 2,8% entre ambos valores.

En la tabla 20 se pueden ver los resultados que se han obtenido en los cálculos teóricos que contemplan el caso de la misma fibra óptica, "SPECTRAN PhotoSil Type C", embebida y con la zona del sensor recubierta, en un caso, con un material acrílico y, en el otro caso, con poliimida. Se puede ver que el recubrimiento causa una diferencia teórica en el valor de K de alrededor un 0,42% comparando el acrílico y el de poliimida. Comparando el valor teórico del sensor embebido sin recubrimiento con el valor teórico del sensor embebido con recubrimiento de Poliimida y de material acrílico, se aprecia una diferencia entre 0,14% y 0,56% respectivamente.

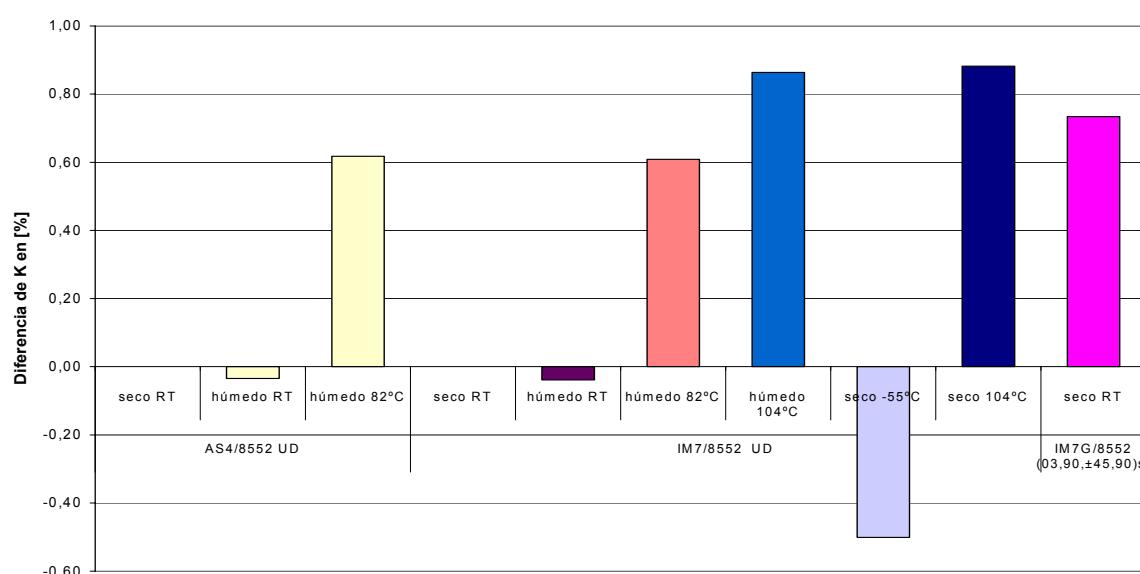
	AS4/8552			IM7/8552					*(03,90, ±45,90)s
	UD			UD					*(03,90, ±45,90)s
	seco TA	húmedo TA	húmedo 82°C	seco TA	húmedo TA	húmedo 104°C	seco -55°C	seco 104°C	
K (pm/usn): 1520 nm	1,217	1,217	1,225	1,218	1,217	1,225	1,228	1,212	1,227
K: (usn/pm) 1520 nm	0,822	0,822	0,817	0,821	0,821	0,816	0,814	0,825	0,815
K (pm/usn): 1570 nm	1,257	1,257	1,265	1,258	1,258	1,266	1,269	1,252	1,267
K: (usn/pm) 1570 nm	0,795	0,796	0,791	0,795	0,795	0,790	0,788	0,799	0,789
Δ % al valor seco 23°C	0,00	-0,03	0,62	0,00	-0,04	0,61	0,86	-0,50	0,73
Δ % a AS4/8552 seco 23°C	0,00	-0,03	0,62	0,06	0,02	0,67	0,93	-0,44	0,79

Tabla 21: Valores del factor de conversión K en pm/usn y en el inverso usn/pm de diferentes materiales y condiciones. Diferencia del valor K en [%] de los diferentes materiales y condiciones comparando con el valor seco a 23°C de cada material, usn=microstrain, \*=material IM7G/8552

En la tabla 21 se pueden ver valores teóricos del factor de conversión K, tanto en pm/usn como en usn/pm,(o sea el valor inverso), calculados utilizando los valores mecánicos de las tablas 16 y 17 para los materiales AS4/8552, IM7/8552 e IM7G/8552, para diferentes temperaturas y condiciones. En la parte inferior de dicha tabla, se reflejan las diferencias de los valores calculados del factor de conversión K de los diferentes materiales y condiciones con respecto al valor seco a 23°C de cada material (penúltima fila) y con respecto también al material AS4/8552 en seco 23°C (última fila).

Se puede ver que las diferencias del valor K entre un material y otro para las mismas condiciones de humedad y temperatura en el caso de apilamiento unidireccional son inferiores al 0,1%. La variación de los valores de K en el material IM7/8552 UD para diferentes condiciones de humedad y temperatura y respecto a la condición seca TA, oscila entre 0,04 y 0,38%. La mayor diferencia se ha producido para el caso seco a 104°C.

Adicionalmente, y para el caso del mismo material, pero comparando un laminado UD y uno con apilamiento ( $0_3,90,\pm 45,90$ s), se ha detectado una diferencia del 0,7%. Como ya se ha mencionado arriba, los algoritmos de los cálculos son sólamente válidos para un material transversalmente isótropo, como por ejemplo de un laminado UD, y no para este tipo de laminado. El valor calculado va a tener por eso cierto error, cuya magnitud no es conocida, aunque, teniendo en cuenta los resultados expuestos en la tabla 19 de los ensayos de compresión con las probetas que tienen un laminado parecido a éste, se puede estimar que el error va a ser menor de un 5% del valor calculado.



**Figura 99:** Diferencias en % de los valores de K para diferentes materiales, condiciones y temperaturas tomando como referencia de 0% de cada material en condición seca a 23°C.

La figura 99 muestra todas las diferencias en % de los valores de K para diferentes materiales, condiciones y temperaturas tomando como referencia de 0% de cada material en condición seca a 23°C. Estas diferencias pueden parecer pequeños, pero hay que tenerlas en cuenta si la medición requiere cierta exactitud mejor de un 0,5%, valor que se exige normalmente de los extensómetros convencionales en ensayos de tracción y compresión.

## 7.2 ENSAYOS DE TRACCIÓN

Se ha realizado una campaña de ensayos de tracción con probetas que llevan sensores de Bragg embebidos y pegados para comprobar la bondad de los cálculos teóricos explicados en el apartado 7.1.

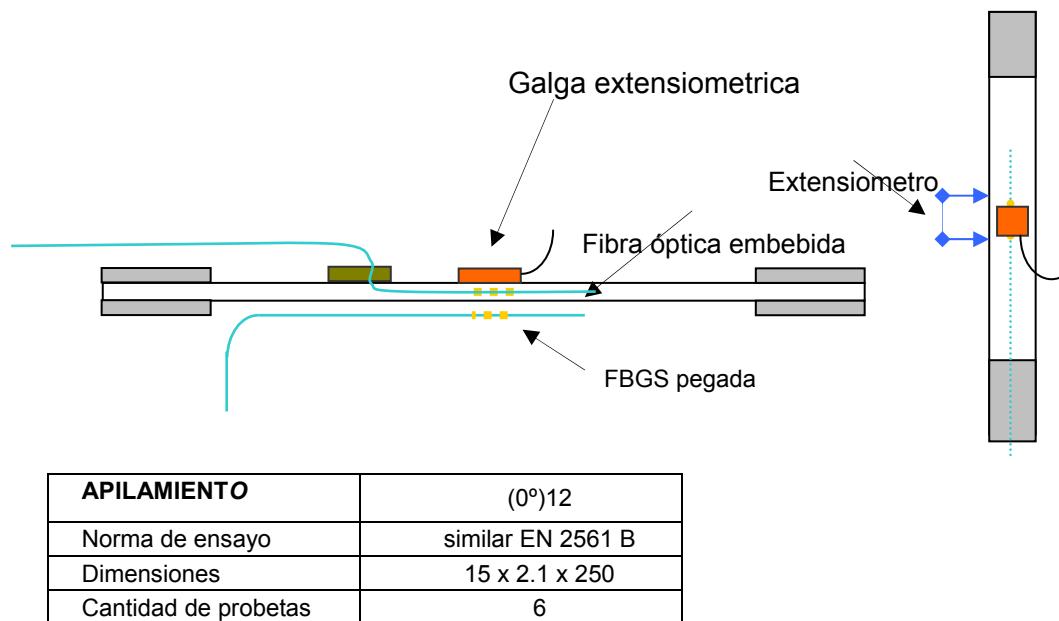


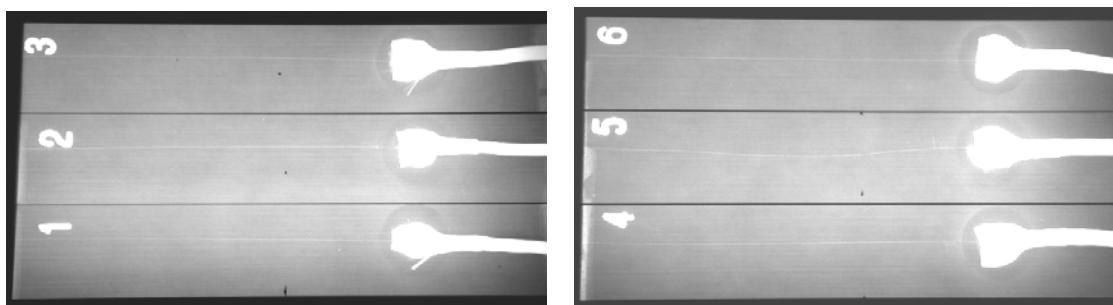
Figura 100: Probeta del ensayo de tracción.

El equipo óptico, lector de los sensores de Bragg, empleado para estos ensayos es un analizador de espectro óptico, OSA, de la marca HP utilizado también en los ensayos de compresión del panel 3 explicado a continuación en el apartado 7.3. Su velocidad de adquisición de datos es considerablemente baja, de unos 2 segundos por medición. Para sincronizar los resultados de la máquina de ensayos con el equipo de fibra óptica se han realizado ensayos de tracción en 60 escalones de carga de 0,7 kN desde 0 hasta 42 kN. La máxima carga de 42 kN provoca una deformación de unos 5500 microdeformaciones en la probeta. Al alcanzar cada escalón de carga, se registraba manualmente una medida de la longitud de onda con el OSA. Las medidas de deformación de los extensómetros y galgas extensométricas se han tomado automáticamente a través de la máquina de ensayo.

### 7.2.1 Fabricación de las probetas

La probeta utilizada es dimensionalmente idéntica a la estándar (EN 2561 B) hecho del material carbono-epoxi, AS4/8552, figura 100. Todas las probetas han sido fabricadas según los procedimientos explicados en el apartado 4.1.

El punto de salida de la fibra óptica en la superficie de la probeta se protege con un tetón de caucho poliacrílico co-curado con la probeta de acuerdo con el esquema tipo 7 de la tabla 8 en apartado 5.1.1. Desde la salida de la probeta hasta el conector FC/PC se protegió la fibra óptica mediante un tubo de teflón, una cinta de fibra de vidrio para aguantar la carga mecánica y un tubo exterior flexible. La fibra óptica con el sensor de Bragg se ha posicionado en el laminado por medio de una plantilla y el FBGS no embebida y la galga extensométrica se han pegado exactamente en la cara superior de cada de las seis probetas sobre la posición de los sensores embebidos. La exactitud en el posicionado se ha verificado mediante Rayos-X, ver figura 101.



**Figura 101. Imágenes de rayos-X de la zona galgada de las 6 probetas de tracción mostrándose también en la parte dcha. la entrada protegida de las fibras ópticas a la probeta**

### 7.2.2 Ensayos

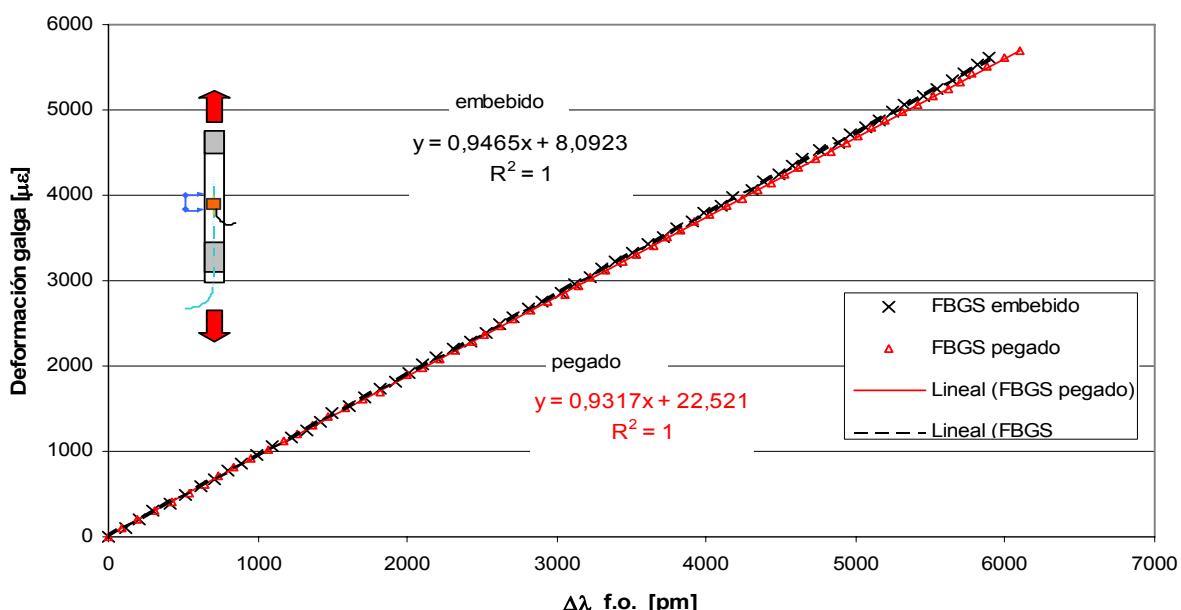
Con las seis probetas se han realizado dos series de ensayos. En la primera serie la carga se aumentó de forma escalonada manualmente, pero no fue posible mantener la carga totalmente constante con el dispositivo de ensayo disponible en este momento. Como consecuencia de ello, a cargas altas se produjo una distorsión en los valores de deformaciones leídos, debido a la rápida relajación de la probeta. Para poder obtener puntos de medida fiables se equipó la máquina de ensayos tipo INTRON 5584 con una actualización de software que mantiene la carga constante de forma automática. En cada escalón de carga se tomaron aproximadamente diez valores de carga y de deformación, y se calcularon las medias de estos valores. Se obtuvo una desviación despreciable respecto al valor de carga programada a lo largo de todo el rango de cargas. Los valores de deformación de los FBGSs se han registrado manualmente con el equipo óptico OSA en cada escalón de carga y se han correlacionado con los

valores de deformación y carga de la máquina de ensayos mediante hojas de cálculo EXCEL.

Cada probeta se ha ensayado dos veces porque el OSA sólamente tiene una entrada. Primero se midió con los FBGSs embebidos y más tarde con los FBGSs pegados. En todas las medidas, excepto en la probeta 5, no se observó distorsión significativa del pico del espectro. En una imagen de rayos-X tomada de la probeta 5, ver figura 110, se puede apreciar una desviación ligera (inferior a 7°) de la fibra óptica embebida respecto del eje 0°, siendo ésta probablemente la causa del desdoblamiento del pico. En el resto de las probetas la alineación de las fibras embebidas respecto el eje 0° era correcta. En el segundo ensayo sólo pudieron ensayarse cinco de las seis probetas iniciales puesto que durante el proceso de implantación del programa de control de carga se destruyó involuntariamente una de las probetas.

### 7.2.3 Resultados

En primer lugar se han representado gráficamente los valores de deformación medidos por las galgas extensométricas y por los extensómetros frente a las medidas de longitud de onda de los sensores de Bragg embebidos y pegados. En todas las probetas los valores de las galgas extensométricas forman con los valores de los sensores ópticos una recta con una regresión entre  $R^2=0,9998$  y  $R^2=1$ . La figura 102 muestra el gráfico de la probeta 3. Los resultados de todas las probetas están expuestos en el Anexo 1.



**Figura 102:** Evaluación del factor de conversión K, que es el valor del corrimiento de la longitud de onda ( $\Delta\lambda$  f.o.) producido por la deformación de la probeta en el FBGS pegado y el FBGS embebido versus la deformación medida con la galga extensométrica

El factor de conversión, K, entre el corrimiento de la longitud de onda de los sensores ópticos y la deformación medido con las galgas extensométricos, se obtuvo mediante una curva de regresión donde la pendiente de la curva representa directamente el valor de K en microdeformaciones (usn) por picometros (pm). Con estos valores de cada probeta se ha calculado el valor medio de K, así como el valor K de los grupos de FBGSs embebidos y pegados, ver tabla 16. Se encontró una leve diferencia del valor K en los diferentes FBGSs, ya fueran embebidos o pegados. La desviación estándar de todos los valores de K es aproximadamente  $0,014 \mu\epsilon /pm$  y el coeficiente de variación determina una banda muy estrecha de valores de K, tal y como se muestra en la tabla 22. En general, en cada probeta hay una ligera diferencia entre el sensor embebido y el pegado que podría explicarse por la mayor fuerza transversal que actúa en los FBGSs embebidos a causa de los esfuerzos residuales que se originan durante el proceso de fabricación. Estos valores están de acuerdo con valores teóricos calculados que se explica en detalle en el siguiente apartado 7.3.

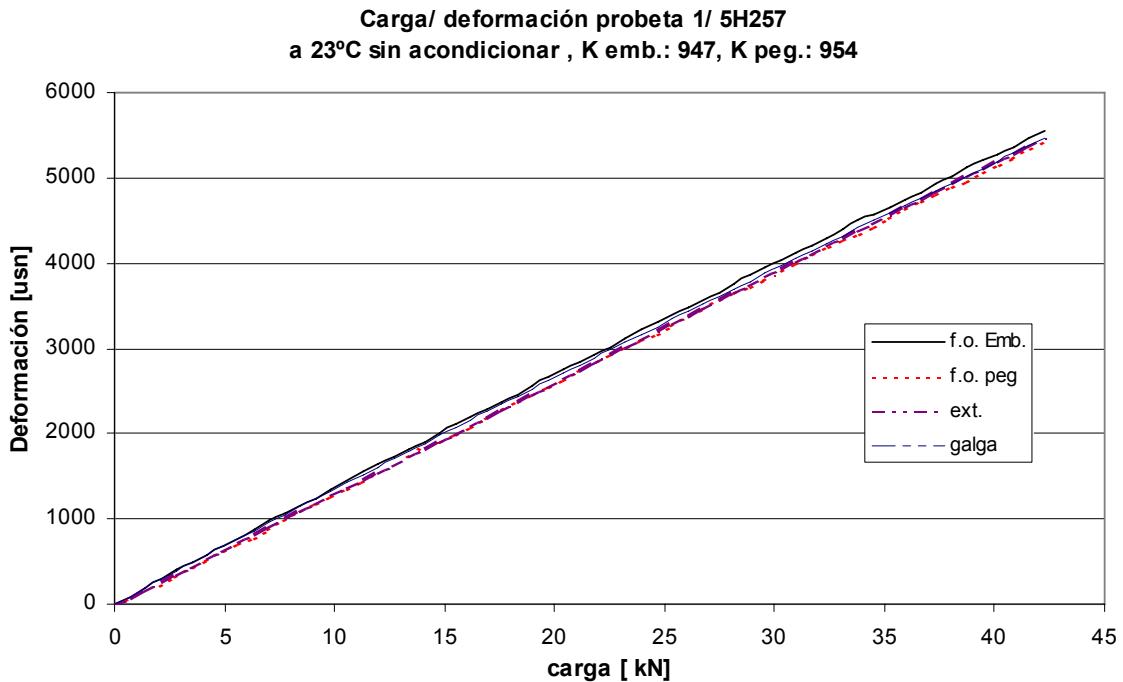
		pegado	embebido
media K	usn/pm	0,954	0,947
Desviación estándar	usn/pm	0,0136	0,0143
Coef. de variación	%	1,4	1,5

**Tabla 22: Valor medio del factor de conversión K de las cinco probetas con FBGSs embebidos y de las cinco probetas con los FBGSs pegados. Valores correspondientes de desviación estándar y coeficiente de variación.  $\mu\epsilon = usn = \text{microdeformaciones}$**

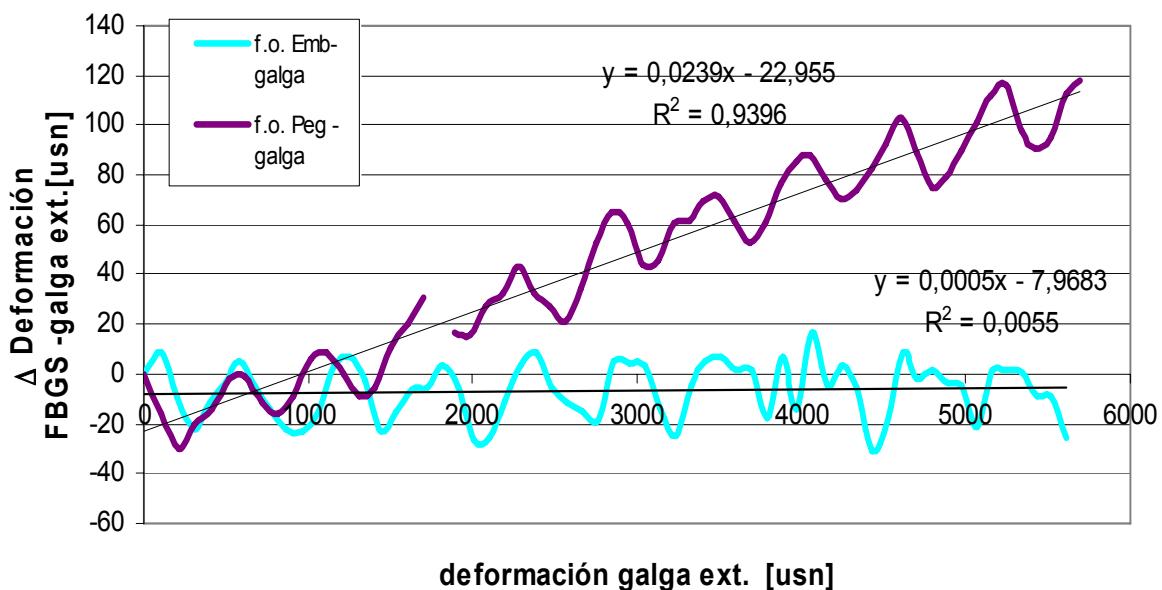
Con el valor medio de K obtenido en cada caso, se ha representado la curva carga vs deformación para cada FBGS, extensómetro y galga extensométrica. La figura 1103 muestra las curvas correspondientes a la probeta 3. Los resultados de todas las probetas están expuestos en el Anexo 2. Se observa una buena concordancia de todos los valores. A modo de ejemplo, puede observarse que para la carga última la diferencia entre la fibra embebida y la galga extensométrica es, en la probeta 3, aproximadamente 0,1 %, y con respecto al extensómetro es menor del 1%.

Para ser capaces de ver mas detalladamente las diferencias de deformaciones medidas con los FBGSs y la galga extensométrica, los valores de deformación se han representado en otro gráfico en el que se muestra en el eje y la diferencia entre los valores de deformación medidos con FBGS y cada uno de los sensores convencionales (galga y extensómetro), y en el eje x el valor absoluto de la deformación medida siempre por la galga extensométrica, figura 104 y 105. Los

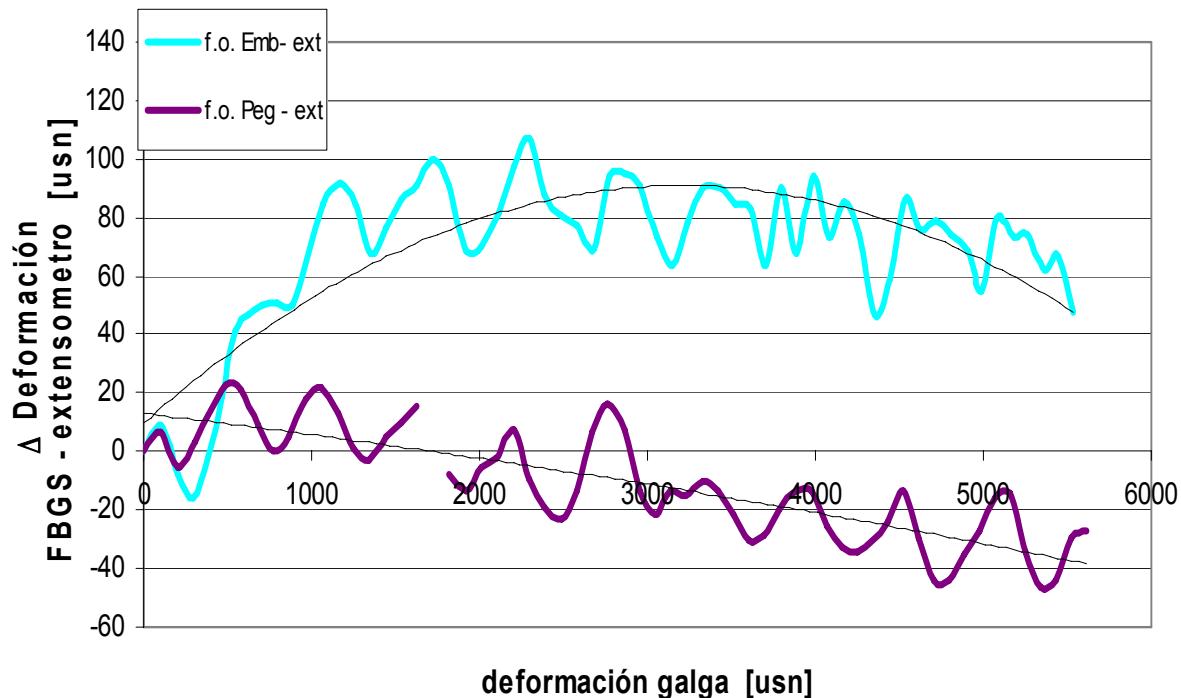
resultados correspondientes a todas y cada una de las probetas se muestran en el anexo 3.



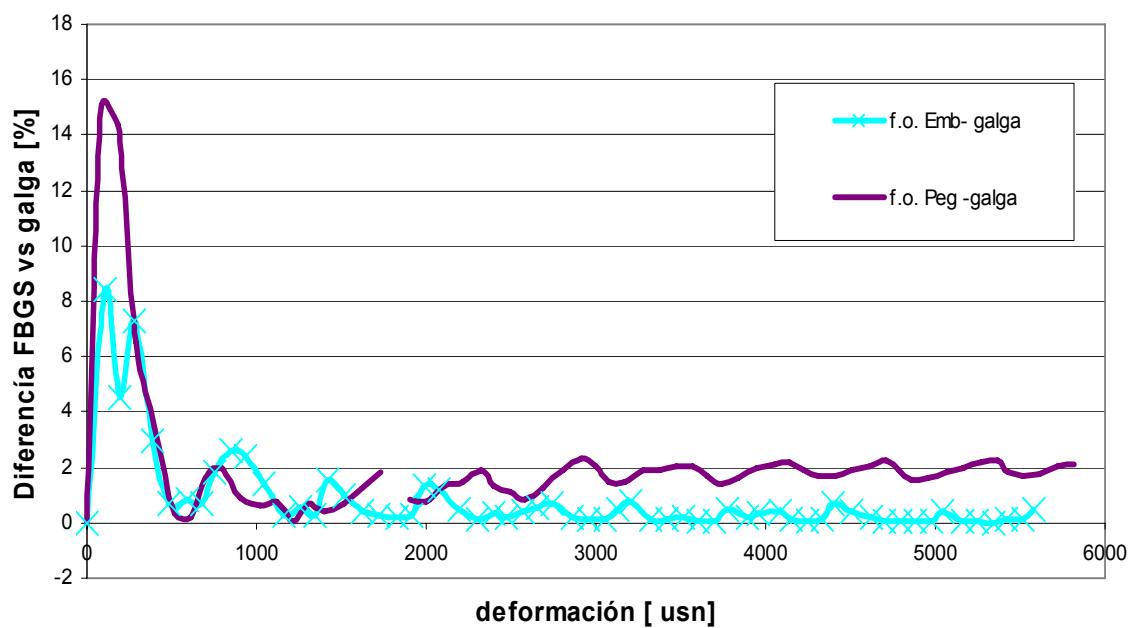
**Figura 103:** Curva carga vs deformación para FBGS embebidos con el valor de  $K=947$  usn/pm y FBGS pegados con el valor de  $K=954$  usn/pm comparados con los valores de la galga extensométrica y el extensómetro.



**Figura 104:** Diferencia de deformaciones medidas entre FBGSs y la galga extensométrica (valor FBGS-galga) frente a la medida absoluta de deformación de la galga extensométrica.



Probeta 3 / 5H259 comparación en % del f.o. on la galga  
factor de conversión: Kemb=947, Kpeg=954



La diferencia de medidas entre los FBGS y los sensores convencionales no es una constante, sino que oscila con un ancho de banda de  $\pm 15$  a 20 microdeformaciones. Dicha oscilación, probablemente, estará causada por el espectro de la fuente de luz empleada para iluminar los FBGSs, que no es constante, (un LED de alta luminiscencia). Este mismo efecto se va a explicar más a fondo en el apartado 7.4. Este es un efecto indeseable, puesto que para valores bajos de deformaciones, provoca un error grande de la medida de deformación. Para valores altos de deformaciones, la magnitud del error disminuye mucho, siendo finalmente despreciable como puede verse en la figura 106. Los resultados de todas las probetas se puede ver en el anexo 4.

0-5500 usn		Desviación en [%]			
Probeta	$K_{emb./peg.}$ [usn/pm]	emb-ext	peg-ext	emb-galga	peg-galga
1	947/954	5,6	1,2	1,8	4,1
2	947/954	3,8	-	3,9	1,9
3	947/954	3,5	1,0	0,8	2,1
4	947/954	1,8	5,9	3,3	3,5
5	947/954	1,9	-	1,8	6,4
	$K_{emb./peg.}$	media[%]		Desviación estándar[%]	
Todos los FBGS	947/954	3,0		1,7	
FBGS embebidos	947/954	2,8		1,4	
FBGS pegados	947/954	3,3		2,1	

Tabla 23: Desviación en % de los valores de deformación medidos con los FBGS comparado con los valores de los galgas extensiométricos y los extensómetros en todo el rango de deformaciones desde 0 hasta 5500 microdeformaciones.

2500-5500 usn		Desviación en [%]			
Probeta	$K_{emb./peg.}$ [usn/pm]	emb-ext	peg-ext	emb-galga	peg-galga
1	947/954	3,0	0,4	1,6	1,9
2	947/954	3,4		3,1	0,5
3	947/954	2,2	0,5	0,3	1,8
4	947/954	0,9	3,7	2,0	1,7
5	947/954	0,4		1,1	2,3
	$K_{emb./peg.}$	media[%]		Desviación estándar [%]	
Todos los FBGS	947/954	1,7		1,1	
FBGS embebidos	947/954	1,8		1,1	
FBGS pegados	947/954	1,6		1,1	

Tabla 24: Desviación en % de los valores de deformación medidos con los FBGS comparado con los valores de los galgas extensiométricos y los extensómetros en el intervalo de deformaciones desde 2500 hasta 5500 microdeformaciones.

En la tabla 23 se representa el valor medio de la desviación en % de los valores de deformación medidos con los FBGS, comparado con los valores de las galgas extensométricas y los extensómetros en todo el rango de deformaciones desde 0 hasta 5500 microdeformaciones. Los valores han sido calculados empleando el factor de conversión K (microdeformaciones/pm) para los FBGS embebidos y pegados de valor  $947 \mu\epsilon/\text{pm}$  y  $954 \mu\epsilon/\text{pm}$  respectivamente. En el intervalo de deformaciones desde 2500 hasta 5500 microdeformaciones, la magnitud del error debido a la fuente de luz del equipo de medición resulta mucho menor, como puede apreciarse en la tabla 24. Esta diferencia se debe a que las variaciones de los valores de deformación de unos  $\pm 20 \mu\epsilon$ , debidos a la fuente de luz, causan un error relativamente pequeño a valores de deformación absolutos grandes.

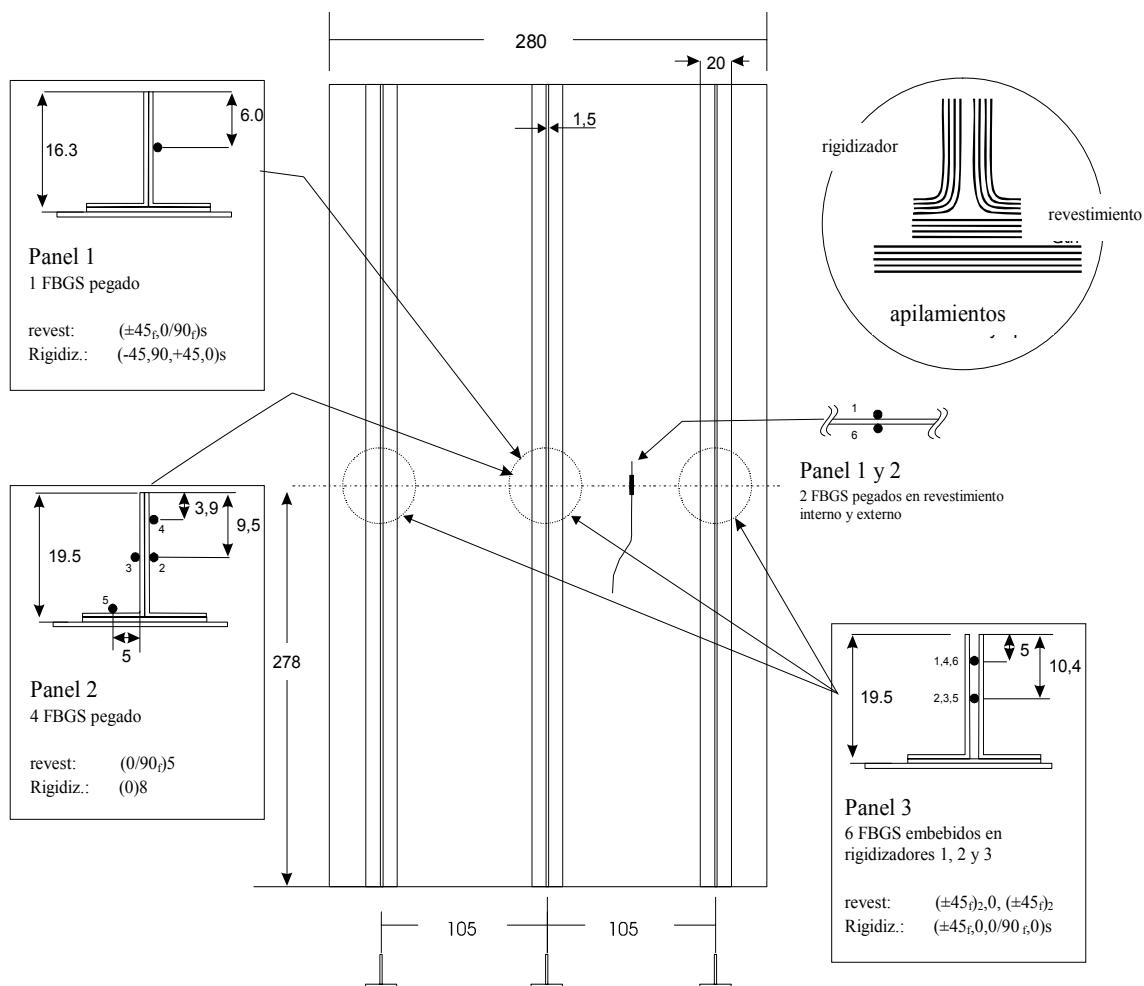
### **7.3 Ensayo de compresión de un panel rigidizado**

Se fabricaron, mediante laminación manual y curado en autoclave, tres elementos de desarrollo consistentes en paneles de carbono-epoxi con rigidizadores co-curados representativos de una parte del revestimiento de un ala. Los paneles 1 y 2 fueron instrumentados mediante sensores de fibra óptica pegados tanto a los larguerillos como a ambos lados de la piel. En el elemento Nº 3 se embebieron en total seis sensores de Bragg, dos sensores en cada rigidizador. Estos paneles fueron sometidos a cargas de compresión, empleando los sensores de fibra óptica para obtener información acerca del estado de deformaciones del elemento estructural.

#### **7.3.1 Fabricación del panel**

Las dimensiones de los elementos estructurales fueron de 560 mm x 280 mm, con tres rigidizadores en T invertida de sección transversal 20 x 20 mm situados en la línea media y a 105 mm a la derecha y a la izquierda de la línea media, figura 107. El espesor de la piel fue de 1 mm y el espesor de los rigidizadores de 1,6 mm. La secuencia de apilamiento empleada en el revestimiento fue diferente en cada uno de los tres paneles y puede verse en la misma figura 99. Los tres elementos ensayados se laminaron manualmente empleando un contramolde elastomérico reforzado con tejido de carbono, fabricado con un caucho AIRPAD, figura 108. Dicho contramolde resultó ser muy adecuado para embeber fibras ópticas en el laminado, ya que la superficie elástica del caucho permite guiar las fibras ópticas, recubiertas por su tubo de protección, entre el laminado y el molde, y los protege de concentraciones de esfuerzos debidos a la alta presión durante el curado.

El ciclo de curado seguido fue (180°C/ 4bar, 2h). Una vez curados los paneles, se mecanizaron sus bordes con una sierra de disco recubierta de diamante. Tras el mecanizado, se embutieron los bordes del panel dentro de un perfil de sección transversal en U de acero (80mm ancho, 45mm alto) para asegurar una distribución uniforme de carga durante el ensayo, figura 109, empleando como relleno del perfil de "U", y para estabilizar los extremos de introducción de carga de cada panel, una resina epoxi cargada con partículas.



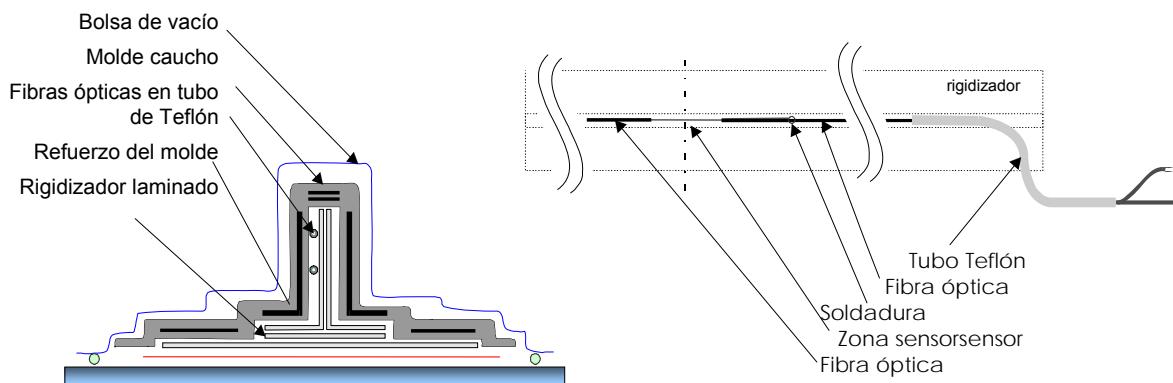
**Figura 107: Esquema de los paneles rigidizados con detalle de la posición de los sensores pegados a la superficie en los paneles 1 y 2, y sensores embebidos en los rigidizadores del panel 3.**

### 7.3.2 Integración de los sensores en los rigidizadores

El tipo de sensor de fibra óptica empleado consiste en una fibra óptica con una zona sensora (red de Bragg) de unos 10 mm de longitud, situado a aproximadamente 65 mm de uno de los extremos de la fibra. En el caso de los paneles 1 y 2, los sensores

se pegaron a la superficie del panel mediante un adhesivo tipo cianoacrilato tras lijarla suavemente y desengrasarla.

En el caso del panel 3, se embebieron dos sensores de fibra óptica en el alma de cada uno de los tres larguerillos del panel, de tal forma que se podían medir deformaciones a tracción y compresión, pero no flexión transversal o torsión del alma. Las fibras ópticas se situaron entre las dos capas centrales a  $0^\circ$  del rigidizador y según la dirección de las fibras de refuerzo. El embeber las fibras ópticas entre dos capas de preimpregnado a  $0^\circ$  asegura que no serán destruidas durante el proceso de compactación que tiene lugar durante el curado del panel, y además que la señal que proporcione el sensor será la adecuada y no estará distorsionada por la superficie curvada del tejido o de las capas transversales.



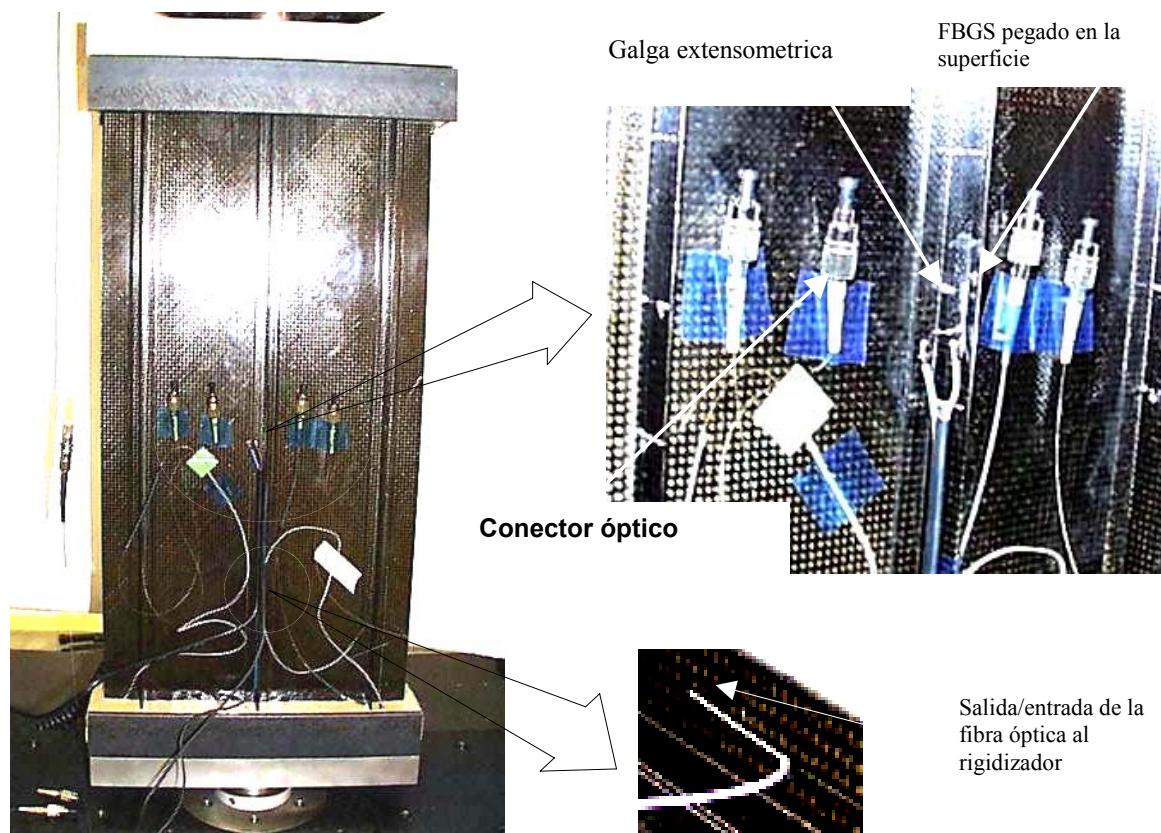
**Figura 108: Esquema del molde de caucho reforzado para el curado del panel indicando también la posición de las fibras ópticas con sus tubos de protección que son guiados entre el laminado y el molde**

Se practicó un pequeño agujero atravesando parte del preimpregnado para facilitar la salida de la fibra óptica del panel. Para proteger y guiar las dos fibras ópticas de cada rigidizador en su salida del laminado, se emplearon tubos de PTFE de 0,9 mm de diámetro, figura 110. Para evitar la contaminación del interior de los tubos con resina durante el curado, se sellaron con silicona. El tubo de PTFE se dejó embebido dentro del laminado en una longitud de unos 25 mm para garantizar una buena protección de las fibras ópticas en el punto de salida. El resto del tubo de PTFE se guió entre el laminado y el molde, saliendo del mismo por su parte frontal. Una longitud larga de la fibra óptica protegida quedó fuera del laminado, y se usó un conector FC/PC en el extremo libre de la fibra tras el curado.

Todos los sensores sobrevivieron al proceso de fabricación del panel, mostrando picos en el espectro perfectamente definidos, sin distorsión significativa debida a los complejos campos locales de deformaciones causados por esfuerzos residuales.

Durante el manejo del panel, para colocarle en la maquina de ensayos, y durante la fase de pegado de los sensores en los distintos puntos de la superficie se rompieron las fibras ópticas de dos sensores de Bragg embebidos en los rigidizadores 2 y 3.

Se adhirieron galgas extensiométricas en todos los rigidizadores, situadas a la altura de la fibra óptica superior. En el rigidizador central se fijó también una galga extensométrica a la altura del sensor de Bragg inferior.



**Figura 109. Panel de ensayo rigidizado Nº 3 dentro del dispositivo de ensayo con detalle de la localización de los sensores, conectores ópticos y salida de la fibra del panel.**

Para verificar la posición geométrica exacta de las fibras ópticas embebidas dentro del alma del rigidizador se tomaron varias imágenes de Rayos-X. Las imágenes muestran una longitud de 300 mm del rigidizador, incluyendo la salida de la fibra. Se ha empleado un sistema de Rayos-X con microfoco operando a bajo nivel de voltaje, para obtener una resolución suficientemente alta como para permitir la detección en el material compuesto de las pequeñas fibras ópticas.

La figura 111 muestra la imagen de Rayos-X del alma del rigidizador 3. Pueden identificarse las dos fibras ópticas dentro del material compuesto. En el lado izquierdo puede verse la salida de la fibra con el tubo de protección de teflón. La resolución es

suficientemente alta como para detectar no sólo el recorrido de la fibra, sino también posibles roturas de la fibra óptica dentro del material compuesto.

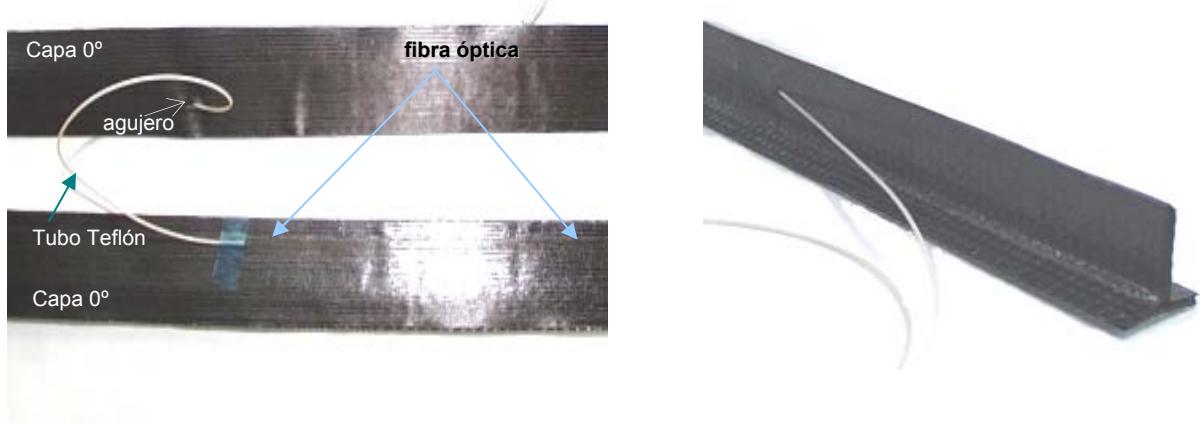


Figura 110: Integración de la fibra óptica en el rigidizador. Izq.: Aplicación del sensor a una capa de 0° (abajo) y traspasando la segunda capa a 0° con el tubo de protección de Teflón (arriba), dcha.: Salida de la fibra óptica con el tubo de protección del rigidizador laminado pero todavía no curado

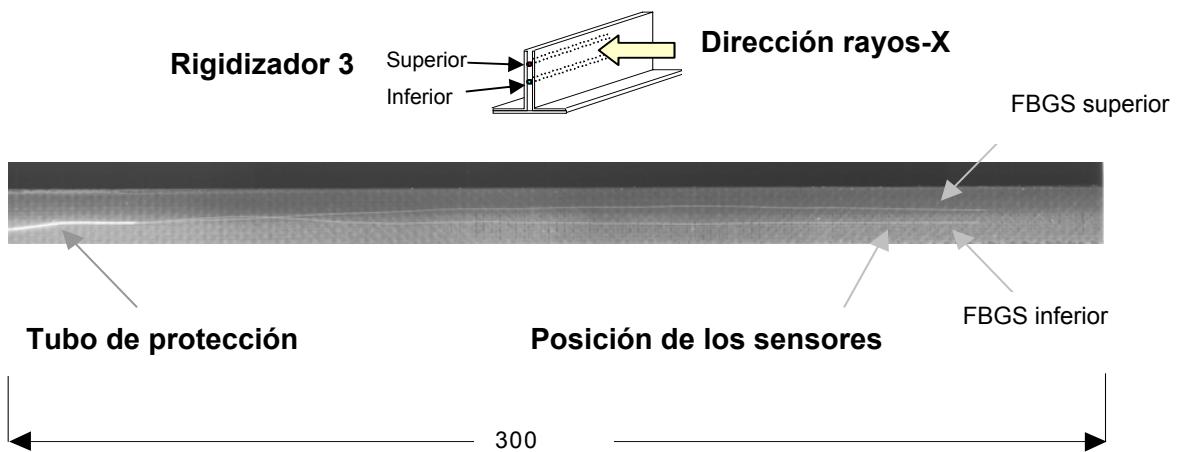


Figura 111: Imagen de rayos-X del rigidizador Nº. 3. Las flechas indican la posición de los sensores de Bragg, FBG1 y 2, y el tubo de protección

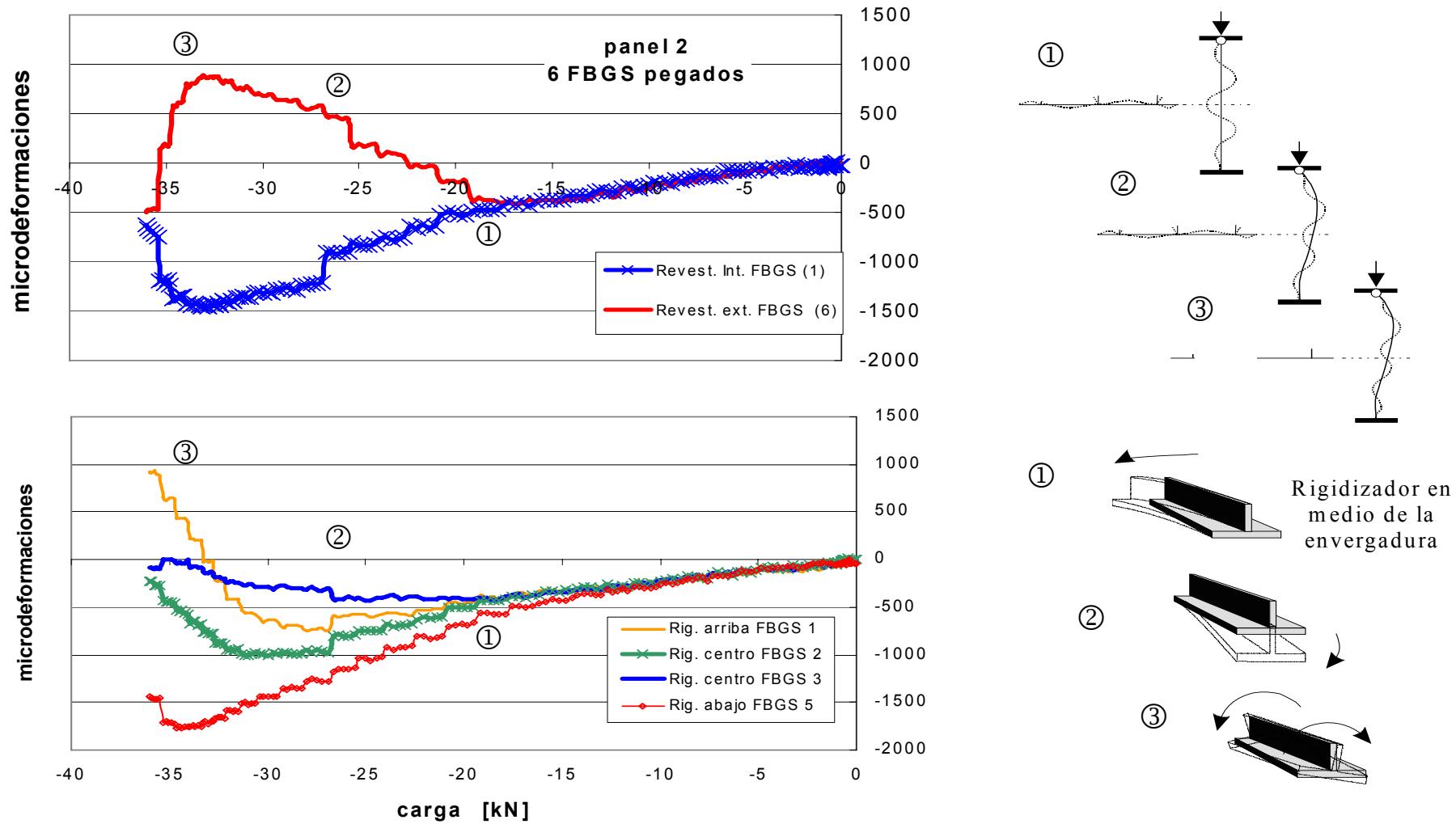
### 7.3.3 Ensayos de compresión de los paneles 1 y 2

Se sometió a los paneles 1 y 2 a ensayos de compresión a temperatura ambiente utilizando una máquina de ensayos universal con platos de compresión con rotulas. Durante la realización de los ensayos, se registraron las deformaciones de todos los FBGSs de forma simultánea mediante un lector de redes de Bragg multicanal desarrollado por la UPM.

La figura 112 muestra la medida de deformación proporcionada por los sensores de fibra óptica pegados al panel 2. Al comienzo del ensayo de compresión (parte derecha del gráfico) todos los sensores proporcionaron la misma deformación en compresión. La situación cambia cuando comienza el pandeo de la estructura a aproximadamente 430 microdeformaciones,  $\mu\epsilon$ , (ver punto ① de la figura 112). La bifurcación de las señales de los sensores indica la existencia de una deformación considerable por flexión de la piel. El pandeo del revestimiento induce torsión y flexión transversal en los larguerillos.

Con el aumento de la carga se produce la flexión longitudinal del alma del larguerillo ②, lo que indica su pandeo. Justo antes del fallo total del panel, puede observarse ③ un posible cambio de modo de pandeo o torsión del larguerillo. Tanto la deformación transversal del alma, proporcionada por los sensores 2 y 3, como la deformación longitudinal debida a flexión, medida por los sensores 1 y 6 del revestimiento, disminuyen hasta un valor casi cero, lo que indica que la línea media en el sentido de la envergadura se ha convertido en línea nodal, alcanzando en ella el momento torsor del larguerillo y la fuerza cortante transversal en el alma del larguerillo los valores máximos.

Los sensores de Bragg funcionaron perfectamente durante todo el ensayo, manteniéndose operativos hasta que, al tener lugar el fallo de la estructura, se rompió en la mayoría de los casos el empalme entre la fibra fotosensible que contiene el sensor de Bragg y la fibra óptica, impidiendo la captación de señales por parte del equipo receptor.



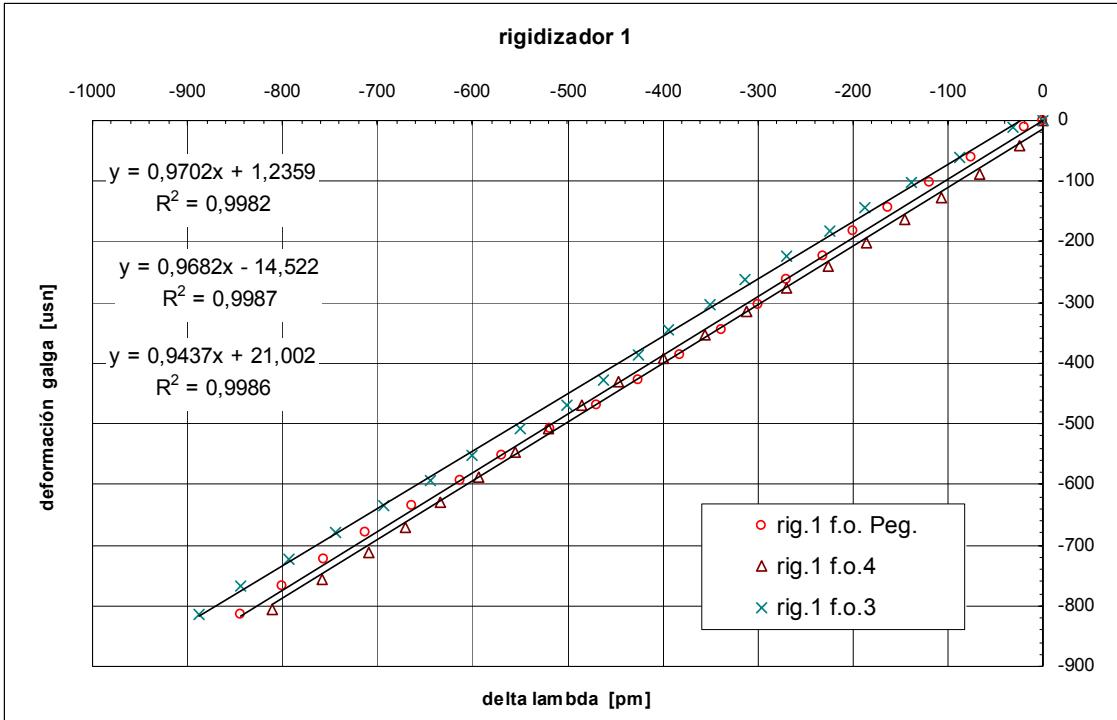
**Figura 112:** Deformación frente a carga obtenida de los 6 sensores del panel 2 con la numeración de los sensores según el esquema del panel en figura 99. ①: Pandeo de la piel. ②: Pandeo de los rigidizadores. ③: Cambio de modo. Derecha: distintos modos de deformación de la piel y rigidizadores en el punto medio de la envergadura.

### 7.3.4 Ensayos de compresión del panel 3

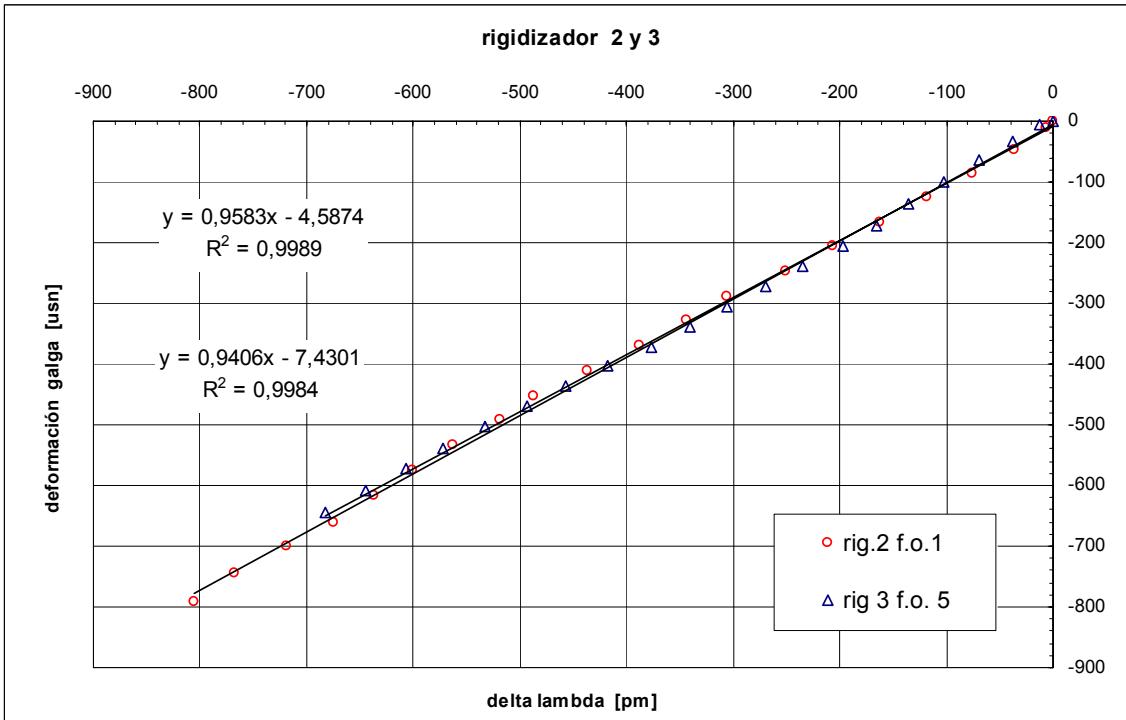
Los ensayos de compresión del panel Nº 3 se realizaron con una máquina universal de ensayos con platos de compresión fijos y a temperatura ambiente. El panel no se cargó hasta rotura, habiéndose realizado sobre el panel varios ensayos, cargando y descargando. Durante los ensayos, las deformaciones se midieron mediante el analizador de espectro óptico, OSA, de la marca comercial HP. La carga se aplicó en escalones de 1kN desde 0 hasta 35 kN, estando claramente definidos, puesto que no hubo problemas de relajación de la probeta como podía suceder en el caso de ensayos de tracción.

Al principio del ensayo de compresión todos los sensores detectaban la misma deformación de compresión, hasta el momento en el que se produjo el pandeo, a un nivel de deformación de 800  $\mu\epsilon$ . En la piel se puede notar una deformación por flexión considerablemente grande, que se aprecia por la bifurcación de las señales del sensor de los extensómetros pegados. El pandeo de la piel hace que aumente el nivel de carga que deben soportar los rigidizadores e induce torsión y flexión transversal de los rigidizadores.

Para poder convertir los resultados de los sensores de Bragg medidos por el analizador óptico de espectros en la unidad picometros en la unidad microdeformaciones hay que determinar el factor de conversión K de los sensores. Se ha determinada el factor K de los sensores de Bragg embebidos y pegados en el panel representado gráficamente, durante la fase previa al pandeo, los valores de deformación medidos por las galgas extensométricas frente a las medidas de longitud de onda de los sensores de Bragg embebidos y pegados. Se observó que los valores de las galgas extensométricas forman con los valores de los sensores ópticos una recta con un coeficiente de regresión entre  $R^2=0,9984$  y  $0,9989$ . La figura 113 muestra el gráfico del rigidizador 1 y la figura 114 El grafico del rigidizador 2 y 3.



**Figura 113:** Evaluación del factor de conversión K, que es el valor del corrimiento de la longitud de onda ( $\Delta\lambda$  f.o.) producido por la deformación del FBGS pegado y de los dos FBGSs embebidos en el rigidizador 1 del panel 3 versus la deformación medida con la galga extensométrica



**Figura 114:** Evaluación del factor de conversión K en el rigidizador 2 y 3 del panel 3 versus la deformación medido con la galga extensométrica

El factor de conversión, K, entre el corrimiento de la longitud de onda de los sensores ópticos y la deformación medida con las galgas extensométricas, se obtiene como la pendiente de la recta de regresión que representa directamente el valor de K en microdeformaciones (usn) por picometros (pm).

Con estos valores se ha calculado un valor de K para redes pegadas igual a 0,926 usn/pm, así como un valor medio de K de los FBGSs embebidos de 0,953 usn/pm que se indica en la tabla 15. Se encontró diferencia en el valor K para sensores de Bragg, dependiendo de que fueran embebidos o pegados. Dicha diferencia está de acuerdo con los valores teóricos calculados que han explicado en detalle en el apartado 7.1.

La desviación estándar de los valores de K, correspondiente a los 4 sensores embebidos es aproximadamente 0,013 usn/pm y el coeficiente de variación determina una banda muy estrecha en la variación de los valores de K, tal y como se muestra en la tabla 15.

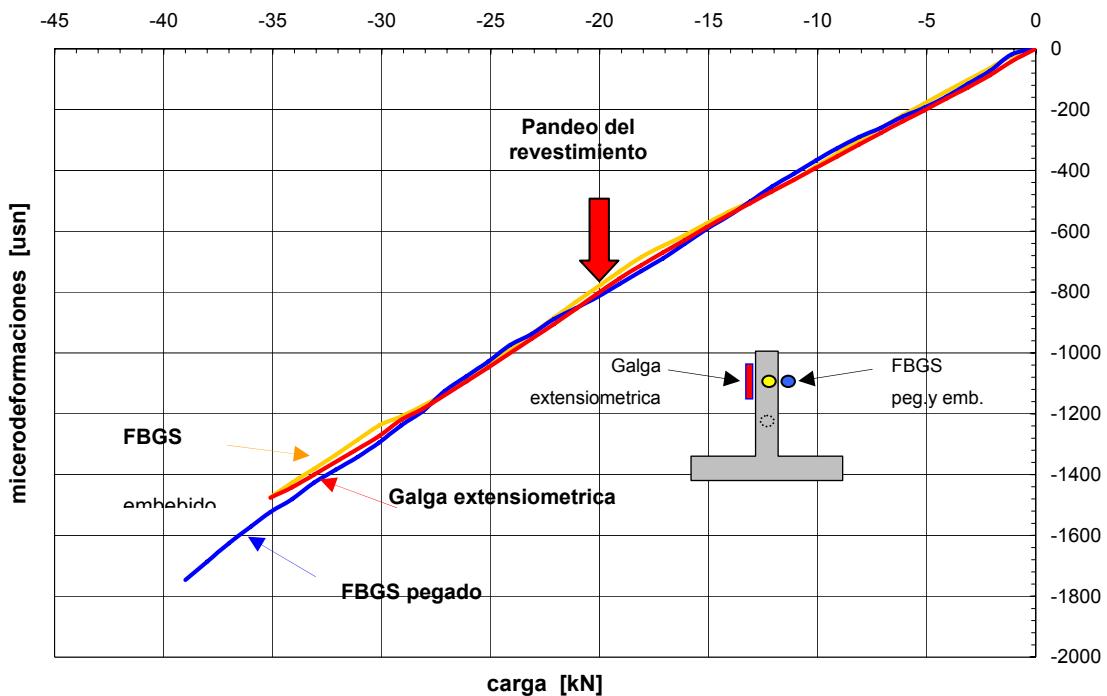
		pegado	embebido
media K	usn/pm	0,926	0,953
Desviación estándar	usn/pm	-	0,0129
Coef. de variación	%	-	1,35

Tabla 25: Valor medio del factor de conversión K de las cuatro FBGSs embebidos en los rigidizadores 1, 2 y 3 y del FBGS pegado en el rigidizador 1 del panel N° 3 Valores correspondientes de la diferencia del valor teórica al respecto del valor empírico y coeficiente de variación. usn=microdeformaciones, f.o. fibra óptica=FBGS

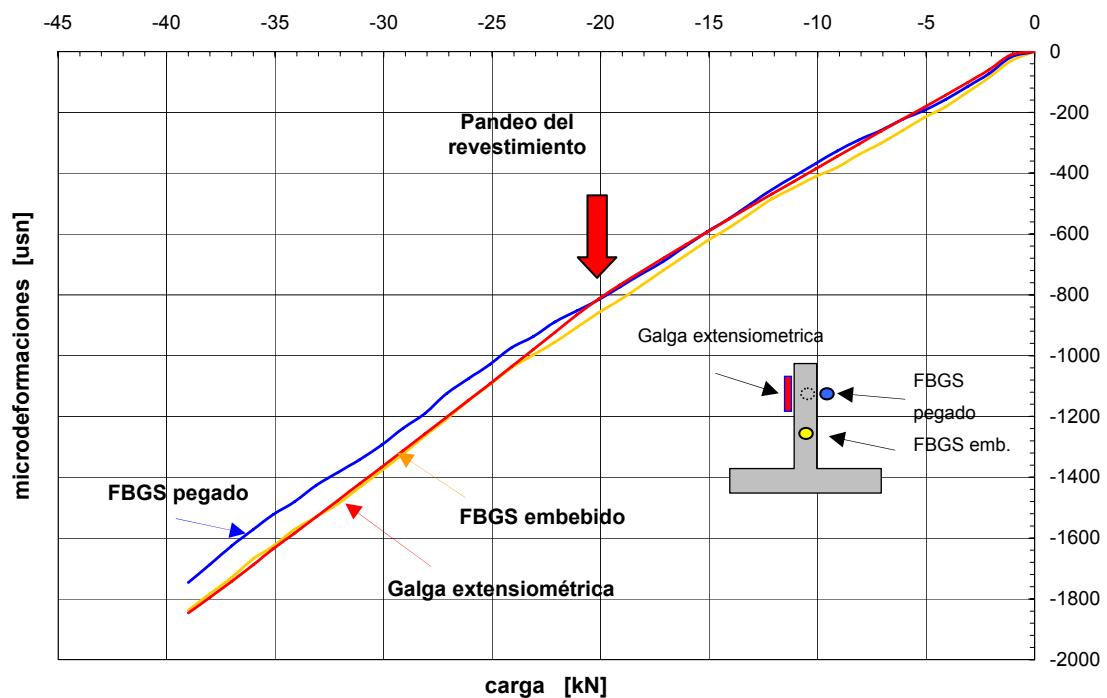
Con el valor de K obtenido en cada caso se ha representado la curva carga vs deformación para cada FBGS y galga extensométrica. Las figuras 115 y 116 muestran las curvas correspondientes a los resultados del rigidizador 1, 2 y 3 respectivamente, observándose una buena concordancia de todos los valores hasta el pandeo del revestimiento, detalle que está marcado en los gráficos con una flecha, que induce torsión y flexión transversal en los larguerillos.

En la fase del post- pandeo los deformaciones medidas con los sensores pegados en la superficie y los sensores embebidos en la línea central del alma, ya no coinciden, sino que se bifurcan y muestran así la torsión introducida en el alma del rigidizador.

**Panel 3, rigidizador 1**  
**FBGS embebido arriba, galga extensiometrica y FBGS pegado**



**Panel 3, rigidizador 1**  
**FBGS embebido abajo, galga ext. y FBGS pegado**



**Figura 115.** Valores de deformación frente a carga de los FBGSs y de los extensómetros del rigidizador 1

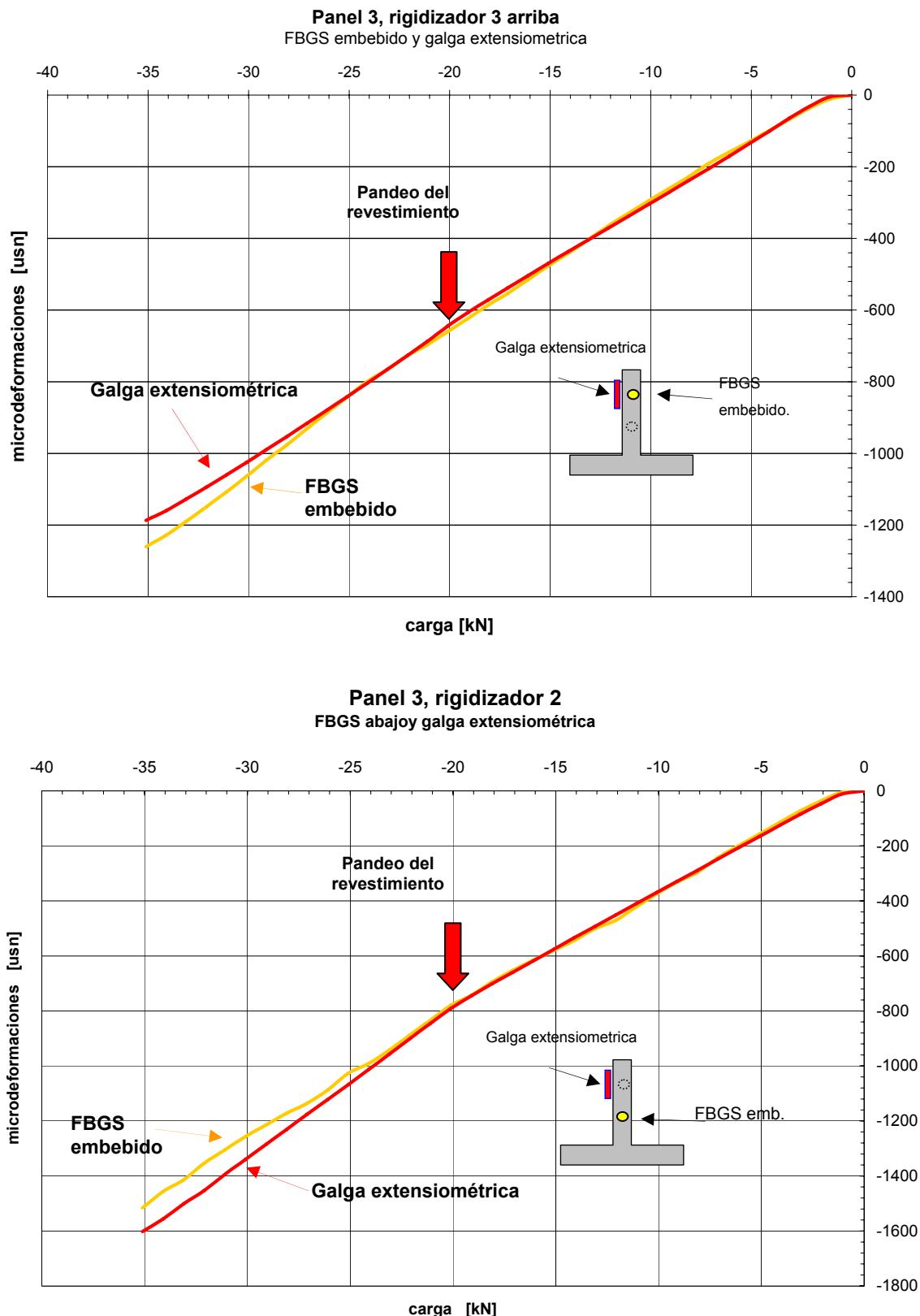
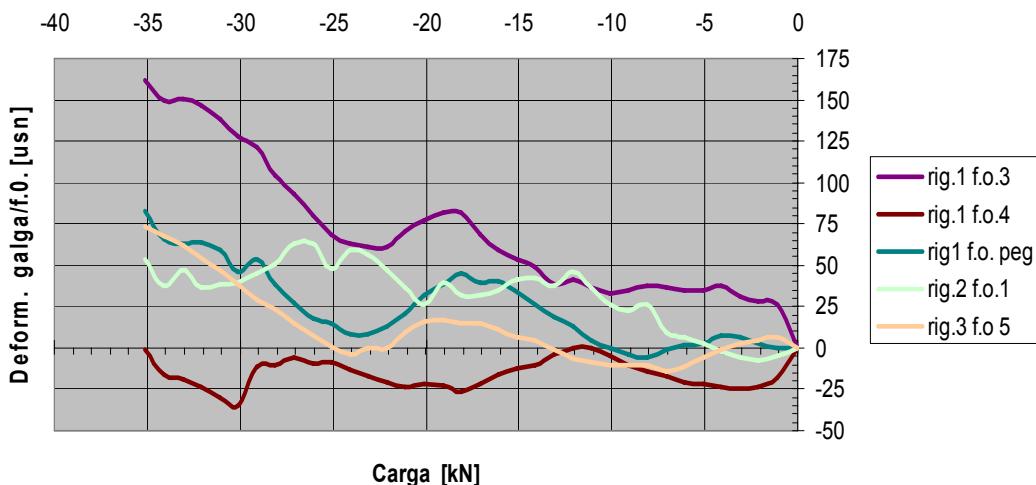


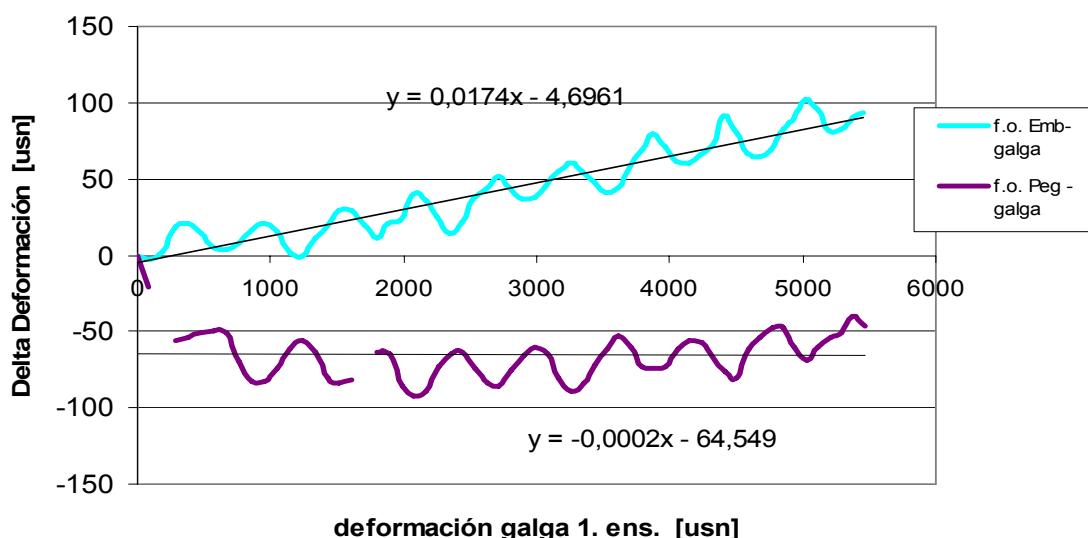
Figura 116. Valores de deformación frente a carga de los FBGSs y de los extensómetros del rigidizador 2 y 3

## 7.4 Influencia de la fuente de luz en las mediciones

Las curvas de deformación en los ensayos de tracción y de compresión medidos por los sensores de Bragg, explicados en los apartados 7.2 y 7.3, respectivamente, no son rectas sino que muestran siempre una cierta ondulación alrededor de su recta de regresión. En la figura 117 se pueden ver las diferencias entre los valores de deformación medidos por los FBGSs y por las galgas extensométricas versus a la carga en los ensayos de compresión. En la figura 118 se puede ver este mismo comportamiento en los resultados de los ensayos de tracción para la probeta 1 del apartado 7.2. Las otras gráficas para todas las probetas están en el anexo 3.

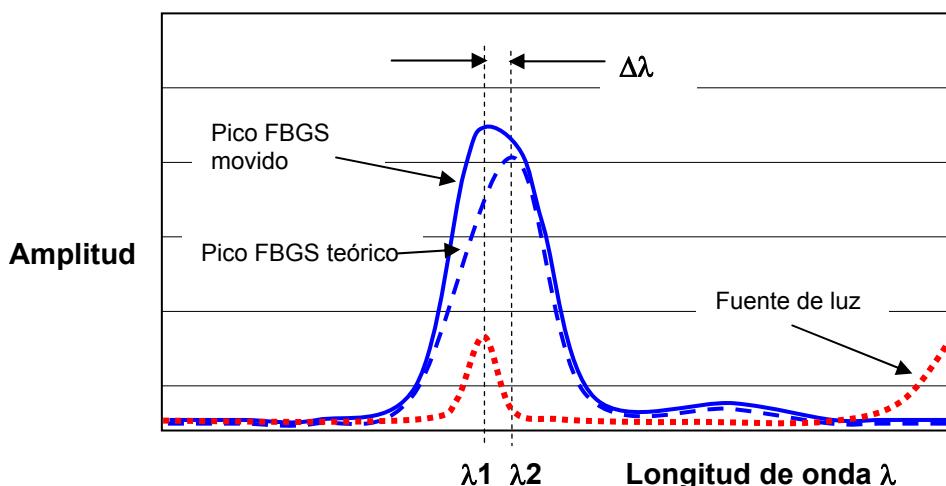


**Figura 117:** Diferencia de deformaciones medidas entre FBGSs embebidos y pegados y la galga extensométrica frente a la medida absoluta de carga en los ensayos de compresión con el panel N° 3.



**Figura 118:** Diferencia de mediciones de deformaciones entre FBGSs embebidos y pegados y la galga extensométrica frente a la deformación medido con la galga extensométrica en el ensayo de tracción de la probeta 1

Este fenómeno no está entendido a fondo todavía, aunque pueden apuntarse posibles explicaciones. Pudiera ser que las ondulaciones están provocadas por la resolución del OSA, el espectro de la fuente de luz, el comportamiento del sensor de Bragg mismo o por el comportamiento del material. La razón más probable de todas las mencionadas es que estas ondulaciones son provocadas por la fuente de luz tipo LED que se utiliza para iluminar la fibra óptica. Este LED de alta luminiscencia tiene, como todas las fuentes de luz de este tipo, picos periódicamente distribuidos dentro de su espectro óptico en los cuales muestra máximos y mínimos de potencia. Estos picos de potencia del espectro óptico de la fuente de luz que ilumina el sensor de Bragg pueden deformar la forma del pico reflejado por el sensor de Bragg cuando ambos coincidan, y pueden desviar el pico del FBGS hacia valores más altos de lambda, si el pico de potencia está al lado derecho, o a valores más bajos de lambda si el pico de potencia está al lado izquierdo del pico del sensor de Bragg, como se puede ver en el esquema de la figura 119.

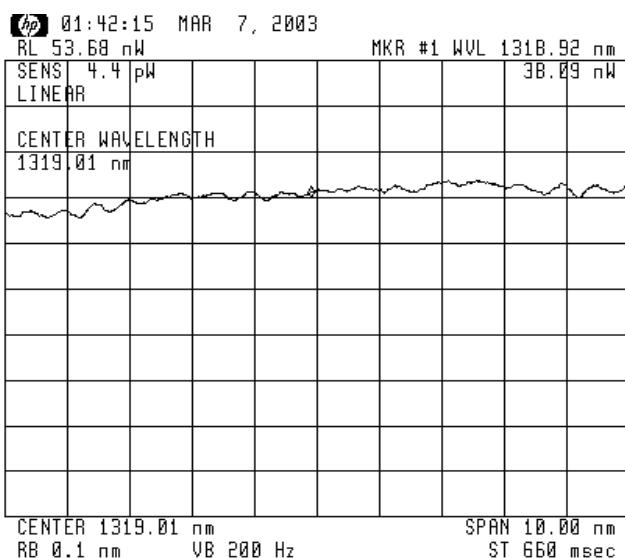


**Figura 119:** Desviación del pico reflejado del sensor de Bragg a valores de lambda más bajos por un pico de potencia del espectro de la fuente de luz situado a la izquierda del pico del sensor de Bragg

Según la explicación dada, se trata de un efecto determinado por la frecuencia o longitud de onda y no por el tiempo, y se podría ver este efecto, entonces, a determinadas longitudes de onda en cada sensor de Bragg que se ha iluminado con esta misma fuente de luz.

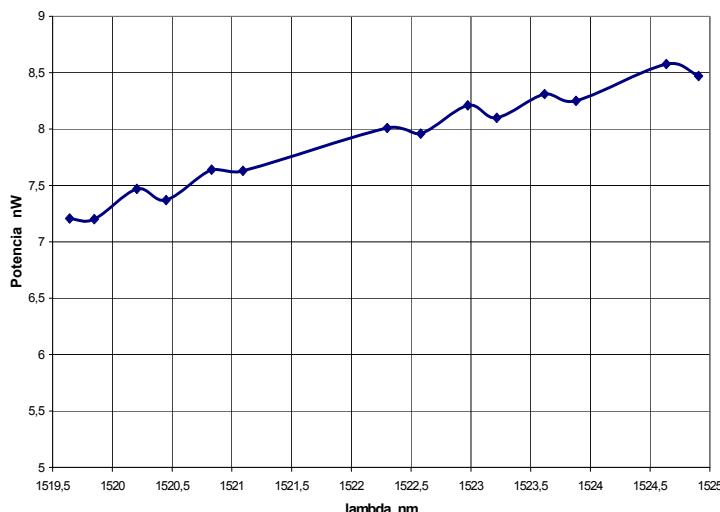
Para comprobar si las fuentes de luz utilizadas en los ensayos de compresión y de tracción (apartado 7.1 y 7.2 respectivamente) tienen picos de potencia en su espectro y pudieran haber causado las ondulaciones medidas de las curvas, se han conectado las fuentes directamente a la entrada del OSA y se han grabado sus espectros. En la figura 120 se muestra el espectro de la fuente de luz utilizada en los ensayos de

compresión en la banda de longitudes de onda en la que se ha trabajado ( $1319\text{nm}\pm5\text{nm}$ ) que muestra un espectro relativamente plano pero con máximos y mínimos claramente definidos, y con unas diferencias de potencia de unas décimas de decibelios, dB. La longitud de onda en la cual hay un máximo o mínimo se muestran en la tabla derecha de la misma figura 120. La figura 121 muestra el espectro de luz y los picos de potencia para la fuente de luz utilizada en los ensayos de tracción.



Máximos [pm]	Mínimos pm
1317,056	1317,3
1317,531	<b>1317,806</b>
1318,150	<b>1318,294</b>
1319,444	1319,838
1319,981	1320,394
1320,981	1321,238
1323,025	1322,744
1323,531	1323,256
1324,169	1323,863
	1325,131

Figura 120: Espectro óptico de la fuente de luz LED utilizado en los ensayos de compresión grabado por el analizador óptico de espectros, OSA. La tabla al lado derecho muestra los máximos y mínimas de los picos de potencia en el espectro de la fuente de luz.

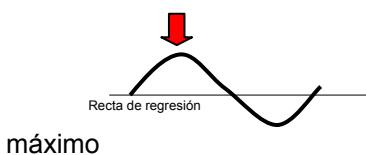
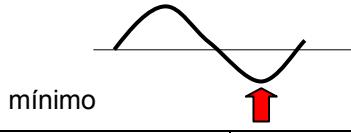


Máximos [pm]	Mínimos pm
1519,642	1519,849
1520,205	1520,449
1520,83	1521,093
1522,299	1522,58
1522,974	1523,217
1523,617	1523,88
1524,636	1524,905

Figura 121: Espectro óptico de la fuente de luz súper luminiscente LED 1550 de la marca Advanced Optics solución, AOS, Alemania, en el rango de 1519 a 1524 nm utilizado en los ensayos de tracción. La tabla al lado derecho muestra los máximos y mínimos de los picos de potencia en el espectro de la fuente de luz.

Para verificar el efecto de las ondulaciones en las mediciones de deformación de los sensores de Bragg, se ha comparado si las mediciones de deformación de diferentes sensores de Bragg muestran, a las mismas longitudes de onda, el mismo comportamiento, es decir, si el valor de longitud de onda medido esta por encima o por debajo de la recta de regresión de la curva que forman los valores medidos. Esta verificación se ha hecho con los resultados obtenidos en los ensayos de tracción y de compresión, explicados en los apartados 7.2 y 7.3 respectivamente.

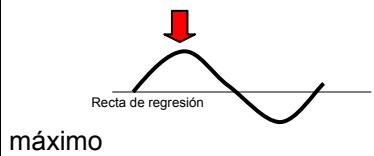
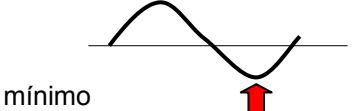
En concreto, se ha estudiado este fenómeno en los sensores 3, 4, 5 embebidos en los rigidizadores 1 y 3, y el sensor pegado en el rigigidizador 3 de los ensayos de compresión. Además, se han estudiado los sensores embebidos en las probetas 1 y 2 y el sensor pegado en la probeta 3 de las probetas de tracción. Los resultados se pueden ver en la tabla 26 y en la tabla 27 para los resultados de los ensayos de compresión y de tracción, respectivamente.

	 máximo		 mínimo	
<b>Sensor de Bragg</b>	<b>Ensayo</b>	<b>Fuente de luz</b>	<b>Ensayo</b>	<b>Fuente de luz</b>
	$\lambda$ [nm]	$\lambda$ [nm]	$\lambda$ [nm]	$\lambda$ [nm]
f.o. 3	1317.737		1318.164	
f.o. 4	1317.749	1317,806	1318.126	1318,150
f.o. 5	1317.734		1318.144	
f.o. 3	1318,340	1318,294		
f.o. peg. Rig. 1	1318.340			

**Tabla 26: Algunos mínimos o máximos de los valores de deformación frente a la carga medidas en los ensayos de compresión de los sensores 3, 4, 5 y del sensor pegado**

Comparando los resultados de los ensayos de compresión de la tabla 26 se puede observar que los valores de las longitudes de onda en los que se ha producido el desvío de la longitud de onda a valores mayores o menores, coincide bastante en el caso de los tres sensores embebidos, siendo  $1317,740\text{nm} \pm 8\text{ pm}$  para un máximo y  $1318,145\text{ nm} \pm 19\text{ pm}$  para un mínimo. En la fibra óptica pegada se ha detectado un máximo a  $1318,34\text{ nm}$  que coincide con la f.o. 3 en el rigidizador 1. Estos mínimos y máximos coinciden en el rango de unos  $39 \pm 31\text{ pm}$  con los valores de las mínimas y máximas del espectro de la luz expuesto en la figura 120, pero justamente en la dirección contraria. En el caso de un máximo en el valor de la longitud de onda del ensayo hay un mínimo en el espectro de la luz y viceversa.

Evaluando los resultados de los ensayos de tracción, se puede observar que los valores de las longitudes de onda en las que se han producido desvíos de la longitud de onda a valores mayores o menores, coincide en el rango medio de unos  $44 \pm 11$  pm entre los dos sensores embebidos y el sensor pegado como se puede ver en la tabla 27. Los resultados medios de los ensayos coinciden con los picos en la potencia de la fuente de luz en tal forma que los picos de los sensores de Bragg pueden haber sido desviado por dichos picos de la fuente de luz.

					
		Ensayo	Fuente de luz	Ensayo	Fuente de luz
	Probeta	$\lambda$ [nm]	$\lambda$ [nm]	$\lambda$ [nm]	$\lambda$ [nm]
Emb.	1	1520,060	1519,849	1520,235	1520,205
	2	1519,985		1520,265	
Peg.	3	1520,069		1520,263	
Emb	1	1523,08	1523,217	1522,767	1522,974
	2	1523,147		1522,740	
Peg.	3	1523,169		1522,650	
Emb.	1	1523,74	1523,617	1523,33	1523,217
	2	1523,632		1523,410	
Peg.	3	1523,669		1523,344	
Emb.	2	1524,295	1524,636	1523,990	1523,880
Peg.	3	1524,363		1523,944	

**Tabla 27: Mínimos o máximos de los valores de deformación frente a la deformación de la galga extensométrica medidos en los ensayos de tracción de sensores embebidos en las probetas 1 y 2, y pegados en la probeta 3 de los ensayos de tracción**

Se puede concluir que ambos casos, los ensayos de compresión y de tracción, indican que es muy probable que la razón de las ondulaciones de las mediciones de deformaciones obtenidas con los sensores de Bragg esté provocada por zonas no uniformes en el espectro de la fuente de luz. Estos picos en el espectro coinciden bastante con los valores de los ensayos en los que se produce un máximo o mínimo. Para estar seguros, habría que evaluar más a fondo el espectro de la fuente de luz utilizado y comparar una mayor cantidad de mediciones realizados con la misma fuente de luz.

## 7.5 CONCLUSIONES

Los cálculos teóricos han mostrado una muy buena coincidencia con los valores del factor de conversión K obtenidos en los ensayos de tracción con probetas unidireccionales. Las diferencias son del orden de 0,2%. Esta buena coincidencia da confianza en los algoritmos y los coeficientes ópticos utilizados para el cálculo teórico. Se ha visto que el cálculo teórico, que es válido para probetas con apilamiento unidireccional, también da una buena coincidencia, en el orden de un 1,5%, con valores empíricos de probetas hechas con apilamientos multidireccionales. La coincidencia es suficientemente buena para hacer una primera aproximación del valor de K.

No se ha encontrado una influencia significativa del acondicionamiento del laminado sobre los valores teóricos de K.

La mayor variación en el valor teórico de K, y con las condiciones concretas utilizadas en los cálculos, se ha producido como consecuencia del cambio en el apilamiento del laminado (unidireccional a multidireccional) y/o de la temperatura, habiéndose encontrado variaciones del orden de 0,9%.

En el ciclo de ensayos a tracción se han realizado cinco medidas con FBGSs embebidos y cinco con FBGSs pegados, lo que constituye una buena base para evaluar las prestaciones de este tipo de sensores. Los datos medidos son bastante fiables ya que la carga se consiguió mantener constante durante la medida de deformaciones y con ello se posibilitó una buena sincronización de las medidas de los FBGS y los sensores convencionales.

Los sensores de Bragg mostraron las prestaciones adecuadas en todos los ensayos realizados, sin registrarse ningún fallo de funcionamiento. La concordancia de los valores de deformaciones medidas con FBGSs y con sensores convencionales es del orden de un 3 % en todo el intervalo de deformación entre 0 y 5500 microdeformaciones, aunque en el caso particular de emplear una fuente de luz tipo LED se encuentran diferencias de más del 5% en valores bajos hasta unos 1000 microdeformaciones en todas las medidas realizadas. En el rango de las deformaciones altas, entre 2500 y 5500 microdeformaciones, las desviaciones entre los sensores ópticos y los sensores convencionales son tan solo de un 2 %. Parece que este tipo de imprecisión es inherente a ciertos tipos de fuentes de luz. El uso de otro tipo de fuentes de luz, como por ejemplo una fuente láser de barrido, evitaría posiblemente este problema y proporciona una mayor exactitud. Deberían realizarse más ensayos con fuentes de luz más constantes. Los ensayos deberían incluir no solo

la condición de 23°C, sino también condiciones de temperatura y humedad típicas del ambiente operativo de aviones militares.

La concordancia en los valores de deformación comparando los FBGS con sensores convencionales, muestra que el factor de conversión K obtenido de los ensayos es fiable.

En los ensayos de compresión se han realizado mediciones en tres paneles rigidizados, en dos de ellos se han pegado varios FBGSs y en el tercero se les han embebido. Se ha podido demostrar que es factible integrar sensores de Bragg en elementos típicos de estructuras aeroespaciales siguiendo procesos industrializados de fabricación. Como en el caso de los ensayos de tracción, se han comparado los valores de deformación medidos por los FBGSs con los medidos mediante extensómetros pegados. En general se ha observado muy buena concordancia entre ambos valores, con diferencias por debajo de las  $25 \mu\epsilon$  en la mayor parte de las medidas realizadas en la fase previa al pandeo. Tras el pandeo, debido a la torsión del rigidizador, los valores de los sensores embebidos y de los pegados divergen.

## **8 EVALUACIÓN DE LOS SENSORES DE BRAGG COMO SENSOR DE DEFORMACIÓN Y TEMPERATURA EN CONDICIONES CRIOGÉNICAS**

El trabajo que se presentará en los siguientes apartados tiene como objeto evaluar las prestaciones de los sensores de fibra óptica embebidos en cuanto a su capacidad para medir deformaciones y temperaturas en condiciones criogénicas, y tratar de calibrar la respuesta medida de ambos sensores. Se ha considerado un amplio intervalo de temperatura, desde temperatura ambiente (TA) hasta temperaturas tan bajas como 20ºK, empleando para lograr estas últimas un criostato de flujo constante refrigerado con helio líquido. El criostato cuenta, entre su equipamiento, con un dispositivo calibrado de medida de temperatura que se empleará para verificar las prestaciones del sensor de temperatura de fibra óptica embebida.

El sensor de fibra óptica con red de Bragg mide la deformación absoluta de su zona sensible pudiéndose inducir dicha deformación mediante efectos mecánicos y térmicos, o por una combinación de ambos. Para evaluar correctamente la respuesta del sensor cuanto se miden deformaciones en intervalos de temperaturas amplios, es muy importante conocer exactamente cuál de esos dos efectos ha producido la deformación del sensor. En un primer paso, se han investigado sensores de Bragg libres en su respuesta a temperatura, en un paso posterior la respuesta de los sensores de deformación embebidos mediante ensayos de tracción (efecto mecánico) y en un paso siguiente, mediante variaciones de temperatura (efecto térmico).

### **8.1 DESCRIPCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN DEL ENSAYO**

Se han utilizado tres equipos diferentes para interrogar a los sensores de fibra óptica:

- Analizador de espectro óptico, OSA, tipo HP 70950B
- Interrogador con láser de barrido, FBG SLI de Micron Optics
- Interrogador con láser de barrido, Si720 de Micron Opticos/ Smart Fibers

Al comienzo de las series de ensayos, solamente estaba disponible el OSA, pero tras los primeros ensayos se pudo ver que las prestaciones ópticas de este equipo no eran suficientemente precisas para evaluar en detalle la respuesta de los sensores. Una limitación del OSA es que no tiene una referencia óptica integrada que compense los errores que se producen por las oscilaciones intrínsecas a su fuente de luz. Por otra parte, el OSA cuenta con una gran ventaja en cuanto a la posibilidad de poder observar el espectro óptico durante las medidas, de tal forma que los fenómenos

ópticos tales como el desdoblamiento del pico producido por fuerzas transversales, o los gradientes de deformaciones a lo largo de la zona del sensor, pueden ser considerados durante las mediciones.

Durante la campaña de ensayos, se dispuso de un segundo equipo, el interrogador FBG-SLI, con una precisión óptica mucho mayor que la del OSA (que dispone de una referencia óptica integrada) y con una alta velocidad de adquisición de datos (de unos 50 Hz). Una desventaja de este equipo es que el espectro óptico no es visible durante el ensayo, con lo cual se pueden producir fallos en los datos medidos por fenómenos tales como el desdoblamiento del pico, que puede pasar desapercibido, en función del ancho de la ventana consignada para su pico.

Al final de la campaña de ensayos se dispuso de un tercer equipo, el interrogador Si720, con una precisión óptica mayor que el FBG-SLI. Este equipo ofrece la ventaja de que el espectro óptico es visible durante el ensayo.

A continuación se describen los tres equipos con mayor detenimiento.

### 8.1.1 Analizador de espectro óptico, OSA

El primer equipo interrogador de sensores de Bragg que se utilizó para los ensayos fue un analizador de espectro óptico, OSA, de la marca Hewlett Packard, HP 70950B con una consola 70004A, y una fuente de luz de tipo diodo super luminiscente, LED 1550, de la compañía Alemana AOS, conectada a las fibras ópticas mediante un acoplador estándar de 3 dB (ver figura 122). El OSA presenta las siguientes propiedades ópticas nominales:

- Canales ópticos: 1
- Precisión: 1-1,5 nm
- Repetitividad según el fabricante:  $\pm 5\text{pm}$
- " según ensayos del autor: en torno a  $\pm 20\text{pm}$
- Resolución: en torno a 1 pm

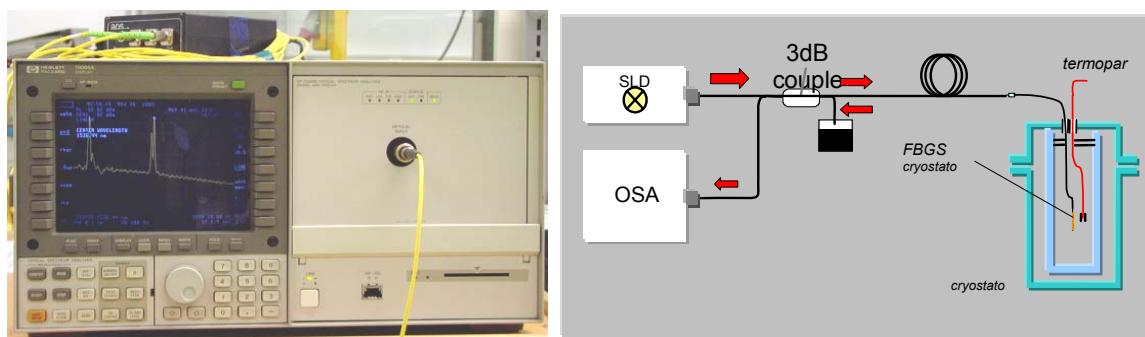


Figura 122. Izquierda: Imagen del analizador de espectro óptico, OSA, HP 70950B con consola 70004A empleado para interrogar a los FBGSs dobles. En la pantalla puede verse el espectro de un FBGSs doble. Derecha: Esquema principal de la configuración usada para tomar medidas.

### 8.1.2 Interrogador láser de barrido, FBG\_SLI

El segundo equipo empleado durante la campaña de ensayos fue un interrogador láser de barrido, FBG\_SLI, de la marca Estadounidense MICRON OPTICS (figura 123). El láser de barrido ofrece una potencia óptica muy superior a la de una fuente de luz de banda ancha en la que la relación señal a ruido se incrementa significativamente. Este equipo muestra una precisión óptica mucho mejor que la del OSA. Los resultados de las medidas realizadas en el ensayo quedan automáticamente registrados en una hoja de cálculo. Una desventaja de este equipo, en comparación con el OSA, es que el espectro óptico no es visible en pantalla durante el ensayo. En el caso de producirse un desdoblamiento de pico del FBGS, no es posible determinar exactamente cuál de los picos medidos corresponde al pico principal. En el caso en que la distancia entre el pico desdoblado y el principal sea menor de 0,5 nm el equipo sólo registra uno de los picos, el de mayor amplitud óptica, llegando a confundirse ambas señales. Las características nominales de este equipo son:

- Canales ópticos: 4
- Precisión calibrada:  $\pm 4\text{-}8 \text{ pm}$
- Repetitividad:  $\pm 2\text{-}4 \text{ pm}$
- Resolución:  $< 1 \text{ pm}$

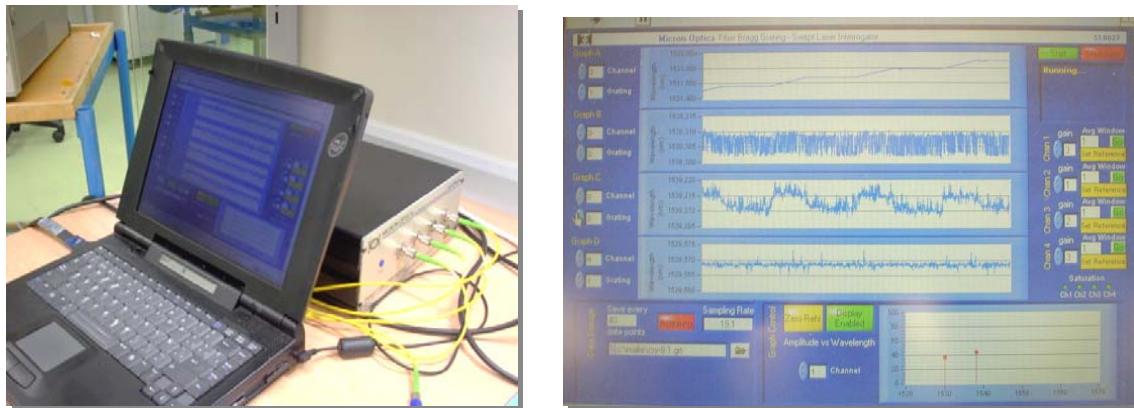


Figura 123: Izquierda: Unidad interrogadora de laser de barrido, FBG\_SLI, con un ordenador portatil para el control y la presentación de datos, Derecha: Pantalla del menú de adquisición de datos en la que se presentan los cuatro canales disponibles. Se pueden ver los gráficos correspondientes a un ensayo de tracción con introducción de carga de forma escalonada. El gráfico superior muestra la respuesta de un sensor de deformación embebido.

### 8.1.3 Interrogador láser de barrido, Si720

El tercer equipo empleado durante la campaña de ensayos fue un interrogador láser de barrido Si720, de la marca estadounidense MICRON OPTICS (figura 124). Este equipo muestra una precisión óptica mucho mejor que la del FBG-SLI. La frecuencia de adquisición de datos es de 5Hz. El equipo cuenta con la posibilidad de poder

observar y evaluar el espectro óptico durante el ensayo. El software de evaluación de datos ha sido desarrollado por la compañía Smart Fibers y ofrece la posibilidad de un funcionamiento automático con una alta fiabilidad en la detección y en el seguimiento de la señal de los sensores de Bragg. Las características nominales de este equipo son:

- Canales ópticos: 2
- Precisión calibrada:  $\pm 1 \text{ pm}$
- Repetitividad:  $< 1 \text{ pm}$
- Resolución:  $< 0,25 \text{ pm}$



**Figura 124:** Izquierda: Unidad interrogadora de láser de barrido, Si720, con un ordenador portátil para el control y la presentación de datos incluyendo una salida analógica de ocho canales.

#### 8.1.4 Instalación para ensayos criogénicos

La instalación utilizada para los ensayos a temperatura criogénica (véase figura 125) combina una maquina universal de ensayos (en concreto una INSTRON modelo 5583) y un criostato de helio de flujo continuo fabricado por Oxford Instruments. El criostato empleado está bien equipado para realizar ensayos de tracción casi estándar y obtener resultados de tracción representativos en el rango completo de temperatura.

El criostato consta de dos cámaras cilíndricas concéntricas, aislando térmicamente la exterior a la interior, dentro de la cual se coloca la probeta en su utilaje de ensayo. La refrigeración se consigue mediante nitrógeno líquido desde temperatura ambiente hasta aproximadamente 100K, pasando a helio líquido, desde esta última temperatura hasta la fijada para el ensayo.

La temperatura del ensayo se mantiene constante mediante una unidad de control (ITC 503 de OXFORD) que permite la realización de ensayos en un amplio intervalo de temperaturas criogénicas en ambiente de helio gaseoso, lo que no podría realizarse con un criostato de inmersión en gases licuados, que permitiría realizar ensayos únicamente a las temperaturas de equilibrio de cada gas con su líquido a presión ambiente. La temperatura se mide mediante un termopar Rodio-Hierro con una precisión calibrada de 0,3 K en el intervalo comprendido entre 20K-200K.

Las fijaciones y utilajes para los ensayos criogénicos se diseñaron en el área de materiales compuestos del INTA en colaboración con el fabricante de la maquina universal de ensayos, teniendo presentes las limitaciones dimensionales del criostato y aplicando algunas ideas recogidas de la bibliografía. El utilaje permite la introducción y colocación en el criostato de termopares y sistemas extensométricos.

Para realizar los ensayos que se describen en este trabajo, el criostato ha sido modificado para permitir la realización de medidas con los sensores de fibra óptica utilizando los correspondientes sistemas de adquisición de señales ópticas. Para ello, se ha realizado un pasamuros capaz de permitir la introducción de cuatro fibras ópticas en el criostato con conectores tipo FC/APC, situados en la zona fría del criostato cerca del espécimen.

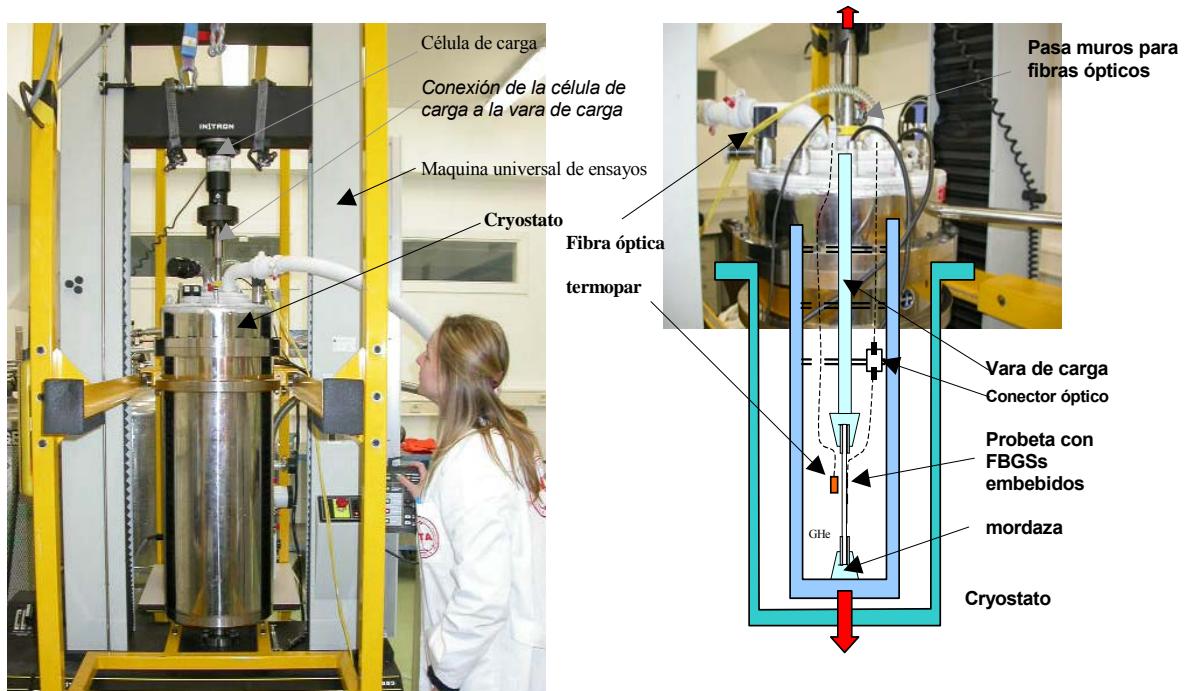


Figura 125: Instalación utilizada para los ensayos a temperatura criogénica

## 8.2 RESPUESTA TÉRMICA TEÓRICA DE UN SENSOR DE BRAGG GRABADO EN UNA FIBRA ÓPTICA

Se han realizado cálculos teóricos para obtener la respuesta con la temperatura de un sensor de Bragg libre y sin recubrimiento en el rango de temperatura comprendido entre temperatura ambiental. Los valores básicos del coeficiente de expansión térmica y del coeficiente termo-óptico no se han encontrado para el tipo de fibra óptica (SPECTRAN photosil tipo C) que se ha utilizado en la investigación presentada para los ensayos criogénicos. Para solventar esta dificultad, se han utilizado valores del coeficiente de expansión térmica  $\alpha$  y del coeficiente termo-óptico  $dn/dT$  proporcionados por Sacharja en la referencia /87/ y correspondientes a un fibra de sílice pura, valores que deberían ser muy parecidos a los de la fibra óptica utilizada, dado que las fibras ópticas empleadas para grabar en ellos redes de Bragg están constituidas esencialmente por sílice. Con los valores de  $\alpha$  y de  $dn/dT$  de Sacharja /87/, que están resumidos en la tabla 28, se han representado los gráficos de  $\alpha=f(T)$  y de  $dn/dT=f(T)$  que se muestran en las figuras 126 y 127 respectivamente.

Para adaptar ahora esos valores a la fibra óptica concreta utilizada en la investigación que se discute, se han empleado los valores de  $\alpha$  y de  $dn/dT$  que da Menéndez en /5/ para la fibra óptica SPECTRAN photosil tipo C (que es la aquí utilizada) correspondientes a 290K como referencia y se han “desplazado” los orígenes de ambas gráficas manteniendo los valores relativos al de 290K a cada temperatura dado por Sacharja para ambos coeficientes, de modo que los valores “adaptados” se muestran en las dos últimas columnas de la tabla 28.

T [K]	Valores según Sacharja /87/		Valores calculados con los valores a 290K de Menéndez /5/	
	$\alpha$ [10-6 1/K]	$dn/dT$	$\alpha$ [10-6 1/K]	$dn/dT$
290	4,44E-07	9,009E-06	5,00E-07	8,30E-06
275	4,44E-07	8,8035E-06	5,00E-07	8,11E-06
250	4,33E-07	8,5017E-06	4,88E-07	7,83E-06
200	3,83E-07	8,0138E-06	4,31E-07	7,38E-06
150	3,07E-07	7,4605E-06	3,46E-07	6,87E-06
100	1,86E-07	6,6133E-06	2,09E-07	6,09E-06
50	5,32E-08	5,9082E-06	5,99E-08	5,44E-06
20	-1,96E-08	5,3109E-06	-2,21E-08	4,89E-06

Tabla 28: Valores de la expansión térmica alfa y del coeficiente termo-óptico  $dn/dT$  según /87/

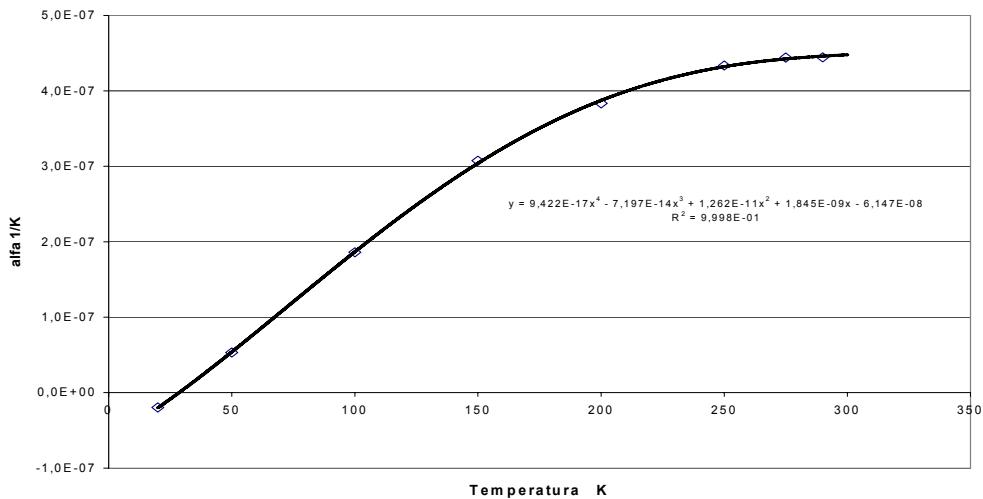


Figura 126: Expansión térmica  $\alpha$  de una fibra de sílice calculado de valores de /87/

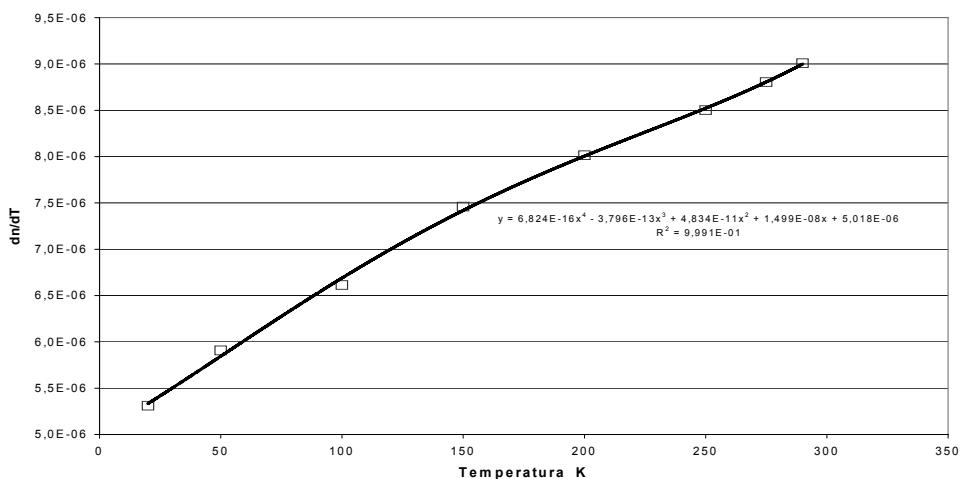


Figura 127: Coeficiente termo-óptico  $dn/dT$ , calculado de valores de /87/

Con estos nuevos valores de  $\alpha$  y de  $dn/dT$  de la tabla 28, se ha calculado la respuesta térmica de un sensor de Bragg en el intervalo de temperatura entre ambiental (TA) y 20K según la siguiente fórmula ya explicada anteriormente en el apartado 2.1.1.1.

$$\Delta\lambda_B = \lambda_{B_0} \cdot \left[ \alpha + \frac{1}{n_0} \frac{dn}{dT} \right] \cdot \Delta T \quad (7)$$

Los resultados teóricos se muestran en la figura 128 comparados con los resultados de ensayos criogénicos de tres sensores de Bragg libres y sin recubrimiento, grabados en la fibra SPECTRAN Photosil tipo C, obtenidos empleando el interrogador óptico tipo SLI. Se aprecia claramente que los valores teóricos y los valores empíricos de los tres

sensores son muy parecidos, aunque los valores absolutos de la curva teórica son algo mayores que los valores experimentales.

Ajustando ahora el coeficiente termo-óptico  $dn/dT$  correspondiente a 290 K al valor  $7,1 \cdot 10^{-6}$  obtenido en los ensayos antes mencionados, en vez de al valor  $8,3 \cdot 10^{-6}$  de Menéndez, se obtiene la curva teórica optimizada, mostrada en la misma figura 128 con línea discontinua, que se ajusta a la media de las tres curvas empíricas.

Resumiendo, se puede afirmar que la comparación entre valores teóricos y empíricos realizada, proporciona confianza tanto en la expresión 7 como en los coeficientes  $\alpha$  y  $dn/dT$  utilizados para los cálculos y que se puede utilizar este método para una primera estimación de la respuesta del sensor libre, aunque son necesarios más ensayos para obtener los coeficientes  $\alpha_k$  y  $dn/dT$  exactos, que pueden ser diferentes para cada sensor, a fin de poder calcular con precisión la respuesta térmica de un sensor de Bragg a temperaturas criogénicas.

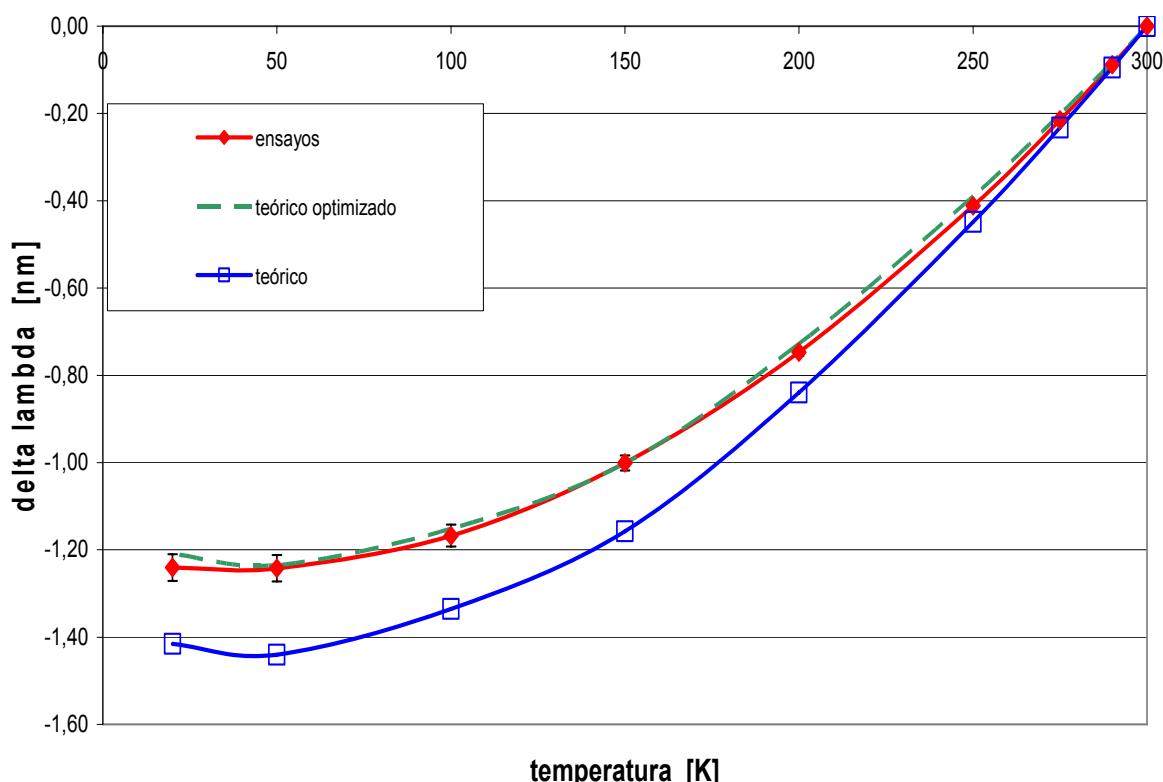


Figura 128: Curva teórica del corrimiento de lambda de una red de Bragg grabada en una fibra óptica versus la temperatura comparado con valores empíricos de la media de tres sensores

### **8.3 RESPUESTA TÉRMICA DE SENSORES DE BRAGG LIBRES**

Se han realizado seis ensayos criogénicos consecutivos con cada uno de tres sensores libres y sin recubrimiento, con el fin de determinar su respuesta a temperatura, evaluar la repetibilidad de los resultados y comprobar la bondad de los cálculos teóricos explicados en el apartado 8.1.

#### **8.3.1 Probetas**

Se han utilizado tres sensores de Bragg grabados sobre fibra óptica SPECTRAN Photosil tipo C, con la zona del sensor sin el recubrimiento acrílico que lleva el resto de la fibra óptica. Los sensores se han estabilizado mediante un tratamiento térmico de 2h a 180°C en una estufa de circulación forzada, y las fibras ópticas que los soportan se han equipado con un conector tipo FC/APC. En el caso concreto de los ensayos aquí descritos, se han utilizado dos “probetas”, una de ellas con un solo sensor (zd-5 bis), y la otra con dos sensores en “tandem”, separados unos 30 mm (zd-1, zd-1 bis).

#### **8.3.2 Ensayos**

Para registrar su respuesta, los tres sensores se han situado alrededor y muy cerca del termopar de referencia dentro del criostato, y se ha puesto sumo cuidado en evitar contacto mecánico con parte alguna del criostato para garantizar un comportamiento completamente libre en su expansión térmica.

En total, se han realizado seis ensayos criogénicos, dos hasta 20K y cuatro hasta 90K. Después de haber estabilizado la temperatura a 20K, se han tomado las primeras mediciones de los sensores, permitiendo a continuación que el criostato se calentara lentamente con una velocidad entre 0,1 y 0,4 K/min. Durante la subida de la temperatura, se han tomado las mediciones a intervalos de unos 10K, hasta llegar a una temperatura de unos 100K y luego se ha aumentado el intervalo entre medidas a 30K. Una vez alcanzada la temperatura ambiente, se ha vuelto a enfriar el criostato hasta 20K y se ha repetido el proceso. Después de este segundo ensayo a 20K y una vez vuelta a alcanzar la T.A., se ha bajado el criostato hasta unos 90K y se ha repetido la toma de mediciones hasta llegar a temperatura ambiental. Una vez terminado el ensayo se ha repetido otras tres veces el enfriamiento del criostato a unos 90K, pero sin tomar las curvas de la longitud de onda de los sensores, con el fin de verificar la estabilidad en longitud de onda del sensor.

### 8.3.3 Resultados y discusión

Los valores de longitud de onda de los sensores obtenidos a temperatura ambiental (294,9K), después de la estabilización del sensor y tras los ensayos criogénicos, se muestran en la tabla 29:

Probeta	Sensor	Valor longitud de onda del sensor de Bragg [nm]	
		Después de estabilización	Después los 6 ensayos
1	Zd-1	1529,363	1529,366
	Zd-1 bis	1534,561	1534,561
2	Zd-5 bis	1538,447	1538,445

Tabla 29: Valores de lambda de los sensores a temperatura ambiental (294,9 K)

Los resultados de los ensayos se presentan en la figura 129, pudiendo observarse que las curvas de longitud de onda frente a temperatura de los tres sensores y en los tres ensayos criogénicos consecutivos son casi idénticas. Para TA se obtiene una repetibilidad de los sensores de unos 3,5 pm o menos mientras para el rango de TA a 20 K se obtiene una repetibilidad ligeramente mayor como se puede ver en detalle en la tabla 30. Las desviaciones medidas a TA están dentro del margen de precisión del termopar del criostato ( $\pm 0,3$  K) que sirvió de referencia en temperatura.

Las curvas de longitud de onda frente a temperatura son, para el caso de los sensores grabados en la misma fibra óptica, casi idénticas. Comparando los resultados de los sensores zd-1 y zd-1 bis con los del sensor zd-5 bis, se observan dos curvas con una diferencia de unos 60 pm a 20K y sin diferencia a TA. La razón de las diferencias entre las curvas correspondientes a los sensores zd-1 y zd-1 bis, que están grabados en la misma fibra óptica, y la curva del sensor zd-5 bis no es clara, pero podría deberse a diferencias en los parámetros ópticos de los sensores originados al grabar las redes de Bragg.

Probeta	Diferencias en los 3 ensayos [pm]		
	TA	100 K	20 K
Zd-1	-3,5	-1,7	-5,7
Zd-1 bis	-0,5	5,6	-0,6
Zd-5 bis	1,5	7,8	-0,9

Tabla 30: Diferencias en los resultados de los tres sensores libres en los tres ensayos criogénicos consecutivos de 2x(T.A. a 20K) y 1x (T.A. a 90K).

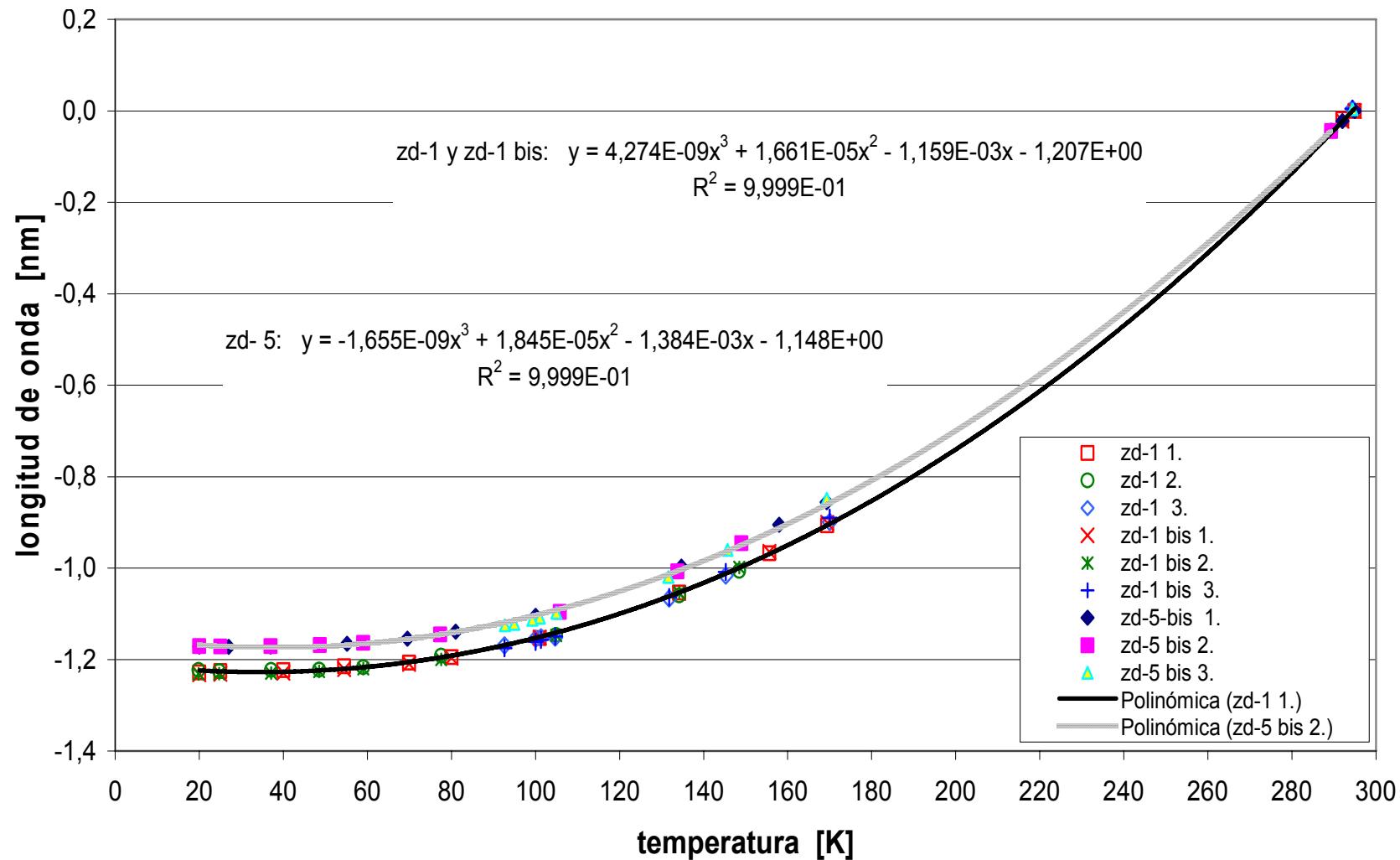


Figura 129: Corrimiento de la longitud de onda versus la temperatura en tres ensayos criogénicos consecutivos

## 8.4 ENSAYOS DE TRACCIÓN A TEMPERATURAS CRIOGÉNICAS

Objetivo principal de las series de ensayos a temperaturas criogénicas ha sido demostrar las prestaciones de los sensores de deformación embebidos y los sensores de temperatura embebidos en condiciones criogénicas. Además de las prestaciones del sensor se ha evaluado la resistencia al manejo (robustez) de la propia probeta y de la salida de la fibra óptica del laminado, detalle este último que resulta ser en general un punto crítico en los sensores basados en fibras ópticas.

Para las series de ensayos de tracción a temperaturas criogénicas, se han utilizado tanto un analizador óptico de espectros, OSA, como un interrogador de barrido mediante láser, SLI. Los ensayos de tracción sin llegar a rotura se realizaron a cuatro temperaturas, en concreto 291K, 200K, 80K y 20K, cargando la probeta a cada temperatura hasta una deformación límite de diseño permisible de 3000 microdeformaciones, lo que representa alrededor del 25% de la deformación última de tracción de la probeta.

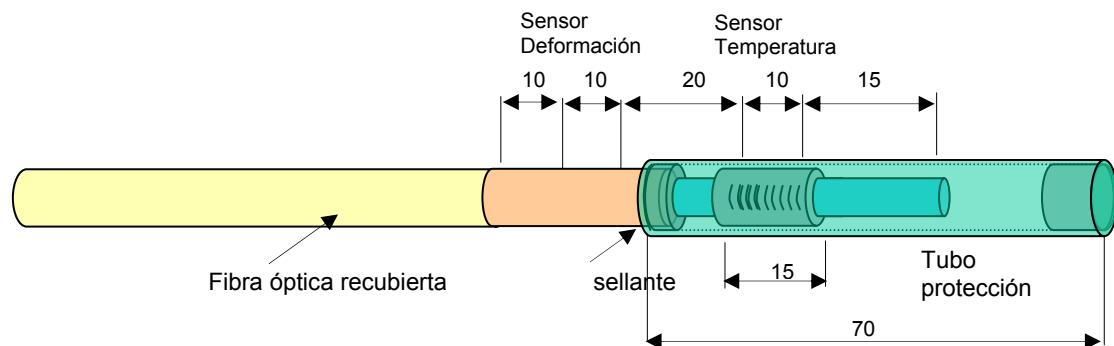
La evaluación de las prestaciones de los sensores de deformación embebidos se ha realizado mediante ensayos de tracción a diferentes temperaturas. La respuesta en temperatura de los sensores se ha calibrado realizando medidas continuas con el sensor de temperatura embebido durante las fases de enfriamiento de los ensayos. Punto clave en la evaluación realizada fue la verificación de que el sensor de temperatura no resultara afectado por las cargas mecánicas.

### 8.4.1 Diseño de las probetas

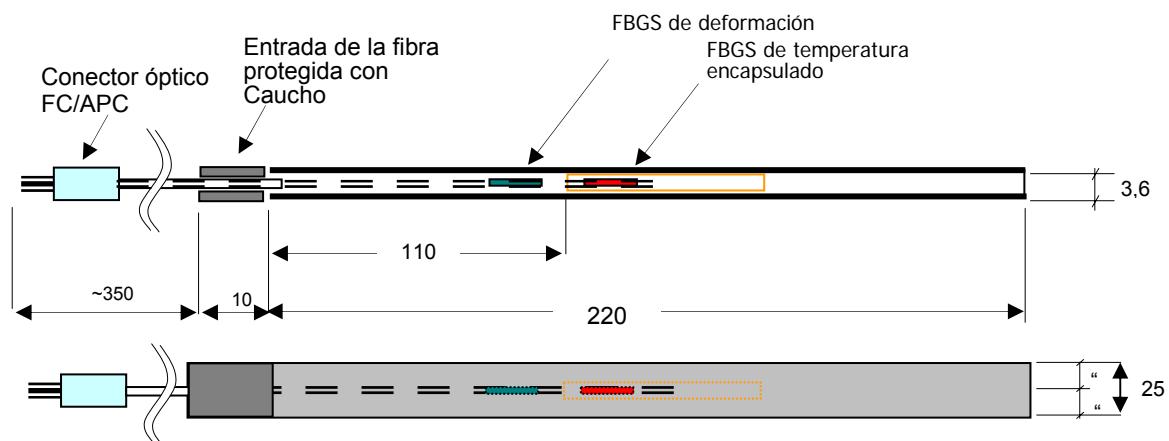
Para obtener la respuesta de deformación y temperatura con sensores embebidos se ha desarrollado un sensor “doble” en el que se han grabado en una fibra dos redes de Bragg individuales, constituyendo dos zonas de sensor de 10 mm de longitud cada una y separadas entre sí una distancia de unos 20 mm, figura 130. La zona correspondiente al sensor de temperatura se ha recubierto con un casquillo de acero inoxidable de 15 mm de longitud y de 0,25/ 0,15 mm en diámetro exterior/interior para aumentar la sensibilidad del sensor a temperaturas inferiores a 100°K. El casquillo se ha pegado usando una resina epoxi.

Para aislar la zona del sensor de temperatura de las cargas mecánicas, tanto durante el proceso de curado como posteriormente a lo largo de su vida operativa, se ha dispuesto un pequeño tubo de material compuesto unidireccional carbono/epoxi de aproximadamente 60 mm de longitud y una sección transversal oval de entre 0,6 y 0,9 mm de diámetro exterior y 0,3 mm de diámetro interior. El sensor de temperatura dentro del tubo de protección está desacoplado de las deformaciones mecánicas del

laminado, midiendo de esta forma únicamente deformaciones térmicas. El sensor de deformación está en contacto directo con el laminado, midiendo así la deformación mecánica de la probeta.



**Figura 130. Sensor básico para los ensayos criogénicos con la zona de sensor de deformación recubierta y la del sensor de temperatura encapsulada con un casquillo de acero pegado.**

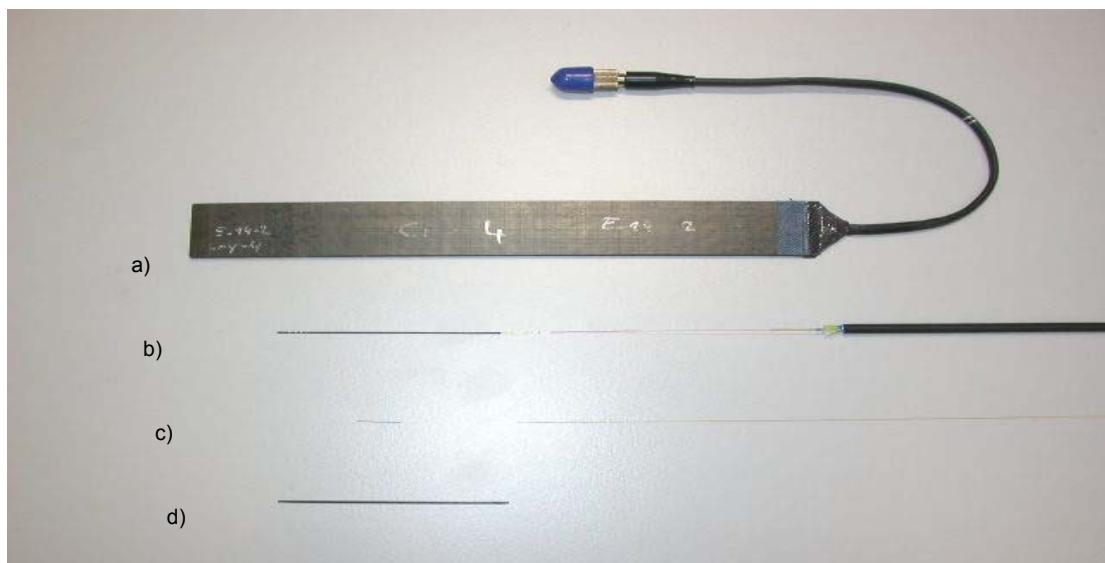


**Figura 131. Dimensiones de las probetas de ensayo de tracción con FBGS de deformación y temperatura embebidos.**

Material	IM7-G/8552 Lot: P1720-4, Spool: 1B, Exp. 12.03
Secuencia de apilamiento	(0 <sub>3</sub> , 90, ±45, 90, ±45, 90, 0, FBGS, 0 <sub>2</sub> )
Condiciones de curado	7 bar, 180°C durante 2 horas
Longitud de probeta	220 mm
Ancho de probeta	25 mm
Espesor	3,6 mm
Salida de la fibra óptica	frente

**Tabla 31: Descripción de secuencia de apilamiento y dimensiones de las probetas.**

El doble sensor se ha embebido entre tres capas unidireccionales a 0° de un laminado de resina epoxi reforzada con fibra de carbono. La salida de la fibra óptica del laminado se protege mediante un caucho acrílico co-curado. Las dimensiones de la probeta pueden verse en la figura 131. Las probetas se han fabricado mediante laminación manual y curado en autoclave con meseta a 60°C, presión de 0,3 bares durante 30 minutos, y luego una meseta a 180 °C con 7 bares de presión durante 2 horas. El material del laminado y la secuencia de apilamiento, así como algunos detalles de la probeta, pueden verse en la tabla 31.



**Figura 132: Probeta para ensayo de tracción N° 4 , b) cadena de sensores con tubos protectivos, doble FBGSs y cables de protección de la fibra, c) doble FBGS con casquillo de acero sobre la zona correspondiente al sensor de temperatura, d) tubo protectorivo CFRP**

La figura 132 muestra la probeta N° 2 con doble sensor de Bragg embebido que ha sido empleada para los ensayos criogénicos de tracción y el conjunto de sensores completo que es idéntico al que se ha sido integrado en la probeta N° 2, con la fibra óptica, el sensor de deformación recubierto, el sensor de temperatura encapsulado y los cables de protección y fibras de Aramida incluidas para liberar esfuerzos.

#### 8.4.2 Preparación de probetas

Para la preparación de las probetas, se comenzó por fabricar los tubos protectivos de CFRP necesarios para encapsular los sensores de temperatura. Se inspeccionaron los tubos fabricados, tanto ópticamente como mediante inyección de isopropil alcohol para

la detección de posibles fugas que constituyesen una vía de entrada de resina en el tubo durante el posterior proceso de curado del laminado.

En un segundo paso, se prepararon para su aplicación los sensores de Bragg dobles grabados sobre una fibra óptica tipo SPECTRON Photosil Type C. La posición de los FBGSs individuales se determinó usando un analizador del espectro óptico, y una punta caliente de un soldador de estaño que se desplaza a lo largo de la fibra óptica. Una vez finalizada esta operación se procedió al pegado del casquillo de acero sobre la zona correspondiente al sensor de temperatura. Tras el proceso de pegado, se integraron los FBGSs en los tubos protectivos de carbono/ epoxi y se sellaron con resina epoxi. Las prestaciones ópticas de los sensores antes de ser embebidos en el laminado se determinaron con un OSA. Todos los sensores mostraron buenas prestaciones tras su integración en el tubo protector y antes del proceso de curado del panel. Se han empleando un molde metálico para dar forma a la salida de la fibra óptica del panel y un sellante de silicona para proteger el cable protector exterior.

Los paneles de los que se mecanizaron las probetas para los ensayos de tracción y temperatura se fabricaron mediante laminación manual y curado en autoclave, con dimensiones 230x190x3,6 mm y con la secuencia de laminación detallada en la tabla 31. Tras el curado, las probetas fueron mecanizadas a las dimensiones estándar 230x25 mm. Las características ópticas de los sensores, para comprobar su operatividad antes de los ensayos, se evaluaron mediante un OSA flexionando el panel y calentándolo a 90°C.

Al final del proceso de preparación de probetas se seleccionaron siete de entre ellos para la realización de los ensayos, de los que se presenta en la tabla 32 una breve descripción de los espectros ópticos de los FBGS y de la denominación del panel.

Probeta	FBGS - Deformación	FBGS Temperatura
2	Operativo, ++	Operativo pero desdoblamiento del pico por debajo de 20°C
3	Operativo, ++	Operativo, ++
4	Operativo, ++	Operativo ++
5	Operativo, ++	Operativo, pero desdoblamiento del pico por debajo de 20°C
6	Operativo, pero desdoblamiento del pico	Operativo, pero solo en ensayos de calentamiento. En ensayos de flexión la señal del sensor se mueve como la del sensor de deformación.
7	Operativo, ++	Operativo, pero dos picos, uno de ellos dominante
8	Operativo, ++	Operativo, pero dos picos de intensidad similar

Tabla 32: Descripción de las probetas preparadas, ++ = muy buen espectro óptico con un único pico

### 8.4.3 Resultados de los sensores de deformación y discusión

De un total de siete probetas ensayadas, una de ellas (Nº 2) resultó dañada accidentalmente y en otra (Nº 5) se produjo una pérdida total de la señal óptica durante el montaje del ensayo. Reparada esta última probeta, se recuperó la señal óptica pero el espécimen solo pudo utilizarse para evaluar la respuesta en temperatura. El resto de los especímenes soportó la campaña de ensayos satisfactoriamente.

Los resultados obtenidos para cada uno de los sensores de deformación embebidos se presentan en el Anexo 5, mostrándose en la figura 133 un gráfico representativo de todos los obtenidos. Cada gráfico (figura 133 y anexo 5) representa el corrimiento de la longitud de onda de Bragg en nm en función de la carga aplicada a la probeta en kN a cuatro temperaturas diferentes, en concreto TA, 200K, 88K y 20K.

Una breve explicación del funcionamiento de cada sensor se muestra en la tabla 33, indicándose, asimismo, qué equipo se ha utilizado para cada uno de los ensayos.

Las curvas de deformación medidas por los sensores de Bragg con el equipo OSA no son rectas, mostrando siempre una cierta ondulación alrededor de su recta de regresión. Este fenómeno fue explicado en el apartado 7.4. En el caso de los ensayos realizados con el equipo SLI, las curvas de deformación no muestran ondulaciones, sino que son lineales.

Probeta	Equipo	Breve descripción del comportamiento	Comportamiento general
3	OSA	Curvas ligeramente onduladas.	++
4	OSA	Curvas ligeramente onduladas. Respuesta prácticamente lineal para las curvas correspondientes a 295K, 200K y 80K. La curva correspondiente a 20K muestra un comportamiento no lineal, posiblemente debido a una señal bastante baja del sensor que puede haber originado errores de lectura.	+
7	SLI	Respuesta prácticamente lineal para todas las curvas.	++
8	SLI	Respuesta prácticamente lineal para las curvas correspondientes a 295K y 200K. La curva correspondiente a 80 K muestra un comportamiento no lineal, posiblemente debido a una señal bastante baja del sensor que puede haber originado errores de lectura. No ha sido posible medir a 20K por la alta atenuación.	+
6	SLI	Respuesta prácticamente lineal para todas las curvas.	++

++: comportamiento perfectamente lineal, +: comportamiento bastante lineal con algunas partes non-lineales,

Tabla 33: Breve explicación del funcionamiento de cada sensor y del equipo utilizado en los ensayos

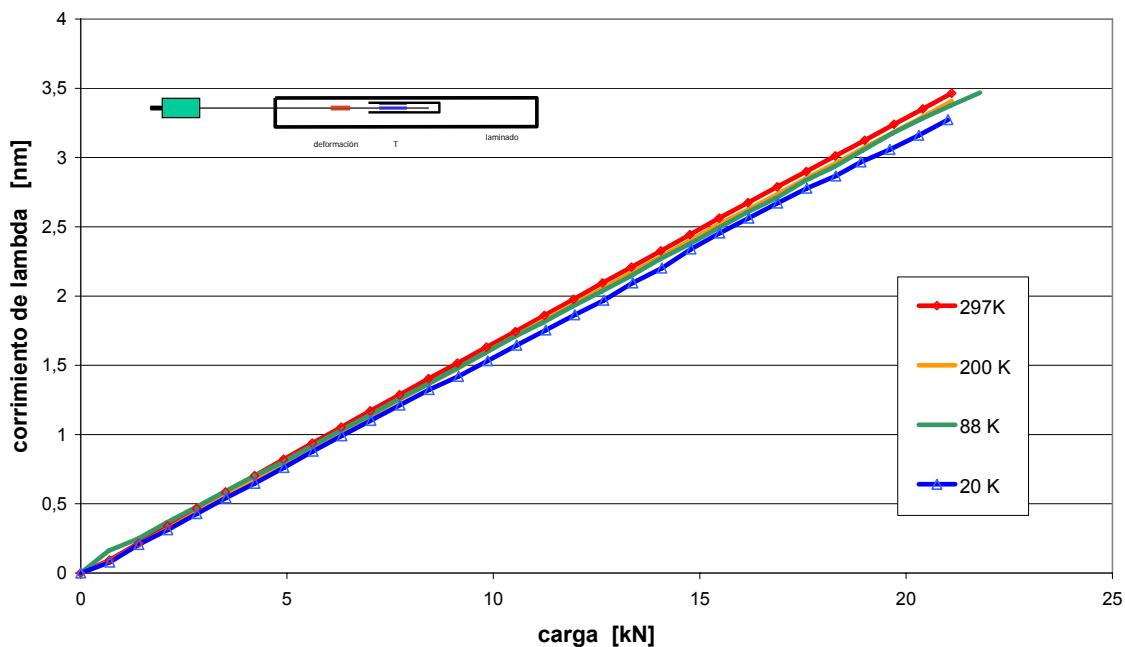


Figure 133: Carga versus corrimiento de lambda de la probeta 6 en los 4 ensayos a 297, 200, 88 y 20K. Ver también anexo 5

Para poder comparar las diferentes medidas realizadas y evaluar los resultados, se ha calculado el modulo elástico para todos los ensayos realizados, como la pendiente,  $m$ , de la recta de regresión de cada curva, longitud de onda- carga de la siguiente forma:

$$E = \frac{K}{m \cdot A} \quad (28)$$

$K = pm/usn$  Factor de conversión de longitud de onda en microdeformaciones, calculado según el procedimiento indicado en el apartado 2.1.1 del presente trabajo.

$m = nm/kN$  Pendiente de la recta de regresión correspondiente a los datos de cada curva

$A = mm^2$  Sección transversal de la probeta

Los resultados de estos cálculos se presentan en la tabla 34 donde aparecen también el factor de conversión utilizado,  $K$ , y el área,  $A$ , de cada probeta. El factor de conversión  $K$  depende de la longitud de onda absoluta de sensor de Bragg, siendo igual a 1,211 pm/usn y 1,219 pm/usn a temperatura ambiente y para los sensores de longitud de onda de 1528 nm y 1536 nm respectivamente, de acuerdo con los cálculos teóricos que se presentaron en el apartado 2.1.1 de este trabajo.

Probeta	Módulo elástico				K-teórico 23°C	Área
	291K	200K	80K	20K		
	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[GPa]	pm/usn	mm <sup>2</sup>
3	85,61	86,29	83,18	84,25	1,218	91,17
4	84,79	86,66	87,33	79,28	1,218	89,56
6	81,90	82,96	84,62	85,65	1,219	90,36
7	86,63	84,99	84,88	89,80	1,219	90,46
8	86,77	89,77	89,82		1,219	90,20
medio	<b>84,87</b>	<b>85,86</b>	<b>85,70</b>	<b>84,48</b>		
Desvest [GPa]	1,89	2,41	2,62	4,44		
coef.var [%]	2,23	2,81	3,05	5,25		

Tabla 34: Resultado de los ensayos con los valores del modulo elástico calculado con el factor de conversión, K (pm/usn), y el área, A, de cada probeta. Se muestra también el valor medio y la desviación estándar.

De la evaluación de los resultados de los sensores de deformación se pueden concluir dos observaciones generales:

- Los sensores de deformación basados en una red de Bragg grabada en una fibra óptica mostraron prestaciones satisfactorias en todos los intervalos de temperatura ensayados. Algunas dificultades en la lectura de la señal del sensor, debidas a una elevada atenuación óptica, no parecen estar causadas por el propio sensor, sino por los cables ópticos utilizados y en una ocasión, al menos, por la protección de la fibra óptica a su salida del laminado.
- Los valores obtenidos para el módulo elástico en todas las probetas y condiciones ensayadas son bastante uniformes. El modulo medio de las cinco probetas y para todos los ensayos de tracción considerados es 85,2 GPa  $\pm 2,8$  GPa con un coeficiente de variación del 3,3%. Las pequeñas diferencias observadas en los resultados del modulo elástico podría deberse tanto a cambios reales de las propiedades del material como a cambios en la respuesta de los sensores debido a cambios de temperatura.
- Cálculos teóricos realizados con el programa ESAComp daban un valor de 88,6 GPa para el mismo laminado que se había ensayado, lo que muestra un alto grado de coincidencia entre el valor teórico y el valor medido por los sensores de Bragg.

#### **8.4.4 Resultados de los sensores de temperatura y discusión**

Los resultados obtenidos para todos los sensores de temperatura embebidos se presentan en el Anexo 6, mostrándose en la figura 134 un gráfico que incluye el conjunto de todos los resultados de los seis sensores de temperatura y la correspondiente curva de regresión. Los sensores de temperatura embebidos muestran un comportamiento independiente del estado de cargas sobre la probeta, lo que confirma, que el diseño del tubo de protección, en el que están encapsulados, protege los sensores de temperatura eficazmente frente al ingreso de resina durante el ciclo de curado y frente a las deformaciones mecánicas durante los ensayos. En efecto, en la misma figura 134 se ha representado (curva superior) la curva de respuesta del sensor de deformación embebido en el material, en función de la temperatura y, dado que durante el ensayo la probeta se encuentra libre de cargas mecánicas externas, dicha respuesta representa la dilatación térmica del material, que es claramente distinta de la respuesta del sensor de temperatura. Si dicho sensor hubiese quedado adherido a la pared interna del tubo de protección, las respuestas de ambos sensores serían incluso idénticas en el caso de una adhesión total.

La respuesta térmica del sensor de temperatura muestra, gracias al casquillo metálico adherido por encima de la red de Bragg, una respuesta térmica de más del triple de la correspondiente a un sensor sin casquillo, para el mismo intervalo de temperatura.

Aunque el sensor de temperatura embebido ofrece una resolución a bajas temperaturas que es todavía pequeña, de unos 1-1,5 pm/K entre 50 y 20K, dicha resolución es suficientemente grande como para poder ser resuelta con equipos de altas prestaciones como el Si720.

Se puede observar que cada sensor tiene su propia curva de delta lamda frente a temperatura. Este mismo comportamiento se había observado ya en los sensores libres, y fue presentado y comentado en el apartado 8.2.

La tabla 35 muestra los resultados de delta-lambda para los seis sensores a tres temperaturas de ensayo, en concreto a 200, 100 y 20K , mostrándose también el valor medio de delta lambda de todos los sensores y la correspondiente desviación estándar. Se puede observar que el coeficiente de variación de los resultados es muy similar en todo el rango de temperatura, siendo un 3,3%.

Probeta	Delta lamda [nm] de los sensores de temperatura		
	200K	80K	20K
	[GPa]	[GPa]	[GPa]
3	-2,014	-3,516	-3,947
4	-1,945	-3,582	-3,996
5	-1,879	-3,361	-3,744
6	-1,980	-3,531	-3,984
7	-1,894	-3,354	-3,743
8	-1,842	-3,323	-3,730
medio	<b>-1,926</b>	<b>-3,445</b>	<b>-3,858</b>
Desvest [GPa]	0,065	0,111	0,131
coef.var [%]	3,4	3,2	3,4

Tabla 35: Resultados de los ensayos de los 6 sensores de temperatura a diferentes temperaturas

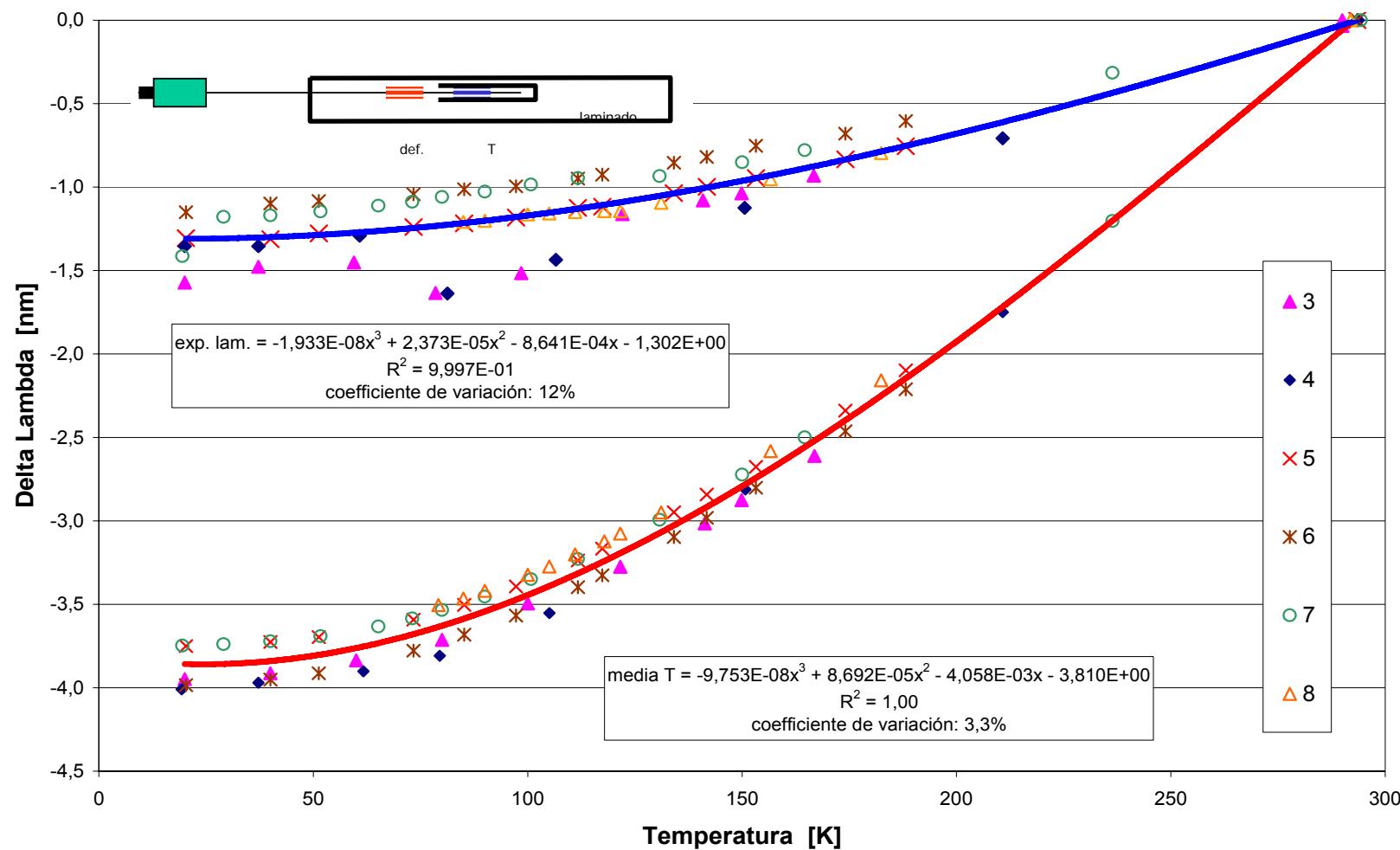


Figura 134: Resultados de todos los seis sensores de temperatura con su curva de regresión (rojo) y las expansiones térmica del laminado (azul) medido por los sensores de deformación embebidos

## 8.5 Conclusiones

Los sensores de Bragg libres no embebidos y sin recubrimiento, que se han utilizado para medir temperaturas, muestran una excelente repetibilidad en sus mediciones a 20K y 100K y una deriva del valor inicial de la longitud de onda a T.A. prácticamente nula después de sufrir 6 ciclos térmicos criogénicos.

Se ha podido demostrar en los ensayos que es posible medir fiablemente temperaturas desde temperatura ambiental hasta los 20K con un sensor de Bragg embebido en la probeta y multiplexado en la misma fibra óptica del sensor de deformación. El diseño del tubo de protección protege el sensor de Bragg encapsulado durante el ciclo curado del laminado y desacopla el sensor de las deformaciones mecánicas en todo el intervalo de temperaturas ensayadas. Los sensores pueden servir, por tanto y según este estudio, perfectamente para verificar el comportamiento de laminados en el intervalo de temperaturas entre 20K y temperatura ambiente.

Los sensores de Bragg de deformación mostraron en todos los ensayos realizados en el intervalo de temperaturas, entre temperatura ambiental hasta 20K, un funcionamiento satisfactorio. En todos los ensayos se podía detectar la señal de los sensores de Bragg con certeza, aunque en algunas ocasiones se observaba una alta atenuación de la señal que parece no ser una consecuencia del sensor mismo, sino de los cables de protección de la fibra óptica usado, que se contraían excesivamente a bajas temperaturas. Como consecuencia, se necesita mejorar el diseño de los cables de protección.

Se muestra un alto grado de coincidencia entre los valores obtenidos en los ensayos y los valores teóricos extraídos de las técnicas de cálculos explicados en el apartado 2.1.1.1., lo que ofrece una herramienta válida para predecir el comportamiento del sensor de Bragg a temperaturas criogénicas.

## 9. CONCLUSIONES FINALES

En esta Tesis Doctoral se ha podido demostrar que los sensores de Bragg tienen un muy alto potencial para poder sustituir los sensores óhmicos tipo galga extensométrica en la medición de deformaciones en estructuras aeroespaciales en servicio, mejorando las prestaciones en las mediciones, contribuyendo a la disminución de peso y ofreciendo la posibilidad de ser embebidos dentro de estructuras de material compuesto. Esta conclusión está respaldada por la revisión bibliográfica y por los resultados de los ensayos de tracción y compresión que se han realizado comparando los sensores de Bragg con extensometría convencional en un amplio rango de temperaturas, incluyendo las criogénicas.

Se ha demostrado, con dichos ensayos, que las diferencias entre ambos tipos de sensores son prácticamente nulas, siempre y cuando se apliquen los factores de conversión,  $K$ , adecuados para convertir las longitudes de onda medidas por los equipos lectores de los sensores de Bragg en valores de deformación. En los ensayos de tracción y compresión realizados a temperatura ambiente se han obtenido factores de conversión representativos para la fibra óptica utilizada, pero se ha puesto de manifiesto en los cálculos teóricos, que dichos factores de conversión no son constantes, sino que varían con la temperatura y, aunque en menor medida, con las condiciones de humedad, lo que hace necesario considerar dichos efectos en el resultado de deformación medido. Como consecuencia, se tiene que conocer siempre con precisión la temperatura de los sensores de deformación.

En el marco de esta Tesis, el autor ha desarrollado un sensor de temperatura poco intrusivo, que puede ser embebido en el material huésped y situado en la misma fibra óptica donde están grabados los sensores de deformación y junto a ellos. Se han presentado resultados de la medición de temperatura realizadas con dichos sensores de Bragg, verificando los resultados mediante termopares convencionales, habiéndose obtenido una alta coincidencia en las medidas de ambos tipos de sensores en el intervalo comprendido entre temperatura ambiente y temperaturas criogénicas (20K).

Los resultados empíricos de los sensores de Bragg, sean pegados a la superficie o valores teóricos muestran un alto grado de coincidencia con los resultados experimentales, lo que valida el modelo teórico y ofrece una herramienta útil para poder calibrar los sensores de Bragg embebidos o adheridos a estructuras reales, al

poder predecir su comportamiento en servicio sin la necesidad de realizar ensayos mecánicos con la propia estructura.

Los ensayos de verificación del comportamiento de los sensores de Bragg han mostrado la necesidad de mejorar las técnicas de medición en el sentido de que se necesita sincronizar los equipos ópticos con las maquinas universales de ensayos. Las técnicas de medición aplicadas en dichos ensayos han sido realizadas siempre con mesetas a carga constante, a fin de obviar el problema de carecer en los equipos ópticos y los mecánicos de una base de tiempos comunes. Esta técnica ofrece una buena sincronización entre los resultados de los sensores ópticos y los sensores convencionales, pero limita la cantidad de ensayos que se pueden realizar por el exceso de trabajo en la preparación de los datos, y dificulta la realización de amplias campañas de ensayos para estudiar a fondo el comportamiento de los sensores de Bragg.

En el contexto de esta Tesis, se ha estudiado también el impacto estructural que imponen las fibras ópticas embebidas sobre las propiedades mecánicas del material huésped. En el caso de cargas a tracción y en todas las orientaciones de las fibras ópticas dentro del laminado, y todas las secuencias de apilamiento del laminado estudiado, se puede confirmar que las influencias de las fibras ópticas son mínimas, mientras a cargas de compresión existe una influencia considerable que hay que tener en cuenta en el diseño estructural. Hacen falta todavía muchos más ensayos mecánicos, en una amplia variedad de condiciones ambientales representativas de estructuras aeroespaciales en servicio, para poder obtener los permisibles de diseño necesarios de material compuesto con fibras ópticas embebidos.

Por último, se puede afirmar que los trabajos realizados con respecto a la integración de los sensores de Bragg, han puesto de manifiesto que es viable integrar dichos sensores en materiales compuestos, en procesos de fabricación que son típicos en la industria aeroespacial. En el marco de esta Tesis Doctoral se han desarrollado varias técnicas de integración y diseños de sistemas de protección de la fibra óptica entrando y saliendo del material huésped, que parecen ser suficientemente robustos y capaces de aguantar las duras condiciones operativas de servicio en estructuras aeroespaciales durante toda la vida operativa. El comportamiento de dichas técnicas y sistemas de protección, ha sido evaluado mediante campañas de ensayos de fatiga y ciclos térmicos, habiéndose obtenido unos resultados que ponen de manifiesto su alta viabilidad.

Finalmente, se puede concluir que los ensayos comparativos de verificación, los ensayos de fatiga, los ensayos del impacto estructural y los desarrollos en la integración estructural de las fibras ópticas realizadas en el contexto de esta Tesis Doctoral, muestran que los sensores basados en fibras ópticos con redes de Bragg tienen un muy alto potencial para su empleo futuro como sensores de deformación en estructuras aeroespaciales, aunque todavía hace falta realizar una importante cantidad de ensayos para entender bien detalles del comportamiento de los sensores de Bragg, sean embebidos o pegados, y poder, finalmente, certificarlos para el vuelo.

## 10. TRABAJOS FUTUROS

En la Tesis Doctoral presente se ha comprobado la necesidad de una cantidad considerable de trabajos futuros que son necesarios antes de poder pensar en certificar los sensores de Bragg como sensores de deformación y temperatura en estructuras aeroespaciales. Como consecuencia se podrían considerar las siguientes líneas de investigación y actuación para trabajos futuros:

- Diseñar y realizar una sincronización entre el equipo óptico lector de redes de Bragg y las maquinas de ensayo mecánico con sus sensores de deformación convencionales asociados, para minimizar los trabajos de preparación de datos, mejorar la calidad de los resultados y poder realizar un gran número de ensayos con mínimo esfuerzo. Lo mismo sería necesario para los sensores de temperatura convencionales.
- Realizar nuevas campañas de ensayos de verificación del funcionamiento de los sensores de Bragg en condiciones medioambientales típicas a las de los estructuras aeroespaciales en servicio como son las condiciones secas y húmedas y intervalos de temperatura entre -55 y 130°C para aeronaves y -250 y 200°C para estructuras espaciales. En dichos ensayos se debe obtener los factores de conversión, que conviertan el corrimiento de la longitud de onda obtenidos por los equipos ópticos de lectura en valores de deformación.
- Verificar y mejorar los algoritmos de cálculo con los resultados obtenidos en los ensayos de verificación y obtener los coeficientes necesarios para los cálculos de diferentes sensores de Bragg y de diferentes laminados en todas las condiciones ambientales de servicio de estructuras aeroespaciales.
- Realizar una nueva serie de ensayos sobre el impacto estructural de la fibra óptica embebida incluyendo las condiciones ambientales propuestas en el punto anterior y ampliar el tipo de ensayos a las necesidades de las entidades certificadoras, con por ejemplo los ensayos de compresión después de impacto y ensayos de crecimiento de grieta en cuasi estático y fatiga, para obtener finalmente los permisibles de diseño de materiales compuestos con fibras ópticas embebidas.



## 11 Bibliografía

- /1/ Newnham R., "MOLECULAR MECHANISMS IN SMART MATERIALS", proceedings, pp.: 71-82, *Adaptronic Congress*, Berlin, Alemania, 1997/
- 2/ PI- Physik Instrumente, Catalogo: Motion control, Nano Automation, Sensor systems; Información de producto, Waldbronn, Alemania, 1998
- /3/ Huang, S., "MATERIALES CON SENsoRES DE FIBRA ÓPTICA INTEGRADO", *Proceedings del curso del mismo tema en la ETSI-Aeronauticos* de la Universidad Politécnica de Madrid, Mayo 1997
- /4/ Diaz Carrillo S., Menendez J., "DETECCIÓN DE DAÑO EN MATERIALES COMPUESTOS MEDIANTE SENsoRES DE FIBRA ÓPTICA", PP 589-598, *Proceedings del congreso MATCOMP 97*, ETSI Aeronáuticos, Madrid, España, 1997
- /5/ Menendez J.M., "Redes de difracción de Bragg como sensores de deformación", *Tesis doctoral* de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid, 1999
- /6/ G. Meltz, W.W.Morey, W.H. Glenn, "Formation of Bragg gratings in optical fibers by a transverse holographic method", *Optical letters*, vol. 14, pp.823-825, 1989
- /7/ Dakin J., Culshaw B., "1988-1997. Optical Fiber Sensors, Volume Four: Applications, Analysis and Future Trends", Artech House, Boston
- /8/ Bertholds A., Dandliker R., "Determination of the strain-optic coefficient en a single mode optical fiber" *Journal of Lightwave Technology*, vol. 6 n.1, p.17-20, 1988
- /9/ Measures R.M., Melle S., Liu K.; "WAVELENGTH DEMODULATED BRAGG GRATING FIBER OPTIC SENSING SYSTEM FOR ADDRESSING SMART STRUCTURE CRITICAL ISSUES ",*Journal Smart Materials and Structures*, Vol 1, page 36-44; 1992;
- /10/ SMART FIBERS compañía," Información comercial de sus equipos de lectura de sensores redes de Bragg", C3 Centennial Court, Bracknell, RG12 1YQ, Reino Unido, 2003
- /11/ HSU K., Haber T., Mock J., Volcy J., Graver T.W.; "High speed swept-laser interrogation system for vibration monitoring", *Proceeding of the 4th international workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford University, Stanford, CA, USA, 2003
- /12/ INSENSYS compañía, "Información de sus equipos de lectura de sensores redes de Bragg", Solent Business Park, Hampshire PO15 7 AB, Reino Unido, 2003
- /13/ O'Dryer M., Ye Cehn-Chun, James S.W., Tatam R., "Thermal dependence of the strain response of optical fiber Bragg gratings", *Measurement Science and Technology* 15 (2004), pp 1607-1613, Institute of Physics Publishing Ltd, UK, 2004

- /14/ Menedez J.M., Diaz-Carillo S., Pardo de Vera C., Güemes J.A.; "EMBEDDED PIEZOELECTRICS AND OPTICAL FIBERS AS STRAIN AND DAMAGE SENSOR OF LARGE COMPOSITE STRUCTURES"; *17<sup>th</sup> Conference of Aerospace Materials Engineering*, Paris, 6.1997, pp 6.9-6.19
- /15/ Trutzel M., Wauer K., Betz D., Staudigel L., Krumpholz O., Muehlmann H.C., Muellert T, Gleine W.; "Smart sensing of aviation structures with fiber-optic Bragg grating sensors, Proc. Of SPIE Vol. 3986, 2000
- /16/ Kim K.S., Kollár L.P., Springer G.S., "A model of embedded fiber optic Fabry-Perot temperature and strain sensors"; *Journal of Composite Materials*, Vol. 27, No. 17, pp. 1618-1662, 1993
- /17/ Reutlinger A., "Fiber optic sensor based on Bragg gratings. Technical description of the Kayser Threde concept", Kayser-Threde GmbH, Munich, 2003
- /18/ Van Steenkiste R.J., Springer G.S., "Strain and temperature measurement with fiber optic sensors", *Technomic publishing company*, ISBN Nº: 1-56676-480-7, Lancaster, Pennsylvania, USA, 1997
- /19/ Güemes J.A., Diaz-Carrillo S., Menéndez J.M. et al, "MONITORIZACIÓN DE DEFORMACIÓN Y DAÑO EN PALAS DE AEROGENERADOR MEDIANTE SENsoRES PIEZOELECTRICOS Y DE FIBRA ÓPTICA", *Revista de la asociación de Ingenieros Aeronáuticos*, Núm. 356, Madrid, Julio 1999
- /20/ Diaz Carrillo D.S., "Desarrollo de un sistema multiplexado de medida de deformaciones de redes de Bragg", *Tesis doctoral* de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid, 1999
- /21/ C. Hentschel, Hewlet-Packard Fiber Optics Handbook, 1998
- /22/ Hewlet Packard Company, HP 71450B, 71451B and /1452B Optical Spectrum Analyzers technical specifications, 1997
- /23/ Micron Optics información de producto del equipo Si720, Micron Optics Inc. 1852 Century Place NE, Atlanta, GA 30345 USA, 2004
- /24/ EXFO información de producto de equipo WA-5900, Vanier (Québec), Canada, 2004
- /25/ Güemes A., Pintado J.M., Frövel M., Lence F.R., Menendez J.M; "Embedded fiber Bragg gratings for Damage detection in composites"; *4<sup>th</sup> International Workshop on Structural Health Monitoring, SHM*, Stanford, CA, EEUU, 2003
- /26/ LUNA INNOVATIONS información de producto, [www.lunainnovations.com](http://www.lunainnovations.com), Blacksburg, VA, USA, 2004
- /27/ Doyle C., Stavely C., Henderson P.; "Structural Health Monitoring using optical fiber strain sensing systems"; *Proceeding of the 4th international workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford University, Stanford, CA, USA, 2003
- /28/ Graue R., Reutlinger A.; "Importants and methods of structural health monitoring for future launchers", SHM, PP 83-94, ETSIA, 2000

- /29/ Souto J., Santos J., Lamenla H., "COMPARISON ENTRE MEDIDAS DE TEMPERATURA UTILIZANDO SENsoRES DE FIBRA OPTICA Y SENsoRES ELECTRÓNICOS EN MATERIAL COMPUESTO DE FIBRA DE CARBONO", pp 619-626, *MATCOMP 97*, ETSI Aeronáuticos, Madrid, España, 1997
- /30/ Fürstenau N., Janzen D., Schnidt W.; "IN-FLIGHT STRAIN MEASUREMENTS ON STRUCTURALLY INTEGRATED COMPOSITE PLATES USING FIBER-OPTIC INTERFEROMETRIC STRAIN GAUGES", *Journal Smart Materials and Structures*, Vol 2, page 147-156; 1993
- /31/ Blanchet Ch., "STRUCTURAL INTEGRATED SYSTEM FOR COMPREHENSIVE EVALUATION OF COMPOSITES, SISCO", Brite Euram Programm SISCO/900.RAP5, 1997
- /32/ Olmo del E.; "EXPERIENCIA DE CASA D.E. EN EL CAMPO DE LAS ESTRUCTURAS INTELIGENTES"; Proceedings of II Congreso Nacional de Materiales Compuestos, pp 599-608, ETSI-Aeronauticos de la Universidad Politecnica Madrid; 1997
- /33/ Foote P.D., Ball A.; "OPTICAL FIBRE SENSING TECHNIQUES FOR HEALTH AND USAGE MONITORING"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.17, 1998
- /34/ Boller Ch.; " FUNDAMENTALS ON DAMAGE MONITORING"; *Proceedings del AGARD-LS-205*, ref. 4; 1996
- /35/ Armitage S.R., Holford D.M.; " FUTURE FATIGUE MONITORING SYSTEMS"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.2, 1998
- /36/ Hunt S.R., Hebden I.G.; " EUROFIGHTER 2000: AN INTEGRATED APPROACH TO STRUCTURAL HEALTH AND USAGE MONITORING"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.16, 1998
- /37/ Caron Y., Richard Y.; " CF-188 FATIGUE LIFE MANAGEMENT PROGRAM"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.4, 1998
- /38/ Spiekhou D.J.; " F-16 LOADS/USAGE MONITORING"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.13, 1998
- /39/ Van der Hoeven A.M.; " CC130 data analysis system for OLM/IAT"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.14, 1998
- /40/ Denyer A.G.; " SERVICE LIFE MONITORING OF THE B-1B AND THE IMPACT ON FLIGHT OPERATIONS AND STRUCTURAL MAINTENANCE"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.15, 1998
- /41/ Gebremichael Y.M., Li W., Boyle W., Meggitt B., Grattan K., McKinley B., Fernando G., Kister G., Winter D., Canning L., Luke S.; "Integration and assessment of fiber Bragg grating sensors in an all-fiber reinforced polymer composite road bridge"; *Journal of Sensors and Actuators A* 118 78-85, ELSEVIRE ed.; 2005

- /42/ Tennyson R.C., Mufti A.A., "Monitoring bridge structures using fiber optic sensors", *European COST F3 conference on System identification and Structural Health Monitoring*, E.T.S.I. Aeronáuticos, Madrid, Junio 2000.
- /43/ Wang G., Pran K., "Ship hull structure monitoring using fiber optic sensors", *European COST F3 conference on System identification and Structural Health Monitoring*, E.T.S.I. Aeronáuticos, Madrid, Junio 2000.
- /44/ Van Way C.B, Kudva J.N., May S., Zeigler M.L.; "STRUCTURAL HEALTH MONITORING OF FULLSCALE COMPONENTS USING ACOUSTIC EMISSION AND FIBER OPTIC SENSORS"; *RTO Meeting Proceedings 7* (RTO-MP-7), ref.19, 1998
- /45/ Betz D., Trutzel M., Staudigel L., Schmuecker M., Huelsmann E., Cernay U., Muehlmann H., Muellert T., "Fiber optic smart sensing of aviation structures; *3rd international workshop on Structural Health Monitoring*", Stanford/CA, USA, 2001
- /46/ Graue R., Reutlinger A.; "Importance and methods of structural health monitoring systems"; *European COST F3 conference on System Identification and Structural Health Monitoring*, pp. 83-94; Madrid, June 2000
- /47/ Baumann E., Becker R., Ellerbrock Ph., Jacobs S., "DC-XA STRUCTURAL HEALTH MONITORING SYSTEM", SPIE Vol. 3044, pp 195-218, 1997
- /48/ Alfredo Güemes, Malte Frovel, Jose Maria Pintado, Ignacio Baraibar, Encarna del Olmo, "Fiber optic sensors for hydrogen cryogenic tanks", *2nd European Workshop on Structural Health Monitoring*, Munich, 2004
- /48/ Melvin et al., INTEGRATED VEHICLE HEALTH MONITORING FOR AEROSPACE VEHICLES, Structural Health Monitoring: Current status and Perspectives (F.K.Chang, ed) pp 705-714 (1997)
- /49/ Bickford R.L., Gould J.L., Makel D.B., Powers W.T.; "X-33 on board hydrogen detection system", AIAA-99-2132, 1999
- /50/ European Space Agency, Statement of work of project: "Multi-purpose fiber optic sensors for reusable cryogenic tankage applications", reference: TOS-MCS/2001/361/ln/GT, 2001
- /51/ Takeya H., Kabashima S., Ozaki T., Takeda N.; "Monitoring of a structural panel for space satellite using FBG sensor", *Proceedings of the European workshop on Structural Health Monitoring, held at the Ecole Normale Supérieure, Cachan (Paris)*, France, pp 919-925, 2002
- /52/ Menendez J.M., Guemes J.A., "Bragg-grating multiaxial strain sensing: its application to residual strain measurement in composite laminates" Smart Structures and Materials; *Proceedings of the meeting, SPIE-3986*, p.271-281, Newport, CA, USA, June 2000
- /53/ Guemes J.A., Menendez J.M., "Damage detection in composite laminate by fiber optics Bragg grating sensors, based on the peak splitting phenomena" *3rd international workshop on structural health monitoring*, Stanford, USA, 2001

- /54/ Güemes J.A., Menéndez J.M.; "Response of Bragg grating fiber-optic sensors when embedded in composite laminates", *Journal of Composite Science and Technology* 62, pp. 959-966, Elsevier Science Ltd, 2002
- /55/ Okabe Y., Mizutani T., Tsuji R., Takeda N.; "Identification of crack location in composites using fiber Bragg grating sensors"; *Proceedings of the European workshop on Structural Health Monitoring, held at the Ecole Normale Supérieure, Cachan (Paris), France*, pp. 517-523, 2002
- /56/ Takeda N., Okabe Y., Kuwahara J., Kojima S., Ogisu T.; "Development of smart composite structures with small-diameter fiber Bragg grating sensors for damage detection: Quantitative evaluation of delamination length in CFRP laminates using Lamb wave sensing" *Composite Science and Technology*, 65 2575-2587, ELSEVIER ed., 2005
- /57/ Fernandez Soler," CLASES DE DOCTORADO SOBRE ENSAYOS NO-DESTRUCTIVOS", ETSI- Aeronauticas, Universidad Politécnica de Madrid, 1998
- /58/ Inaudi D., Casanova N., Kronenberg P., Marazzi S., Vurpillot S., "EMBEDDED AND SURFACE MOUNTED FIBRE OPTIC SENSORS FOR CIVIL STRUCTURAL MONITORING", SPIE Vol. 3044, pp236-243, 1997
- /59/ Gonzales Requena I., Rodriguez de Francisco P., del Olmo Castillejo E.; "RTM EN ESTRUCTURAS INTELIGENTES. APLICACIÓN A UN PANEL PLANO CON RIGIDIZADORES"; *Proceedings of II Congreso Nacional de Materiales Compuestos*, pp 635-644, ETSI-Aeronauticos de la Universidad Politecnica Madrid; 1997
- /60/ Michel L., Labarrére M., Gafsi R., Malki A., Lecoy P.," IMPACT DETECTION AND VIBRATION SENSING FOR MATERIAL COMPOSITE STRUCTURES BY INTEGRATED OPTIC FIBRE SENSORS", 3. ICIM/ECSSM '96 , pp 230-234, Lyon 1996
- /60/ Rodriguez-Lence F., Muñoz-Esquer P., Menedez J.M., Pardo de Vera C., Diaz S., Güemes J.A.; "Smart sensors for resin flow and composite cure monitoring", *Proceedings of the 12th international conference on composite materials*, ICCM-12, Paris, France, 1999
- /61/ Giordano M., Laudati A., Russo M., Nasser J., Cutolo A., Cusano A. "Full cure monitoring by fiber optic dual functionality sensing systems", *Proceedings of the 3<sup>rd</sup> international workshop on structural health monitoring*, Stanford, USA, 2001
- /62/ H. K. Rivers, J. Sikora, "Detection of Hydrogen leakage in a composite Sandwich Structure at Cryogenic Temperature", *J. Spacecraft and Rockets* 39,n 3, 2002
- /63/ Y. Tang, Y.T. Peng, J.S. Sirkis, B.A. Childers, J.P. Moore, Melvin L., "Characterization of a FBG based palladium tube hydrogen sensor" *SPIE Vol 3670* (1999)
- /64/ M.A. Butler, D. Ginley, "Hydrogen sensing with palladium-coated optical fiber", *Journal of Applied Physics*, 64 (1998)

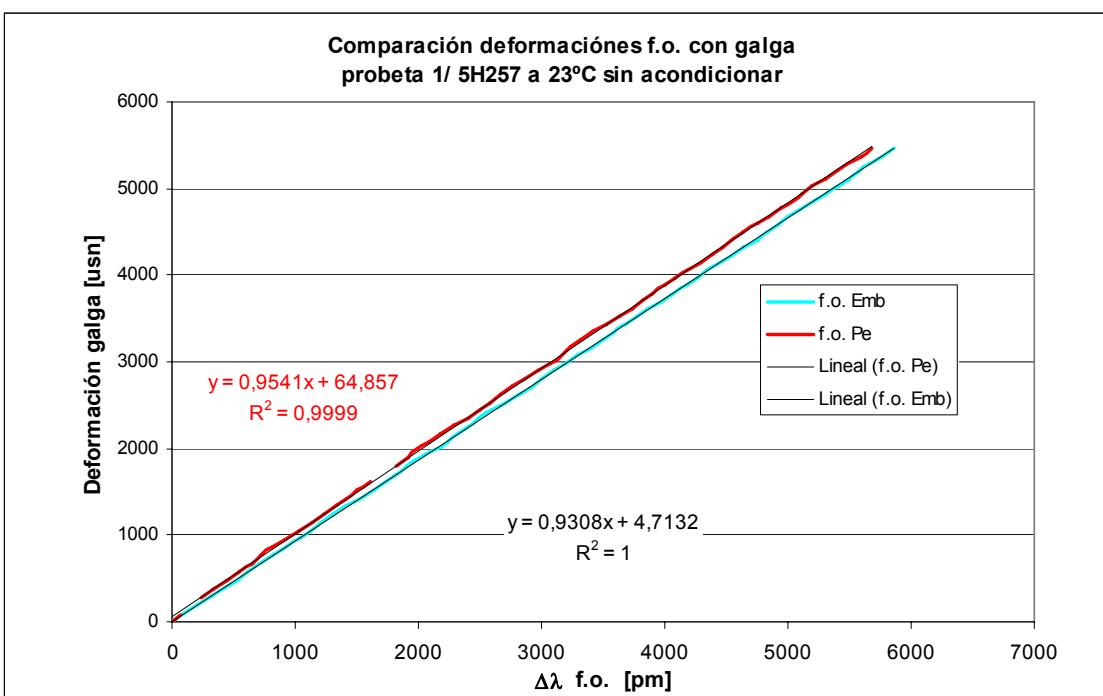
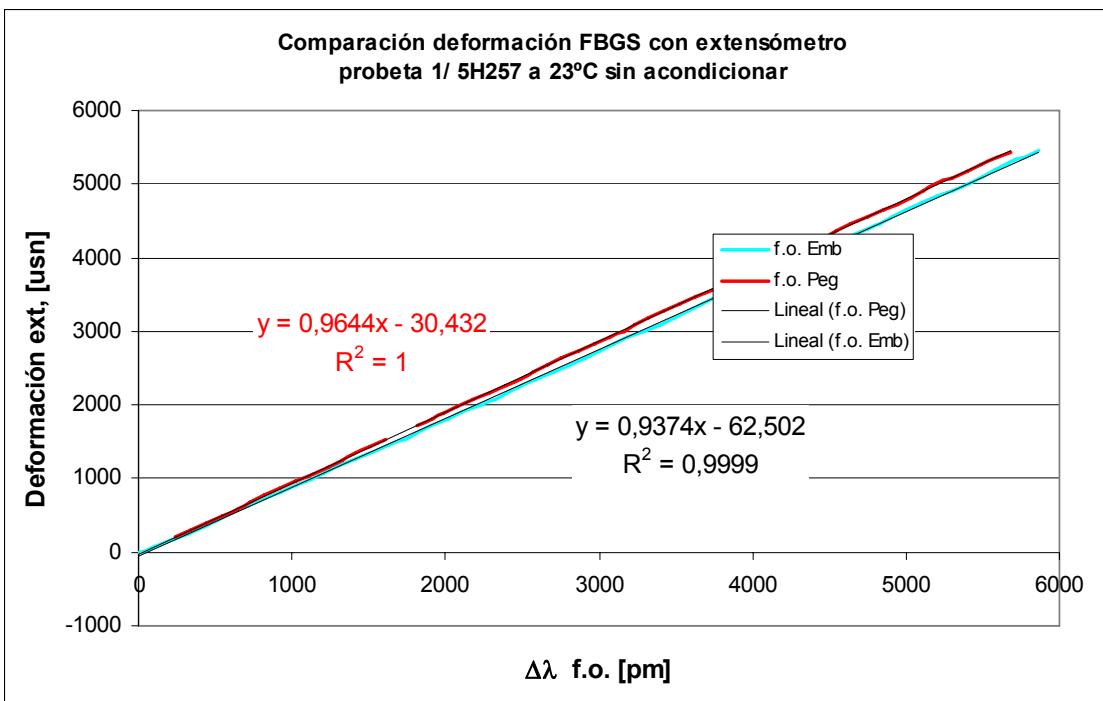
- /65/ M. Butler, " Micromirror optical-fiber hydrogen sensor", *Sensors and Actuators B* 17 pp155-163, 1994
- /66/ X.Bevenot, A.Trouillet, C. Veillas, H. Gagnaire, M. Clement, "Hydrogen leak detection using an optical fibre for aerospace applications", *Sensors and Actuators B* 67, 2000
- /67/ D.K. Benson, G.Tracy,G. Hishmeh,P. Ciszek, S.Lee,"Low-Cost Fiber-Optic Chemochromic Hydrogen Detecto", NREL/CP-570-25315, 1998
- /68/ J. Villatoro, A. Diez, J.L.Cruz, M. Andres, "Highly sensitive optical hydrogen sensor using circular Pd-coated singlemode tapered fibre", *Electronics Letters* 37,n16, 2001
- /69/ Y.T. Peng, Y. Tang, J.S. Sirkis" The characterization of Hydrogen Sensors based on Palladium Electroplated FBG", SPIE Vol 3670, 1999
- /70/ S. Neegard, L. Bjerkan and K. Johannessen; "FESTIP Structures, Structural Health monitoring, Hidrogen detection/sensing", Doc. Nº: 01TN68057918, Kongsberg Gruppen asa aerospace, Kongsberg, Norway, 1996
- /71/ B. Sutapun, M. Tabib-Azar, A. Kazemi, "Pd-coated elastooptic fiber optic Bragg grating sensors for multiplexed hydrogen sensing", *Sensors and Actuators B* 60 27-34, 1999
- /72/ M. Tabib-Azar, B. Sutapun, R. Petrick, A. Kazemi,'Highly sensitive hydrogen sensors using palladium fiber optics with exposed cores and evanescent field interactions' *Sensors and Actuators B* 60, 158-163, 1999
- /73/ Boller, Ch., Trutzel M., Betz D., "Emerging technologies for monitoring aircraft structures", *Proceedings the European workshop on Structural Health Monitoring*, held at the Ecole Normale Supérieure, Cachan (Paris), France, 2002
- /74/ Li H.C.H., Davis C., Herszberg I., Mouritz A.P., Galea S.C. and Thomson R.S.; "Application of fiber optic strain sensors for the health monitoring of adhesively bonded composite ship joints"; *Proceeding of the 4th international workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford University, Stanford, CA, USA, 2003
- /75/ M.Frövel, I. Fernandez, J.M. Menendez, J.M. Pintado, A.Güemes; "Fibras ópticas con redes de Bragg como sensores de deformación en paneles rigidizados de carbono/epoxi", *Proceedings del congreso MATCOMP 01*, Gijón, Noviembre 2001
- /76/ Jensen D.W., Pascual J., August J.A.; "PERFORMANCE OF GRAPHITE/BISMALEIMIDE LAMINATES WITH EMBEDDED OPTICAL FIBRES, PART 1 & 2," *Smart Materials and Structures*, Vol 1, page 31-45; 1992; Journal
- /77/ Jeon B.S., Lee J.J., Kim J.K., Huh J.S.; " LOW VELOCITY IMPACT AND DELAMINATION BUCKLING BEHAVIOUR OF COMPOSITE LAMINATES WITH EMBEDDED OPTICAL FIBERS", *Journal Smart Materials and Structures*, Vol 8, page 41-48; 1999

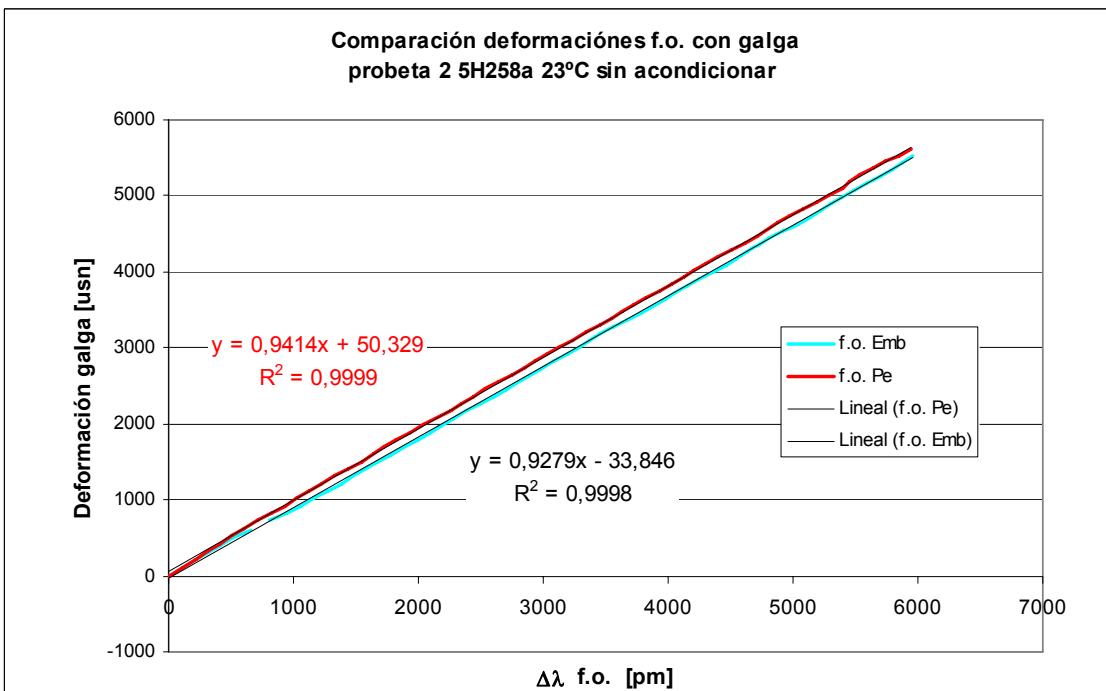
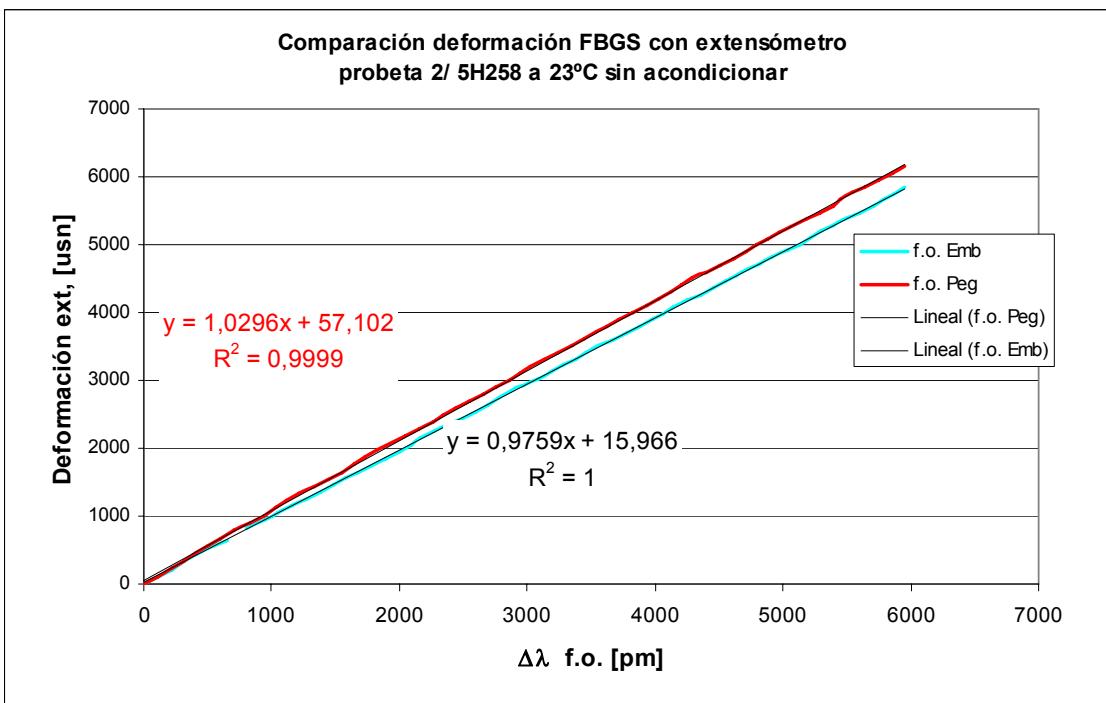
- /78/ Moerman W., Taerwe, Waele W., Degrieck J., Baets R., "Reliability of Bragg grating strain sensors under cycling and sustained loading", *European COST F3 conference on System identification and Structural Health Monitoring*, E.T.S.I. Aeronauticos, Madrid, June 2000.
- /79/ A.Güemes , M. Frövel, J.M. Menendez, I. Fernandez, J.M. Pintado, "EXPERIMENTAL ANALYSIS OF BUCKLING IN AIRCRAFT SKIN PANELS BY FIBER OPTIC SENSORS", *Journal of Smart Materials and Structures* Vol 10 (2001) pp.490-496
- /80/ Kress K.P., Richter H.; "Overview on the AHMOS Project", pp. 96-114; *4<sup>th</sup> International Workshop on Structural Health Monitoring, SHM*, Stanford, CA, EEUU, 2003
- /81/ Kressel I., Green A.K., Ghilai G., Atzmon D., Gorbatov N., Budsev Y., Tur M., Shafir E., Berkovic G., Gali S., "Health monitoring of smart structures using fiber optic sensors", pp 833- 836, SHM 2002
- /82/ Green A.K., Darvish S., Shafir E.; PRACTICAL TERMINATIONS FOR OPTICAL FIBRES, 3. *ICIM/ECSSM '96*, Lyon 1996
- /83/ Green A.K., Shafir E.; TERMINATION AND CONNECTION METHODS FOR OPTICAL FIBERS EMBEDDED IN AEROSPACE COMPOSITE COMPONENTS, *Journal of Smart Materials and Structures*, Vol 8, page 269-273; 1999;
- /84/ Roberts S.S., Davidson R.; "FIBRE OPTIC SMART STRUCTURES AND SKINS IV", SPIE vol 1588, 1991
- /85/ Levin K., Skontorp A.; "Fiber optic sensors in composite structures" , *Proceedings of the European workshop on Structural Health Monitoring, held at the Ecole Normale Supérieure*, Cachan (Paris), France , pp 530-537, 2002
- /86/ Ferdinand P., Marty-Dewynter V., Maurin L., Boussoir J., Rougeault S., Magne S., "FBG-based smart composite application", *Proceedings the European workshop on Structural Health Monitoring, held at the Ecole Normale Supérieure*, Cachan (Paris), France, 2002
- /87/ A.Sacharia, L.Arnel, Z. Jianli, "Cryogenic fiber optic temperature sensor" *US Patent 6072922*, 2000
- /88/ Müller U., "Integration and Operation of Fiber Optic Sensors in Cryogenic Composite Tank Structures", 2nd European Workshop on Structural Health Monitoring, Munich, Germany, 2004
- /89/ S.W.James, R.P.Tatam, "Strain response of Fibre Bragg grating sensors at cryogenic temperatures", *Proceedings of the European workshop on Structural Health Monitoring, held at the Ecole Normale Supérieure*, Cachan (Paris), France, 2002
- /90/ Andrews J.P., Zisk E.J.; "Evaluation of fiber optic sensors for space vehicle health management", *Proceedings del congreso SPIE* Vol.2443, San Diego, CA, USA, 1995

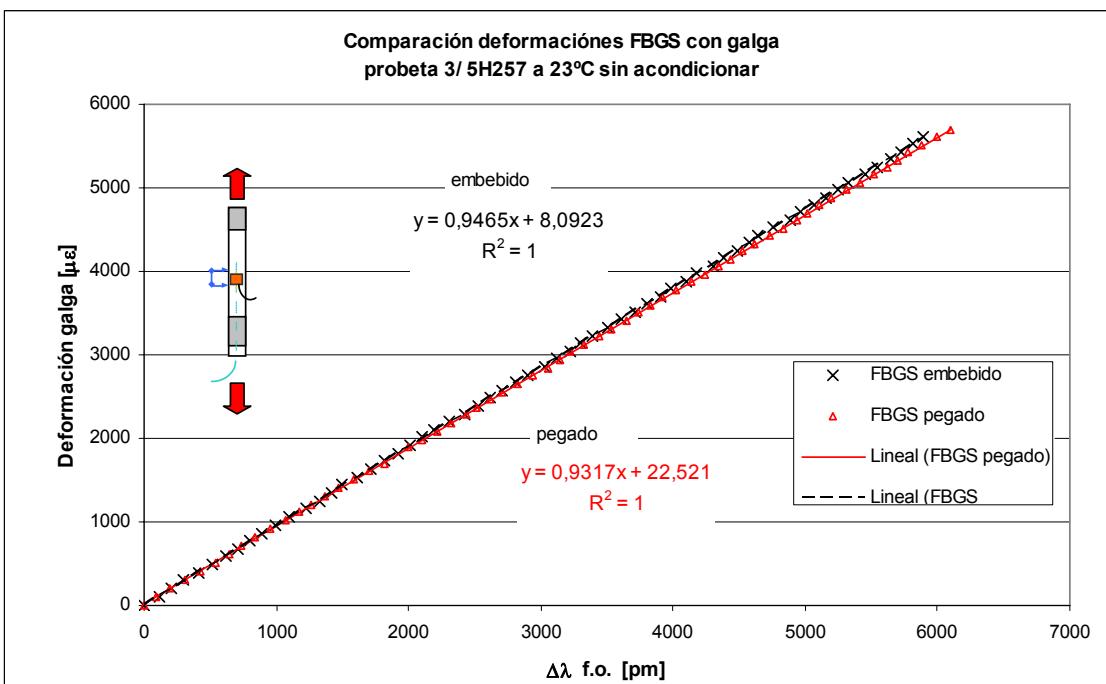
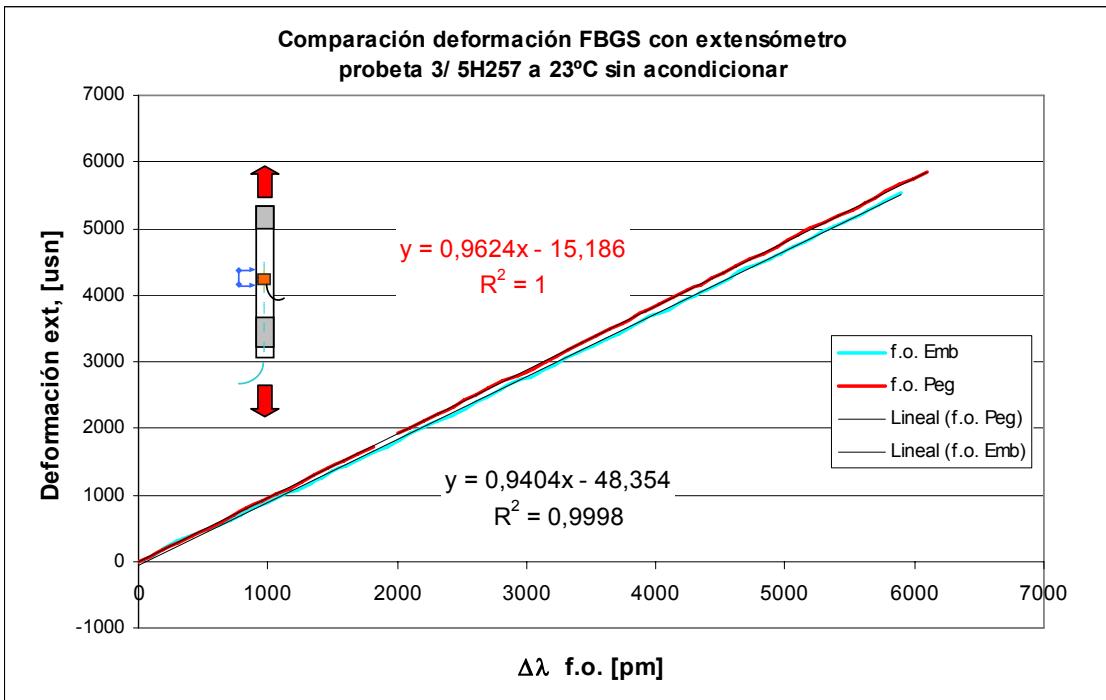
- /91/ de Nicolas, Fernando, Huertas García, M., "Test results for prediction of composite stresses at skin-stiffener interface", ICCM/9. Madrid Vol. 6 , pp. 722-727, 1993
- /92/ Morell M.A., Huertas M., "Interlaminar stresses at skin-stiffener interface", ICCM/10. Canada Vol V, pp. 3-9, 1995
- /93/ Voto C., Camerlingo F.P., Inserra S., Iodice M., Rendina I., "Fiber optic strain sensors: Aerospace applications and requirements"; Proceedings of the European workshop on Structural Health Monitoring, held at the Ecole Normale Supérieure, Cachan (Paris), France, 2002
- /94/ Clark A., Greenhalgh E., Meeks Ch., Jones C., "Enhanced structural damage tolerance of CFRP primary structures by Z-pin reinforcement", 44<sup>th</sup> AIAA-2003-1679 Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Norfolk, Virginia, EEUU, 2003
- /95/ Carrión J.G., Pintado J.M., "Evaluación de la influencia de parámetros de probeta en las propiedades a tracción de un material compuesto carbono/epoxi", Vi. Congreso Nacional de Materiales Compuestos, MATCOMP 05, Valencia, 2005

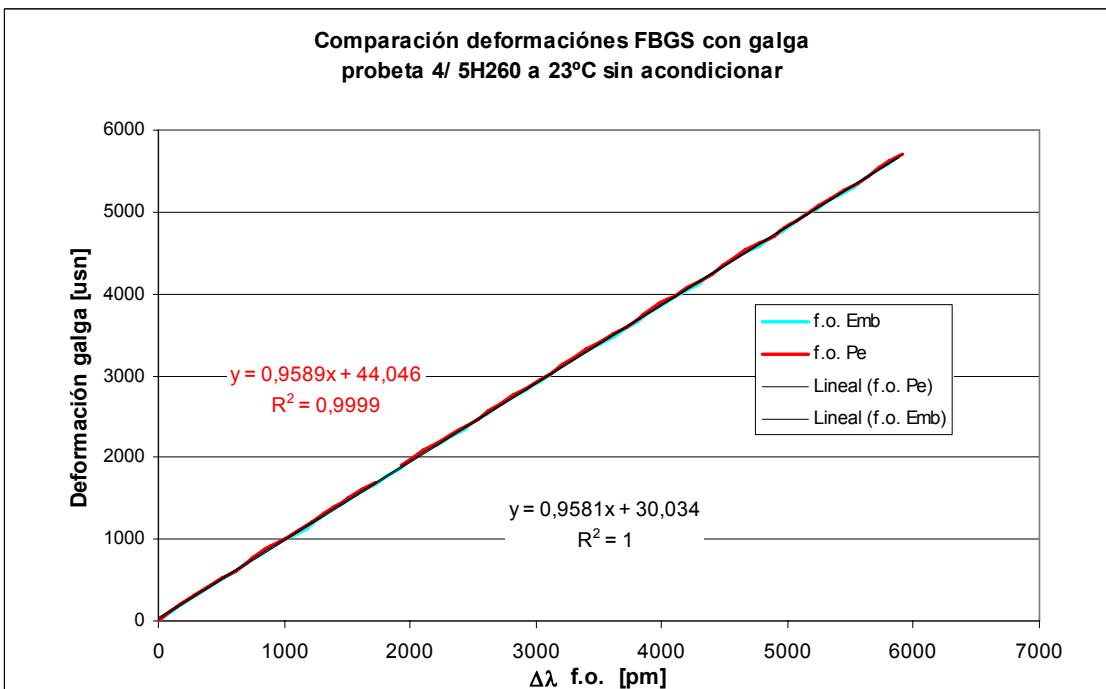
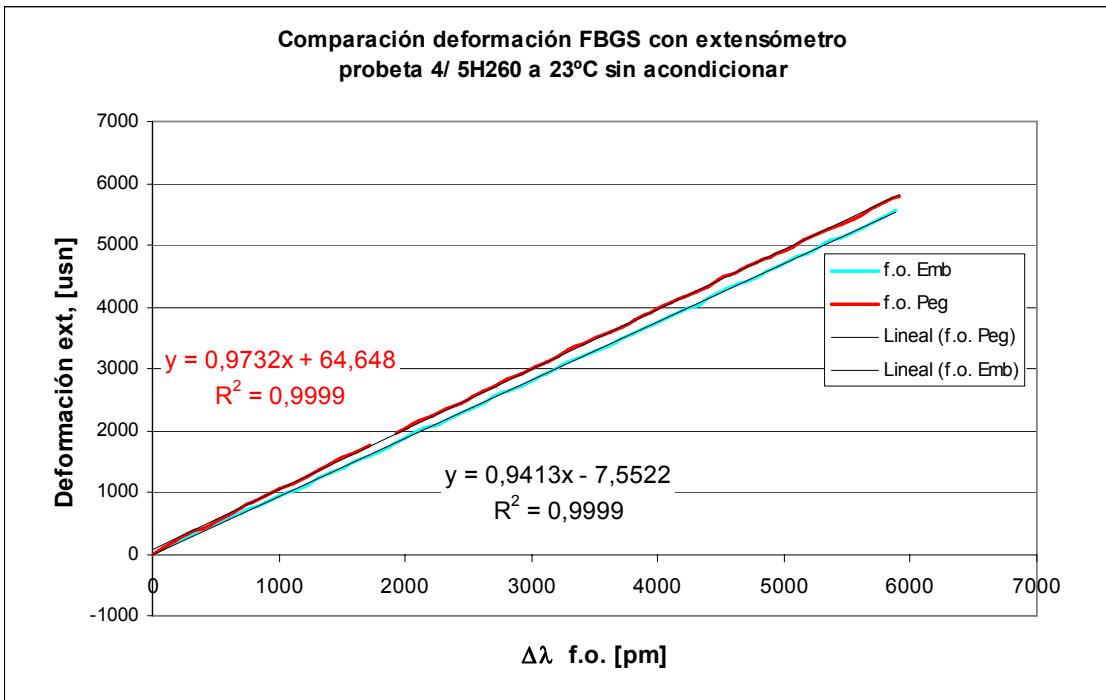
## **ANEXO 1**

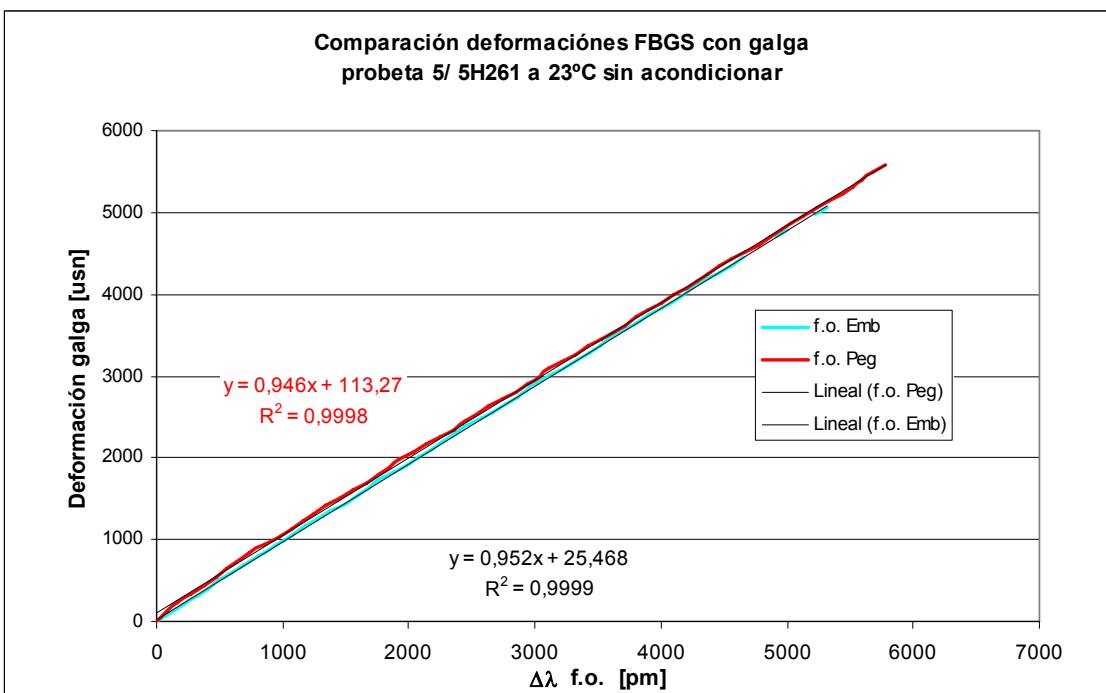
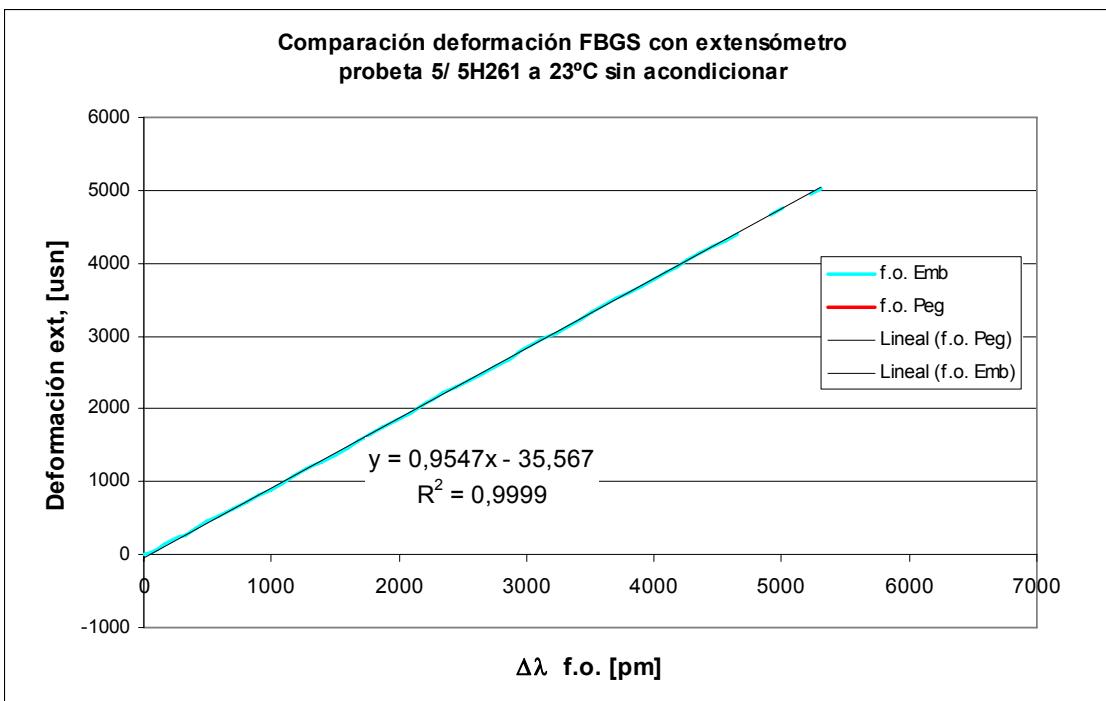
Comparación de los valores de deformación, medidos con los sensores de fibra óptica embebidos y pegados, con los extensómetros y los galgas extensiometrícios





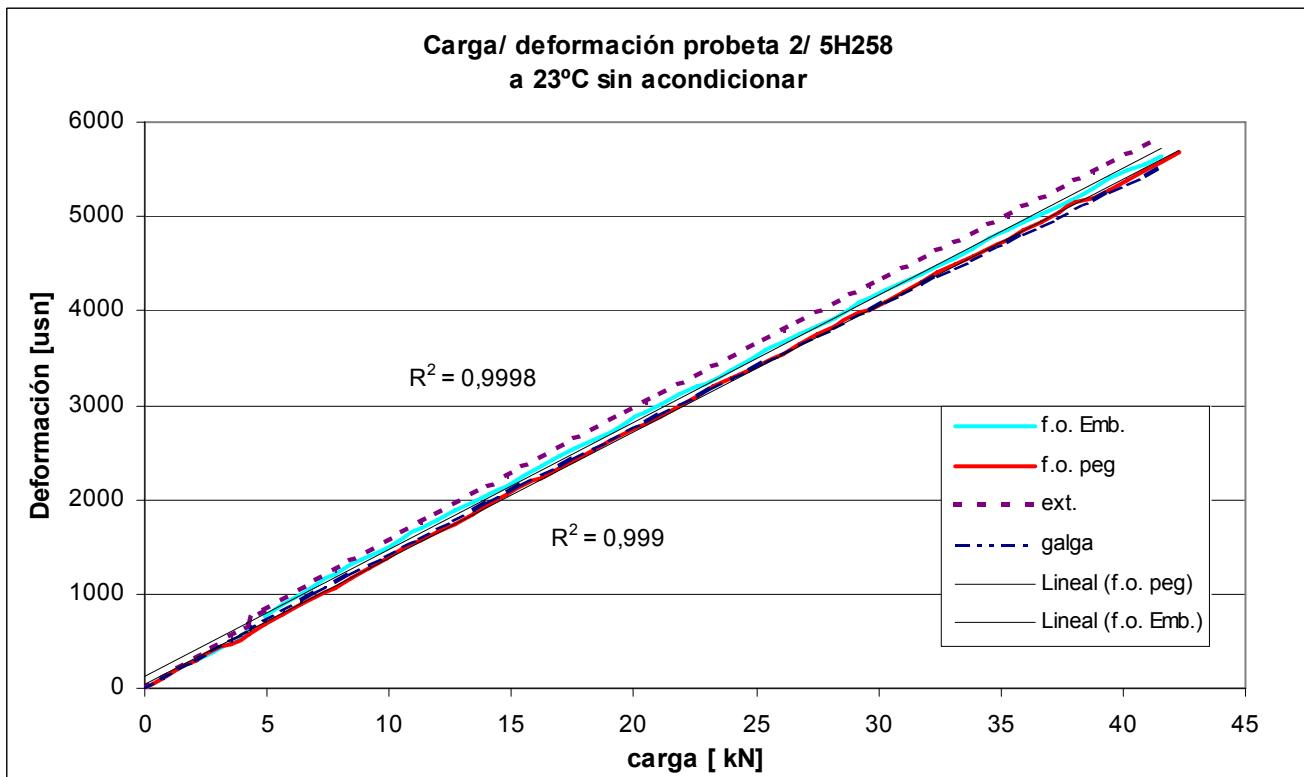
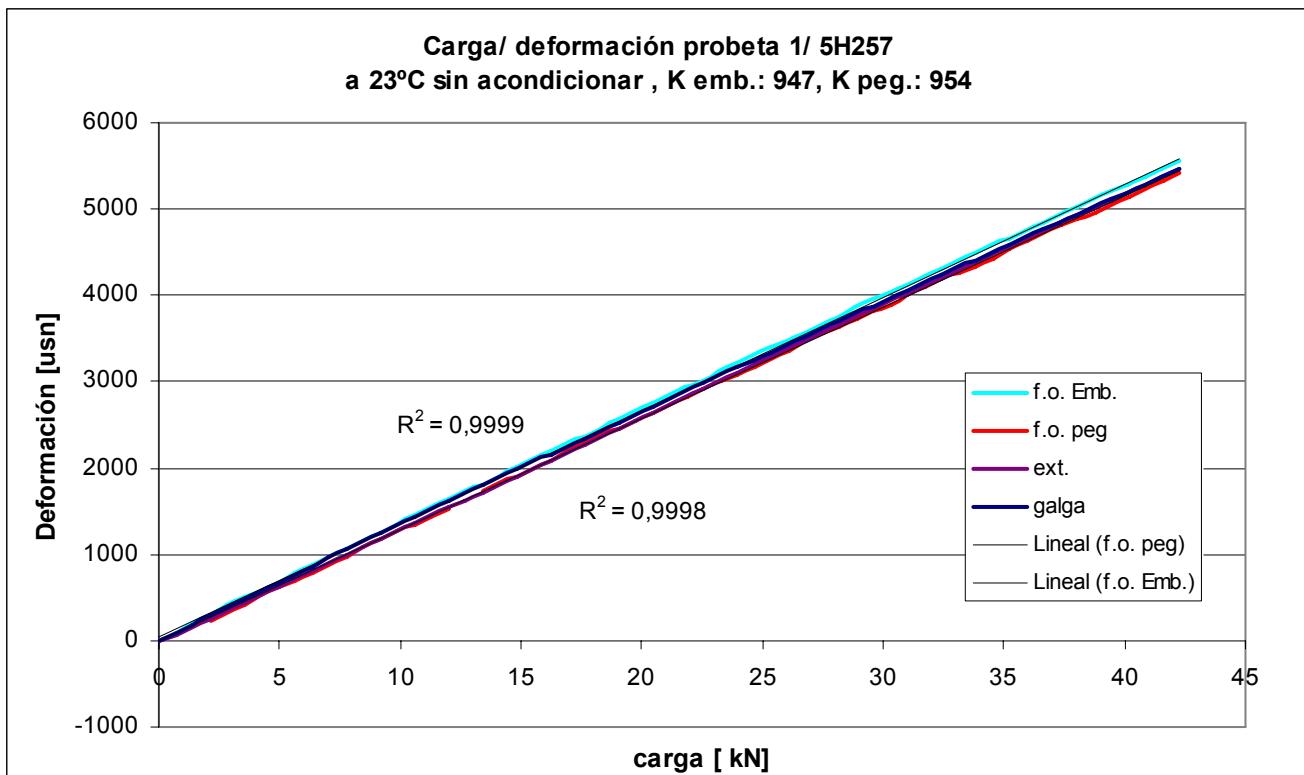


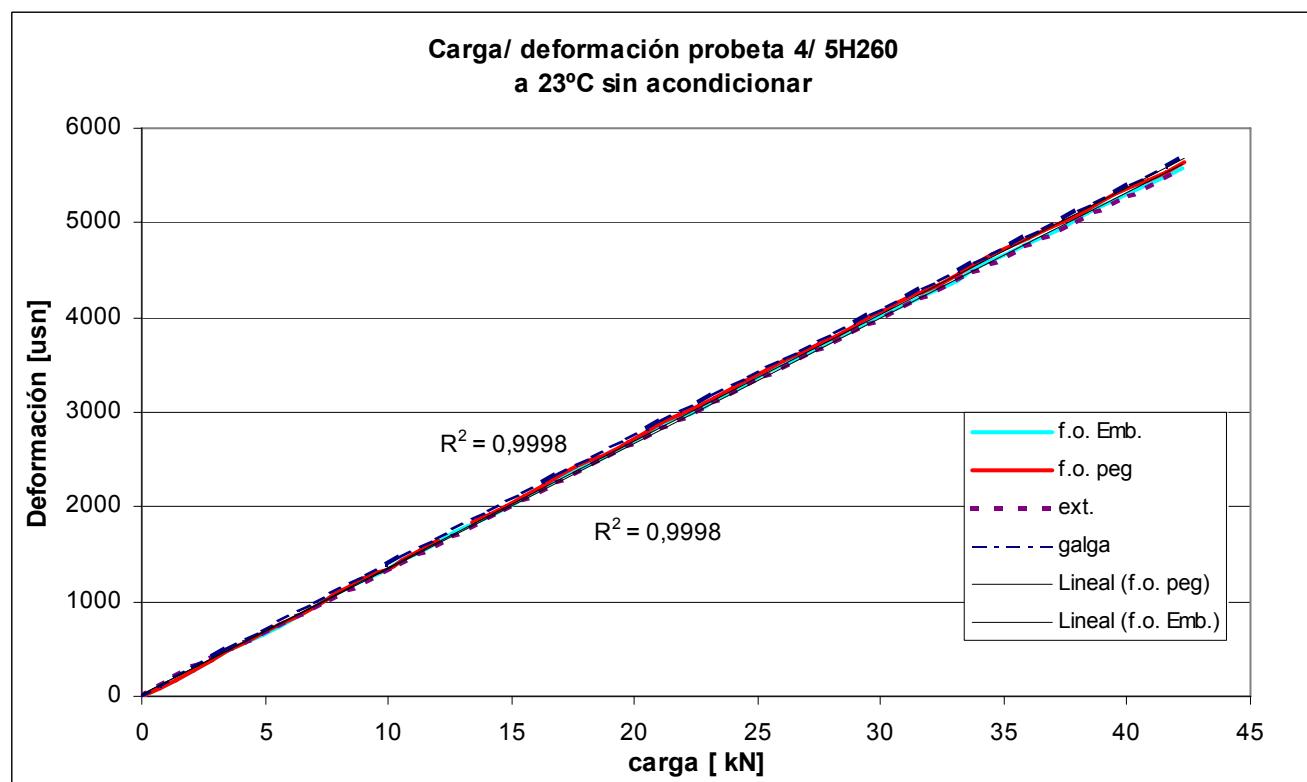
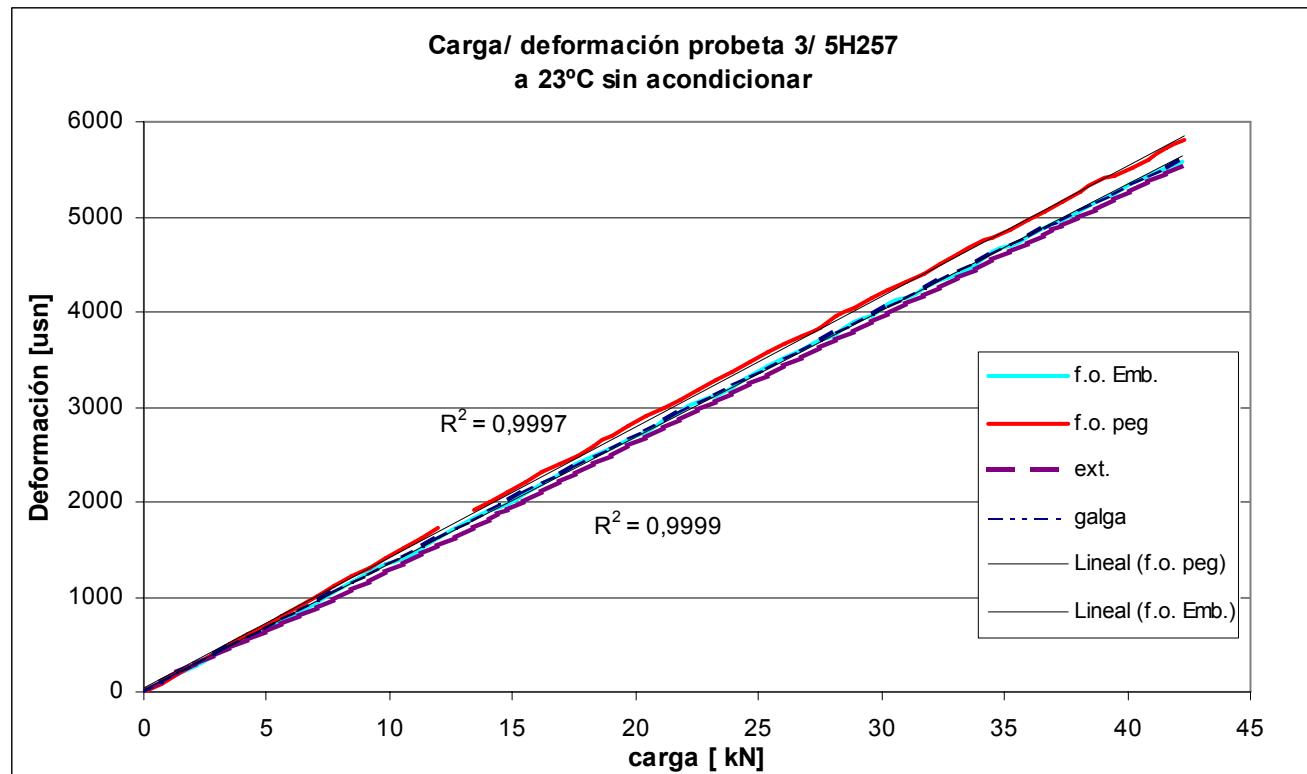


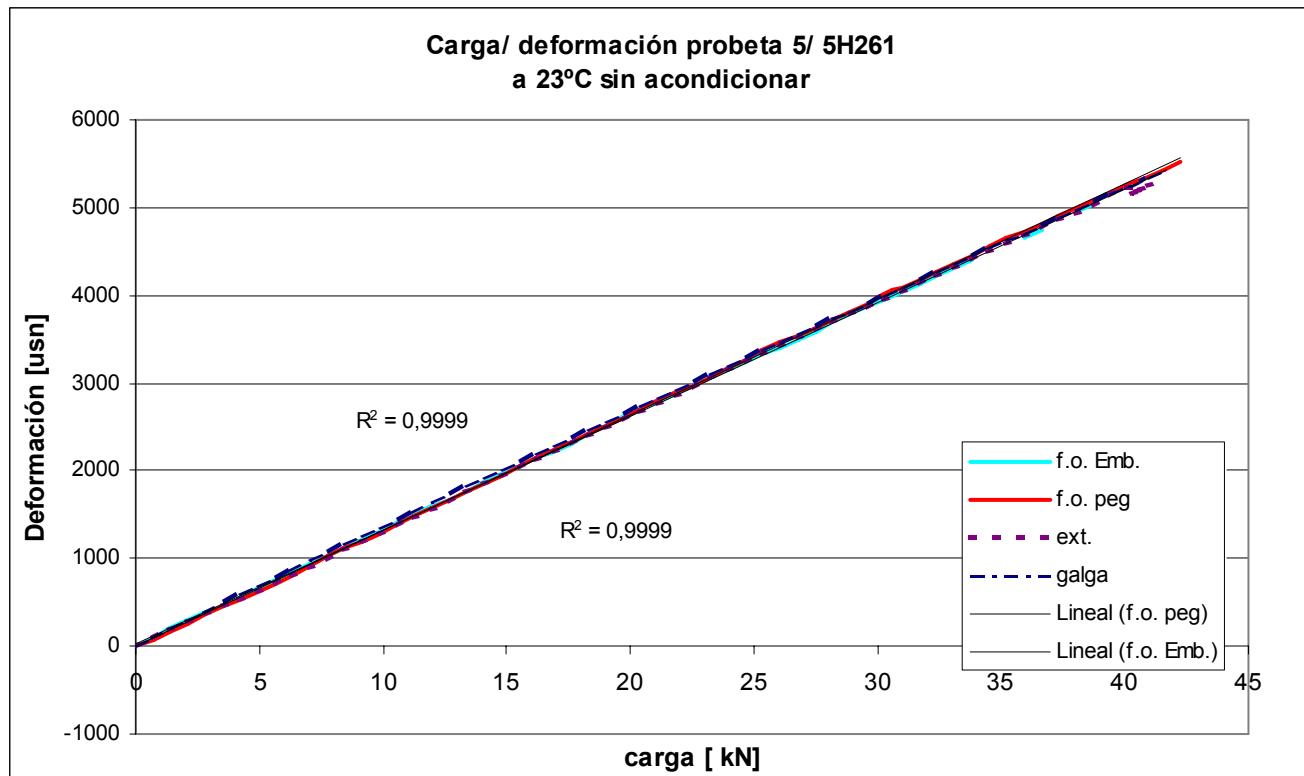


## **ANEXO 2**

Curvas de carga versus deformación para FBGSs embebidos ( $K=947 \text{ usn/pm}$ ) y pegados ( $K=954 \text{ usn/pm}$ ) para todas las probetas de tracción

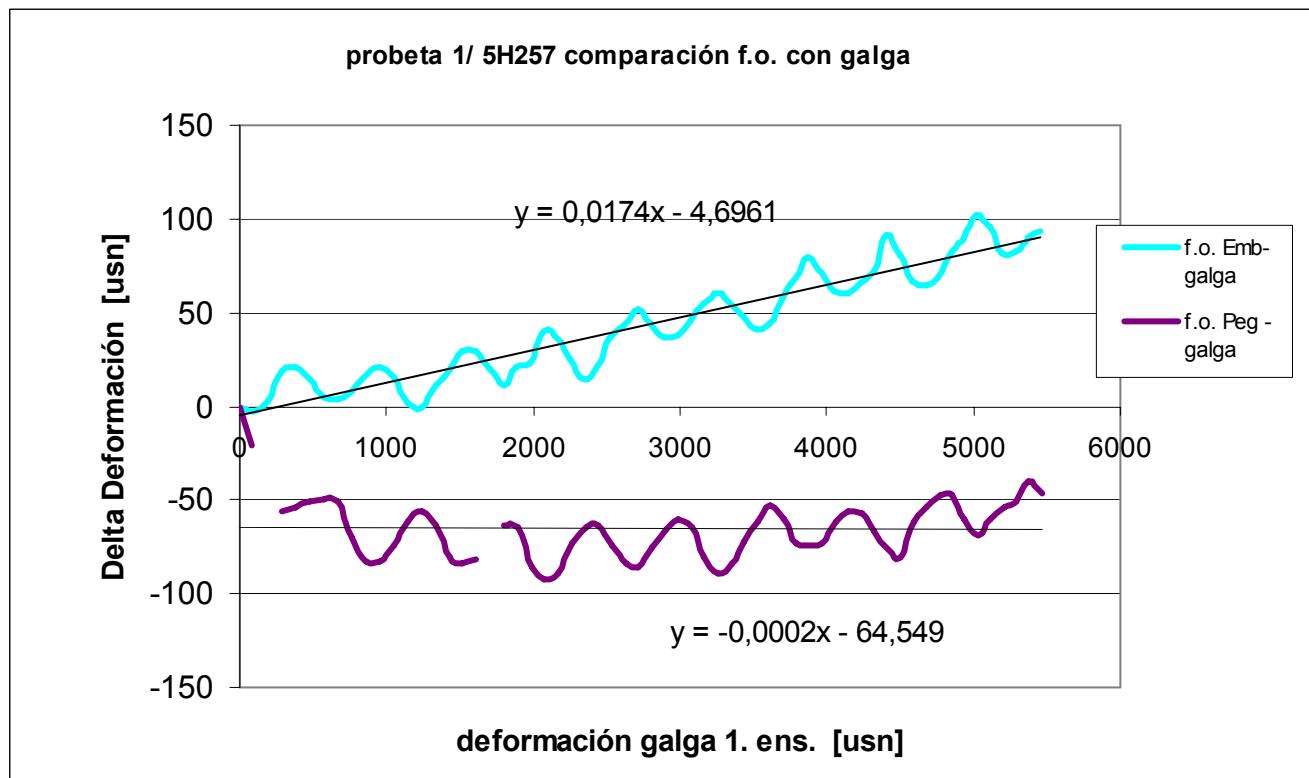
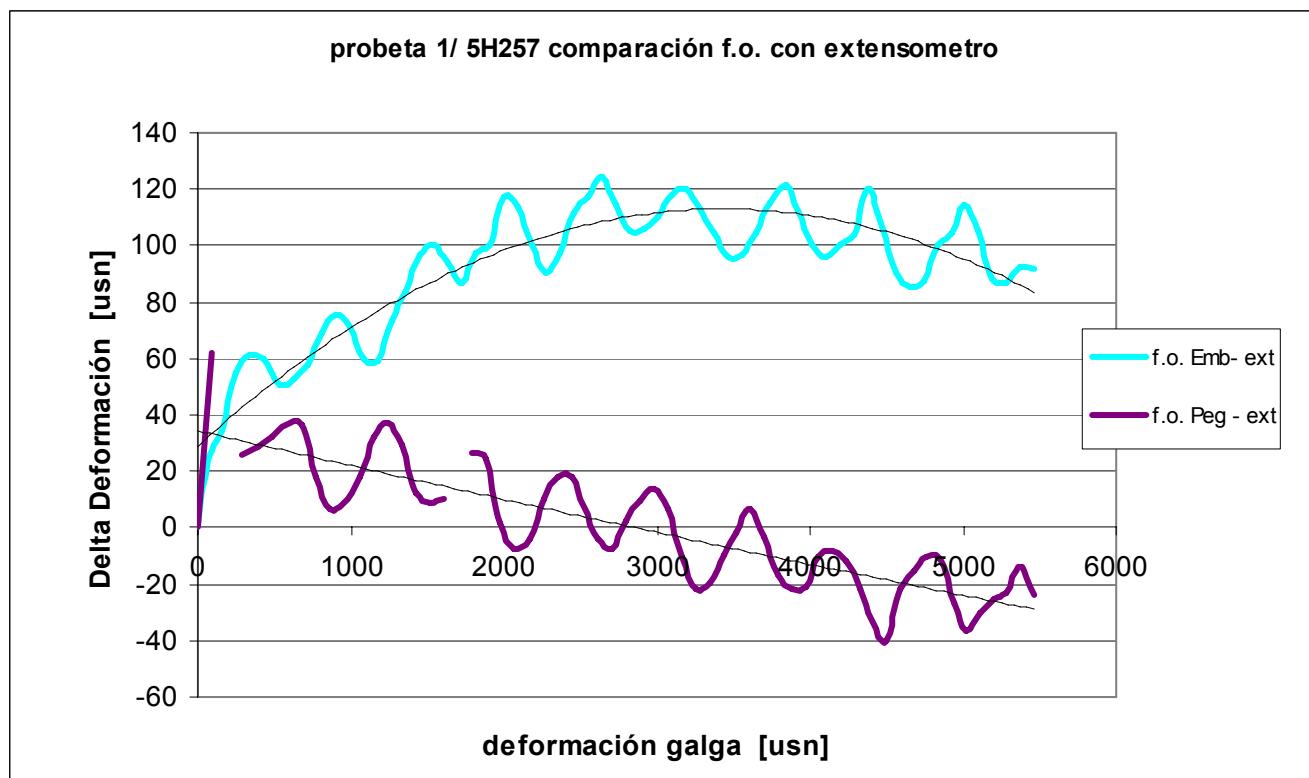


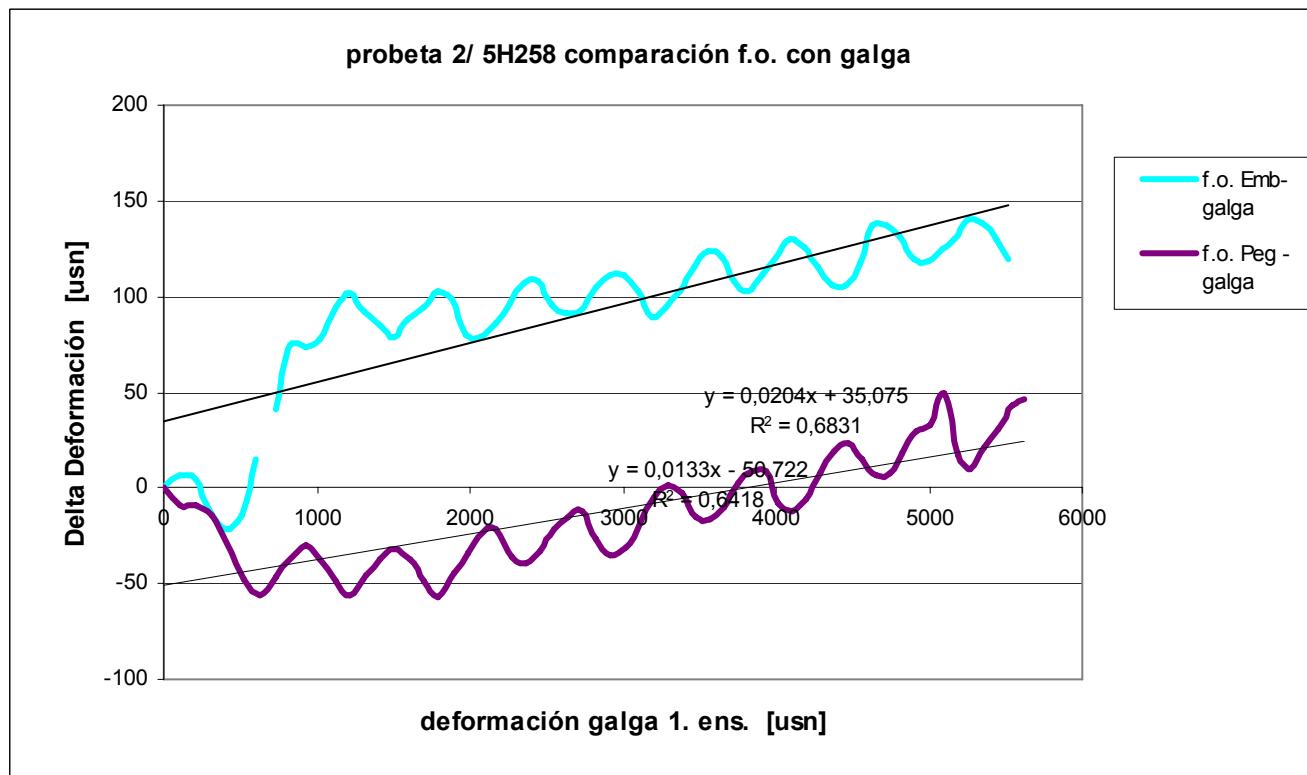
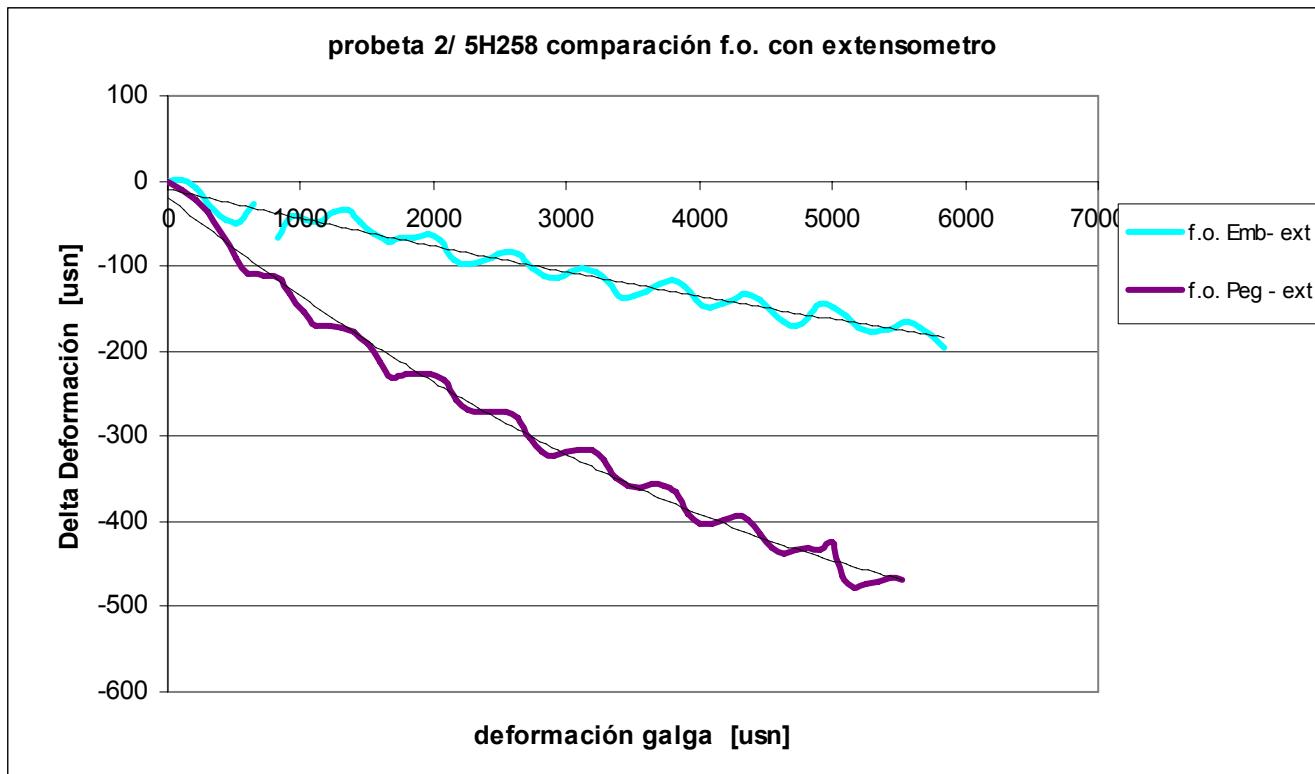


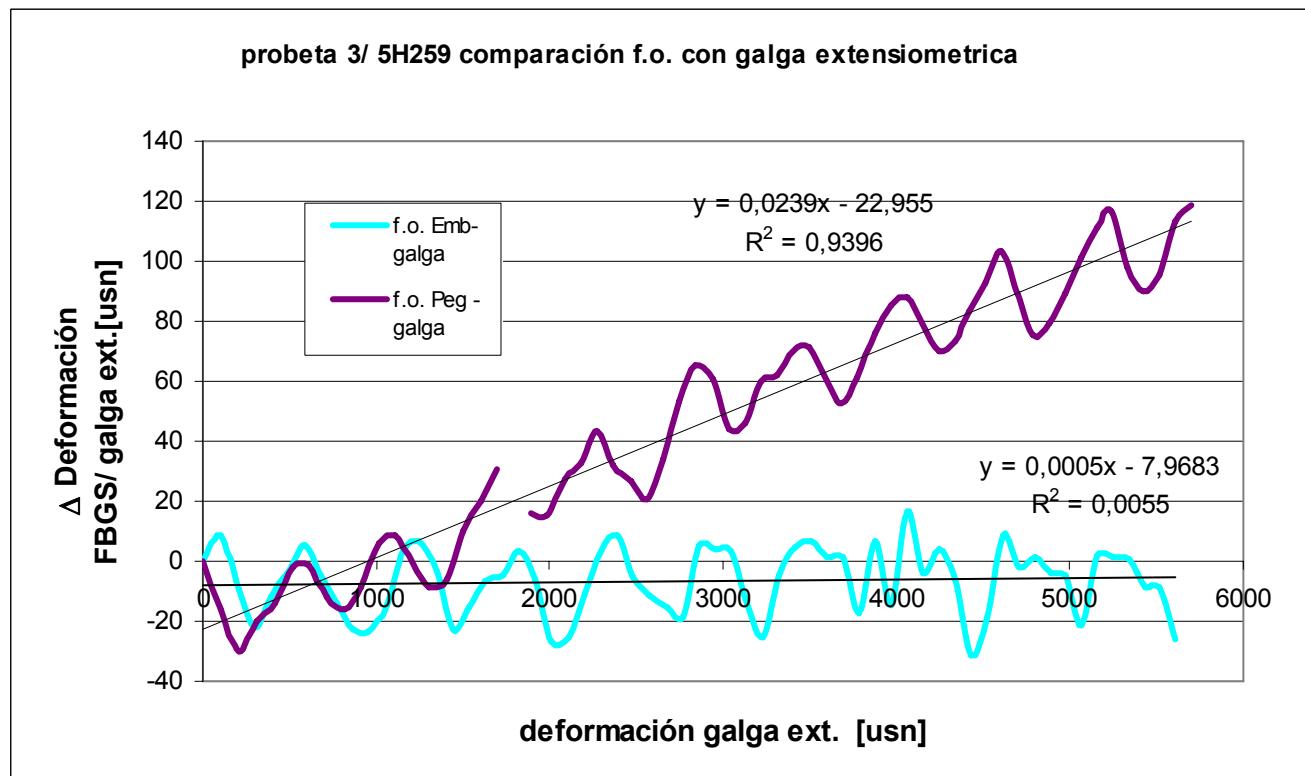
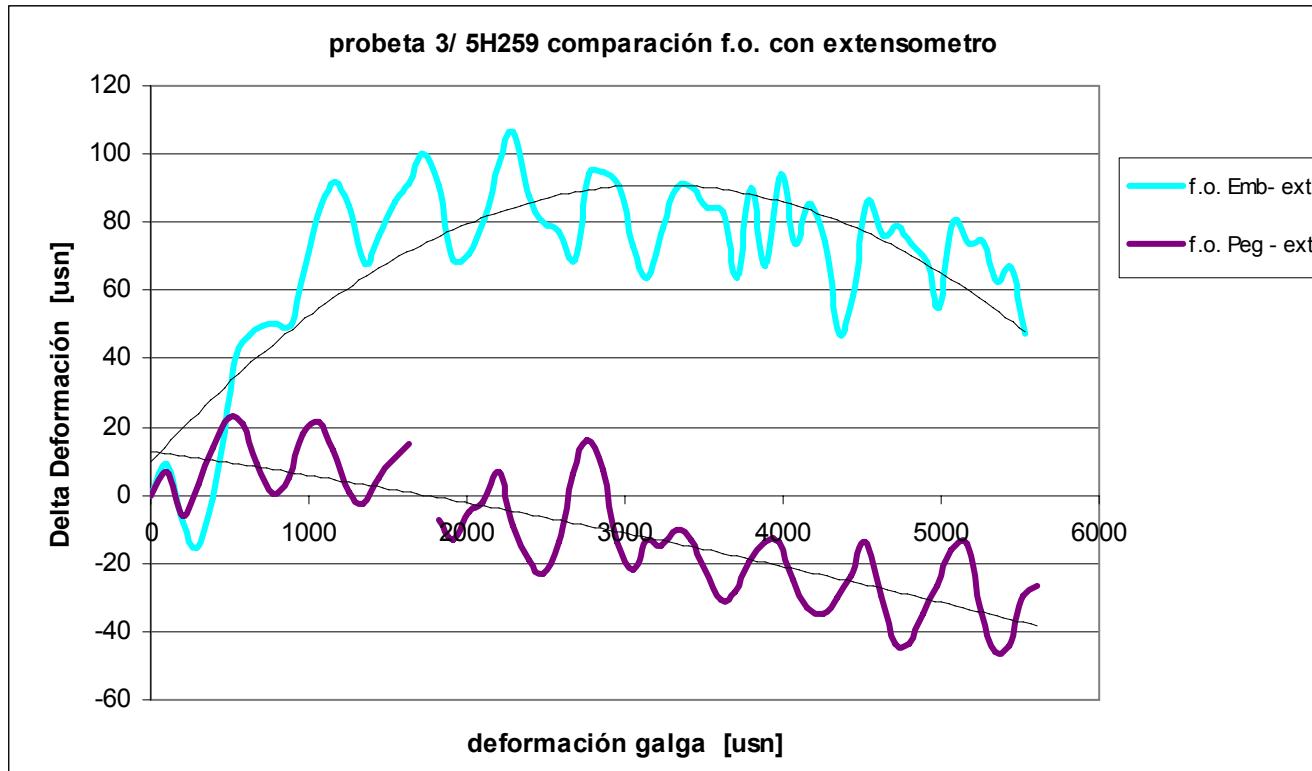


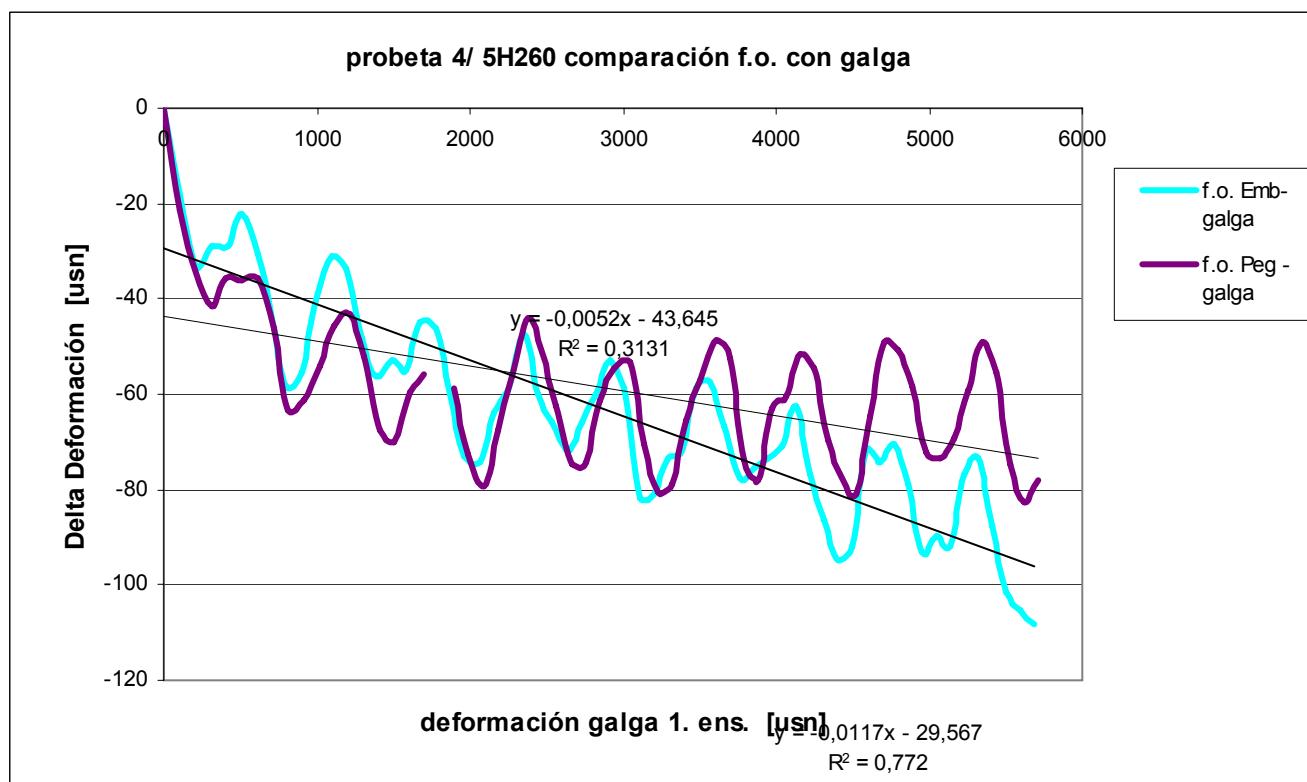
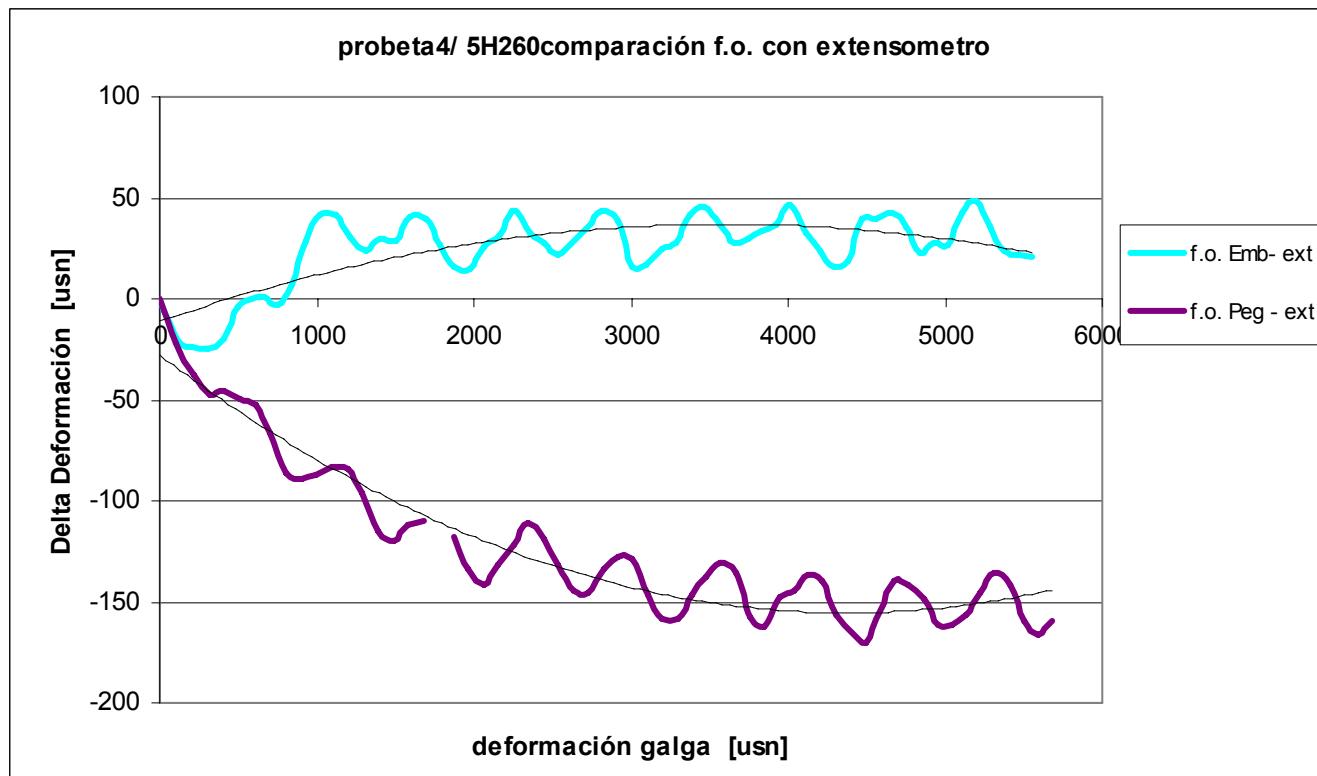
## **ANEXO 3**

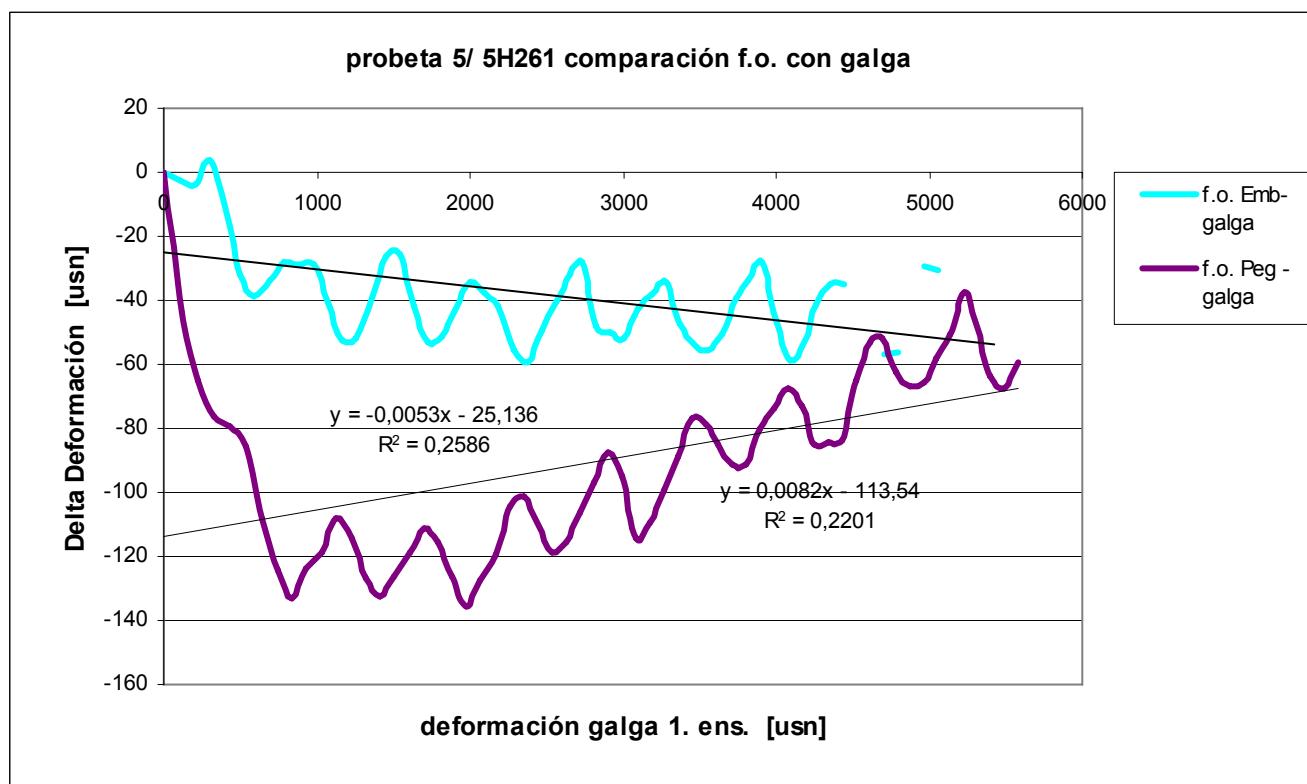
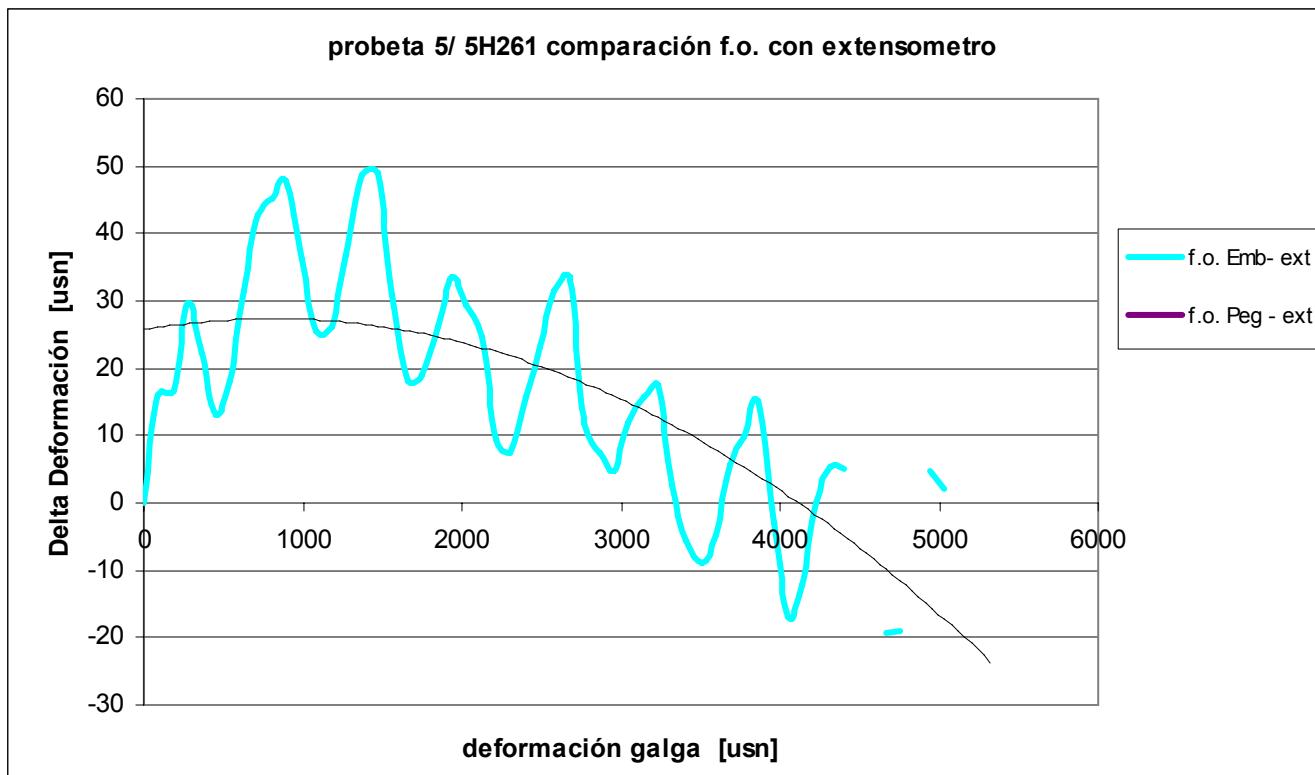
Diferencia de deformaciones medidas entre FBGSs y la galga extensométrica frente a la medida absoluta de deformación de la galga extensométrica.







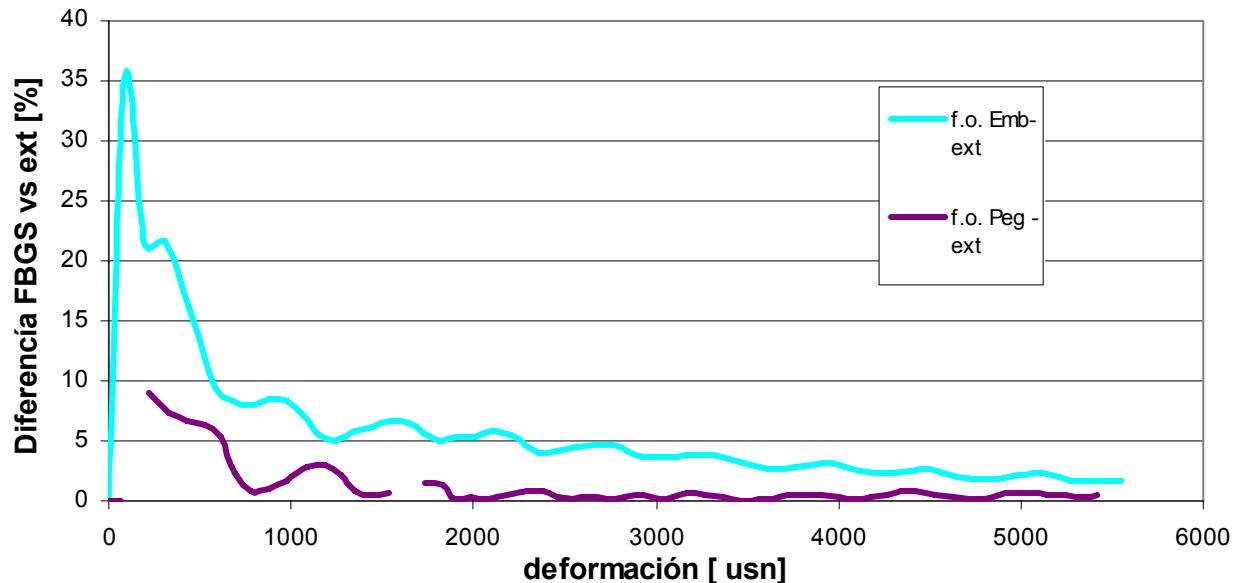




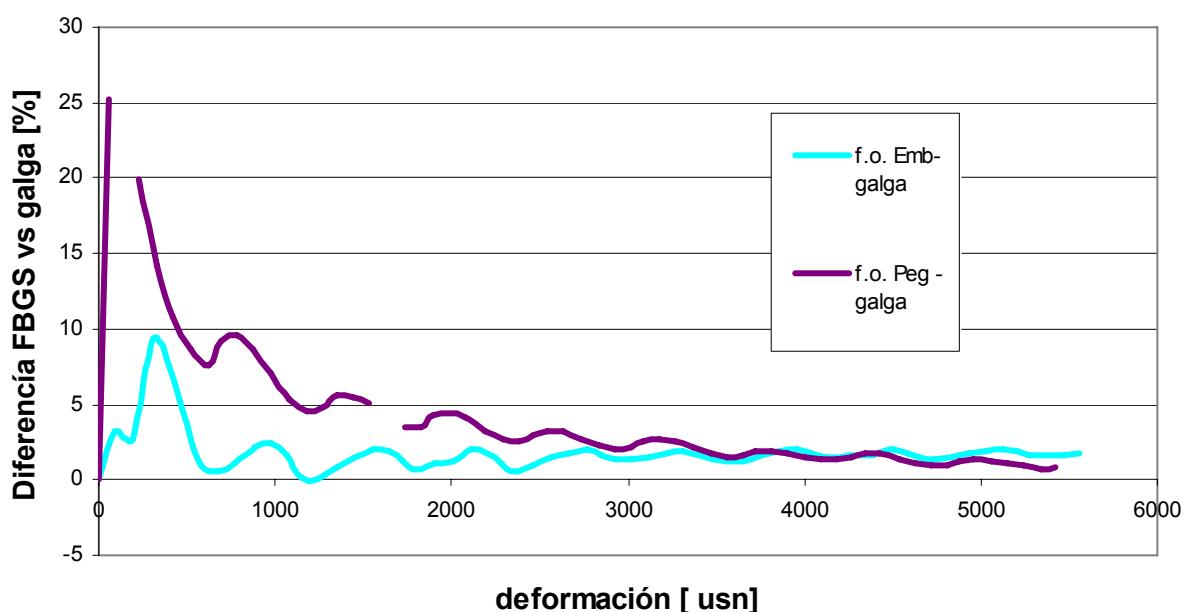
## **ANEXO 4**

Desviación de la medida de deformación de los FBGSs respecto a la galga extensométrica en porcentaje frente a la medida absoluta de deformación de la galga.

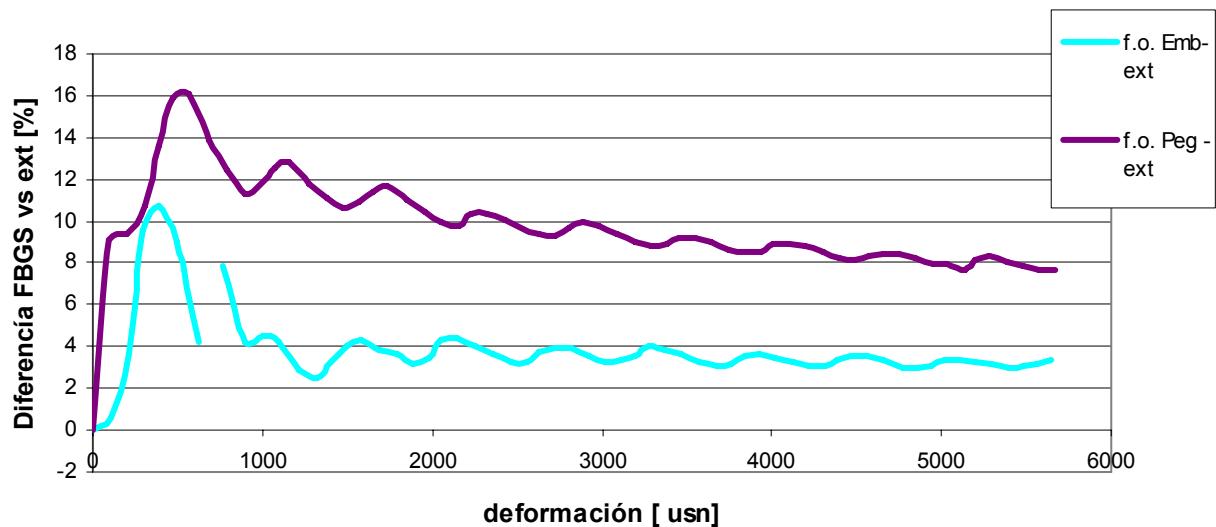
**Probeta 1 / 5H257 comparación en % del f.o. con extensómetro  
factor de conversión K emb:947, Kpeg=954**



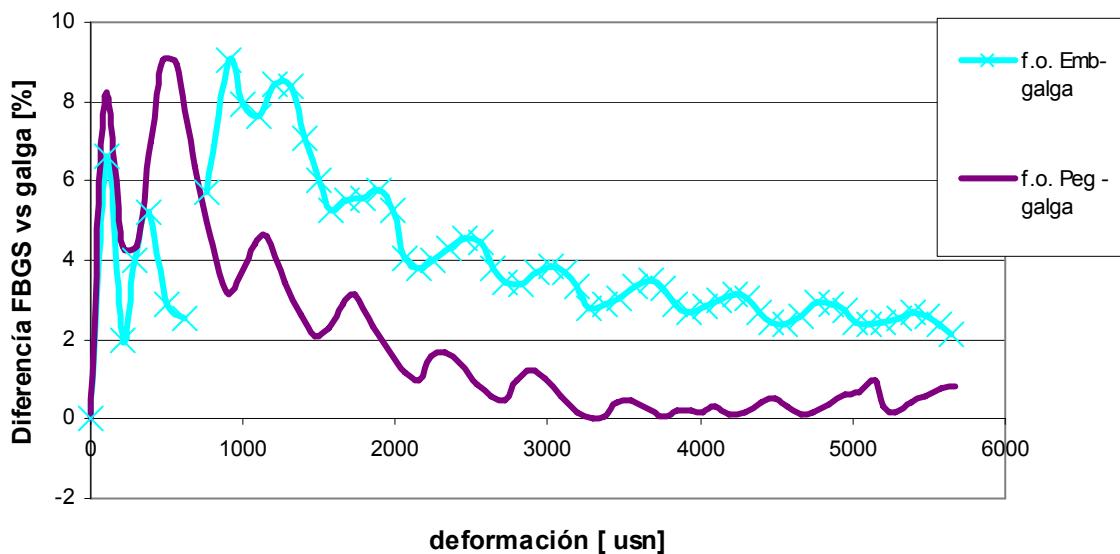
**Probeta 1/ 5H257 comparación en % del f.o. on la galga  
factor de conversión: K emb:947, Kpeg=954**



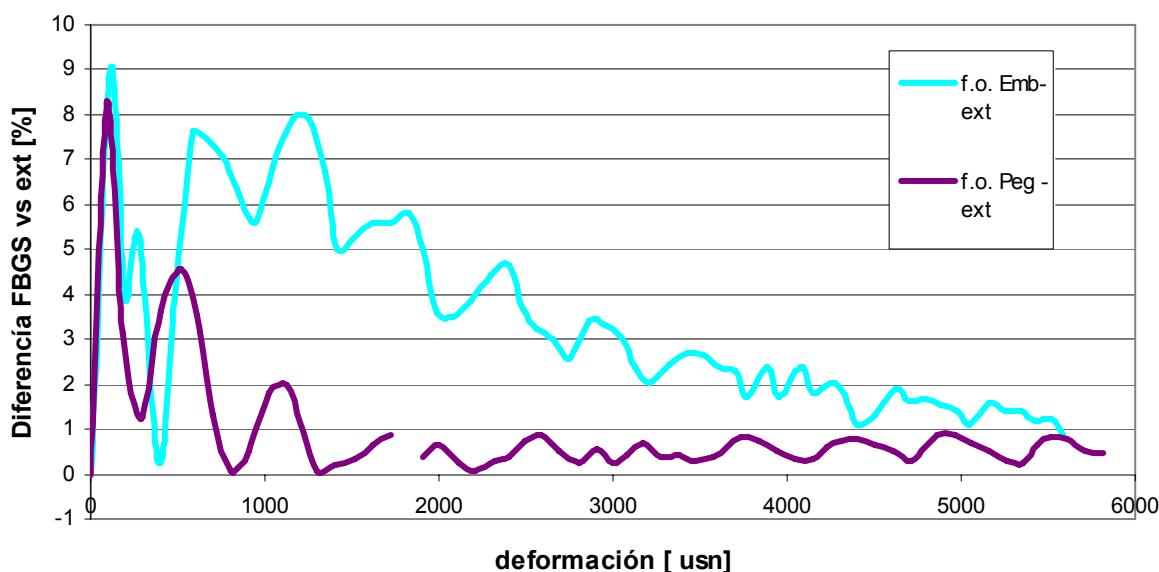
**Probeta 2 / 5H258 comparación en % del f.o. con extensómetro  
factor de conversión emb:947, Kpeg=954**



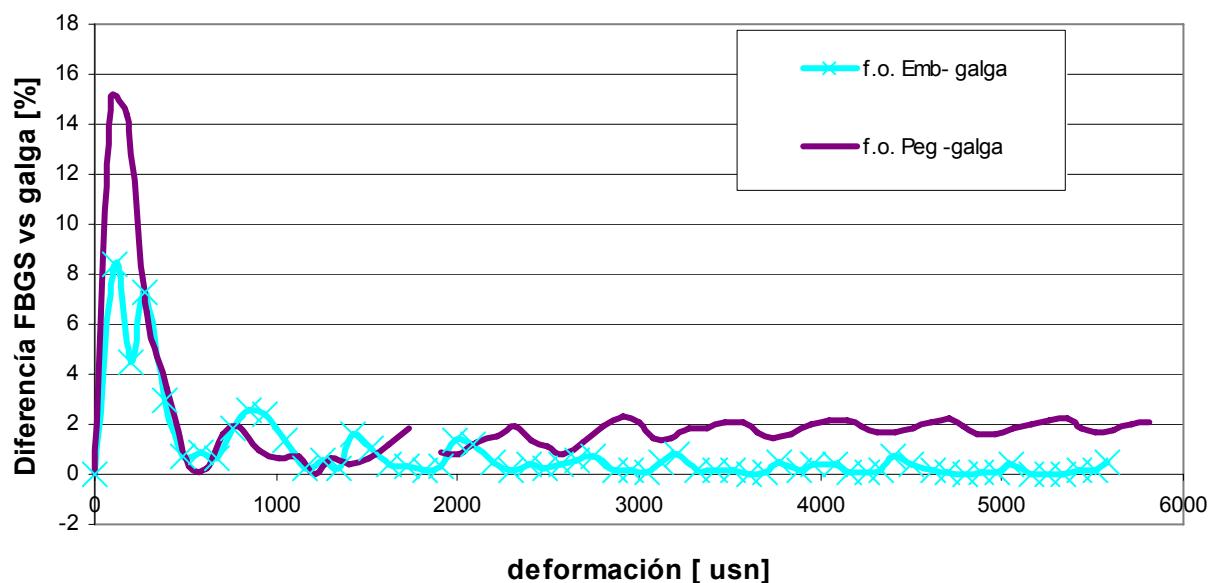
**Probeta 2 / 5H258 comparación en % del f.o. on la galga  
factor de conversión: emb:947, Kpeg=954**



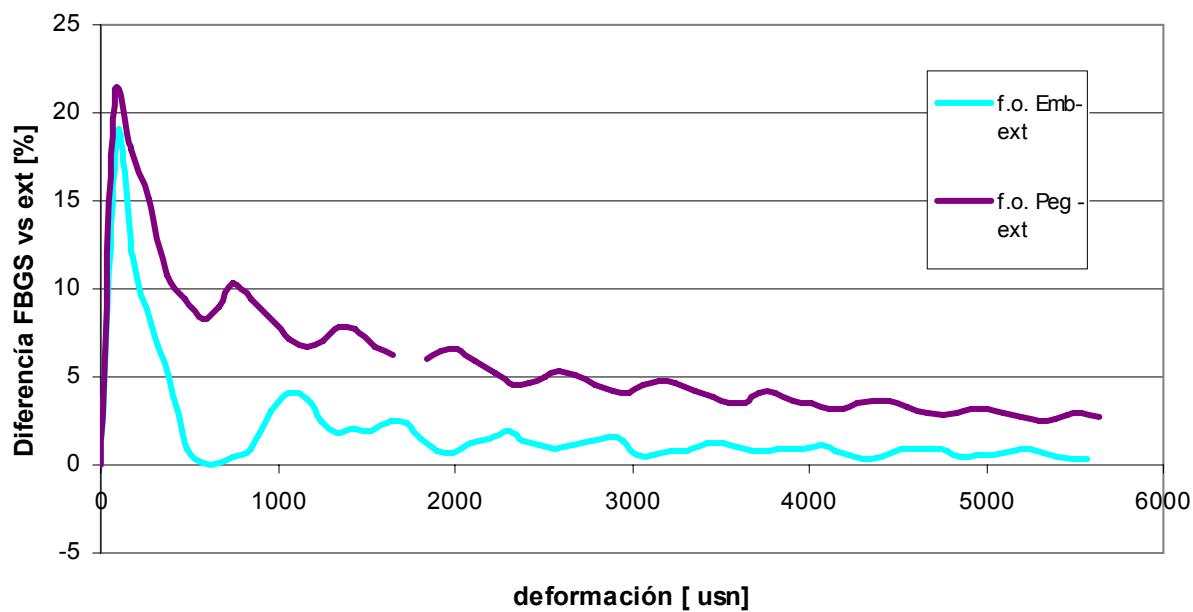
**Probeta 3 / 5H259 comparación en % del f.o. con extensometro  
factor de conversión Kemb=947, Kpeg=954**



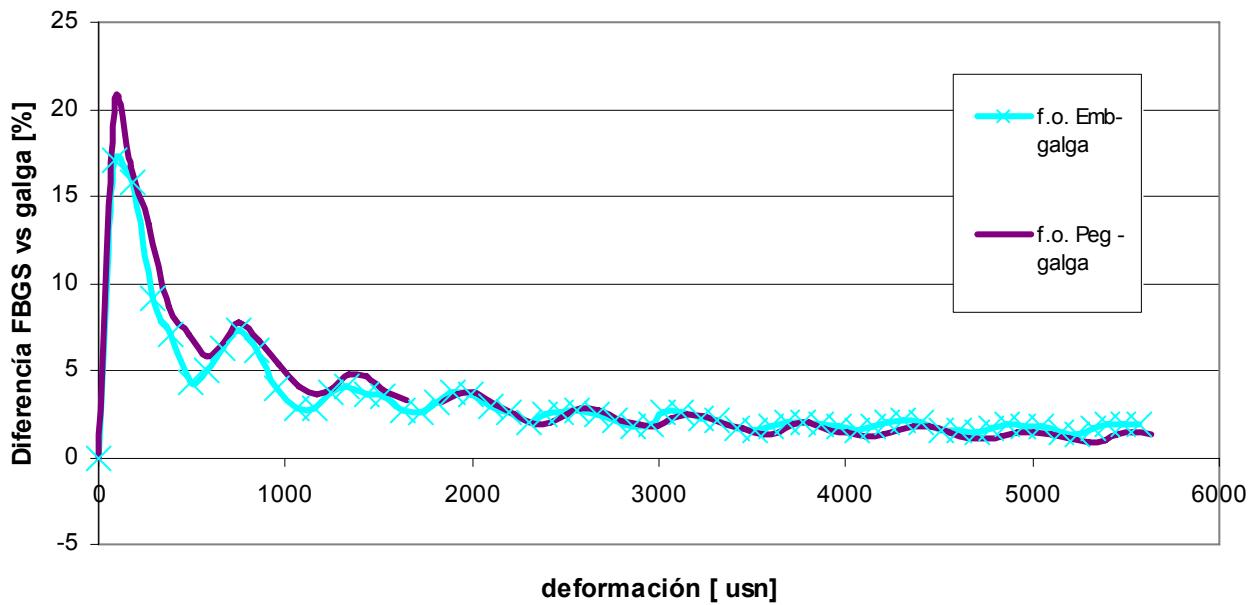
**Probeta 3 / 5H259 comparación en % del f.o. de la galga  
factor de conversión: Kemb=947, Kpeg=954**



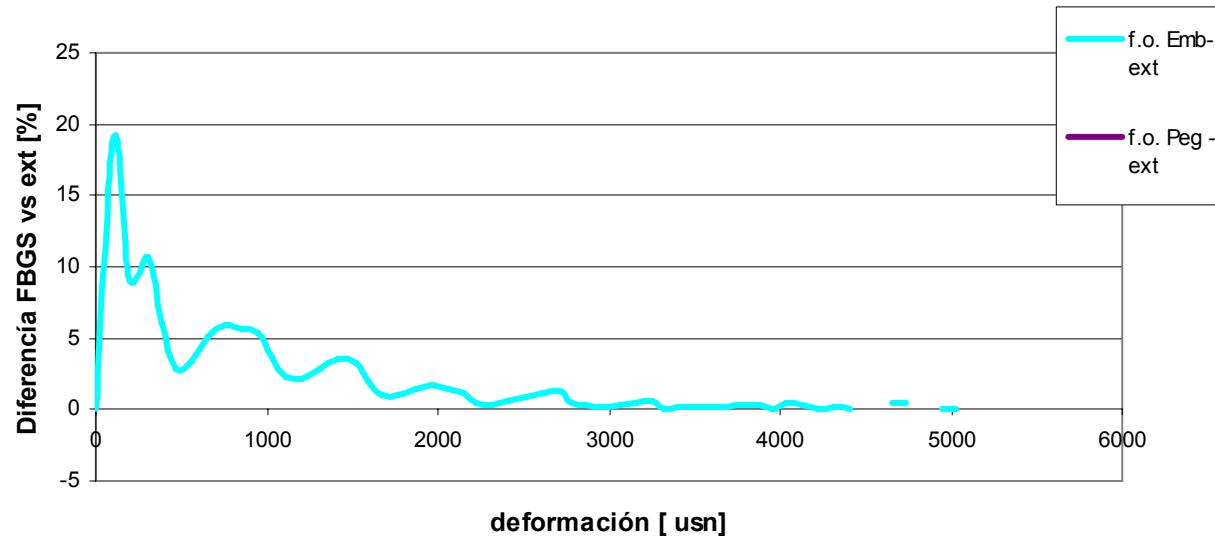
**Probeta 4 / 5H260 comparación en % del f.o. con extensómetro  
factor de conversión Kemb=947, Kpeg=954**



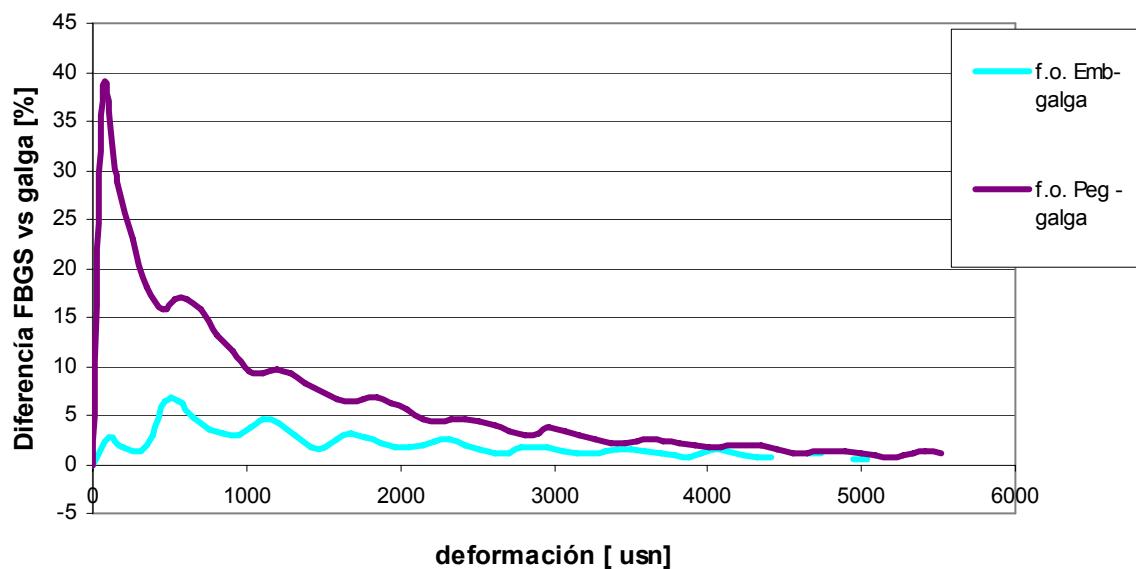
**Probeta 4 / 5H260 comparación en % del f.o. on la galga  
factor de conversión: Kemb=947, Kpeg=954**



**Probeta 5 / 5H261 comparación en % del f.o. con extensómetro  
factor de conversión Kemb=947, Kpeg=954**



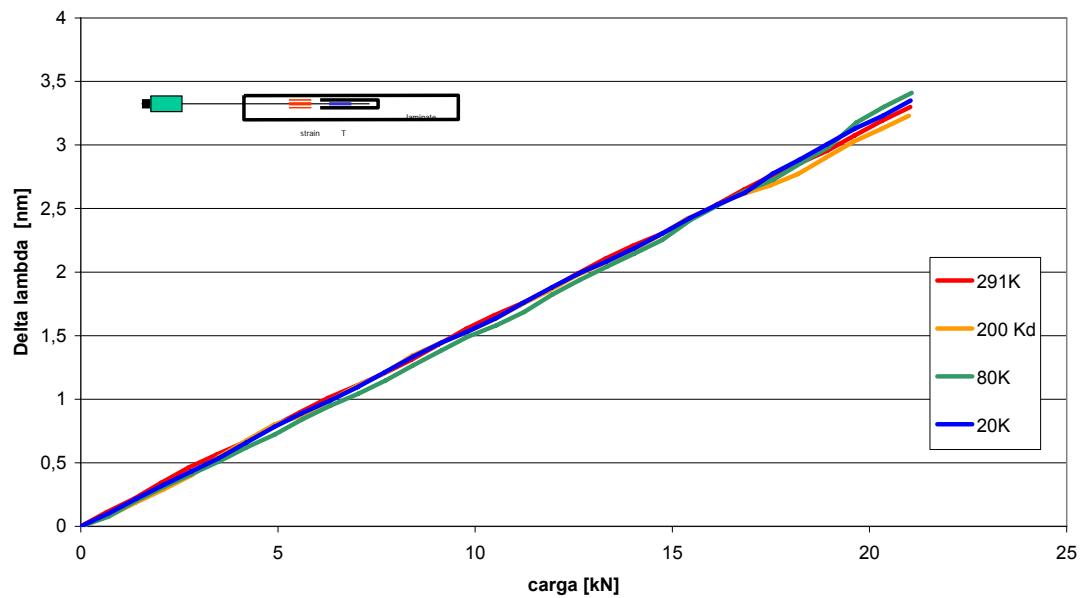
**Probeta 5 / 5H261 comparación en % del f.o. on la galga  
factor de conversión: Kemb=947, Kpeg=954**



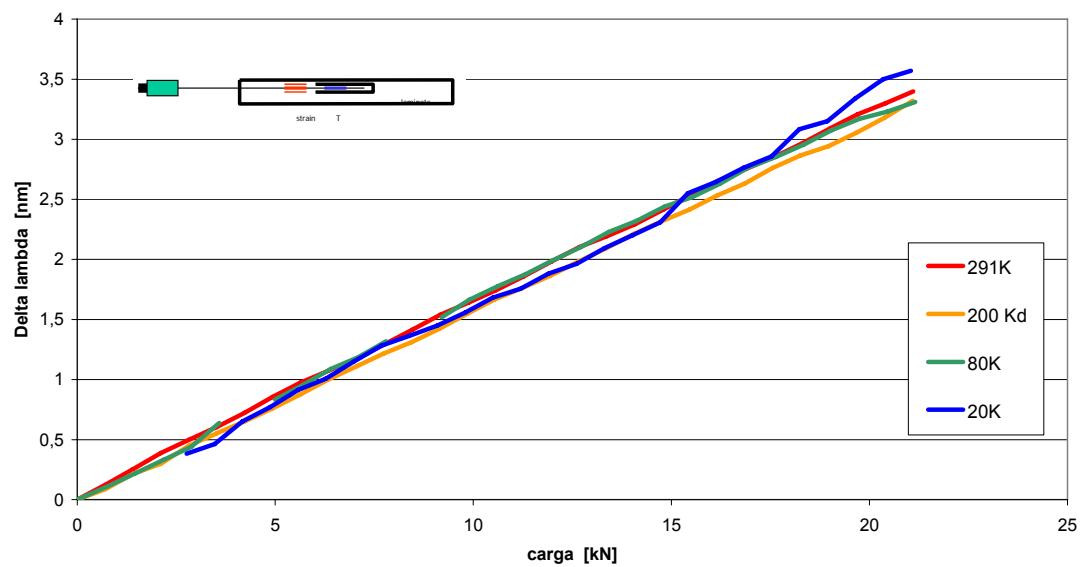
**ANEXO 5:**

Resultados de los sensores de deformación a temperaturas entre TA y 20K

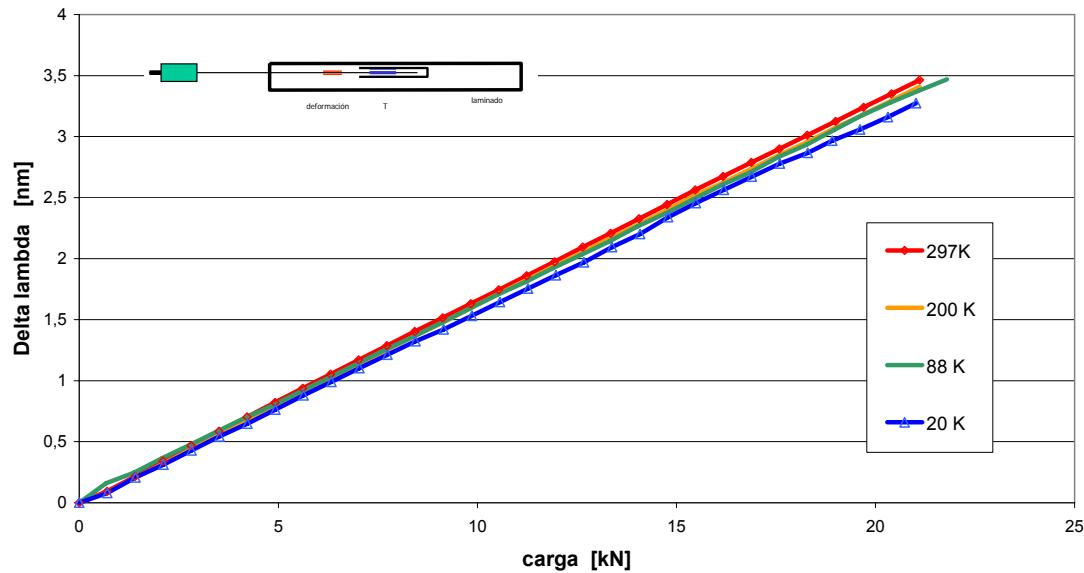
Probeta 3, Sensor de deformación  
Equipo: OSA



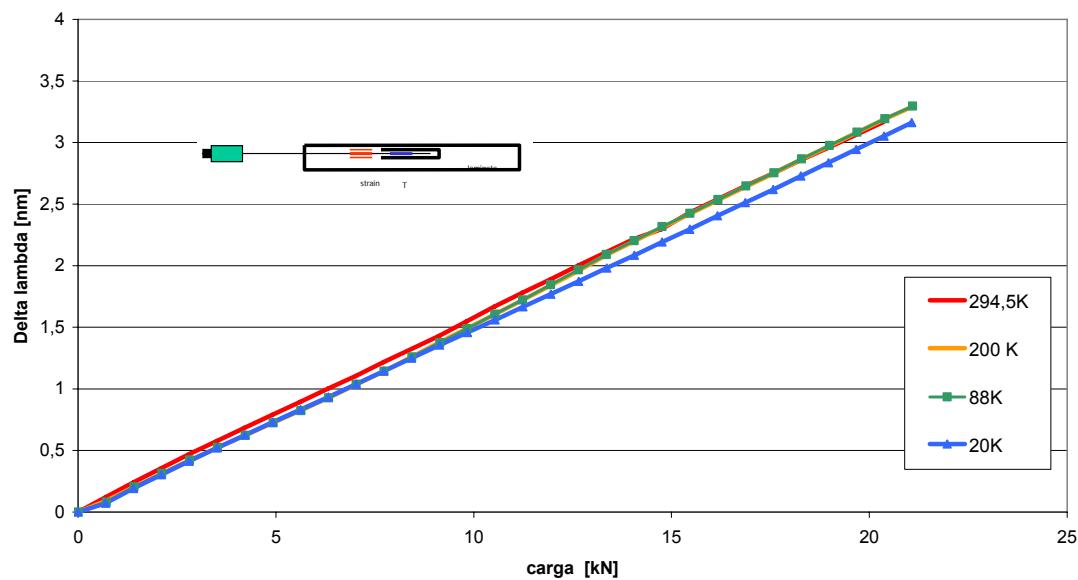
Probeta 4, Sensor de deformación  
Equipo: OSA



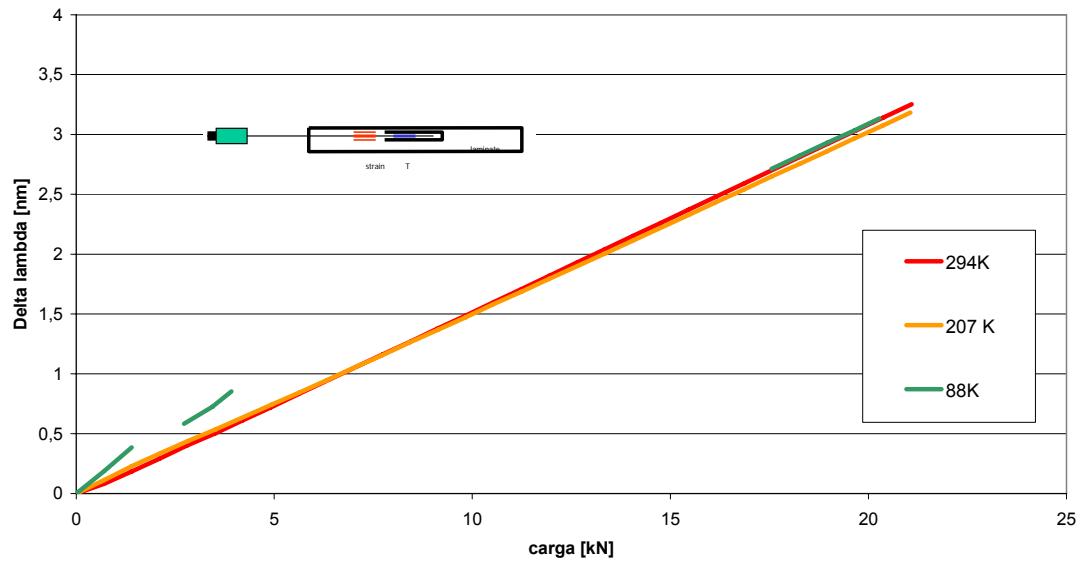
**Probeta 6, Sensor de deformación**  
**Equipo: SLI**



**Probeta 7, Sensor de deformación**  
**Equipo: SLI**



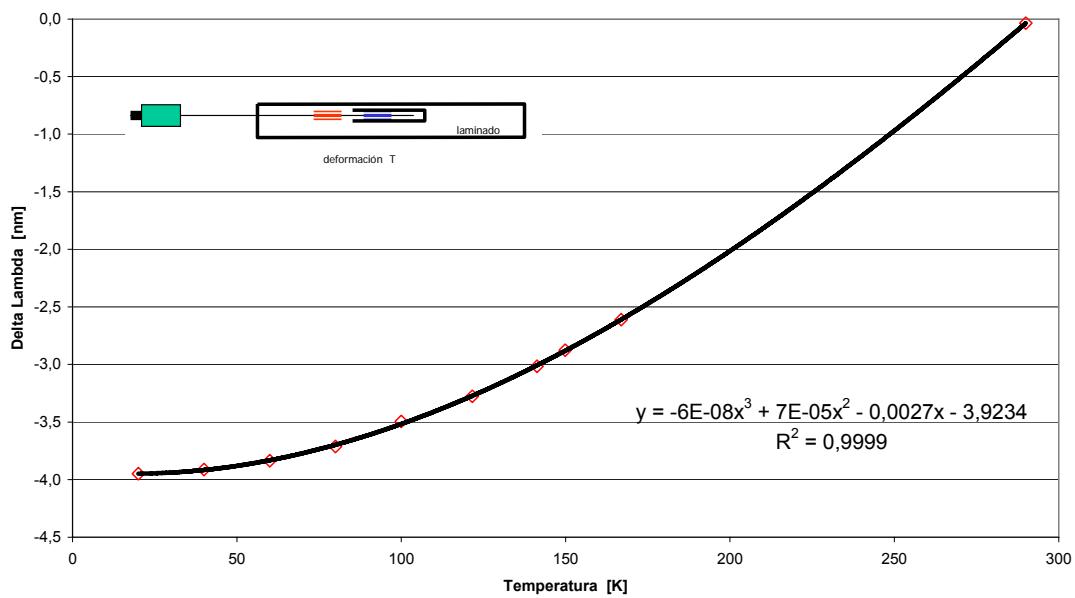
**Probeta 8, Sensor de deformación  
Equipo: SLI**



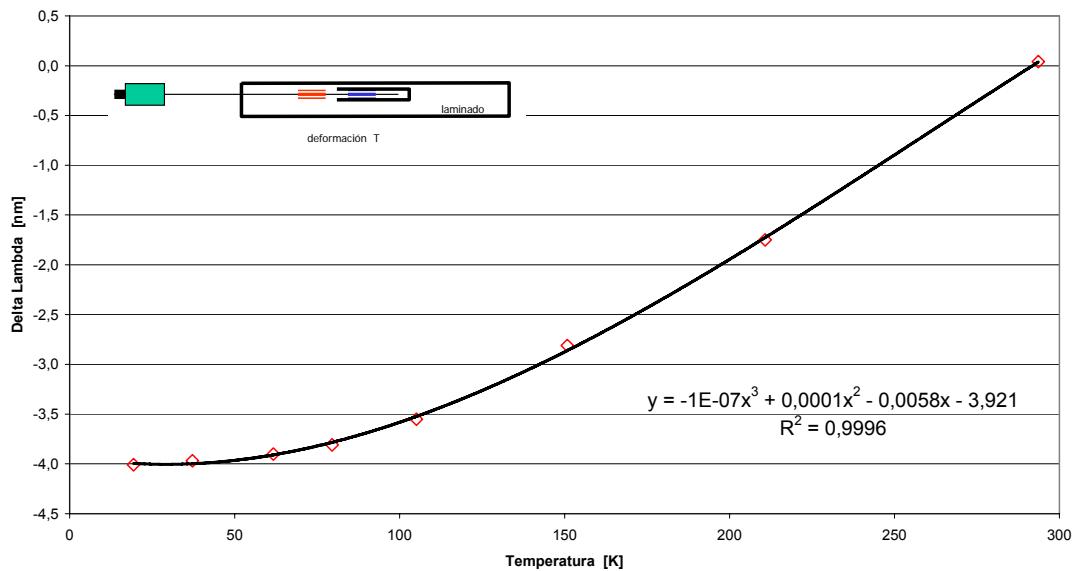
## Anexo 6

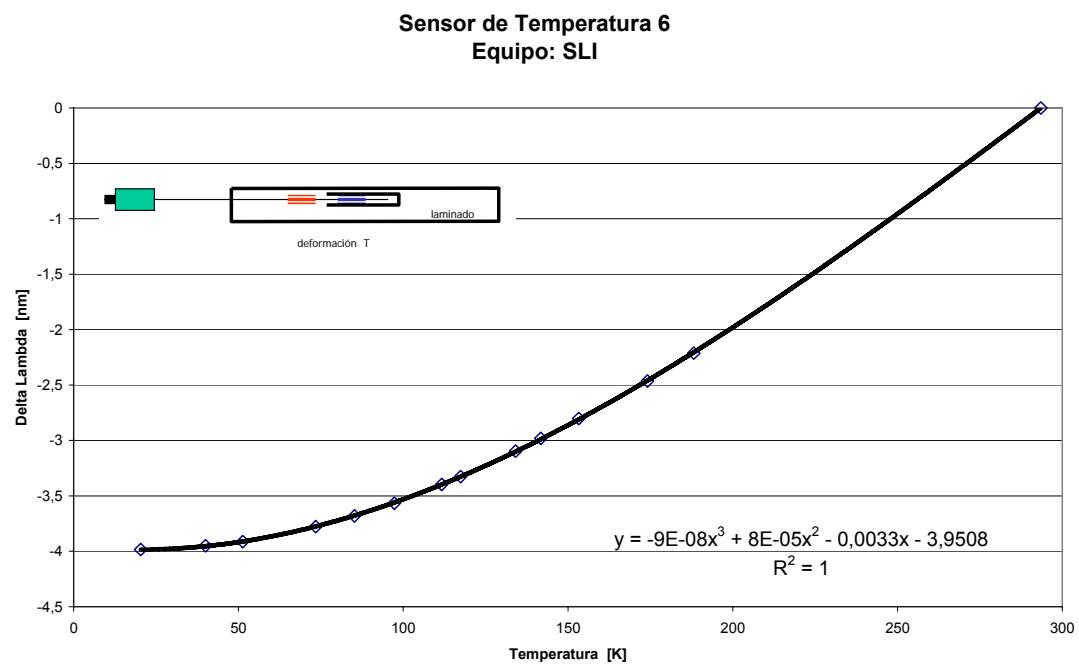
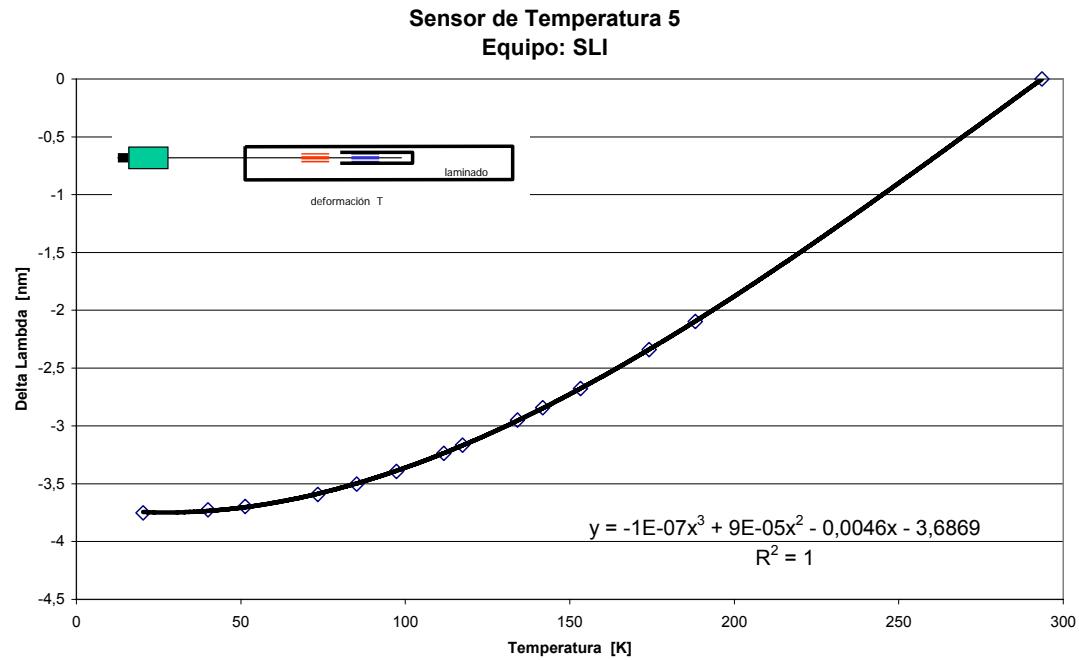
*RESULTADOS DE LOS SENSORES DE TEMPERATURA EN EL RANGO DE  
TEMPERATURAS ENTRE TA Y 20K*

Sensor de Temperatura 3  
Equipo: OSA

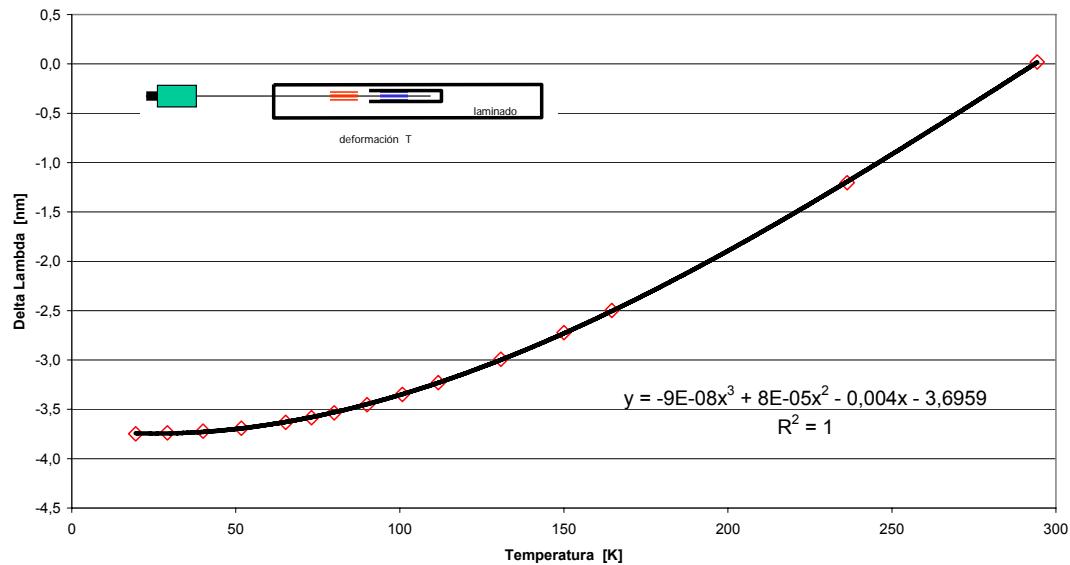


Sensor de Temperatura 4  
Equipo: OSA

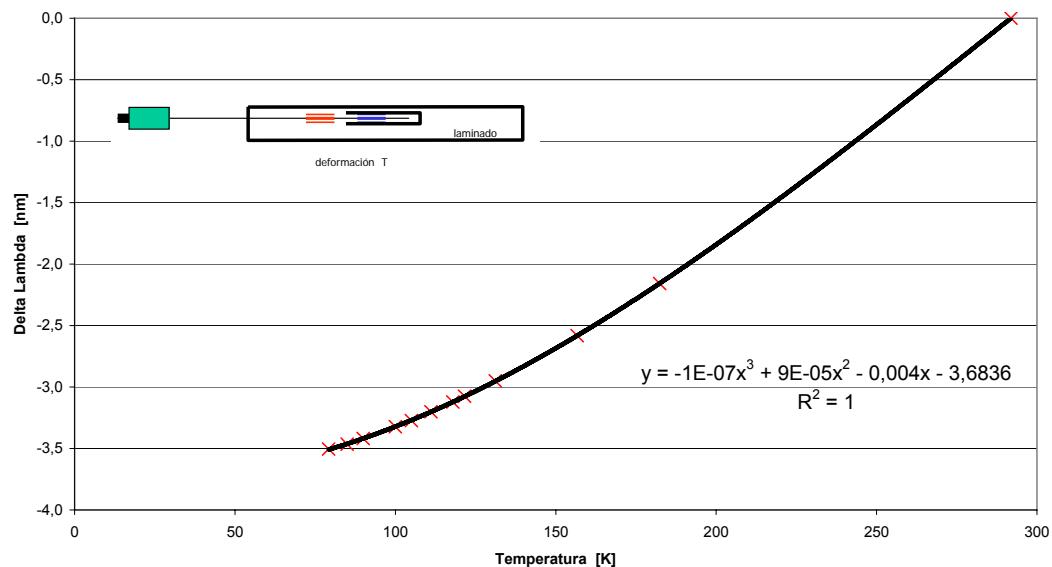




**Sensor de Temperatura 7**  
Equipo: SLI



**Sensor de Temperatura 8**  
Equipo: SLI



## CURRICULUM VITAE

### DATOS PERSONALES

APELLIDOS: **Frövel**

NOMBRE: **Malte Richard Karl** SEXO: **varón**

DNI: **X-1868088-M** FECHA DE NACIMIENTO: **14.07.60**

DIRECCION PARTICULAR: **Pº de la Pelaya, 4**

CIUDAD: **Paracuellos de Jarama** CODIGO POSTAL: **28861**

### FORMACION ACADEMICA

<u>INGENERIA</u>	<u>CENTRO</u>	<u>FECHA</u>
Ingeniería Industrial	Universidad Técnica de Clausthal, Alemania	Diciembre 1990

### SITUACION PERSONAL ACTUAL

ORGANISMO:	INTA, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
FACULTAD, ESCUELA o INSTITUTO:	Dpto. de Materiales Compuestos
CATEGORIA PROFESIONAL Y FECHA DE INICIO:	Ingeniero Superior, Abril 1997
DIRRECCION POSTAL:	Crta. Ajalvir, p.k. 4
TELEFONO:	91 520.15.07

### ACTIVIDADES ANTERIORES DE CARACTER CIENTIFICO O PROFESIONAL

<u>FECHAS</u>	<u>PUESTOS</u>	<u>INSTITUCION</u>
1990...1994	Ingeniero Superior	DLR, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strukturmechanik, Braunschweig, Centro de Investigación Aeroespacial Alemana
1995...1997	Ingeniero Superior/ Becario	ETSI Aeronáuticos (UP Madrid)
1997...2000	Ingeniero Superior/ Becario	INTA, Área de Materiales Compuestos
2000...actualidad	Ingeniero Superior	INTA, Área de Materiales Compuestos

## **ACTIVIDAD ACTUAL**

Desarrollo de estructuras “inteligentes” hechos de material compuesto, que llevan sensores de fibra óptica integrados. Actualmente participando en los siguientes proyectos europeos:

AHMOS II: “Active Health Monitoring Systems” en el desarrollo de materiales con sensores integrados para la monitorización de la salud estructural en plataformas militares.

CRYOFOS: “Multi-purpose Fiber Optic Sensors for Reusable Cryogenic Tankage Applications”. Proyecto de la ESA

INTERTANK STRUCTURE: “Future Launcher Preparatory Program” de la ESA

## PUBLICACIONES RELACIONADOS CON LA TESIS DOCTORAL

Autor	Título	Tipo	Medio de publicación/divulgación	Año de publicación
M. Frovel , A. Guemes , J.M. Pintado	PERFORMANCE EVALUATION OF FIBER BRAGG GRATINGS OVER A LARGE TEMPERATURE RANGE	Congreso	5th International workshop on Structural Health Monitoring, 2005 54th IWSHM, , Stanford, CA, EEUU	2005
A. Güemes , J.M. Pintado , M. Frövel , E. Olmo	COMPARISON OF THREE TYPES OF FIBRE OPTIC HYDROGEN SENSORS	Congreso	17th edition of the International Conference on Optical Fibre Sensors, Bruges, Belgium, May 2005.	2005
M.Frövel, J.M.Pintado, A. Güemes	VERIFICACIÓN DE LAS MEDICIONES DE DEFORMACIÓN DE SENSORES DE FIBRA ÓPTICA TIPO BRAGG EMBEBIDOS EN PROBETAS DE TRACCIÓN DE MATERIAL COMPUESTO CARBONO/EPOXI AS4/8552	Congreso	Congreso Nacional de Materiales Compuestos, Universidad Politécnica de Valencia, Junio 2005	2005
J.M. Pintado , M. Frövel, A. Güemes E. Olmo	SUPERVISIÓN ESTRUCTURAL DE TANQUES CRIOGÉNICOS DE MATERIAL COMPUESTO CARBONO/EPOXI PARA LANZADORES REUTILIZABLES	Congreso	Congreso Nacional de Materiales Compuestos, Universidad Politécnica de Valencia, 27-29 de Junio 2005	2005
Alfredo Güemes, Malte Frovel, Jose Maria Pintado, Ignacio Baraibar, Encarna del Olmo	FIBER OPTIC SENSORS FOR HYDROGEN CRYOGENIC TANK	Congreso	2nd European workshop on Structural Health Monitoring, Amazeum Conference Centre at Deutsches Museum, Munich	2004
J. A. Guemes, M. Frovel, F. Rodriguez Lence, J. M. Menendez.	FIBER BRAGG GRATINGS AS STRAIN AND DAMAGE SENSORS FOR AEROSPACE	Congreso	Proceedings of the ICCM-14, San Diego, CA, EEUU	2003

	APPLICATIONS,			
J. A. Guemes, M. Frovel, F. Rodriguez Lence, J. M. Menendez.	EMBEDDED FIBER BRAGG GRATINGS FOR DAMAGE DETECTION IN COMPOSITES.	Congreso	Proceedings of the 4th International workshop on Structural health Monitoring, 4th IWSHM, Stanford, CA, EEUU	2003
Malte Frövel, Maria Antonia de la Torre, José M. Pintado, Alfredo Güemes	DETECTOR DE HIDROGENO (BASADO EN FIBRAS ÓPTICAS CON REDES DE BRAGG)	Patente (en trámite)	ESPAÑA Nº: 200302177 PRESENTADO: 18 DE SEPTIEMBRE DE 2003	2003
A.Güemes, J.M. Menendez, M. Frövel, I. Fernandez, J.M. Pintado	EXPERIMENTAL ANALYSIS OF BUCKLING IN AIRCRAFT SKIN PANELS BY FIBER OPTIC SENSORS	Revista	Journal: Smart Materials and Structures 10 (2001) pp.490-496	2001
Malte Frövel , I. Fernandez, J.M. Menendez, J.M. Pintado, A.Güemes	MONITORING THE BUCKLING AND POSTBUCKLING BEHAVIOUR OF STIFFENED CFRP PANELS WITH FIBRE OPTIC SENSORS	Congreso	European COST F3, Conference on System identification & Structural Health Monitoring, UPM de Madrid, Junio 2000	2000
Malte Frövel , Carmen Arribas, J.M. Pintado, J.L.Garcia	COLLABORATIVE TEST PROGRAMME RESULTS FOR 0° TENSILE PROPERTIES ON CARBON-EPOXY AS4/8552 AND CARBON-CYANATE M55J/954-3 COMPOSITE MATERIALS AND SOME CONSIDERATIONS ON EN 2561 TEST STANDARD	Revista	Revista Plastic, Rubber and Composites, Vol 28 No.9, 1999	1999
Malte Frövel, Tobias Melz, V.Krajenski. M.A.de la Torre. H.Hanselka, J.M.Pintado	SMART ANTENNA REFLECTOR MANUFACTURED IN FILAMENT WINDING TECHNOLOGY	Libro	Modelling and Control of adaptive mechanical structures" Editor: U.Gabbert, Fortschr.-Verlag VDI Reihe 11 Nr.268, VDI Verlag	1998
Malte Frövel , Tobias Melz, V.Krajenski. M.A.de la Torre.	DESARROLLO DE REFLECTORES INTELIGENTES	Congreso	14 Jornadas de materiales compuestos. Centro español de plásticos reforzados,	1998

H.Hanselka, J.M.Pintado			Bilbao Noviembre de 1998	
Malte Frövel, Tobias Melz, V.Krajenski. M.A.de la Torre. H.Hanselka, J.M.Pintado	COST EFFECTIVE MANUFACTURING TECHNIQUE OF A SMART ANTENNA REFLECTOR	Congreso	SAMPE/JEC '98, International Conference on Progress through Innovation and Cost Effectiveness, Paris, France, April 1998	1998