

Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial
Mención en Vehículos Aeroespaciales

Evaluación experimental del fenómeno de
agrietamiento transversal en laminados de material
compuesto

Autora: Gwendolyne Espínola Guzmán

Tutores: Israel García García y Vladislav Mantic Lescisin

Dep. de Elasticidad y Resistencia de Materiales
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería de Aeroespacial

Evaluación experimental del fenómeno de agrietamiento transversal en laminados de material compuesto

Autora:

Gwendolyne Espínola Guzmán

Tutores:

Israel García y Vladislav Mantic

Profesores titulares

Departamento de Elasticidad y Resistencia de Materiales

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018

Trabajo Fin de Grado: Evaluación experimental del fenómeno de agrietamiento transversal en laminados de material compuesto

Autora: Gwendolyne Espínola Guzmán

Tutores: Israel García García y Vladislav Mantic Lescisin

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2018

El Secretario del Tribunal

A mi familia y amigos

A mis profesores

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer a mis tutores Vladislav Mantic e Israel García por la oportunidad y la confianza depositadas en mí. Además, me gustaría agradecerle a Israel su predisposición y trato en cada reunión.

Por otra parte, querría agradecer a todo el personal del LERM, destacando a Antonio Cañas, Miguel, José Ramón y Patri, que siempre se mostraron dispuestos a ayudarme y enseñarme. Sin ellos, este proyecto no habría sido posible.

Dentro del ámbito académico, también merecen una mención todos aquellos profesores desde la primaria hasta hoy que me han formado y me han dado las herramientas necesarias para la realización de este proyecto.

Más alejados del plano académico, pero siendo también piezas fundamentales, me gustaría agradecer a mi familia, destacando a mi madre y a mi hermana, apoyos incondicionales durante toda mi trayectoria.

Agradecimientos especiales a José y Manuela por enseñarme que con esfuerzo y constancia todo es posible. Ellos, que han sido mi ejemplo de vida, son responsables directos de lo que hoy soy. Este proyecto también es suyo.

Por último, agradecer a mis amigos, esos que me escuchan y aconsejan. A mis compañeros de batalla, Sara y Juan Antonio, que han estado conmigo desde el primer y hasta el último momento en estos cuatro años. A mi familia de las telecomunicaciones: Julia Moreno, Mari, Elena, Ana, Paula y Juan. Gracias a cada uno de vosotros por formar parte de esta aventura. Y a Julia León, mi sostén y mi fiel compañera. Gracias por estar siempre ahí.

Gwendolyne Espínola Guzmán

Sevilla, 2018

Resumen

Hoy día, la aparición y desarrollo de materiales compuestos está suponiendo una revolución en una gran diversidad de ámbitos, entre los que se encuentra la aeronáutica. Las exigencias de los sectores en los que el empleo de compuestos se hace frecuente, desembocan en la necesidad del estudio del comportamiento de estos materiales.

En este proyecto se pretende hacer una evaluación experimental del fenómeno de agrietamiento transversal en laminados de material compuesto, lo que puede ser esencial para verificar determinadas teorías que pretenden predecir la aparición de este tipo de grietas y analizar su evolución.

El TFG que aquí se desarrolla abarca la planificación de los experimentos realizados, su ejecución y el análisis de los resultados obtenidos. De esa manera, se hará una selección del material a estudiar. Posteriormente, se establecerán los diseños de las probetas objetos de ensayo. A continuación, se seleccionará un método para el análisis del ensayo, es decir, para la detección de grietas, siendo este punto el que más énfasis cobrará a lo largo del proyecto. Por último, se analizarán los resultados obtenidos y se extraerán una serie de conclusiones de los mismos que servirán para entender con un mayor grado de profundidad el comportamiento del material analizado.

Abstract

Nowadays, the appearance and development of composites supposes a revolution in a great diversity of areas, like the aeronautics. The requirements of sectors that employ composites, generate the necessity of the research of the behavior of these materials.

In this project, an experimental evaluation of the phenomenon of transverse cracking in composite laminates is carried out, which can be essential to check certain theories that try to predict the appearance of this type of cracks and to analyze their evolution.

The TFG that is developed includes the planning of the experiments, their execution and the analysis of the obtained results.

That way, a selection of the material will be done to study. After that, the designs of the specimens of laminates will be established. Later, a method for the analysis of the test will be selected, being this point the most emphasized in this project. Finally, the obtained results will be analyzed and conclusions will be extracted. This can be useful to understand with a higher degree of depth the behavior of the analyzed material.

<i>Agradecimientos</i>	<i>ix</i>
<i>Resumen</i>	<i>xi</i>
<i>Abstract</i>	<i>xii</i>
<i>Índice</i>	<i>xiii</i>
<i>Índice de Tablas</i>	<i>xv</i>
<i>Índice de Figuras</i>	<i>xvi</i>
<i>Notación</i>	<i>xix</i>
1 <i>Introducción</i>	1
1.1 <i>Materiales compuestos</i>	1
1.2 <i>Comportamiento mecánico de los laminados</i>	2
1.3 <i>Aplicaciones aeronáuticas de los materiales compuestos. Motivación</i>	3
1.4 <i>Fenómeno del agrietamiento transversal</i>	5
1.5 <i>Antecedentes</i>	6
1.6 <i>Objetivos</i>	8
2 <i>Estudios previos</i>	11
2.1 <i>Selección del material</i>	11
2.2 <i>Diseño de las probetas</i>	14
2.2.1 <i>Laminado</i>	14
2.2.2 <i>Dimensionado de las probetas</i>	15
2.2.3 <i>Cálculo del material necesario</i>	17
3 <i>Fabricación de las probetas</i>	24
3.1 <i>Corte y apilado</i>	24
3.2 <i>Fabricación de la bolsa de vacío</i>	32
3.3 <i>Curado en autoclave</i>	36
3.4 <i>Modificaciones</i>	38
3.5 <i>Acabado</i>	40
3.6 <i>Colocación de los tacos</i>	41
3.7 <i>Corte de las probetas</i>	47
4 <i>Método de ensayo</i>	49
4.1 <i>Estudio y selección</i>	49
4.1.1 <i>Métodos magnéticos</i>	49
4.1.2 <i>Ultrasonido</i>	49
4.1.3 <i>Termografía</i>	50
4.1.4 <i>Líquidos penetrantes</i>	50
4.1.5 <i>Rayos X</i>	51
4.1.6 <i>Microscopía</i>	52
4.2 <i>Realización del ensayo</i>	53
4.2.1 <i>Lijado</i>	53
4.2.2 <i>Ensayo</i>	56
5 <i>Análisis de los resultados</i>	58

5.1	<i>Resultados del ensayo</i>	58
5.2	<i>Comparación con el modelo teórico</i>	73
6	<i>Conclusiones finales</i>	76
	<i>Referencias</i>	77
	<i>Anexo</i>	79

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1. Propiedades de la fibra de carbono AS4. Empresa Hexcel.	11
Tabla 2-2. Propiedades físicas del material HexPly 8552 AS4. Empresa Hexcel.	12
Tabla 2-3. Propiedades mecánicas del material HexPly 8552 AS4. Empresa Hexcel.	12
Tabla 2-4. Requerimientos geométricos de las probetas. Norma ASTM D-3039.	16
Tabla 2-5. Dimensionado de las probetas. Norma ASTM D-3039.	16
Tabla 2-6. Tolerancias.	17
Tabla 2-7. Recuento de láminas.	17
Tabla 2-8. Cálculo de material en el rollo de 300 mm.	19
Tabla 2-9. Cálculos iniciales del rollo de 150 mm.	22
Tabla 2-10. Cálculos del rollo de 150 mm.	23
Tabla 4-1. Presupuesto líquidos penetrantes.	51
Tabla 4-2. Descripción de las fases de lijado-pulido.	54
Tabla 5-1. Datos de las probetas.	59

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1. Clasificación de los materiales compuestos. F.París et al. (2006) en <i>Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos</i> .	1
Figura 1-2. Comparativa en composición entre el A300, el A350 y el A380. José María Gallardo. (2017-2018) <i>Materiales Aeroespaciales</i> .	4
Figura 1-3. Composiciones del B787 y del F22. José María Gallardo. (2017-2018) <i>Materiales Aeroespaciales</i> .	5
Figura 1-4. A) Microfisuras en un laminado [0/90]. B) Microfisuras antisimétricas en un laminado [90/0]. C) Grietas curvas u oblicuas cerca de una recta en el laminado [0/90]. Talreja y J-A Manson, (2000) <i>Polymer Matrix Composites</i>	6
Figura 2-1. Tipos de preimpregnados. Empresa Hexcel.	13
Figura 2-2. Propiedades del rollo (I).	13
Figura 2-3. A) Laminado de 4 láminas a 0° y 10 a 90°. B) Laminado de 8 láminas a 0° y 15 a 90°. C) Laminado de 2 láminas a 0° y 1 a 90°.	15
Figura 2-4. Plano de las probetas.	16
Figura 2-5. División de láminas a 0°.	18
Figura 2-6. Superficies a cortar en el rollo de 300 mm.	19
Figura 2-7. Dimensionado inicial de paneles.	20
Figura 2-8. Dimensionado final de los paneles.	21
Figura 2-9. Distribución inicial del rollo de 150 mm.	22
Figura 2-10. Distribución del rollo de 150 mm.	23
Figura 3-1. Sala limpia o sala blanca.	24
Figura 3-2. Propiedades ambientales de la sala limpia.	25
Figura 3-3. Rollo de 150 mm de fibra de carbono AS4 8552.	26
Figura 3-4. Instrumentos de corte.	26
Figura 3-5. Proceso de corte.	27
Figura 3-6. Primer corte: bloques de 150x300 mm.	27
Figura 3-7. Segundo corte: bloques de 150x150 mm.	28
Figura 3-8. Resultado final del corte.	28
Figura 3-9. Material de apilado.	29
Figura 3-10. Apilado de láminas a 90°.	30
Figura 3-11. Precompactación en una bolsa de vacío.	30
Figura 3-12. Retirada del papel protector.	31
Figura 3-13. Resultado final.	31
Figura 3-14. Colocación de la cinta de cromato.	32
Figura 3-15. Colocación del plástico antiadherente y del corcho.	33
Figura 3-16. Retirada del papel protector de la capa superior.	33

Figura 3-17. Colocación de la segunda capa antiadherente.	34
Figura 3-18. Colocación del tejido aireador.	34
Figura 3-19. Acabado de la bolsa de vacío.	35
Figura 3-20. Vacío de las placas.	36
Figura 3-21. Autoclave.	37
Figura 3-22. Ejemplo de ciclo de ciclo de presión, temperatura y vacío.	37
Figura 3-23. Resultado después del curado y antes de la retirada del corcho.	38
Figura 3-24. Placas defectuosas.	39
Figura 3-25. Nueva metodología de corte.	39
Figura 3-26. Resultado después del curado de la segunda iteración.	40
Figura 3-27. Máquina para el resanado. <i>Prácticas de Materiales Compuestos</i> , Jesús Justo et al. (2014).	40
Figura 3-28. Canto de las placas antes (A) y después (B) del resanado.	41
Figura 3-29. Panel de fibra de vidrio.	41
Figura 3-30. Proceso de lijado.	42
Figura 3-31. Placas lijadas.	42
Figura 3-32. Tacos cortados y limpios.	43
Figura 3-33. Horno del LERM.	43
Figura 3-34. Corte del adhesivo.	44
Figura 3-35. Retirada de la doble capa de papel protector del adhesivo.	44
Figura 3-36. Colocación y fijación de los tacos.	45
Figura 3-37. Bolsa de vacío para la colocación de los tacos.	46
Figura 3-38. Resultado de los tacos después del curado en autoclave.	46
Figura 3-39. Paralela.	47
Figura 3-40. Comparativa antes y después del resanado.	47
Figura 3-41. Resultado del corte.	48
Figura 4-1. Cámara y especificaciones.	53
Figura 4-2. Saphir 520.	54
Figura 4-3. A) Disco con adhesivo y disco Si#320. B) MD Largo. C) MD Nap T.	55
Figura 4-4. Resultado del pulido.	55
Figura 4-5. Máquina de tracción.	56
Figura 4-6. A) Micrófono. B) Mordazas.	57
Figura 4-7. Realización del ensayo.	57
Figura 5-1. Propiedades del extensómetro. <i>Instron</i> .	58
Figura 5-2. Onda sonora de una probeta gruesa (23 láminas).	59
Figura 5-3. Onda sonora de una probeta de 14 láminas.	60
Figura 5-4. Densidad de grietas frente a deformación para una probeta de 23 láminas descartando amplitudes de onda sonora inferiores a 0,25 dB.	60
Figura 5-5. Densidad de grietas frente a deformación para una probeta de 23 láminas descartando amplitudes de onda sonora inferiores a 0,3 dB.	61
Figura 5-6. A) Visualización de grietas en una probeta de 23 láminas. B) Visualización de grietas en una probeta	

de 14 láminas. C) Visualización de grietas en una probeta de 3 láminas.	62
Figura 5-7. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 1.	63
Figura 5-8. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 2.	63
Figura 5-9. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 3.	64
Figura 5-10. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 4.	64
Figura 5-11. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 1.	65
Figura 5-12. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 2.	65
Figura 5-13. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 3.	66
Figura 5-14. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 4.	66
Figura 5-15. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 1.	67
Figura 5-16. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 5.	67
Figura 5-17. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 2.	68
Figura 5-18. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 3.	68
Figura 5-19. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 4.	69
Figura 5-20. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 5.	69
Figura 5-21. Rotura de las probetas.	71
Figura 5-22. Delaminaciones.	72
Figura 5-23. Separación de los tacos.	72
Figura 5-24. Comparativa de las probetas de 23 láminas (tipo 1).	73
Figura 5-25. Comparativa de las probetas de 14 láminas (tipo 2).	74
Figura 5-26. Comparativa de las probetas de 3 láminas (tipo3).	74
Figura 5-27. Zoom de la comparativa de las probetas de 3 láminas (tipo 3).	75

Notación

σ	Tensor de tensiones
ε	Deformaciones normales de laja
ν	Coefficiente de Poisson
E	Módulo de Young
Q	Matriz de comportamiento de una lámina
γ	Deformaciones tangenciales de laja
G	Módulo de elasticidad tangencial o de cortadura
k	Deformaciones de placa (curvaturas de flexión y torsión)
N	Axil
M	Momento
$2s$	Espacio entre grietas
$2t_{90}$	Espesor del bloque orientado a 90°

1 INTRODUCCIÓN

No digo que la fibra de carbono pueda con todo. Pero, ¿por qué usar madera si hay materiales mejores?

- Thomas Strieker-

1.1 Materiales compuestos

Según F.París et al. (2006) en *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*, los materiales compuestos son el resultado de la combinación de dos o más materiales que poseen interfaces de separación entre ellos a nivel macroscópico. El objetivo de la fabricación o generación de este tipo de materiales se fundamenta en la necesidad de obtener propiedades que no se pueden alcanzar con ninguno de los componentes del material de forma aislada.

En la actualidad, existe una multitud considerable de materiales compuestos. Es por ello que resulta complejo establecer una clasificación general. Atendiendo al mecanismo utilizado para la mejora de alguna propiedad mecánica del material base, se obtiene una posible clasificación que se recoge en la figura 1-1.

Cabe destacar, que aunque se muestre una clasificación general, este proyecto se centra en materiales reforzados con fibra continua, multicapa y laminados.



Figura 1-1. Clasificación de los materiales compuestos. F.París et al. (2006) en *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*.

En el mismo libro, anteriormente mencionado, se especifica que el reforzado con partículas tiene como consecuencia ciertas mejoras en las propiedades de los materiales, tales como las conductividades térmicas y eléctricas o el comportamiento a altas temperaturas. Además, el uso de partículas en una configuración de láminas delgadas resulta del todo atractivo, ya que se consiguen las mismas propiedades en todas las direcciones de un plano.

Por su parte, los materiales reforzados con fibra poseen unas propiedades mecánicas formidables. Este tipo de material consiste en fibras, en las que una de sus dimensiones es mucho mayor que las otras dos, embebidas en matrices que unen las fibras y las protegen. Sin embargo, se ha demostrado que la resistencia real de estos materiales suele ser inferior a la teórica, debido a las imperfecciones del material.

Agrupados dentro de los materiales reforzados con fibra, se encuentran los reforzados con fibra continua. En este caso, la carga es soportada por las fibras y la matriz sirve como unión entre las mismas, además de tener una función protectora. Además, los laminados de fibra continua reforzados en una sola dirección suelen comercializarse como rollos de fibras pre-impregnadas de matriz. Este tipo de materiales, tienen una excelente rigidez y resistencia en la dirección de la fibra. Sin embargo, suelen ser débiles en la dirección perpendicular.

Por ello, en estos materiales, aparecen apiladas láminas que se orientan en direcciones diferentes obteniendo un laminado, que es precisamente lo que aquí se estudia.

La estructura de los materiales compuestos reforzados con fibra implica que las propiedades del material dependan del punto en estudio y de la dirección. Es decir, se trata de materiales heterogéneos anisótropos.

Por otra parte, existen dos visiones a la hora de analizar este tipo de materiales:

- **Micromecánica:** se distingue entre fibra y matriz, pero sin considerar su estructura interna. Este análisis intenta determinar las propiedades de una lámina homogénea y ortótropa que se comportará de forma similar a la real.
- **Macromecánica:** se considera la lámina homogénea con las propiedades del punto anterior, sin tener en cuenta la microestructura, excepto cuando las propiedades en la dirección de la fibra y en la dirección perpendicular sean diferentes. Pretende diseñar elementos como lajas a las que se les aplicará el cálculo estructural.

El uso de materiales compuestos está limitado por el coste en gran medida. Es por ello, que su uso se restringe a aquellas áreas en las que el precio no es un problema, o existen otras limitaciones mucho más críticas, como es el caso del peso en aplicaciones aeronáuticas.

Otro aspecto fundamental de los materiales compuestos, es que con ellos el ingeniero puede diseñar un material con las propiedades adecuadas para cada aplicación a partir una combinación de elementos bases.

1.2 Comportamiento mecánico de los laminados

El apartado que aquí de desarrolla está fundamentado en las ecuaciones y conceptos recogidos por F.París et al. (2006) en *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*.

Los laminados son conjuntos de dos o más láminas pegadas entre sí con diversas orientaciones entre ellas. Generalmente, no tendrán direcciones principales de ortotropía.

La Teoría General de Laminados consiste en encontrar una relación entre esfuerzos y deformaciones aplicando las hipótesis generales de placas delgadas, es decir, hipótesis de Kirchoff. A partir de esta teoría, se puede definir el comportamiento mecánico de un laminado.

Adoptando la nomenclatura establecida por el libro mencionado en líneas anteriores, partiendo de la ecuación de comportamiento de una lámina ($\underline{\sigma}^k = \overline{Q}^k \underline{\varepsilon}^k$) y suponiendo que la adhesión entre láminas es perfecta, las hipótesis de Kirchoff, anteriormente mencionadas, establecen que una línea perpendicular a la superficie media permanece perpendicular a esa misma superficie deformada, sin acortarse ni alargarse.

A partir del hecho mencionado en el apartado anterior y las ecuaciones que describen el comportamiento de las láminas, la ley de comportamiento de una lámina, quedaría:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^k \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x^o \\ k_y^o \\ k_{xy}^o \end{bmatrix}$$

donde z es la coordenada de la lámina k .

Por otro lado, cabe destacar que la continuidad sólo está garantizada para cada lámina en deformaciones, no en tensiones. Esto es fácilmente justificable, si se tiene en cuenta que los coeficientes Q_{ij} pueden ser diferentes en cada lámina.

Introduciendo, a continuación, los esfuerzos internos como las resultantes de las tensiones y considerando la independencia de z de los coeficientes Q_{ij} y de las variables ε_x^o , ε_y^o , γ_{xy}^o , k_x^o , k_y^o y k_{xy}^o , obtenemos:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x^o \\ k_y^o \\ k_{xy}^o \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x^o \\ k_y^o \\ k_{xy}^o \end{bmatrix}$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^k (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^k (z_k^2 - z_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^k (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

Concretando, el laminado sometido a estudio en este documento está compuesto por un apilamiento de láminas iguales colocadas a 90° relativamente una de otra. Además, será perfectamente simétrico respecto de su plano medio. Estas condiciones de ortotropía permiten que se puedan considerar las simplificaciones establecidas para “regular symmetric cross-ply laminates”, es decir:

$$Q_{11}^k = \frac{E_{11}^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}; Q_{22}^k = \frac{E_{22}^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}; Q_{12}^k = \frac{\nu_{21}^k E_{11}^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}$$

$$Q_{16}^k = 0; Q_{26}^k = 0; Q_{66}^k = G_{12}^k$$

En este tipo de disposición, $B_{ij} = 0$. Además, no existe acoplamiento entre los efectos normales y tangenciales. Por ello, $A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = 0$. Por contra, el resto de valores son siempre positivos.

1.3 Aplicaciones aeronáuticas de los materiales compuestos. Motivación

Según la materia impartida por José María Gallardo en la asignatura Materiales Aeroespaciales, hoy día, los principales materiales que se utilizan en las estructuras aeronáuticas son:

- Aleaciones de aluminio.
- Aleaciones de aluminio-litio.

- Aleaciones de titanio.
- Compuestos de fibra de carbono.
- Aceros.

Todavía, el aluminio es un elemento ampliamente usado en dichas estructuras. Sin embargo, su porcentaje ha descendido considerablemente desde un 71% a un 30%. Las categorías más importantes en las que aparece el aluminio son el duraluminio (US2000), que se usa en áreas sensibles a la fatiga y tiene la propiedad de no propiciar la propagación de las fisuras; y aleaciones del tipo US7000, que poseen una elevada resistencia y son usadas en áreas dominadas por la compresión.

En cuanto a las aleaciones aluminio-litio, cabe destacar que tienen una densidad más reducida que los aluminios de la serie 2000, anteriormente mencionados. Por otro lado, presentan valores similares de resistencia que los de la serie 7000 y un aumento del 10% en rigidez.

Por su parte, las aleaciones de titanio fueron populares en aeronaves construidas en la década de los 70, ya que presentaron diversas ventajas frente a los aluminios: mejor resistencia específica, menor degradación a altas temperaturas o mayor vida a fatiga. Por el contrario, no hay que olvidar que son materiales caros y con una disponibilidad reducida.

Los aceros poseen altas resistencias y rigideces, pero también altas densidades. Sus propiedades poseen una menor degradación ante tratamientos térmicos que las de los aluminios. Los más usados en aplicaciones de este calibre son los aceros inoxidable, que suelen suponer el 8 % de las estructuras aeronáuticas.

Sin embargo, los materiales más importantes introducidos en el sector en las últimas décadas son los compuestos. Estos materiales, suponen mejoras en la resistencia específica y en la rigidez frente a los materiales anteriores. Sin embargo, son propensos a la degradación a altas temperaturas y son difíciles de reparar.

En concreto, el uso de compuestos de fibra de carbono en las palas de determinados modelos de helicópteros mejora la vida a fatiga del rotor. Además, algunas geometrías complicadas son fácilmente fabricadas en compuestos. Por otro lado, como ya se ha comentado en el apartado anterior, las propiedades de estos materiales pueden ser variables en función del diseño.

Si se hace una comparativa de la distribución de materiales en función del peso, se llegará a la conclusión de que los compuestos están cobrando gran importancia en la ingeniería aeronáutica. Si se compara la composición del A300, en el que el porcentaje de compuestos era del 4%, con el A350, en el que ese porcentaje asciende al 52%, o con el A 380, en el se encuentra un 26% de compuestos, resulta evidente la tendencia actual al uso de los mismos.

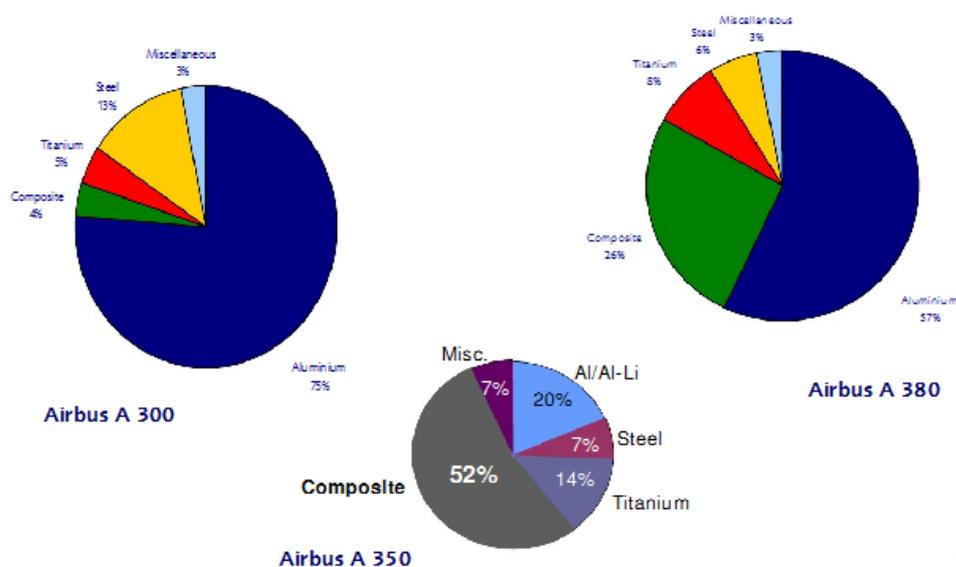


Figura 1-2. Comparativa en composición entre el A300, el A350 y el A380. José María Gallardo. (2017-2018) Materiales Aeroespaciales.

En los modelos más novedosos, como es el caso del B787, resulta bastante significativo el porcentaje de materiales compuestos (tanto laminados de carbono, como compuestos de carbono en estructura de sándwich y compuestos de fibra de vidrio) que posee. En los aviones militares, como el F22, los porcentajes rondan el 40% de la estructura.

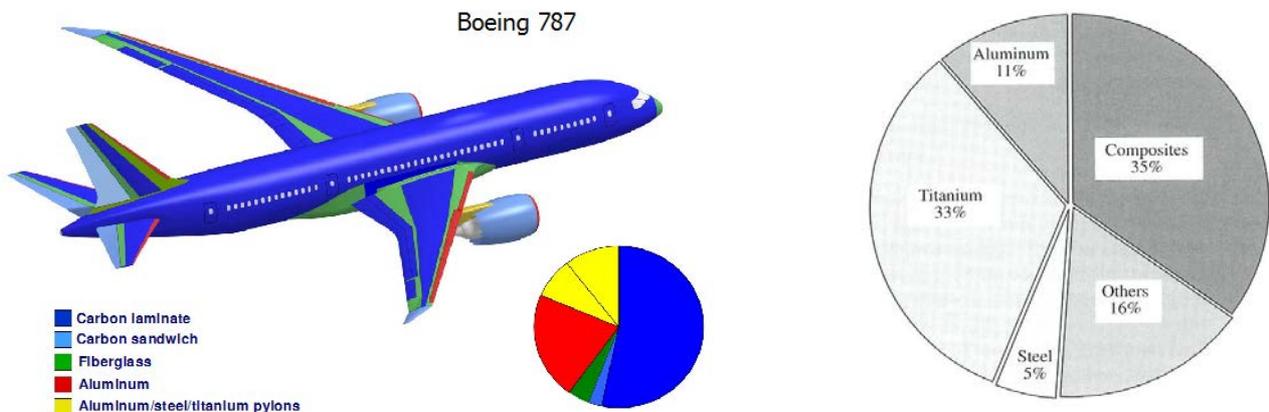


Figura 1-3. Composiciones del B787 y del F22. José María Gallardo. (2017-2018) Materiales Aeroespaciales.

Sin embargo, no es el sector aeronáutico el único en el que se utilizan este tipo de materiales. En automovilística o en ingeniería naval, ingeniería química, industria deportiva o, incluso, ingeniería eléctrica, también se está extendiendo su uso. Por ejemplo, existen carrocerías de automóviles fabricadas con compuestos, y en la construcción de cascos y mástiles en barcos también se empiezan a utilizar este tipo de materiales.

En la industria aeronáutica, cabe destacar que el uso de materiales compuestos radica en la elevada relación resistencia/peso y rigidez/peso que poseen. Como ya se ha comentado, en materiales laminados reforzados con fibra se obtienen excelentes propiedades mecánicas en la dirección de la fibra, pero se tiene una baja resistencia en la dirección transversal, dando lugar a fenómenos de agrietamiento.

Es por ello, que resulta de utilidad hacer un análisis de los problemas que se pueden presentar en el uso de materiales compuestos. Uno de esos problemas, que es el objeto de estudio de este proyecto, es el fenómeno de agrietamiento transversal.

1.4 Fenómeno del agrietamiento transversal

Según Talreja y J-A. Manson en (2000) *Polymer Matrix Composites*, establecen que la primera forma de daño en laminados suele ser microfisuras que se dan en la matriz. Estas grietas, que pueden ser intralaminares o atravesar el espesor de las láminas, se propagan en paralelo a la fibra. Lo más común es que aparezcan microfisuras en las láminas de 90° cuando se aplican cargas axiales en la dirección de 0° . Al ser estas fisuras transversales a la carga, se denomina al fenómeno anteriormente descrito agrietamiento transversal.

En el capítulo 13 de este mismo documento, desarrollado por John A. Nairn, se especifica que suelen aparecer microgrietas durante la carga a tracción, carga a fatiga y durante cambios de temperatura. Las fisuras se forman predominantemente en las capas perpendiculares a la dirección de la carga, aunque realmente pueden aparecer en cualquier capa.

El efecto inmediato de las microgrietas es causar una degradación en las propiedades termomecánicas del laminado, lo que incluye cambios en los módulos efectivos, coeficientes de Poisson y coeficientes de dilatación térmica.

Un efecto secundario de estas microfisuras es que pueden acabar produciendo otras formas de daño. Las microgrietas pueden inducir a delaminaciones, ya que la rotura de la fibra genera unas vías que son un camino de fácil acceso para líquidos corrosivos. Esto ocasionaría un fallo del laminado.

La resistencia transversal está gobernada por muchos factores que incluyen las propiedades aisladas de las fibras

y de la matriz, la resistencia de la unión de la interfase, la presencia de huecos, las deformaciones debidas a la interacción, etc. Sin embargo, puede asegurarse que la resistencia transversal del conjunto es inferior a la de la matriz, es decir, las fibras tienen un efecto negativo.

Además, la primera microfisura provoca pocos cambios en las propiedades termomecánicas del laminado. Si se continúa con la aplicando la carga se conduce a la aparición de microfisuras adicionales y se degradan las propiedades anteriormente mencionadas. Por ello, un experimento lógico para caracterizar las propiedades de los laminados es seguir el proceso de microfisuración y registrar el número de grietas o la densidad de grietas, lo que es, precisamente, objeto de estudio de este documento.

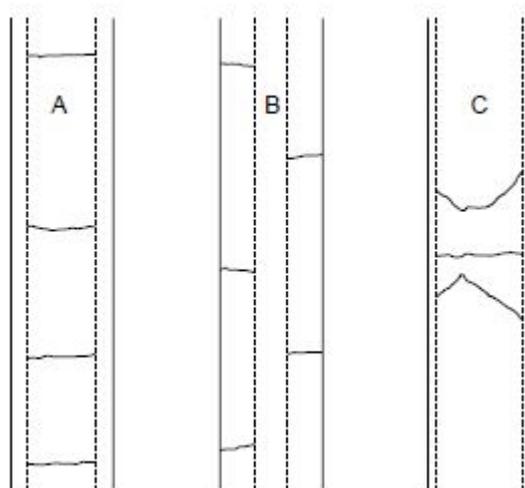


Figura 1-4. A) Microfisuras en un laminado [0/90]. B) Microfisuras antisimétricas en un laminado [90/0]. C) Grietas curvas u oblicuas cerca de una recta en el laminado [0/90]. Talreja y J-A Manson, (2000) *Polymer Matrix Composites*

1.5 Antecedentes

Durante la década de los setenta, Garrett y Bailey (Garrett & Bailey, 1977) estudiaron la aparición de microfisuras en polímeros reforzados con fibra de vidrio. Seleccionaron laminados cruzados simétricos 0/90 y variaron el espesor de la lámina de 90° progresivamente, manteniendo el espesor de la lámina de 0°. Además, repitieron el proceso para laminados de fibra de carbono y epoxi, concluyendo que la deformación previa a la iniciación de la grieta era mayor a medida que el espesor de la lámina de 90° disminuía.

Un año después, en 1978, Parvizi y Bailey (A. Parvizi & J.E. Bailey, 1978) realizaron una investigación sobre el agrietamiento transversal múltiple en laminados de resina epoxy reforzados con fibra de vidrio. Se analizaron cuatro laminados con diferentes espesores de la capa de 90, llegando a la conclusión de que el espaciado trasversal entre grietas disminuía al aumentar el esfuerzo aplicado y al disminuir el espesor de la capa trasversal.

En 1982, Flaggs y Kural (Flaggs & Kural, 1982) experimentaron con una amplia gama de laminados de carbono-epoxi. Calcularon la deformación en las capas a 90° al inicio de la fisuración y la compararon con la deformación del fallo trasversal de las capas correspondientes. Así, llegaron a la conclusión que la deformación al inicio de la fisuración es siempre mayor que la deformación de fallo trasversal de la capa.

En ese mismo año, Crossman y Wang (F.W. Crossman & A.S.D. Wang, 1982) realizaron una serie de experimentos con laminados de grafito/epoxi donde variaron el número de láminas orientadas a 90°. El análisis se hizo a través de radiografías y se concretó que la tensión de tracción requerida para dar inicio al agrietamiento trasversal depende del espesor de la capa de 90. Por su parte, el inicio del fenómeno de delaminación ocurría antes o después del agrietamiento trasversal dependiendo del diseño del laminado.

Wang (Wang A., 1984) clasificó el mecanismo de daño de un elemento estructural de material compuesto

laminado en varias escalas. A escala macromecánica, el fallo se relaciona con la pérdida de rigidez local cuando la carga alcanza un valor crítico. A escala mesomecánica, la pérdida de rigidez local se asocia a la existencia de un defecto o fisura. Por su parte, a escala micromecánica aparecen defectos como los microporos y las roturas de fibras, que originan concentraciones de tensiones que, a su vez, se propagan produciendo grietas de mayor tamaño.

También en 1984, Lee (S.M- Lee, 1984) estableció una relación entre los parámetros de definición de la resina y el agrietamiento transversal en compuestos. Se desarrolló un modelo teórico basado en la mecánica de la fractura para describir el fallo in situ del agrietamiento transversal. Este modelo se centraba en que la fractura está controlada por la zona plástica del fondo de la grieta.

Unos años más tarde, en 1985, Ramesh Talreja (Talreja, 1985) presentó una clasificación de los efectos del agrietamiento transversal en la relación tensión-deformación utilizando la relación rigidez-daño utilizada por el propio autor en un trabajo anterior.

J.W. Lee & I.M. Daniel (J.W. Lee & I.M. Daniel, 1990) desarrollaron, en 1990, una teoría que podía ser usada como base para un modelo de acumulación de daños. En sus estudios, se propuso un modelo de cizallamiento simplificado basado en un esquema de daño progresivo para laminados de compuestos bajo cargas de tracción uniaxiales.

Por otro lado, en 1991, Varna y Berglund (J. Varna & L. Berglund, 1991) estudiaron la reducción de la rigidez como consecuencia del agrietamiento transversal múltiple en laminados con capas trasversales. Además, se obtuvo la distribución del campo de tensión por el principio de mínima energía complementaria y se sugirieron dos modelos que describían los esfuerzos no uniformes en la dirección del espesor de la capa a 0° .

En 1997, Varna et al. (Varna, Paris & del Cano, 1997) señala que la calidad de la interfaz se caracteriza por la resistencia de la interfaz o la tenacidad a la fractura. Entre los procedimientos para la determinación de la resistencia por corte en la interfaz fibra/matriz de la interfaz, destaca un procedimiento basado en la energía, que establece que la energía total disipada durante el despegue entre la fibra y la matriz es el trabajo realizado para crear una nueva superficie de la grieta.

Por su parte, también en el año 2000, Berthelot y Le Corre (Berthelot & Le Corre, 2000), desarrollaron un método analítico para estudiar la distribución de tensión en un laminado cruzado 0/90/0 de fibra de vidrio E y epoxi a tracción. El modelo consideraba la existencia de una serie de grietas transversales y una zona delaminada, generada a partir del vértice de la grieta transversal. A partir de estos estudios, llegaron a la conclusión de que, en la zona de delaminación, la transferencia de carga mecánica entre las láminas de 0° y 90° se genera por fricción, en el espesor de la lámina a 0° el desplazamiento longitudinal es progresivo y en la de 90° parabólico.

En 2006, Pedro P. Camanho, Carlos Dávila, Silvestre T. Pinho, Lorenzo Lannucci y Paul Robinson (Camanho, Dávila, Pinho, Lannucci & Robinson, 2006), desarrollaron un criterio de fallo de la matriz, basado en el estudio del crecimiento de las grietas transversales en la matriz. Los modelos de fractura se usan para determinar el inicio de la propagación de las grietas. Los modelos que se desarrollan para cada laminado pretendían relacionar el espesor del mismo con la tenacidad a fractura. Además, se realizaron modelos experimentales para verificar los resultados obtenidos.

González y Llorca (González y Llorca, 2007), realizaron una serie de estudios sobre el comportamiento mecánico de un material compuesto de matriz polimérica reforzado con fibras unidireccionales de carbono y vidrio, cuando se le somete a compresión perpendicular a las fibras. Para sus experimentos, a través de la micromecánica computacional, usaron una microestructura que poseía una dispersión aleatoria de fibras paralelas. Esto les permitió obtener la curva tensión-deformación, estudiar los mecanismos de daño del material y evaluar la influencia de las propiedades de la matriz y la interfaz en la curva anteriormente mencionada y en otros parámetros, tales como la resistencia a compresión, la ductilidad o los modos de rotura.

Un año más tarde, en el año 2008, París et al. (París, Blázquez, McCartney & Mantic, 2008) determinaron el índice de disipación de energía G. En los estudios realizados, se utilizó el Método de los Elementos de Contornos. Empleando un laminado simétrico 0/90, llegaron a la conclusión de que, en las láminas de 90° , G crece a medida que la grieta se propaga lo que supone un crecimiento inestable de la grieta en esa lámina. Además, existe un máximo de G cercano a la interfaz 0/90, a partir del cual G decrece cuando el vértice de la grieta se desplaza hacia la interfaz.

En el año 2010, París et al. (París, Blázquez, McCartney & Barroso, 2010) analizaron el efecto de las tensiones

térmicas, observando que el índice de disipación de energía, G , aumenta con las mismas. Esto tiene como consecuencia inmediata que, debido al curado del material, existe una mayor tendencia al agrietamiento transversal.

Por último, en 2016, José Luis Orellana (José Luis Orellana), en su Tesis Doctoral, estudió el inicio y la propagación del agrietamiento transversal a partir de un modelo mesomecánico; y el fenómeno de despegue en la interfaz fibra-matriz con un modelo micromecánico. Además, realizó un estudio experimental para corroborar de alguna manera los resultados numéricos de los estudios anteriormente mencionados. El objetivo fundamental de la tesis era estudiar o analizar el fenómeno de agrietamiento transversal bajo la hipótesis de la geometría total del dominio.

1.6 Objetivos

Debido a la creciente importancia de los compuestos en una gran diversidad de ámbitos, entre los que destaca la aeronáutica, parece razonable querer entender su comportamiento.

El objetivo de este proyecto es obtener una serie de curvas que relacionen la densidad de grietas con la carga a la que está sometido el material. Es decir, se pretende hacer un estudio experimental del fenómeno de agrietamiento transversal en laminados de material compuesto. De esa manera, se busca entender la aparición de este tipo de grietas y su evolución.

Sin ser objeto principal, también se pretende seleccionar un material adecuado para el ámbito aeronáutico y desarrollar varios diseños de probeta que posteriormente se analizarán para barrer un abanico más o menos amplio de posibilidades.

2 ESTUDIOS PREVIOS

En este apartado, se describe el proceso de diseño y fabricación de las probetas que posteriormente serán ensayadas para obtener una serie de resultados que permitirán concluir el estudio. Se justificarán, a continuación, elementos claves como la selección del material, el diseño del laminado o el dimensionado de las probetas. A partir de estas decisiones, se establecerá el proceso de fabricación de las mismas, cuyo desarrollo se recogerá, también, en este apartado.

2.1 Selección del material

Para seleccionar el material, se buscaron aquellos compuestos más comúnmente usados en la industria aeronáutica. Se encontró que el compuesto más usado es el CFRP que se corresponde con un compuesto sintético reforzado con fibra de carbono.

Por otra parte, también resultan habituales estructuras de sándwich o “panal de abeja”. La fibra de vidrio es otra de las populares en el ámbito que se trata. Normalmente, tanto los CFRP como los GFRP y los plásticos reforzados con fibra de cuarzo se utilizan en las alas, en secciones del fuselaje y en las superficies de la cola.

Por su parte, el GLARE, cuya composición consta de láminas de aluminio y fibra de vidrio alternadas, se utiliza en la parte superior de fuselaje y los bordes de los estabilizadores. Se trata de un laminado más ligero y de mayor resistencia a la corrosión y a impacto que el aluminio convencional.

En primer lugar, se tomó la decisión de considerar un laminado de fibra de carbono y matriz sintética, ya que como se ha comentado es el más ampliamente usado en la industria aeroespacial.

A continuación, para poder seleccionar el tipo específico de material y de resina, se utilizó la base de datos de la empresa HEXCEL. Se trata de una empresa que se define a sí misma como la mayor productora norteamericana de fibra de carbono. Además, es la empresa más importante a nivel de tejidos estructurales del mundo, la productora número uno de materiales compuestos como prepregs, y la gran líder en fabricación de partes y estructuras de compuestos.

HEXCEL ha sido pionera en el desarrollo de prepregs por más de 60 años. La marca comercial HexPLY es sumamente conocida en industrias de alta tecnología.

En los catálogos que ofrece la página web de la empresa mencionada, se pueden encontrar diferentes tipos de fibra de carbono. En un primer momento, se acotó la búsqueda a dos tipos, debido al su rango de aplicación: HM63 y AS4. Finalmente, se seleccionó el tipo AS4 por ser el utilizado frecuentemente por el laboratorio del GERM.

En la siguiente tabla, se recogen las propiedades del modelo de fibra seleccionado.

Typical Fiber Properties	U.S. Units	SI Units
Tensile Strength	700 ksi	4,826 MPa
Tensile Modulus (Chord 6000-1000)	35.0 Msi	241 GPa
Ultimate Elongation at Failure	1.8%	1.8%
Density	0.0647 lb/in ³	1.79 g/cm ³
Weight/Length (12K)	42.8 x 10 ⁻⁶ lb/in	0.765 g/m
Approximate Yield (12K)	1,945 ft/lb	1.31 m/g
Tow Cross-Sectional Area (12K)	6.63 x 10 ⁻⁴ in ²	0.43 mm ²
Filament Diameter	0.265 mil	6.7 microns
Carbon Content	94.0%	94.0%
Twist	Never Twisted	Never Twisted

Tabla 2-1. Propiedades de la fibra de carbono AS4. Empresa Hexcel.

Cabe destacar, que la fibra seleccionada es del tipo continua y que posee una alta resistencia. Además, está compuesta por 12000 filamentos y se puede tratar superficialmente para mejorar alguna de sus propiedades, como sus propiedades estructurales.

En cuanto a la resina empleada, se ha elegido una matriz epóxica denominada HexPly 8552. Se trata de una matriz que se usa en estructuras aeronáuticas primarias. Posee una buena resistencia a impacto y una tolerancia al daño amplia que permite su uso en un gran rango de aplicaciones.

A partir de los datos especificados, se seleccionó el material **HexPly 8552 UD AS4**, cuyas propiedades se resumen en las tablas siguientes.

	Units	AS4	IM7
Fibre Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.79 (0.065)	1.77 (0.064)
Filament count/tow		12K	12K
Resin density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.30 (0.047)	1.30 (0.047)
Nominal Cured Ply Thickness 8552 /35%/134	mm (inch)	0.130 (0.0051)	0.131 (0.0052)
Nominal Fibre Volume	%	57.42	57.70
Nominal Laminate Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.58 (0.057)	1.57 (0.057)

Tabla 2-2. Propiedades físicas del material HexPly 8552 AS4. Empresa Hexcel.

Test	Units	Temp °C (°F)	Condition	AS4	IM7
0°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	1903 (267)	2572 (373)
		25 (77)	Dry	2207 (320)	2724 (395)
		91 (195)	Dry	-	2538 (368)*
90°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	-	174 (25.3)
		25 (77)	Dry	81 (11.7)	64 (9.3)
		93 (200)	Dry	75 (10.9)	92 (13.3)*
0°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55 (-67)	Dry	134 (19.4)	163 (23.7)
		25 (77)	Dry	141 (20.6)	164 (23.8)
		91 (195)	Dry	-	163 (23.7)*
90°Tensile Modulus	GPa (msi)	-	-	-	-
		25 (77)	Dry	10 (1.39)	12 (1.7)
		93 (200)	Dry	8 (1.22)	10 (1.5)*
0°Compression Strength	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	1686 (230)	-
		25 (77)	Dry	1631 (222)	1690 (245)
		91 (195)	Dry	1296 (184)	1483 (215)
0°Compression Modulus	GPa (msi)	-55 (-67)	Dry	124 (18)	-
		25 (77)	Dry	128 (18.6)	160 (21.7)
		91 (195)	Dry	122 (17.7)	162 (23.5)
0° ILSS (Shortbeam shear)	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	164 (23.8)	-
		25 (77)	Dry	128 (18.6)	137(19.9)
		91 (195)	Dry	122 (14.7)	94 (13.6)*
		25 (77)	Wet	117 (16.9)	115 (16.7)
		71 (160)	Wet	84 (12.2)	80 (11.6)**
In-plane Shear Strength	MPa (ksi)	25 (77)	Dry	114 (16.6)	120 (17.4)
		93 (200)	Dry	105 (15.2)	108 (15.4)*

Tabla 2-3. Propiedades mecánicas del material HexPly 8552 AS4. Empresa Hexcel.

Otra característica destacable del material seleccionado es que se trata de un prepreg. Los materiales preimpregnados son sistemas en los que la matriz (resina) está reforzada con fibras artificiales, como fibras de carbono, vidrio o aramida. Se trata de una combinación de fibra-matriz que está lista para el proceso de fabricación. La resina termoendurecible se cura a elevada temperatura, experimentando una reacción que transforma el preimpregnado en un material estructural sólido que es resistente a la temperatura, excepcionalmente rígido y muy liviano.

En la actualidad los productos preimpregnados son la base de las estructuras primarias de aeronaves como el Airbus A350 XWB y el Boeing 787, suponiendo el 50% del fuselaje.

En nuestro caso, se trata de un preimpregnado unidireccional. Sin embargo, existen también tejidos, tal y como se puede ver en la figura 2-1.

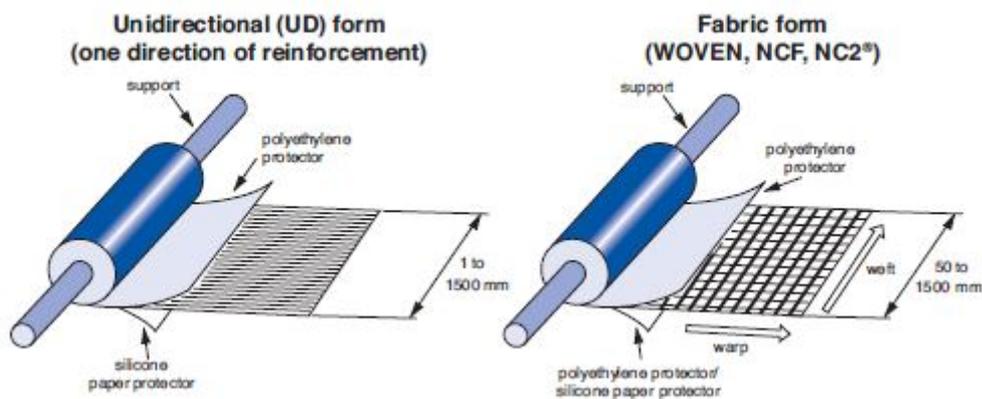


Figura 2-1. Tipos de preimpregnados. Empresa Hexcel.

Una vez realizada la selección del material, siendo esta comunicada al correspondiente tutor, se obtuvo el material de la empresa anteriormente mencionada. En la figura 2-2, se pueden observar las propiedades del rollo utilizado.

Manufact. Hexcel Composites S.L.U		QR Code	
Trade Name 8552/34%/UD194/AS4/150 ATL		Red Label	
Mat. Width	150 mm	Manufact.	P100252
Gross Length	560,00 m	Defect at End	0,00 m
Net Length	554,20 m	Roll No.	40M0013861A031
Batch No.	40M0013861A		
Defects	Category	Start	End
1	F	142,50 m	144,60 m
2	K	422,80 m	426,50 m
3		m	m
4		m	m
5		m	m
6		m	m
7		m	m
8		m	m
9		m	m
10		m	m
Date of Manufacture	Aug 09 2017		
Storage Time	365 days	Conditions	-18

Figura 2-2. Propiedades del rollo (I).

2.2 Diseño de las probetas

En este apartado, se describe cómo se han diseñado las probetas y los criterios que se han tenido en cuenta en el proceso.

2.2.1 Laminado

Para establecer el laminado usado, se ha considerado que el espesor de las láminas es de 0,130 mm, tal y como se describe en la tabla 2-2. Por otro lado, se ha tenido en cuenta que los espesores típicos de las estructuras aeronáuticas rondan los 2 mm, dato que se ha podido obtener de los apuntes de la asignatura Estructuras Aeronáuticas.

A partir de los datos anteriores, se ha determinado que el primer laminado tenga 14 láminas. Además, puesto que las láminas dispuestas a 90° serán las más susceptibles a la aparición de grietas, las situaremos entre láminas dispuestas a 0° , para que estas últimas funcionen como “contenedor” y eviten la propagación de las fisuras.

Por otro lado, se dispondrán las láminas de forma simétrica respecto del plano medio. Se ha establecido de esta manera, para evitar los problemas que se asocian al hecho de tener un acoplamiento entre tensiones normales y tangenciales. Además, la simetría proporciona ciertas simplificaciones, como se comentó en el apartado introductorio 1.2.

Por último, es necesario comentar que la proporción de láminas dispuestas a 90° será mayor que las dispuestas a 0° . Esto se debe, de nuevo, a la susceptibilidad de las primeras. Para un primer diseño bastará con considerar que tenemos 4 láminas dispuestas a 0° y 10 a 90° .

Cabe destacar, que este es un primer diseño, pero no será el único. Para barrer las diferentes opciones de espesores, se fabricarán tres modelos de probetas: el primero se corresponde con el diseño descrito anteriormente, el segundo tendrá 2 láminas dispuestas a 0° y una a 90° , y el tercero poseerá 8 láminas dispuestas a 0° y 15 a 90° . Los tres diseños se concretan en la Figura 2-2.

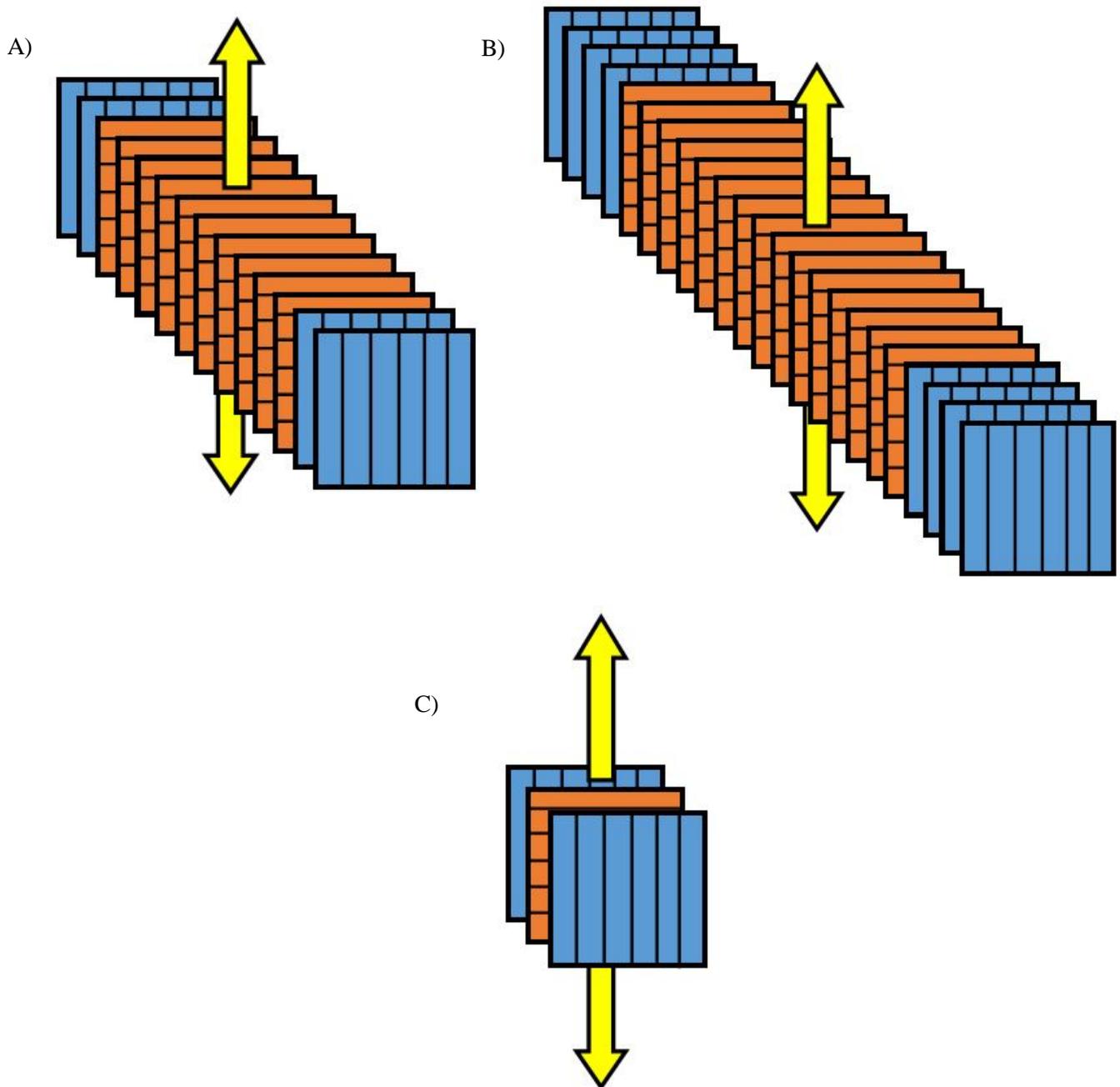


Figura 2-3. A) Laminado de 4 láminas a 0° y 10 a 90° . B) Laminado de 8 láminas a 0° y 15 a 90° .
C) Laminado de 2 láminas a 0° y 1 a 90° .

2.2.2 Dimensionado de las probetas

El dimensionado que aquí se desarrolla está fundamentado en la norma ASTM D-3039. Los extremos de las probetas se encontrarán reforzados con el objetivo de que el fallo de la probeta ocurra en las zonas interiores, es decir, en una zona alejada de la aplicación de la carga. Estos refuerzos vienen dados por el laboratorio.

Además, en la normativa se especifica que el número de probetas a ensayar no debe ser menor a 5. Por tanto, se seleccionará un total de cinco probetas de cada tipo, es decir, se fabricarán 15 probetas.

En cuanto a las dimensiones, la norma especifica que se tratará de probetas de sección rectangular constante, cuyas medidas se recogen en la figura 2-3. Dicha figura muestra un plano acotado de las probetas.

Por último, las tablas 2-4 y 2-5 han sido extraídas de la norma para corroborar el dimensionado que aquí se desarrolla. Cabe destacar, que en esta última se han tomado los valores correspondientes a la penúltima fila (“Balanced and symmetric”).

Parameter	Requirement
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^a
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
Tab Requirements (if used):	
tab material	as needed
fiber orientation (composite tabs)	as needed
tab thickness	as needed
tab thickness variation between tabs	±1 % tab thickness
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

Tabla 2-4. Requerimientos geométricos de las probetas. Norma ASTM D-3039.

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, °
0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
balanced and symmetric	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

Tabla 2-5. Dimensionado de las probetas. Norma ASTM D-3039.

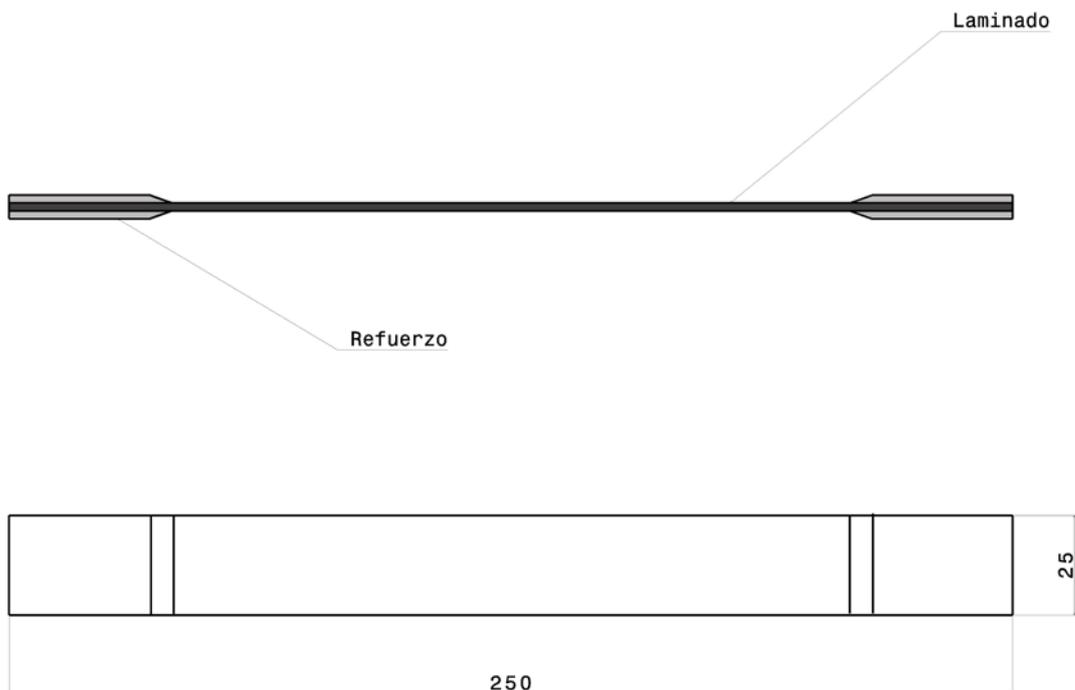


Figura 2-4. Plano de las probetas.

Se concluye este apartado, con una tabla que recoge los diferentes valores de las tolerancias. De nuevo, estos valores han sido obtenidos conforme a la normativa anteriormente especificada.

Magnitud	Tolerancia
Espesor del laminado	4%
Ancho del laminado	1%

Tabla 2-6. Tolerancias.

2.2.3 Cálculo del material necesario

Una vez se contactó con el laboratorio, se llegó a la conclusión de que los rollos disponibles eran:

- Rollo de prepreg AS4 8552, cuyo ancho es de 150 mm.
- Rollo de prepreg M21e 35%, cuyo ancho es de 300 mm.

Hasta ahora, se ha acordado que se fabricará un total de 15 probetas, cuya disposición es simétrica. Se han elegido tres modelos diferentes de laminado, cuyo desarrollo se ha especificado en el apartado 2.2.1 del presente documento.

Por todo lo mencionado, se deberán cortar 14 láminas a 0° y 26 a 90° para cada probeta. La tabla 2-7 recoge el recuento de láminas de cada tipo.

Modelo	Nº de láminas de 90°	Nº de láminas de 0°
Tipo 1	1	2
Tipo 2	10	4
Tipo 3	15	8

Tabla 2-7. Recuento de láminas.

Para establecer un primer cálculo del material, se han tenido en cuenta los dos rollos disponibles. A partir de las dimensiones de los mismos y de las dimensiones de las propias probetas, se ha podido determinar la superficie a cortar y la longitud de cada una de los rollos requerida. A la hora realizar los cálculos, se tendrá en cuenta que será necesario tener un margen de 1 cm alrededor de los paneles que se corten y de 2,5 mm entre dos probetas consecutivas.

2.2.3.1 Rollo de 300 mm: M21e 35%

Tanto para las láminas dispuestas a 0° como para las dispuestas a 90° serán necesarios paneles de 270x150 mm.

En el caso de las láminas dispuestas a 90°, se pueden situar los paneles sin problemas en el rollo. Sin embargo, en las láminas dispuestas a 0° será conveniente establecer una división en algunos de los paneles. Esto se debe a que se busca el máximo aprovechamiento del rollo. Dicha decisión se muestra en la figura 2-4.

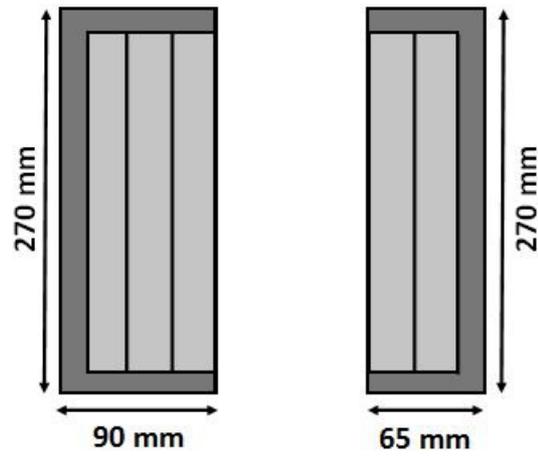


Figura 2-5. División de láminas a 0°.

La disposición de los paneles en el rollo se recoge en la figura 2-5. Por su parte, los cálculos desarrollados a partir de dicha distribución se resumen en la tabla 2-8.

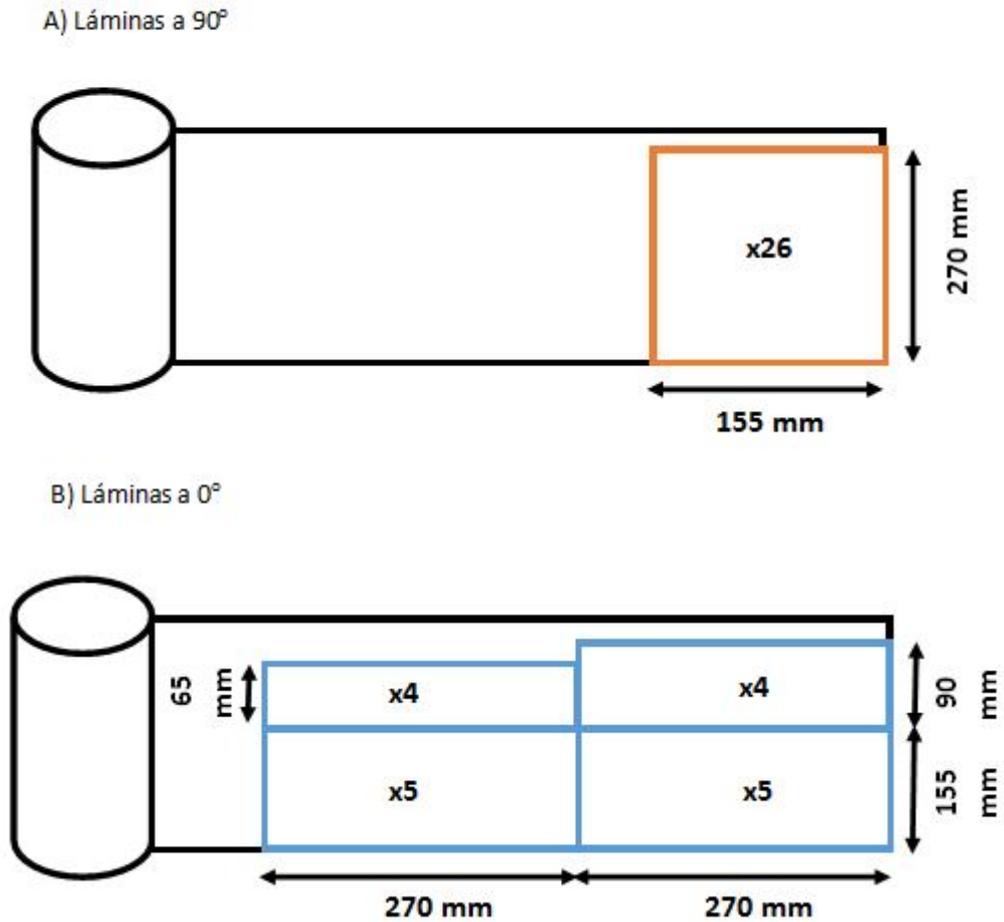


Figura 2-6. Superficies a cortar en el rollo de 300 mm.

	Dimensiones (mm)	Superficie (mm ²)	Longitud de rollo (mm)
Láminas a 90°	155x270	41850	6730
Láminas a 0°	90x270	24300	
	65x270	17550	
	155x270	41850	

Tabla 2-8. Cálculo de material en el rollo de 300 mm.

2.2.3.2 Rollo de 150 mm: AS4 8552

Para las láminas a 90° se necesitará cortar dos paneles de 155×135 mm por cada capa de cada tipo de probeta, y para las de 0° serán necesarios otros dos paneles: uno de 90×270 mm y otro de 65×270 , también, para cada capa de cada tipo de probeta que se fabrique.

En este caso, se ha tenido en cuenta que los paneles que se dispondrán a 90° se pueden cortar en dos porciones aunque ambas porciones pertenezcan a la misma lámina de la misma probeta, debido a que posteriormente la resina hará que se tenga el resultado deseado. De otra manera, no sería posible emplear este rollo.

Cabe destacar que se ha intentado agrupar las regiones de tal forma que se facilite el posterior apilamiento de las mismas. Por tanto, en un principio se ha buscado cortar paneles como los que se indican en la figura 2-7, tanto para las láminas dispuestas a 0° , como para las dispuestas a 90° .

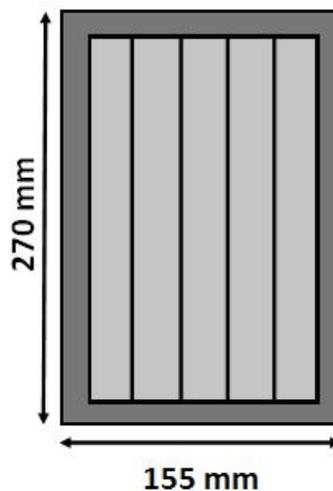


Figura 2-7. Dimensionado inicial de paneles.

Posteriormente, en vista de las restricciones que presentan las dimensiones del rollo, se han dividido los paneles anteriores para obtener los que se muestran en la Figura 2-8.

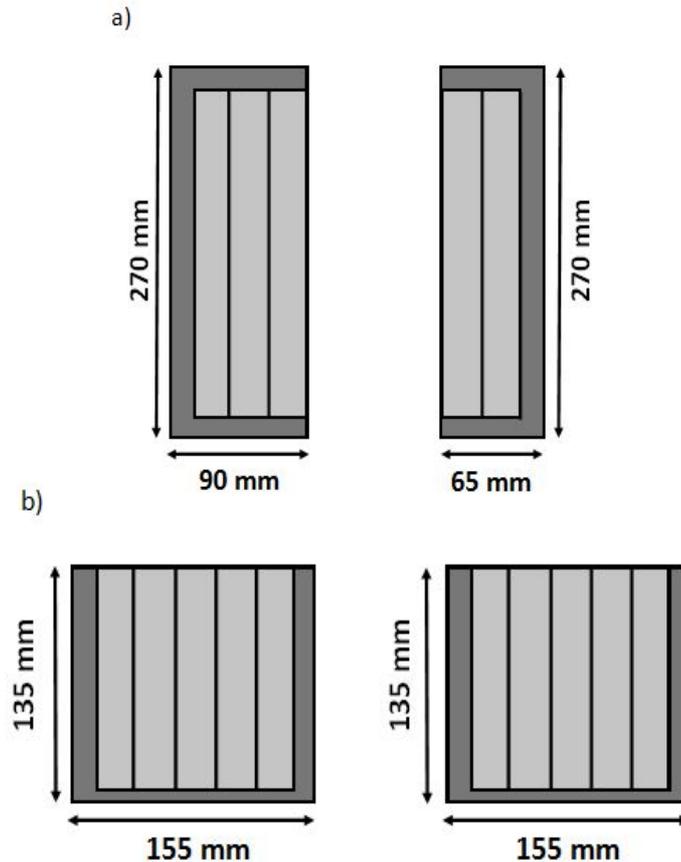


Figura 2-8. Dimensionado final de los paneles.

En las figuras anteriores se ha tenido en cuenta un margen de material que rodea a cada panel y márgenes entre probetas consecutivas. Esos márgenes son de 1 cm y 2,5 mm respectivamente y se toman en consideración debido al corte posterior de las probetas con un disco y al efecto del curado.

Una vez ajustado el tamaño de los paneles, será necesario especificar cómo se van a cortar a partir del rollo. En vista de que a partir de los paneles obtenemos láminas para las cinco probetas de cada tipo, y teniendo en cuenta que se necesitarán 14 láminas a 0° y 26 a 90° (contando únicamente una probeta de cada tipo), se llega a la conclusión de que se necesitan 14 paneles de cada uno de los que aparecen en la figura 2-7 (a) y 26 de cada uno de los mostrados en la figura 2-7 (b).

A continuación, se dispondrán los paneles en el rollo tal y como muestra la figura 2-9. Posteriormente, se estará en condiciones de calcular la longitud necesaria de rollo, cuyos resultados se recogen en la tabla 2-9.

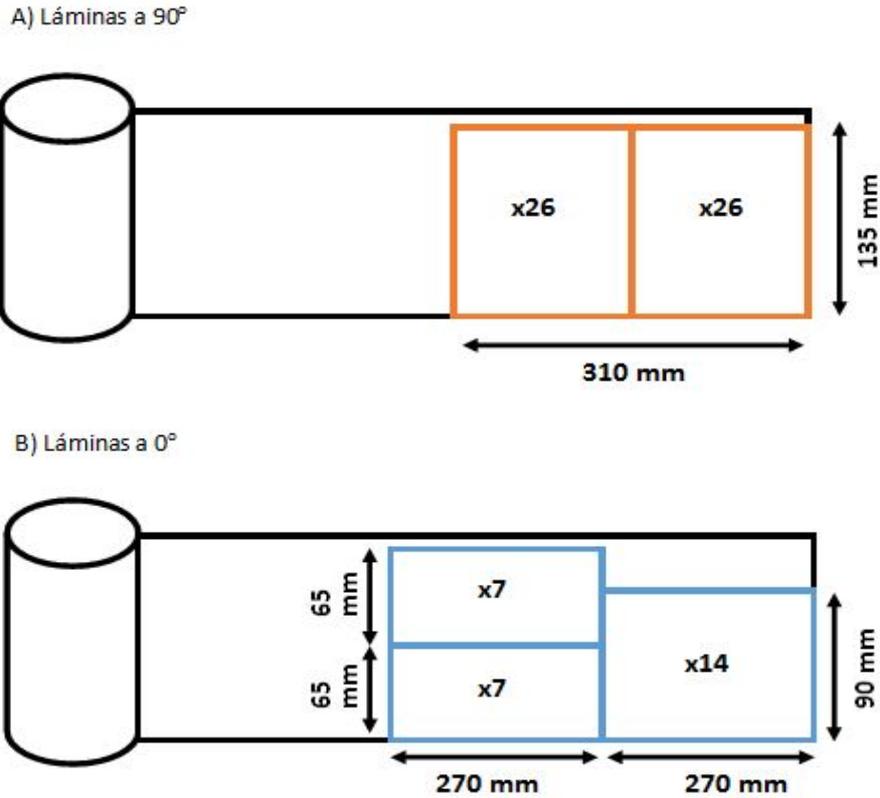


Figura 2-9. Distribución inicial del rollo de 150 mm.

Láminas	Panel	Dimensiones (mm)	Superficie (mm ²)	Longitud (mm)
90°	1	155x135	20925	13730
	2	155x135	20925	
0°	1	270x90	24300	
	2	270x65	17550	

Tabla 2-9. Cálculos iniciales del rollo de 150 mm.

2.2.3.3 Cálculo final

Finalmente, debido a la disponibilidad de material en el laboratorio se tomó el rollo de 150 mm. Sin embargo, los cálculos anteriores no fueron los definitivos y se simplificaron posteriormente. El motivo de la simplificación es la facilidad del corte y la fabricación. De esa manera, se seleccionaron paneles de 150x150 mm para las láminas dispuestas a 90° y de 150x300 mm para las dispuestas a 0°. Con ello, una vez que se unen los dos paneles dispuestos a 90° que formarían una lámina, se obtendrán láminas de 150x300 mm, es decir, de las mismas dimensiones que las dispuestas a 0° y, por tanto, fácilmente apilables.

El proceso anterior tiene una serie de consecuencias. En primer lugar, en el caso de las láminas dispuestas a 90° tendremos una medida que es inferior a la definida en los cálculos desarrollados anteriormente. La otra medida, sin embargo, es superior. Algo similar ocurre en el caso de las láminas dispuestas a 0° . Es decir, se está asumiendo el riesgo de tener que fabricar una probeta menos de cada tipo o de tener que fabricar una probeta de dimensiones inferiores a las especificadas.

La nueva distribución de las láminas en el rollo queda recogida en la figura 2-9 y los cálculos relacionados con la misma se establecen en la tabla 2-10.

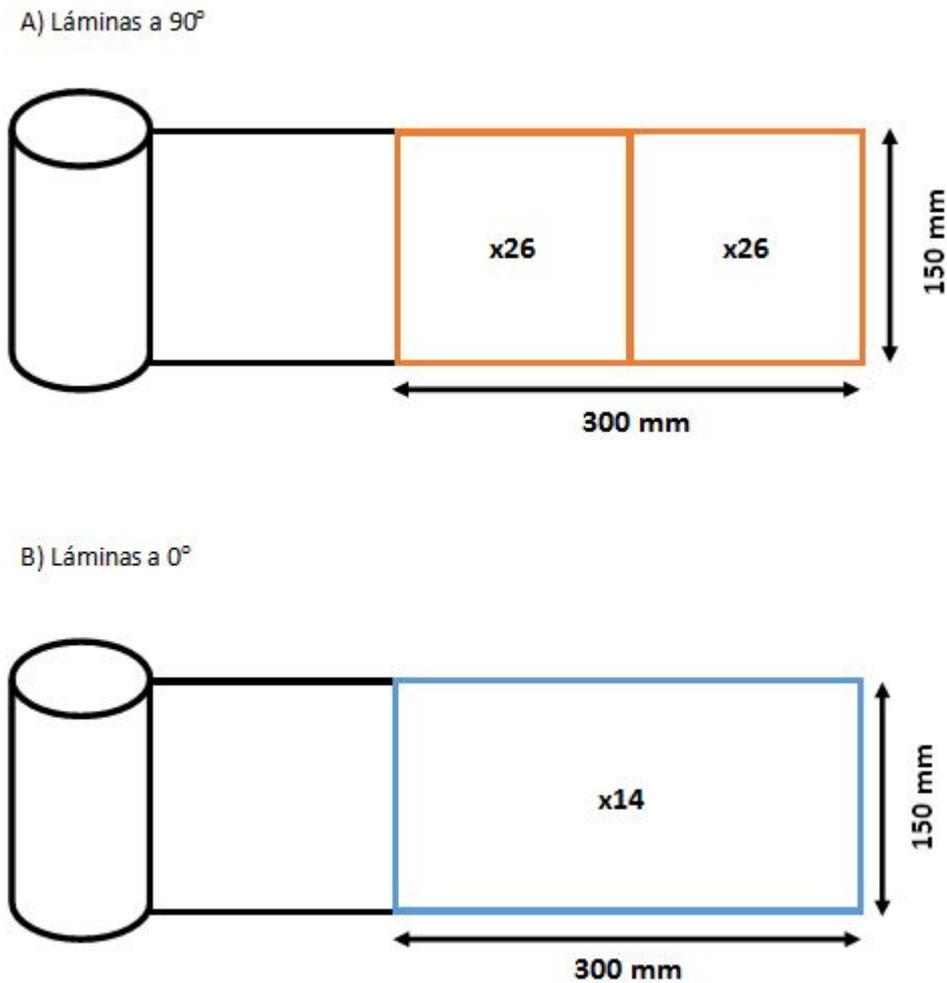


Figura 2-10. Distribución del rollo de 150 mm.

Láminas	Dimensiones (mm)	Superficie (mm ²)	Longitud (mm)
90°	150x300	45000	12000
0°	150x300	45000	

Tabla 2-10. Cálculos del rollo de 150 mm.

3 FABRICACIÓN DE LAS PROBETAS

En este apartado, se hará una descripción detallada del proceso de fabricación de las probetas, comenzando por el corte y apilado del material en las configuraciones descritas en el apartado anterior.

3.1 Corte y apilado

En primer lugar, cabe destacar que todo el procedimiento que aquí se describe se realizó en una “sala limpia”. Se trata de un espacio que posee unas condiciones definidas. Está especialmente diseñada para albergar bajos niveles de contaminación. En este caso, el hecho de desarrollar las probetas en este tipo de entornos sirve para garantizar la correcta fabricación de las mismas, impidiendo que partículas de elementos no deseables se depositen en el material y posteriormente sean un foco de deterioro.



Figura 3-1. Sala limpia o sala blanca.



Figura 3-2. Propiedades ambientales de la sala limpia.

Tras haber calculado el material necesario para la fabricación de las probetas y una vez obtenido el rollo correspondiente, fue necesario cortarlo según lo previsto.

En primer lugar, fue necesario descongelar en rollo que según las especificaciones del material expuestas en el apartado 2.1 se encontraba a $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$. Esto se debe a la necesidad de preservar el estado de la resina, puesto que la exposición prolongada a las temperaturas adecuadas podrían iniciar el proceso de curado del material. El proceso de descongelación duró aproximadamente una hora.

Cabe puntualizar, que en el caso de no acabar la fabricación de las probetas en un sólo día, como es el caso, será necesario introducir el material en una bolsa adecuadamente sellada para evitar la inclusión de humedad. Posteriormente, volverá a congelarse hasta el siguiente uso.

En cuanto al proceso de corte propiamente dicho, es necesario comentar que, con la ayuda de una serie de reglas y un instrumento de corte, en este caso un cúter, se obtuvieron los bloques descritos en más detalle en el apartado 2.2.3.3: 26 bloques de $150 \times 300\text{ mm}$ de los que saldrán las láminas dispuestas a 90° y 14 bloques de $150 \times 300\text{ mm}$ de los que saldrán las dispuestas a 0° . Cabe destacar que los bloques asociados a las láminas dispuestas a 90° se cortarán a continuación por la mitad, obteniendo dos bloques de $150 \times 150\text{ mm}$ de cada uno y garantizando, de esa manera, el posterior apilado del material según lo descrito en apartados anteriores.



Figura 3-3. Rollo de 150 mm de fibra de carbono AS4 8552.



Figura 3-4. Instrumentos de corte.



Figura 3-5. Proceso de corte.



Figura 3-6. Primer corte: bloques de 150x300 mm.



Figura 3-7. Segundo corte: bloques de 150x150 mm.



Figura 3-8. Resultado final del corte.

Una vez cortado el material, se comenzó a apilar las láminas. Es necesario en este punto del proyecto recordar, que se han fabricado tres tipos de probetas de diferentes espesores. De esa forma, se apilarán las láminas o bloques de la siguiente manera:

- Probetas de tipo 1: se dispuso un bloque a 0° seguido de uno a 90° y, posteriormente, otro bloque a 0° .
- Probetas de tipo 2: se comenzó apilando 2 láminas a 0° . A continuación, se apilaron 10 a 90° y se terminó con otras dos láminas a 0° , que garantizaron la configuración simétrica.
- Probetas de tipo 3: consistieron en 4 láminas apiladas a 0° , seguidas de 15 láminas dispuestas a 90° . Por último, se apilaron otras 4 láminas a 90° , de forma que la configuración resulta igualmente simétrica, al igual que en los dos casos anteriores.

El apilado consistió en poner unas láminas encima de otras ejerciendo una presión sobre las láminas. De esa forma y debido a la resina las láminas quedaron pegadas unas con otras. Sin embargo, será necesario reforzar la unión en los procesos siguientes.

Es necesario comentar que se ha usado como material para apilar, una serie de bloques metálicos que ayudaron a asegurar la correcta orientación de las láminas. Por otro lado, se utilizó una espátula para ejercer la presión en primera instancia. Es importante destacar que la presión ejercida con la espátula se hizo en la dirección de la fibra, puesto que de lo contrario podría propiciarse la separación de las mismas.



Figura 3-9. Material de apilado.

Además, el procedimiento a seguir consistió en ir apilando una capa sobre otra con la ayuda de la espátula y cada cuatro láminas se hizo un ciclo de precompactación en una bolsa de vacío, que ayudó a obtener el resultado deseado.

Es importante asegurar que a la hora de apilar láminas orientadas a 90° , no existan superposiciones en los límites de las mismas, ya que eso podría ser motivo de un resultado defectuoso al final del proceso.

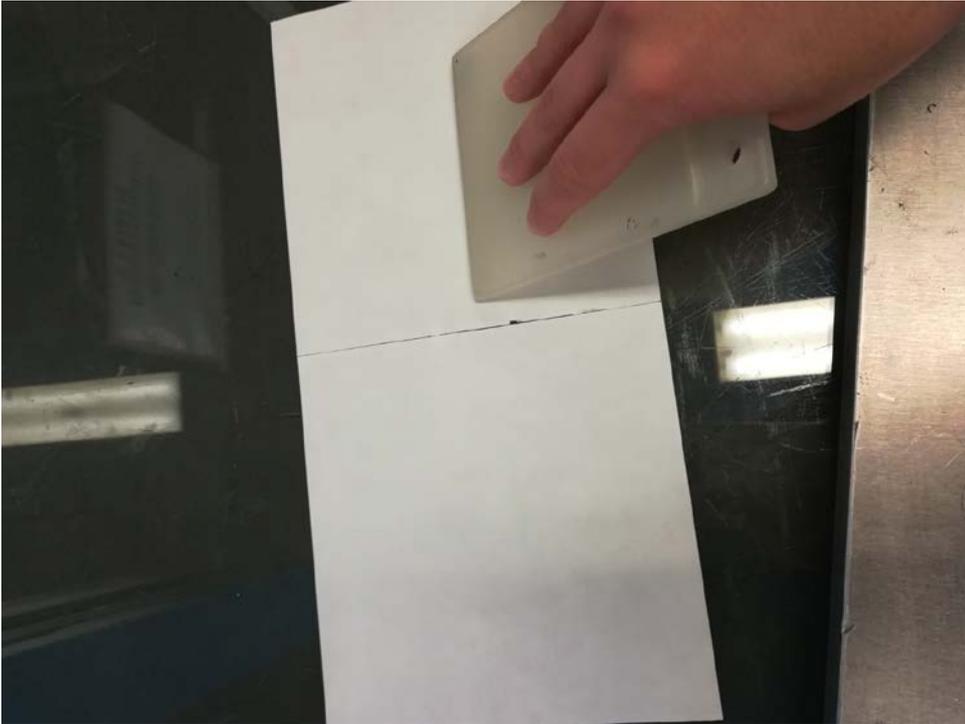


Figura 3-10. Apilado de láminas a 90°.

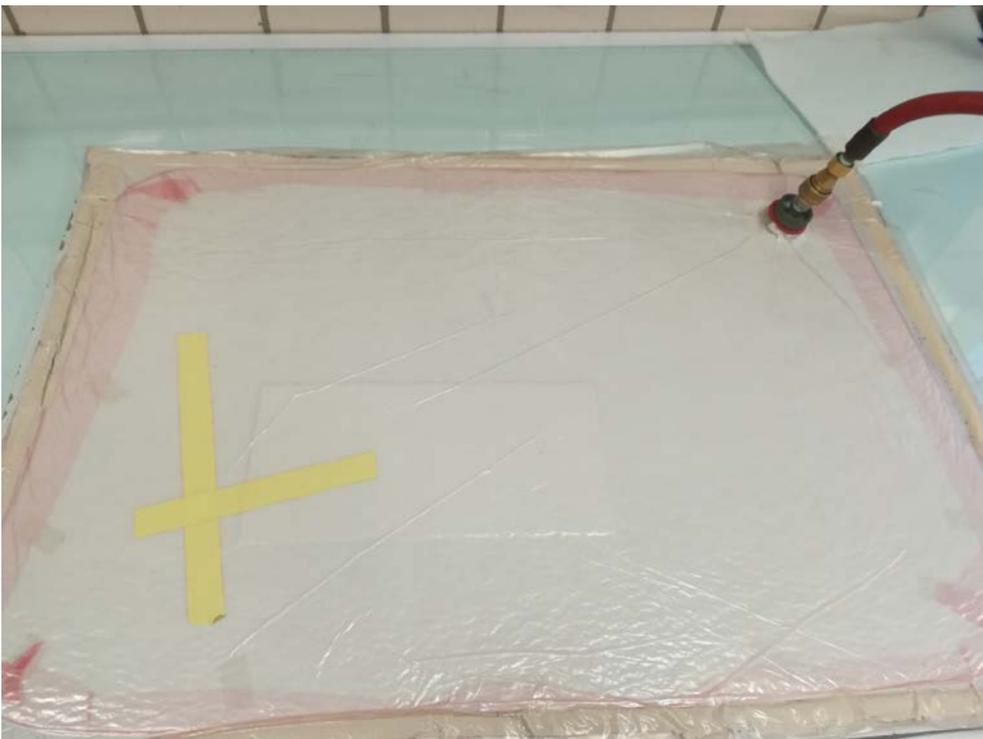


Figura 3-11. Precompactación en una bolsa de vacío.

Previamente al apilado, resultaba necesario retirar el papel protector de las diferentes capas. Por último, comentar que para que las láminas se peguen entre sí es necesario que estén descongeladas, puesto que de no ser así la resina no haría adecuadamente su función.

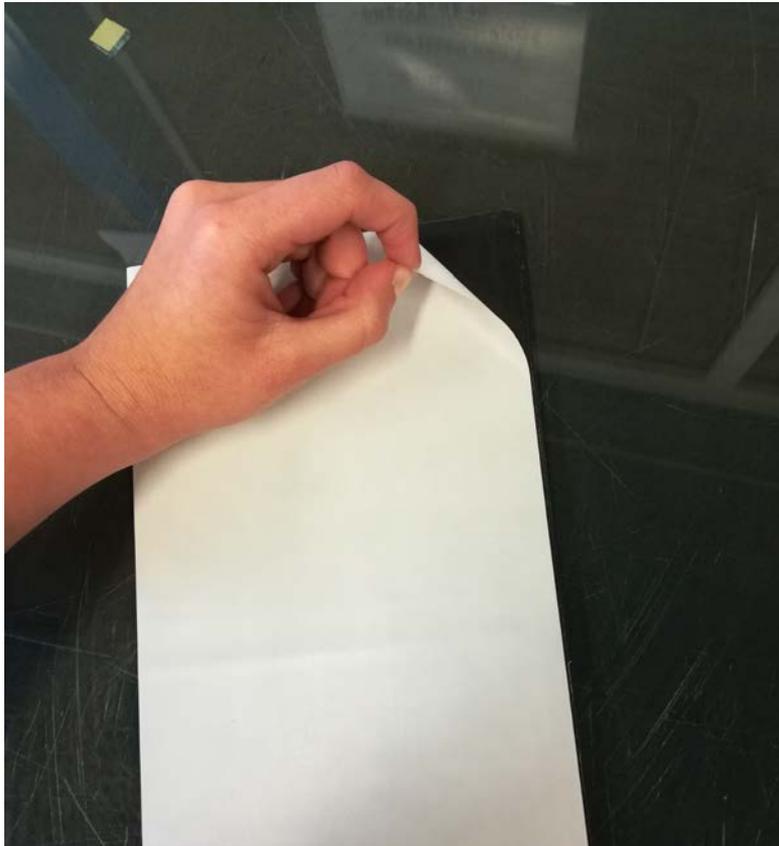


Figura 3-12. Retirada del papel protector.

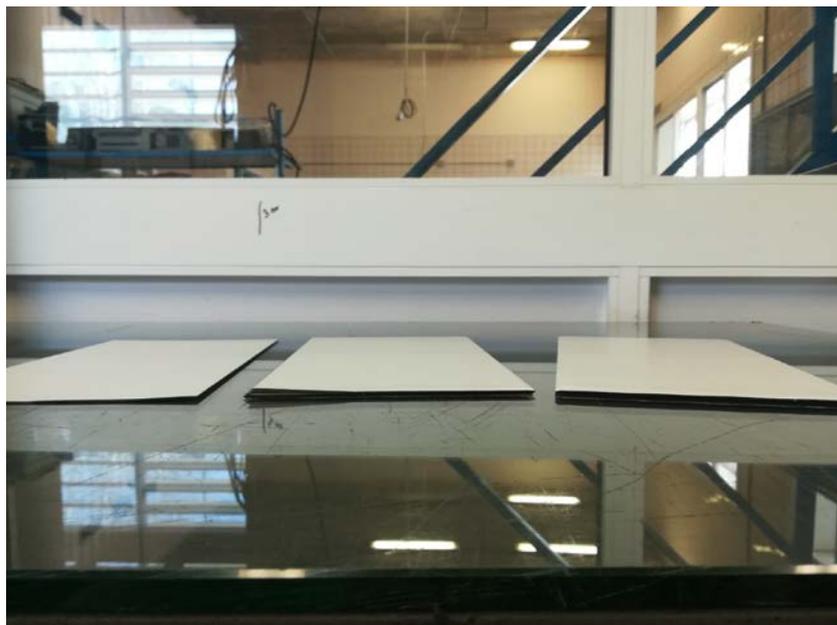


Figura 3-13. Resultado final.

3.2 Fabricación de la bolsa de vacío

Una vez apiladas las láminas, se necesita fabricar una bolsa de vacío que permita curarlas. Para ello, en primer lugar se buscó una plataforma con las dimensiones adecuadas sobre la que construir la bolsa.

Además, es necesario que la plataforma esté limpia, puesto que cualquier orificio que se pueda formar después en la bolsa por el hecho de estar trabajando sobre algún resto de material de procesos anteriores llevaría a repetir todo el proceso de fabricación. Obsérvese en este punto la criticidad del proceso.

Una vez limpia la plataforma, se colocó la cinta de cromato en los bordes. Este material adhesivo será el que posteriormente asegure el vacío en la bolsa permitiendo el curado de las capas.



Figura 3-14. Colocación de la cinta de cromato.

Posteriormente, se comienzan a colocar las diferentes capas que conformarán la bolsa. En primer lugar, se colocó una capa de plástico antiadherente o teflón, que servirá para que la resina no se adhiera a la plancha metálica sobre la que se está construyendo la bolsa. Sobre el mismo, se situaron las placas creadas a partir de los procesos de corte y apilado anteriores. Por otro lado, se limitó cada placa con unas tiras de corcho. Esto es importante para asegurar que la resina no se extienda libremente por zonas donde no se requiere o incluso llegue a la placa adyacente.



Figura 3-15. Colocación del plástico antiadherente y del corcho.

A continuación, se retiró el papel protector de la cara superior y se colocó encima una nueva capa de antiadherente. Esta vez el antiadherente servirá para impedir que la resina se fije al tejido aireador.



Figura 3-16. Retirada del papel protector de la capa superior.



Figura 3-17. Colocación de la segunda capa antiadherente.

El siguiente paso del proceso consiste en superponer el tejido aireador. Este servirá para garantizar que el vacío se haga de forma homogénea.



Figura 3-18. Colocación del tejido aireador.

Una vez colocado el tejido aireador, se colocaron las tomas de vacío. Se trata de válvulas metálicas compuestas de dos partes que se unen mediante rosca y que servirán como medio de conexión entre la bolsa y la tubería que se encuentra conectada al compresor. El componente que lleva la hembra de la rosca se introduce en este paso del proceso. Por su parte, el otro componente se colocará una vez cerrada la bolsa.

Es importante asegurar que las tomas queden sobre una porción de tejido aireador, que este tejido esté en contacto con el que se colocó sobre las placas y que las válvulas no toquen el material.

Concluyendo el proceso, se dispuso la capa de plástico que constituirá la bolsa como tal. Resulta fundamental asegurar que el plástico quede bien adherido al cromato, de forma que no haya fugas. Para ello, se usó una espátula para ejercer presión.

Por último, se roscaron los componentes que llevan los machos en sus correspondientes orificios.



Figura 3-19. Acabado de la bolsa de vacío.

Una vez terminado el proceso de fabricación de la bolsa, es necesario comprobar que no existen fugas. Con ese objetivo, se conectó la manguera o tubería que hará el vacío a una de las tomas y una vez realizado, se desconectó la manguera. Al cabo de unos minutos, se comprobó que la bolsa no permanecía igual, es decir, existían fugas.

Existen muchos motivos por los que pueden existir fugas en una bolsa de vacío, destacando entre los principales, una mala adherencia del plástico al cromato y tomas defectuosas. Por ello, en primer lugar se reforzó con más cromato el borde de la bolsa y se volvió a comprobar, ocurriendo lo mismo que en la comprobación anterior.

Para ver si la fuga provenía de las tomas, se utilizó un manómetro. Inyectando el manómetro en cada una de las tomas por separado y observando las variaciones de presión indicadas por el mismo se pudo ver qué toma perdía. Una vez cambiada la toma, se procedió de nuevo a la detección de fugas, obteniendo resultados favorables.



Figura 3-20. Vacío de las placas.

3.3 Curado en autoclave

El curado en autoclave es un sistema de fabricación de materiales compuestos ampliamente usado en la industria. Consiste en la aplicación de temperatura, presión y vacío.

Haciendo referencia a *Prácticas de Materiales Compuestos* de Jesús Justo et al. (2014), la temperatura activará la polimerización de la resina, la presión se encargará de la compactación de las láminas y el vacío protege de la contaminación.

Cada material tiene un ciclo de curado diferente. Este vendrá determinado por una presión, un valor de la presión de vacío y una serie de rampas de calentamiento y enfriamiento. A continuación, en la figura 3-22, se puede observar un ejemplo de esto último.

Además, cabe destacar que en las tomas de vacío anteriormente colocadas en la bolsa, se conectarán, esta máquina. Una vez comenzado el proceso de curado y alcanzado un cierto valor de la presión deja de ser necesaria la conexión a las tomas de vacío por parte del autoclave. Sin embargo, se mantendrán para evitar diferencias de presiones dentro de la misma.



Figura 3-21. Autoclave.

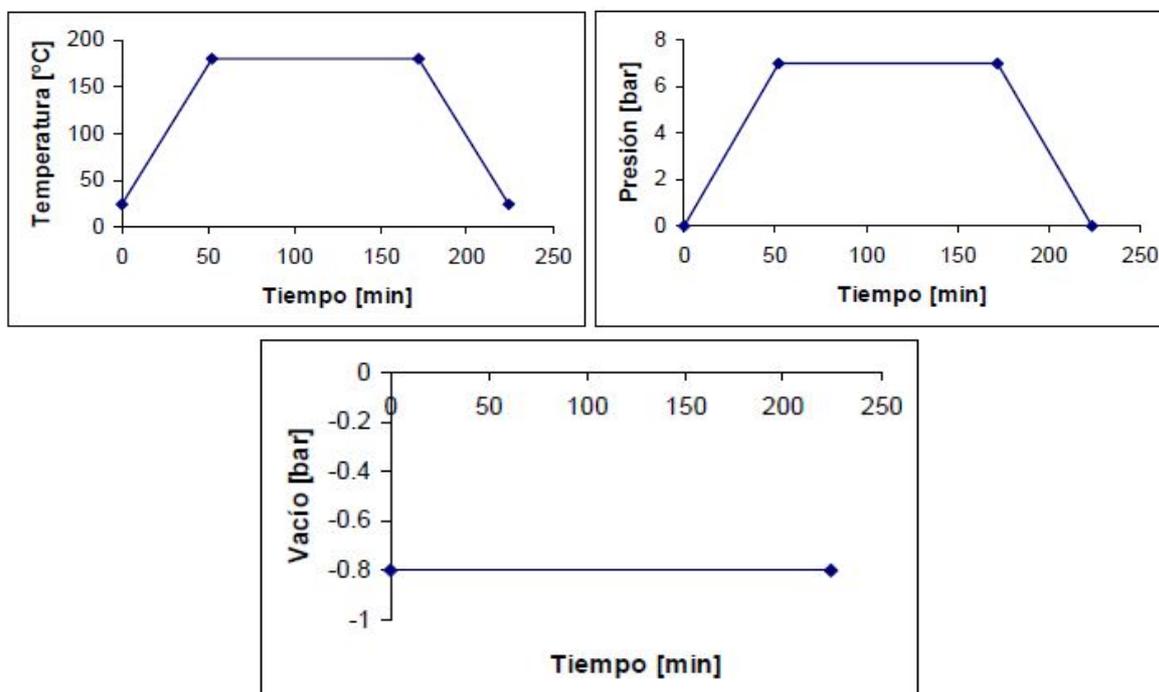


Figura 3-22. Ejemplo de ciclo de ciclo de presión, temperatura y vacío.

3.4 Modificaciones

Una vez realizado el correspondiente proceso de curado, se procede a la apertura de la bolsa de vacío para la posterior retirada del corcho, lo que dará paso, a continuación, al proceso de resanado. La retirada del corcho puede hacerse con un cúter, en primer lugar, ya que después se terminará de eliminar en el resanado.

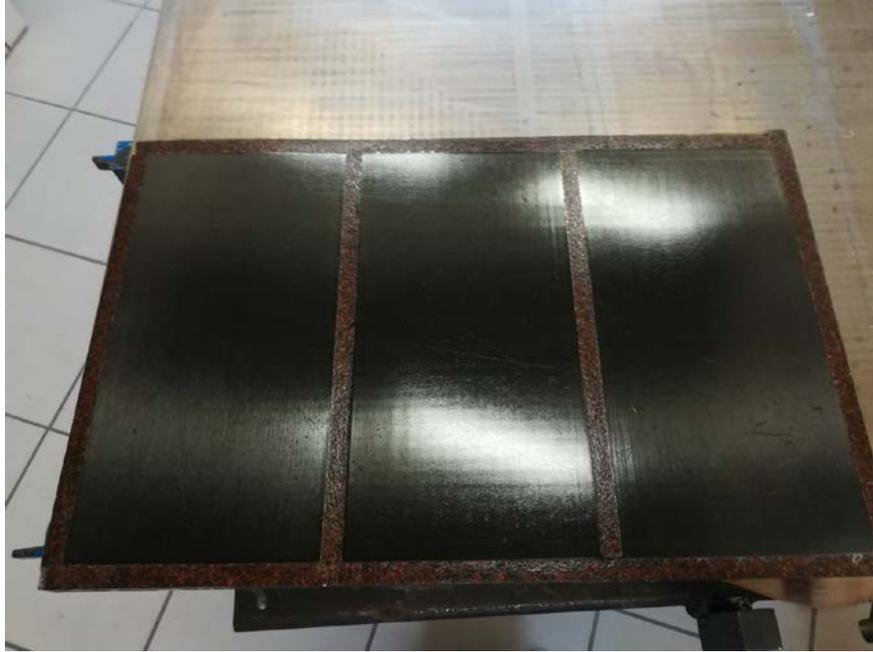


Figura 3-23. Resultado después del curado y antes de la retirada del corcho.

Sin embargo, en este punto del proceso se detectó un defecto en el material, lo que desencadenó inevitablemente en la repetición de gran parte del proceso de fabricación. Cabe destacar, que se tuvieron que repetir dos de las tres placas cuyo proceso se ha detallado. Además, esas dos placas se correspondieron con las dos de mayor espesor, ya que el defecto, que en principio parecía ser un solape de fibras en el proceso de fabricación del rollo de preimpregnado, logró corregirse por la compactación en el curado en autoclave en la placa más fina.



Figura 3-24. Placas defectuosas.

En este caso, se pensó en una modificación en el corte. A diferencia del caso anterior, en el que se obtenían finalmente bloques de 150x150 mm a partir de los cuales se obtuvieron las capas orientadas a 90°, en este nuevo caso se obtendrán un bloque de 150x150 mm y dos de 150x75 mm para cada capa del laminado orientada de esa manera. Sin embargo, no habrá modificaciones en lo que respecta a las láminas dispuestas a 0°.

Las modificaciones que aquí se describen están orientadas hacia un mejor resultado. Esto se relaciona con el hecho de que con este nuevo procedimiento, las zonas de interfase en cada lámina se acumulan en las zonas que luego irán reforzadas con tacos de fibra de vidrio, permitiendo así la obtención de resultados más precisos en la parte central de la probeta.



Figura 3-25. Nueva metodología de corte.

En cuanto, al resto del proceso hasta llegar a los resultados obtenidos después del curado en autoclave es esencialmente el mismo.



Figura 3-26. Resultado después del curado de la segunda iteración.

3.5 Acabado

El acabado de las placas consiste en una operación de resanado. Es decir, se trata de eliminar el corcho restante de los bordes de las placas mediante un proceso de corte con un disco de diamante.

La máquina que posee el disco es una máquina giratoria que pulveriza todo a su paso, lo que permite un corte limpio. Además, trabaja con agua que sirve como lubricante y refrigerante.

Por último, cabe destacar que se resanarán todos los bordes de las placas excepto uno. Este servirá posteriormente para apurar la medida de la última probeta.



Figura 3-27. Máquina para el resanado. *Prácticas de Materiales Compuestos*, Jesús Justo et al. (2014).



Figura 3-28. Canto de las placas antes (A) y después (B) del resanado.

3.6 Colocación de los tacos

Para finalizar la fabricación de las probetas, es necesario reforzar las zonas que más adelante servirán de agarre. Esto se hará colocando tacos fabricados con fibra de vidrio en dichas zona. El material utilizado, es decir, el panel de donde posteriormente se obtendrán los tacos ha sido proporcionado por el LERM, siendo únicamente necesario acondicionar ese panel en cuanto a dimensiones para poder colocarlo en las placas.



Figura 3-29. Panel de fibra de vidrio.

El proceso que en este apartado se describe y que dará lugar a la finalización de las probetas, comienza con un lijado de las superficies tanto de los paneles como de las placas que luego estarán en contacto. Esto permitirá la correcta adhesión de ambas. Para ello, se utilizaron las herramientas mostradas en las figura 3-29 y 3-30. Se trata de un trompo que posee una lija en la punta y una serie de herramientas de agarre, que aseguraron la posición del panel durante todo el procedimiento. Además, es necesario hacer referencia al hecho de que se lijó una

sección de un ancho de 60 mm, que será suficiente para reforzar las probetas anteriormente mencionadas.



Figura 3-30. Proceso de lijado.



Figura 3-31. Placas lijadas.

Una vez lijada las superficies, se cortan a la medida deseada. De nuevo, el corte se hará con el disco descrito en secciones anteriores y usado para resanar las placas. Posteriormente, se limpiará todo el material adecuadamente. Esto se hará con agua, lo que desembocará en la necesidad de un proceso de secado en un horno. El proceso de limpieza busca eliminar cualquier partícula de polvo de las superficies que formarán parte de la unión, asegurando la correcta adherencia de las mismas. El secado, por su parte, busca eliminar cualquier rastro de humedad existente, ya que podría generar problemas en la unión. La temperatura de secado será diferente en el caso de los tacos de fibra de vidrio y las placas de fibra de carbono. Esto se debe a que la temperatura de curado de la fibra de vidrio está alrededor de los 120 °C. Es por ello que una temperatura adecuada para este proceso

sería de unos 60 °C. Sin embargo, en el caso de la fibra de carbono la temperatura de curado es más alta, pudiendo ser la temperatura de secado también más alta (100 °C).



Figura 3-32. Tacos cortados y limpios.



Figura 3-33. Horno del LERM.

A continuación, se pasó a la aplicación del adhesivo (Z15-429). Para ello, en primer lugar y después de descongelar el rollo, que como el resto de materiales se conserva en congeladores, se cortó el adhesivo con un cúter en las dimensiones adecuadas. Esas dimensiones fueron algo inferiores a las del propio taco. Después, se retiraron los papeles protectores y se fijó la posición del taco y el adhesivo en la placa. Por último, se aseguró la posición con cinta de alta, utilizando este mismo material para colocarlo en los límites de los tacos con respecto a la placa para que durante el proceso de curado el adhesivo no rebose.



Figura 3-34. Corte del adhesivo.

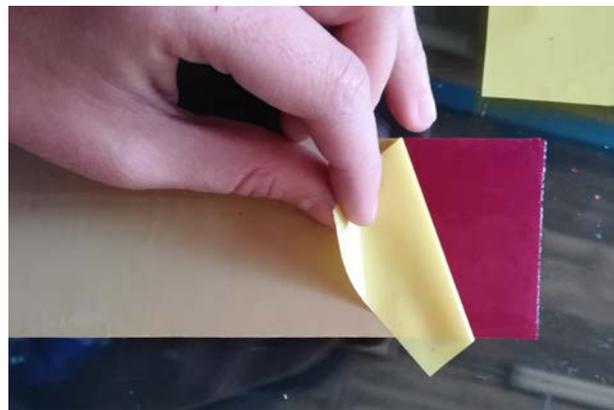


Figura 3-35. Retirada de la doble capa de papel protector del adhesivo.



Figura 3-36. Colocación y fijación de los tacos.

El último paso, de este procedimiento de colocación de los tacos de agarre es el curado en autoclave. Este procedimiento, análogo al curado de las propias placas, aunque con diferentes condiciones de temperatura, presión y vacío, requiere para su realización de la fabricación de una bolsa de vacío. De nuevo, la bolsa de vacío será muy similar a la que se fabricó para el curado de las placas. Sin embargo, la bolsa no está hecha sobre una plancha metálica. Por el contrario, se cierra sobre sí misma, tal y como se muestra en la figura 3-37.



Figura 3-37. Bolsa de vacío para la colocación de los tacos.

Por último, como ya se ha comentado, se introduce la bolsa en la autoclave para obtener el resultado que se observa en la figura 3-38. Una vez salen las muestras del autoclave, se abrió la bolsa de vacío y se retiró la cinta de alta dejando las placas preparadas para el proceso de corte.

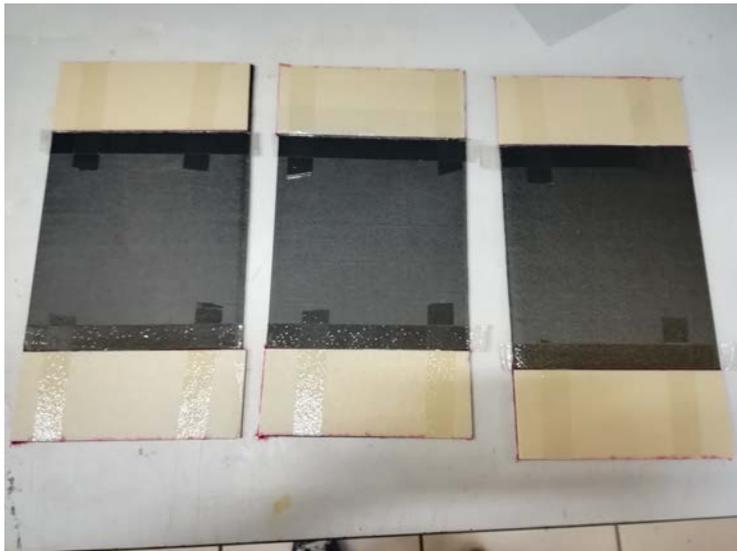


Figura 3-38. Resultado de los tacos después del curado en autoclave.

3.7 Corte de las probetas

Para el corte de las probetas se utilizó la máquina que se muestra en la figura 3-27. En este caso, fue necesario tener un especial cuidado con el espesor del corte.

Antes de comenzar, se resanaron tres de los cuatro bordes de las probetas. Para ello, se usó la herramienta que se muestra en la figura 3-39. Esta herramienta permitió la obtención de unos bordes correctos en cuanto a la orientación de los mismos.



Figura 3-39. Paralela.

Para asegurar que la anchura de las probetas eran de 25 mm, tal y como se especificó en la fase de diseño de las mismas y conforme a la norma, fue necesario emplear dos calibres. Uno de ellos estaba anclado a la máquina de corte y el otro se empleó una vez cortado un primer fragmento de un material desechable como prueba para asegurar que la medida tomada con el primero era correcta o corregirla en caso de ser necesario. Seguidamente, se comenzó a cortar apoyando en la máquina de corte uno de los bordes resanados.



Figura 3-40. Comparativa antes y después del resanado.

El resultado del corte puede verse en la figura 3-41. Cabe destacar, que todas las probetas obtenidas tienen longitudes que rondan los 280-290 mm, siendo superiores a los 250 mm que se especificaron anteriormente por norma. Este detalle no supuso un problema. Por contra, resultó beneficioso, ya que permitió tener un área más amplia para el análisis.



Figura 3-41. Resultado del corte.

Por último, es necesario comentar que se han obtenido cinco probetas de cada uno de los tres tipos que se desarrollaron anteriormente, aún asumiendo el riesgo de obtener cuatro por la simplificación del corte de los bloques iniciales.

4 MÉTODO DE ENSAYO

4.1 Estudio y selección

En este capítulo, se analizan diversos métodos que permitirán obtener los resultados deseados, determinando la aparición de grietas en las probetas. Se analizarán diversas opciones y se irán descartando a lo largo del capítulo hasta llegar al método utilizado.

En una primera aproximación a los métodos de detección de grietas, se buscaron ensayos no destructivos empleados en la industria para la inspección de piezas que no modificasen, en ningún caso, las propiedades de las mismas.

Con este objetivo, se hizo una primera selección de métodos de análisis, que son:

1. Métodos magnéticos.
2. Ultrasonidos.
3. Termografía.
4. Líquidos penetrantes.
5. Rayos X.
6. Microscopía.

Todos estos métodos se desarrollarán con más detalles en los siguientes subcapítulos, indicando el motivo del descarte o elección de los mismos.

4.1.1 Métodos magnéticos

La inspección por partículas magnéticas está destinada a detectar discontinuidades en materiales con propiedades ferromagnéticas.

Alicia Goñi Córdoba en su TFG (2014) *Plan de formación de Volkswagen Navarra-Ensayos no destructivos para la localización de grietas en piezas estampadas*, señala que cuando los materiales ferromagnéticos son magnetizados, aparece un flujo magnético cuya intensidad es bastante mayor que en otro tipo de materiales.

Además, también se indican en ese documento los principios básicos de este ensayo. Se trata del hecho de que las discontinuidades perpendiculares a las líneas de campo, lo deforman y generan un polo que atrae a las partículas magnéticas. Estas partículas fueron aplicadas como polvo en la superficie que se está inspeccionando. Cuando se acumulan por el procedimiento anterior en determinadas zonas de la pieza se pueden observar visualmente o con luz ultravioleta, lo que nos da un claro indicio de la aparición de una grieta.

Como se puede ver, un aspecto clave en la realización de este ensayo es la magnetización de la pieza. Esto se puede hacer de varias maneras, entre ellas se sitúan la magnetización por yugo, por bobina, por puntas de contacto o conductores centrales.

Es conveniente destacar, que se trata de un método sencillo y rápido. Sin embargo, es aplicable únicamente a materiales ferromagnéticos, siendo esta razón la principal causa de descarte.

4.1.2 Ultrasonido

De nuevo la información que aquí se desarrolla está basada en el documento de Alicia Goñi, anteriormente mencionado. En él, se señala que las ondas ultrasónicas tienen una frecuencia superior a 20 KHz, siendo la frecuencia audible aquella comprendida entre 16 y 20 KHz. Dichas ondas son mecánicas y eso supone que estén compuestas por oscilaciones de partículas.

Las ondas ultrasónicas se reflejan cuando hay un cambio brusco en la impedancia acústica. La diferencias de impedancias entre el materiales de la pieza y el aire es lo que determina la aparición de grietas.

A pesar de que se trata de uno de los ensayos más usados por su facilidad, no será el utilizado en este proyecto. La razón principal que ha llevado a su descarte, es que en la realización de estos ensayos es necesario tener un palpador en contacto con la pieza que vaya recorriéndola para analizarla en toda su longitud. Como cabe esperar, esto dificulta en gran medida la realización del ensayo. Además, el sonido es sensible a errores.

4.1.3 Termografía

La termografía infrarroja consiste en un ensayo que capta la temperatura de la superficie de un cuerpo a partir de la radiación infrarroja que emite.

Tomando como referencia informativa el documento mencionado en los apartados anteriores, se tiene que este tipo de termografía es capaz de tener en cuenta la radiación que emite un cuerpo a una temperatura por encima del cero absoluto.

Este ensayo utiliza para su realización un termógrafo, que percibe la radiación infrarroja y la convierte en una imagen visible para el ojo humano. Ejemplos de este tipo de instrumentos podrían ser las cámaras termográficas TiS75, TiS65, TiS60, TiS55, TiS50, TiS45, TiS40, TiS20 y TiS10 de la empresa FLUKE .

Si hablamos de termografía activa existen diversas técnicas en función del proceso de estimulación de la pieza: TIR activa pulsada, Step Heating o de pulso largo, TIR lock-in o de fase pulsada.

En el que caso que se está tratando en este estudio, es fundamental que la pieza no sea excitada por temperatura, puesto que, esto alteraría el ensayo a tracción de las probetas. Es por eso, que la idea principal se acotó a usar termografía pasiva. Este ensayo está basado en el patrón de temperaturas que produce la pieza a ensayar por el hecho de estar involucrada en un proceso (en este caso, el ensayo de tracción). Existe una diferencia de pocos grados respecto a la temperatura normal de referencia en zonas donde el comportamiento es anormal.

Sin embargo, y aunque parece un ensayo que en principio podría servir, se descartó porque los resultados obtenidos por termografía no son del todo precisos.

4.1.4 Líquidos penetrantes

Según el documento titulado *Líquidos penetrantes* redactado por el Laboratorio de Ensayos No Destructivos del Servicio de Mantenimiento de la Fuerza Aérea publicado en el Campus Virtual CETP-UTU, este método se basa en el principio de capilaridad. Se trata de la detección de discontinuidades superficiales.

Sobre la superficie de la pieza se aplica el líquido penetrante, que pasado un tiempo relativamente corto se introducirá en la discontinuidad. Después, se elimina el exceso de penetrante y se aplica el revelador que absorberá el penetrante de la grieta, sacándolo a la superficie y permitiendo la detección visual de la misma.

Existen una gran variedad de líquidos penetrantes en función de sus propiedades. A continuación, se muestran algunos de ellos y se especifica el motivo por el que fue seleccionado o descartado.

- Fluorescente lavable con agua. Este sistema presenta una simplicidad significativa, debida a la aplicación de un revelador húmedo. Sin embargo, no detecta defectos de poca profundidad y existe el riesgo de eliminar el penetrante al limpiar la zona. Es por ello, que se descarta.
- Fluorescente Post Emulsificable. En este caso, se tiene aptitud para detectar defectos abiertos y poco profundos. Además, se puede repetir la inspección de las piezas obteniendo buenos resultados. Sin embargo, como el proceso de post-emulsificación tiene una mayor cantidad de etapas, para ejecutarlo se necesitará más tiempo y más mano de obra. Por tanto, no resulta del todo conveniente para el caso que se estudia.

- Fluorescente o coloreado removible con disolvente. Al ser removible con disolvente, se evitan los problemas que derivan del hecho de ser lavable con agua. Además, tampoco se tienen problemas en cuanto al tiempo de ejecución del ensayo, que resulta ser bastante simple. Este sería el que se estima más conveniente en el caso de usar líquidos penetrantes. Por otro lado, se selecciona la opción de coloreado debido, de nuevo, a la simplicidad, ya que si bien en el caso de los fluorescentes es necesario emplear luz ultravioleta, en este caso bastaría luz blanca.

En el estudio que se está desarrollando, en principio no se usará este método. La razón del descarte es principalmente la existencia de otro método de realización más sencilla. Sin embargo, se incluyen un ejemplo del tipo de líquido penetrante seleccionado, así como, el limpiador (removedor) y el revelador correspondiente. Dicha información, se ha obtenido a partir de la empresa Magnaflux, fabricante de estas sustancias.

Además, para tener una idea orientativa sobre el costo de cada producto, se incluyen en la siguiente tabla un cuadro de precios, obtenidos de la página GRAINGER México, que es una página de venta online.

Producto	Precio
Líquido penetrante, Rojo, 16 oz. MAGNAFLUX.	739.5 \$
Removedor de líquidos penetrantes. MAGNAFLUX.	562.6 \$
Desarrollador (revelador) de líquidos, Tamaño 9 oz. MAGNAFLUX.	606.1 \$

Tabla 4-1. Presupuesto líquidos penetrantes.

4.1.5 Rayos X

De nuevo, según Alicia Goñi Córdoba en su TFG (2014) *Plan de formación de Volkswagen Navarra-Ensayos no destructivos para la localización de grietas en piezas estampadas*, se define la radiografía como uno de los ensayos no destructivos más antiguos y de mayor uso. Se trata de encontrar discontinuidades macroscópicas en las piezas objeto de estudio.

Este ensayo se basa en la obtención de imágenes de la estructura interna de las piezas a partir de radiación de alta energía, que penetra en los materiales sólidos. El material se irradia y las heterogeneidades hacen que se retenga la radiación. Esto se recoge en películas radiográficas en las que aparecen cambios de tonalidad en las zonas radiadas y heterogéneas. Actualmente, en la industria, existen dos técnicas radiográficas: rayos X y rayos Gamma.

Se trata de un ensayo que es aplicable a una gran diversidad de materiales y que permite obtener imágenes visuales del interior del material. Sin embargo, es un método peligroso para el operario que requiere de una serie de medidas de seguridad exhaustiva.

En principio, este método puede parecer una buena opción a realizar. En un primer momento, se intentó realizar el ensayo de esta forma. La idea inicial era utilizar un equipo de rayos X para hacer una ráfaga de imágenes que mostrase la evolución de las probetas a medida que son sometidas al ensayo de tracción.

El principal problema de este modelo de ensayo, era que se carecía del equipo necesario para su utilización. Por otra parte, la adquisición de un equipo de estas características por parte del GERM era inviable, tanto por motivos económicos como de licencias y seguridad.

Debido a todo lo explicado con anterioridad, se intentó usar una máquina que perteneciera a los servicios generales que posee la Universidad de Sevilla para proyectos de investigación. Sin embargo, las máquinas de rayos X en disposición de los laboratorios correspondientes eran máquinas pequeñas y cerradas, es decir, destinadas a ensayos “ex situ”. Después, de indagar en la página web de CITIUS y revisar los equipos

disponibles, se llegó a la conclusión de que no sería posible realizar el ensayo en estas instalaciones. De cualquier manera, se llegó a establecer contacto con Joaquín Ramírez Rico, responsable científico de dichas instalaciones quien confirmó, que los sistemas eran cerrados y sin posibilidad de un acondicionamiento que garantizase el hecho de poder estudiar las probetas, siendo sometidas al ensayo de tracción.

Por último, se ha investigado sobre la posibilidad de radiografiar las probetas en un hospital. A partir de numerosas conversaciones, tanto con la dirección del Centro de Salud de San José de la Rinconada, como con los responsables de rayos X del Hospital Virgen Macarena de Sevilla, entre los que se encuentra Rafael Cruz Torres, jefe de servicio de la Unidad de Formación Continuada, se llegó a la conclusión de que no iba a resultar sencilla la gestión necesaria para hacer los ensayos en un centro médico. Aunque no se ha recibido una respuesta claramente negativa al respecto, los numerosos trámites necesarios para realizar el proyecto en esas condiciones, llevan a descartar este método. Sin embargo, cabe destacar que en caso de poseer los medios necesarios para su realización habría sido una opción viable.

4.1.6 Microscopía

La idea de utilizar microscopía en la visualización de grietas se extrajo de un artículo publicado en el Journal of Materials Science 27, en 1992. Dicho artículo escrito por S.W. Yurgartis, B.S Mac Gibbon y P. Mulvaney y denominado *Quantification of microcracking in brittle-matrix composites* hace referencia a una técnica que comienza con una vista microscópica de una superficie pulida. Dicha técnica consiste en montar una cámara digital directamente en un microscopio óptico. El resto de operaciones realizadas en la utilización de la técnica consisten en procesamiento de imágenes y recogida de datos.

El único problema de esta técnica es el hecho de tener que cubrir una superficie más o menos amplia, que consiste en el largo de las probetas, con una cierta precisión.

Tras una investigación sobre los medios existentes, se llegó a la conclusión de que el microscopio más adecuado para el estudio sería un microscopio de barrido electrónico. A partir de la página web de la Universidad de los Andes, se obtuvo la información de que microscopios de la talla del modelo JSM 6490-LV, permitía analizar muestras del tamaño de centímetros.

La microscopía de barrido electrónico es una técnica superficial que consiste en enfocar sobre una muestra electrodensa un haz de electrones con energías desde 0.1 kV hasta 30 kV. La interacción del haz con la muestra genera una gran diversidad de señales, que son recogidas por distintos detectores.

Sin embargo, de nuevo apareció el problema de la carencia de medios. En este caso, no parecía inviable obtener un microscopio de barrido electrónico, pero sí que lo era el hecho de acoplar el microscopio disponible a la máquina de tracción.

A pesar de todo lo explicado con anterioridad, la idea de enfocar la probeta con una cámara capaz de captar las grietas y que grabase la evolución de las mismas, seguía siendo una buena opción.

Si se considera que no es necesaria la resolución de microscopio para detectar grietas en las probetas objeto de estudio, se podría usar una cámara que grabase el ensayo montada en una plataforma motorizada que asegurase que la cámara barre en todo momento la longitud de la probeta.

Teniendo en cuenta que los laboratorios del GERM cuentan con los equipos necesarios para la realización de esta técnica, parece razonable intentar emplear este método en primera aproximación.

4.2 Realización del ensayo

Una vez realizada la primera selección del método de medición, se pasó a llevarla a cabo. En principio, se investigó la existencia de una plataforma que soportando la cámara fuera capaz de moverla longitudinalmente captando la evolución de la probeta. Sin embargo, el mecanismo que se pensó para esto no estaba disponible en el laboratorio en ese momento.

Frente a este hecho, se optó por realizar el experimento a mano, es decir, sujetando la cámara con la mano y barriendo el largo de las probetas.

Otro de los problemas a resolver consistía en la visualización de grietas con una cámara. La cámara a emplear (800X 2MP 8-LED USB 2.0 Digital Microscope endoscope), cuyas propiedades se recogen en las figuras siguientes, no era capaz de detectar grietas de una probeta que se tomó como ejemplo. Sin embargo, se llegó a la conclusión de que esas grietas se hacían visibles en probetas que se habían visto sometidas a una previa operación de lijado.

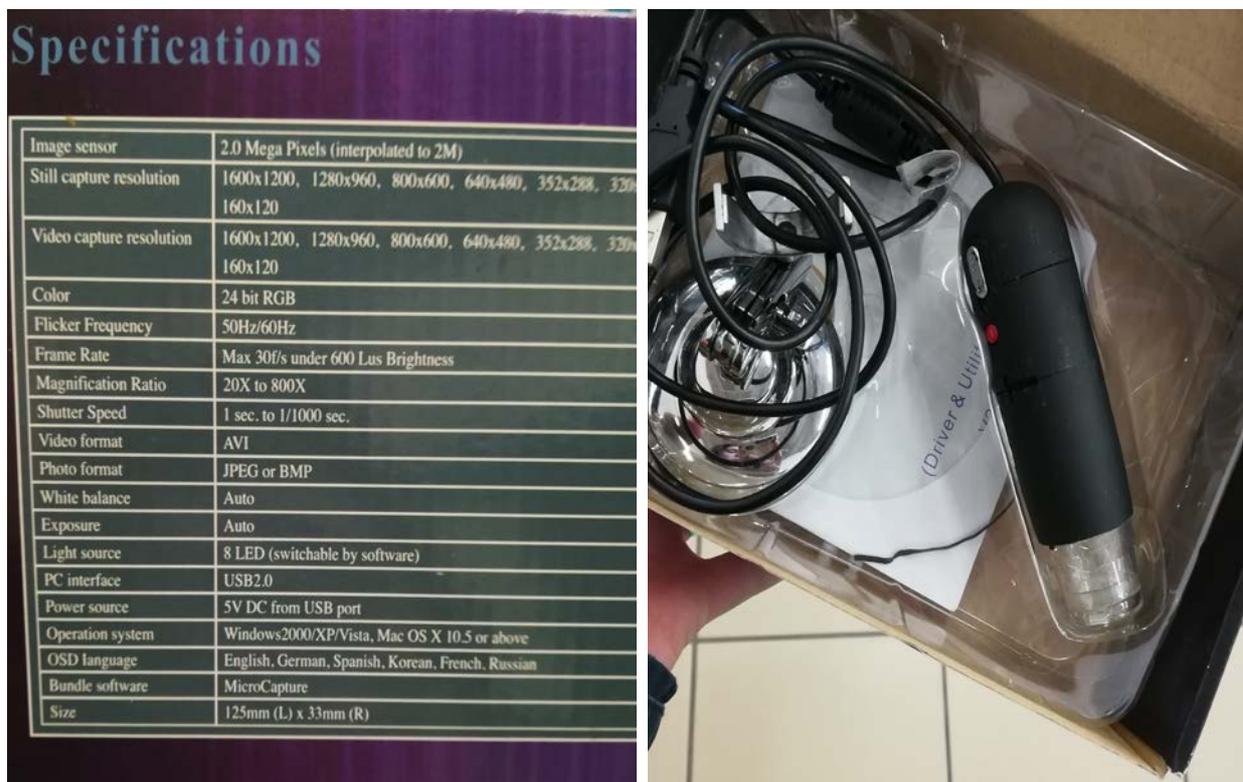


Figura 4-1. Cámara y especificaciones.

El primer paso, por tanto, para realizar la medición consiste en lijar una de las caras de las probetas que con posterioridad se someterá al proceso de visualización.

4.2.1 Lijado

El proceso de lijado que aquí se describe se aplicó a las probetas por uno de sus cantos. Para su realización se utilizó la máquina Saphir 520. El proceso de lijado y pulido de las probetas consta de tres fases: la primera de ellas, es un proceso de lijado un tanto basto que se completará con un lijado más fino en el segundo de los tres pasos; el tercero, por su parte, consiste en un pulido que dará un buen acabado a las probetas.

La máquina anteriormente mencionada posee una plataforma giratoria donde se van colocando una serie de discos con diferentes propiedades que a través del contacto van desgastando la superficie que se pretende pulir. Además, en cada fase se han utilizado líquidos de diferente naturaleza que han servido como lubricantes.



Figura 4-2. Saphir 520.

En la tabla 4-2, se describe para cada fase del proceso, el líquido y el disco utilizados, y los tiempos que han durado cada una de ellas.

Fase	Disco	Líquido lubricante	Tiempo
1	Disco de carburo de Si 320 (SiC#320)	Agua	4 minutos
2	Paño de diamante MD Largo	MD Largo (Allegro)	5 minutos
3	MD Nap T	Nap B1	3 minutos

Tabla 4-2. Descripción de las fases de lijado-pulido.

Cabe destacar que los discos se colocan y se fijan en la máquina por magnetismo. Los dos últimos discos poseen una base de metal, que queda unido a la base giratoria de la máquina al estar ésta imantada. El primero de los discos, por su parte, no tiene una base metálica. Sin embargo, se fija a otro disco cuya base es metálica y que posee un adhesivo que lo mantiene fijo.

Otro detalle de vital importancia, está relacionado con las velocidades de giro de la máquina. Se ha utilizado una velocidad rotórica de 150 rpm aproximadamente. Aunque habría resultado más eficiente y rápido hacerlo a velocidades superiores, se ha fijado este valor para garantizar el control de la probeta cuyo manejo será esencialmente manual. Es decir, a través de la presión de las manos se mantuvo la probeta en contacto con los discos.

Por último, comentar que la determinación de los tiempos de lijado y pulido se han establecido para asemejar el estado de las probetas a otra que se tomó como referencia y en la que se pudieron visualizar grietas con la cámara. Para garantizar este aspecto, se ha utilizado un microscopio con el que se ha ido supervisando el canto pulido comparándolo con el de la probeta usada como referencia.



Figura 4-3. A) Disco con adhesivo y disco Si#320. B) MD Largo. C) MD Nap T.

El resultado del pulido se muestra en la figura 4-4.



Figura 4-4. Resultado del pulido.

4.2.2 Ensayo

Una vez lijada y pulida la superficie del canto de la probeta, se puede comenzar a ensayar. El ensayo que aquí se describe pretende determinar la densidad de grietas de las probetas diseñadas en función de la carga y la deformación. Para ello, se realizó un ensayo de tracción empleando una célula de carga de 100 KN. La máquina de ensayos (Instron 4482) estaba conectada a un software que recogió medidas de la carga, el tiempo y la apertura del extensómetro. El extensómetro (2630-112) se utilizó como medida de la deformación.



Figura 4-5. Máquina de tracción.

Sin embargo, el elemento fundamental del ensayo es la cámara microscópica anteriormente descrita. Esta se utilizará para visualizar las grietas. Además, como método de chequeo de los resultados, se incluyó un micrófono que ligado a las probetas grabase el sonido de las grietas existentes. El micrófono, a su vez, estará conectado a un ordenador que a través del software 'Audacity' recogerá el sonido.

Es necesario comentar que ha sido necesario un cambio de mordazas para abarcar los tres espesores analizados. Además, ha sido fundamental asegurar que la probeta estaba correctamente alineada con el eje de la máquina. Por último, resulta importante resaltar que es necesario no introducir torsión a la probeta al apretar las mordazas.

Por otro lado, la realización del ensayo comprende los siguientes pasos:

1. Una vez posicionada la probeta y los dispositivos de medición comentados, se inició, en primer lugar, la grabación del sonido.
2. Diez segundos después comenzó la grabación de la cámara microscópica.
3. Diez segundos más tarde se dió paso al ensayo como tal. La máquina de tracción comenzó a meter la carga, incrementando su valor de manera progresiva a 5 N/s. Además, se inició el barrido con la cámara microscópica del canto de la probeta. Es necesario puntualizar que la orientación de la probeta debe ser

tal que se facilite el acceso a la cámara del canto pulido, ya que será esta zona en la que se visualizarán las grietas.

4. En el momento en que aparezcan delaminaciones o la probeta rompa se finaliza el ensayo.

El hecho de esperar diez segundos entre cada uno de los tres primeros pasos es una forma de facilitar el análisis de los resultados. Para que el análisis sea coherente habrá que despreciar los 10 primeros segundos de grabación de la cámara y los 20 primeros para el micrófono, ya que la idea inicial era que todo empezara a funcionar en el mismo instante.

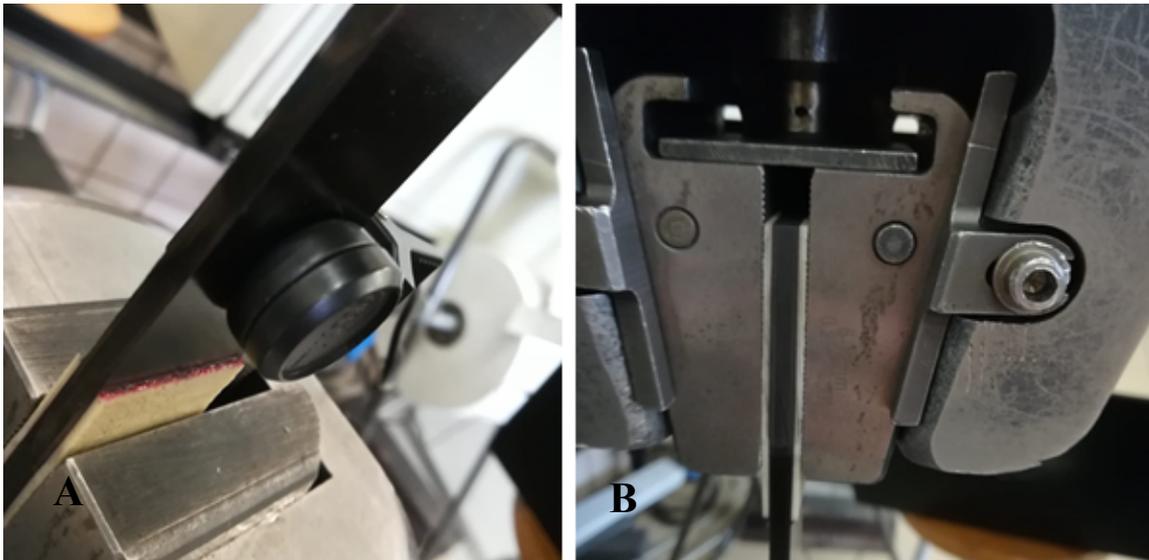


Figura 4-6. A) Micrófono. B) Mordazas.

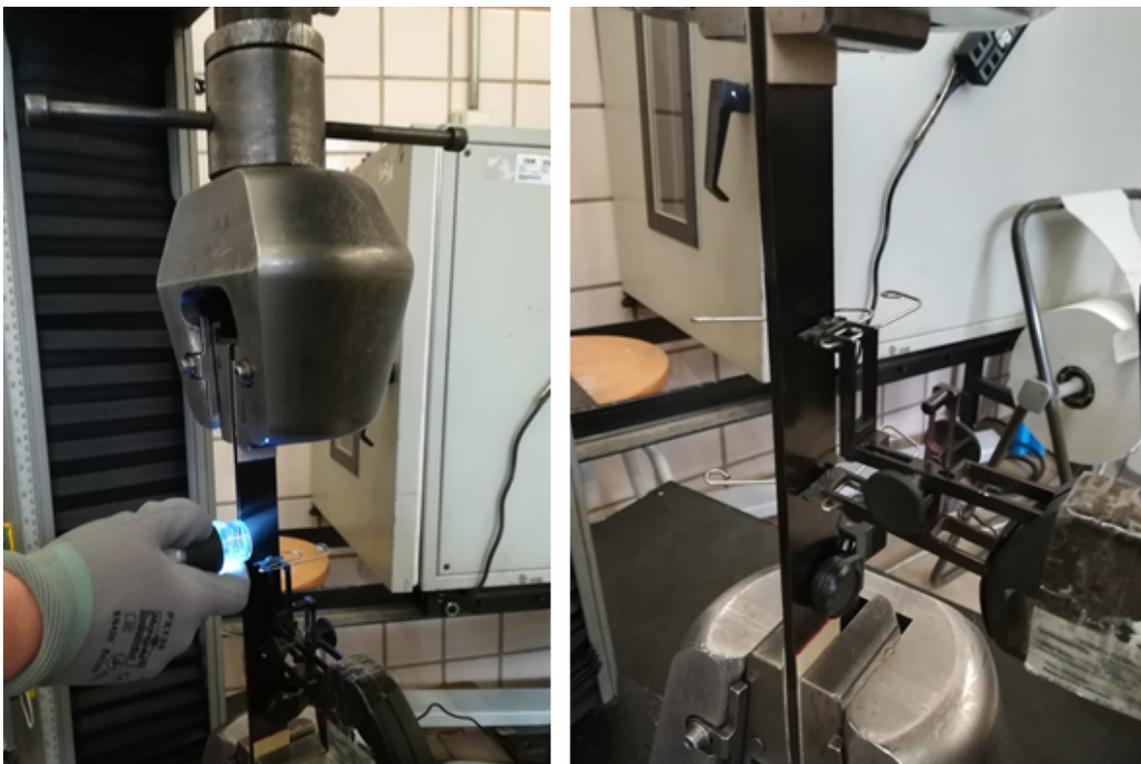


Figura 4-7. Realización del ensayo.

5 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS

5.1 Resultados del ensayo

En este apartado, se van a recoger los resultados obtenidos de los ensayos para su análisis. El objetivo fundamental era obtener unas gráficas representativas de la densidad de grietas en función de la deformación.

Como ya se ha comentado en apartados anteriores, se han realizado dos medidas de la densidad de grietas: una procedente del micrófono y la otra relacionada con la cámara. Los resultados del micrófono han servido como método de chequeo, resultando ser el elemento principal de los ensayos la cámara microscópica.

Antes de pasar a mostrar los resultados, parece recomendable definir la densidad de grietas y desarrollar el cálculo de las deformaciones, ya que serán estas dos variables las que se representarán más adelante.

Las deformaciones se han calculado a partir de la medida de la apertura del extensómetro y de las dimensiones del mismo. Se han usado los valores de apertura del extensómetro, obtenidos del software de ensayo, como Δl y el valor de ‘Gauge Length’ de la figura 5-1, es decir, 50 mm, como l .

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l}$$

Catalog Number	Gauge Length	Travel	Length (L)	Width (W)	Height (H)	Operating Force	Weight	Strain Range Classification ¹			
								ISO 9513 0.5	ISO 9513 1.0	ASTM E 83 B-2	ASTM E 83 C
2630-120	8 mm	-4 mm to +4 mm	67 mm	39 mm	25 mm	20 g	27 g	-10% to +50%	-50% to +50%	-10% to +50%	-50% to +50%
2630-101	10 mm	-1 mm to +1 mm	67 mm	39 mm	25 mm	160 g	27 g	-10% to +10%	–	-10% to +10%	–
2630-102	10 mm	-5 mm to +5 mm	67 mm	39 mm	25 mm	20 g	27 g	-10% to +50%	-50% to +50%	-10% to +50%	-50% to +50%
2630-105	25 mm	-5.5 mm to +2.5 mm	100 mm	39 mm	52 mm	55 g	56 g	-10% to +10%	–	-10% to +10%	–
2630-106	25 mm	-2.3 mm to +12.5 mm	115 mm	39 mm	58 mm	75 g	58 g	-10% to +50%	–	-10% to +50%	–
2630-107	25 mm	-2.5 mm to +25 mm	132 mm	39 mm	69 mm	45 g	60 g	0% to +70%	-10% to +100%	0% to +70%	0% to +100%
2630-111	50 mm	-5 mm to +5 mm	100 mm	39 mm	72 mm	45 g	60 g	-10 to +10%	–	-10% to +10%	–
2630-112	50 mm	-2.5 mm to +25 mm	132 mm	39 mm	72 mm	45 g	60 g	0% to +35%	0% to +50%	0% to +35%	0% to +50%
2630-113	50 mm	-5 mm to +50 mm	181 mm	39 mm	72 mm	37 g	66 g	0% to +70%	0% to +100%	0% to +70%	0% to +100%
2630-117	80 mm	-0.8 mm to +8 mm	116 mm	39 mm	101 mm	60 g	60 g	-1% to +10%	–	-1% to +10%	–
2630-118	80 mm	-4 mm to +40 mm	181 mm	39 mm	101 mm	45 g	66 g	0% to +35%	0% to +50%	0% to +35%	0% to +50%
2630-119	100 mm	-5 mm to +50 mm	181 mm	39 mm	121 mm	37 g	66 g	0% to +35%	0% to +50%	0% to +35%	0% to +50%

Figura 5-1. Propiedades del extensómetro. *Instron*.

Por otra parte, se ha calculado la densidad de grietas según M. Kashtalyan, I.G. García y V. Mantic (2018) en *Coupled stress and energy criterion for multiple matrix cracking in cross-ply composite laminates*, a partir del espesor del bloque de láminas dispuestas a 90° y la separación entre grietas. Según el artículo anteriormente mencionado t_{90} viene definido como la mitad del espesor del bloque de láminas orientadas a 90°. Por su parte, la separación entre grietas definiría a la variable s , siendo dos veces dicha variable. Es necesario tener en cuenta en este punto, que las grietas se han considerado uniformemente espaciadas a largo de la longitud de probeta analizada. Es decir,

$2s = \frac{L_{analizada}}{n_{grietas}-1}$. La densidad de grietas, por tanto, se define a continuación.

$$D = \frac{t_{90}}{s}$$

Probeta	Número de láminas	Espesor del bloque de 90° (mm)	Longitud analizada (mm)
Tipo 1	23	2,817	175
Tipo 2	14	1,893	171
Tipo 3	3	0,207	169

Tabla 5-1. Datos de las probetas.

Una vez definidas las variables a representar, se desarrollará el procedimiento seguido para el análisis que aquí se describe. Para la realización del mismo se ha usado como herramienta MATLAB. Con este software se han generado las representaciones gráficas necesarias para establecer las conclusiones de este proyecto.

En primer lugar, se describirá el procedimiento a seguir para la obtención de las gráficas que recogen los datos grabados mediante el micrófono. MATLAB posee órdenes que permiten representar las ondas sonoras en función del tiempo. En las figuras 5-2 y 5-3, se recogen dichas ondas. Observando las representaciones, se puede concluir que a medidas que el espesor disminuye el sonido de las grietas se confunde más con el ruido exterior. Este ha sido uno de los factores limitantes a la hora de realizar el análisis que aquí se expone.

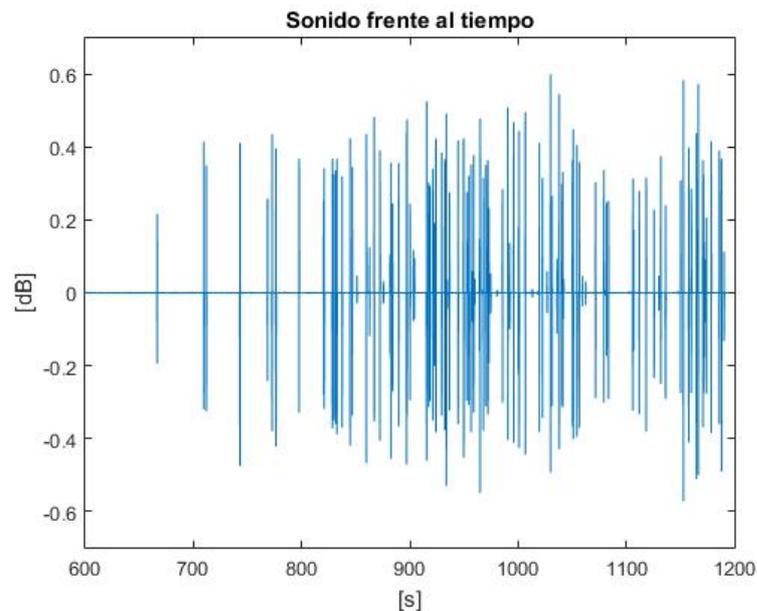


Figura 5-2. Onda sonora de una probeta gruesa (23 láminas).

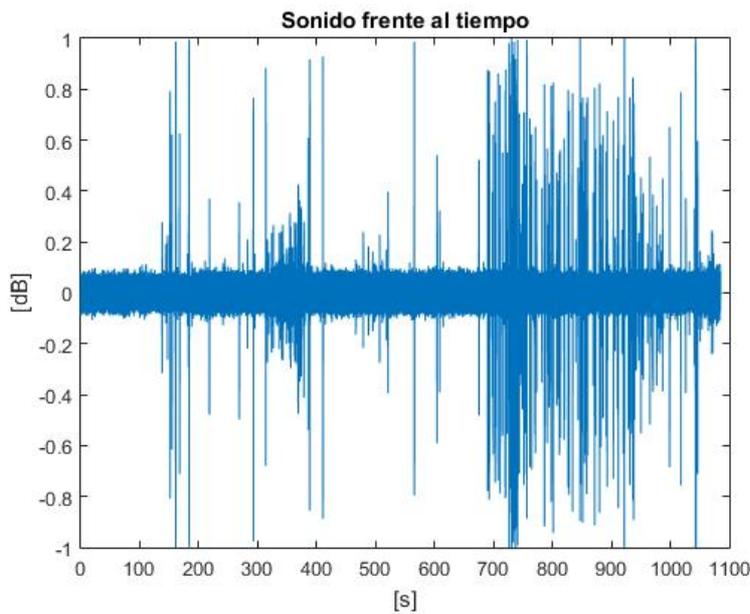


Figura 5-3. Onda sonora de una probeta de 14 láminas.

Además, resulta evidente que no todos los máximos que se observan se corresponden con la aparición de grietas nuevas, ya que en el caso de serlo se tendrían grietas en fases muy tempranas del ensayo. Es por ello, que para las probetas más gruesas (de 23 láminas) se ha hecho un pequeño barrido descartando cada vez amplitudes de onda mayores. Los resultados, mostrados en las figuras siguientes, revelan que a medida que el umbral de amplitudes aumenta, los resultados se asemejan más a los captados por la cámara.

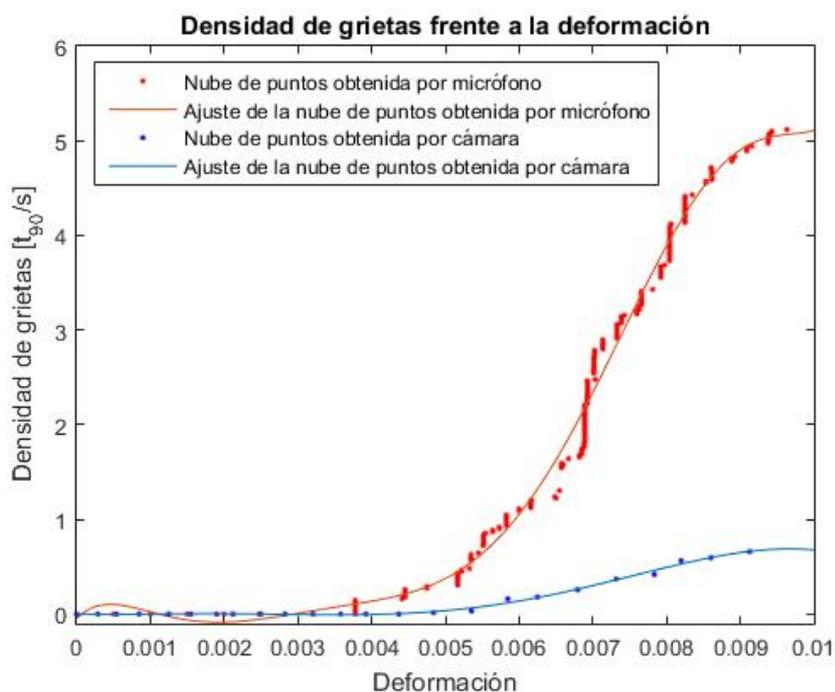


Figura 5-4. Densidad de grietas frente a deformación para una probeta de 23 láminas descartando amplitudes de onda sonora inferiores a 0,25 dB.

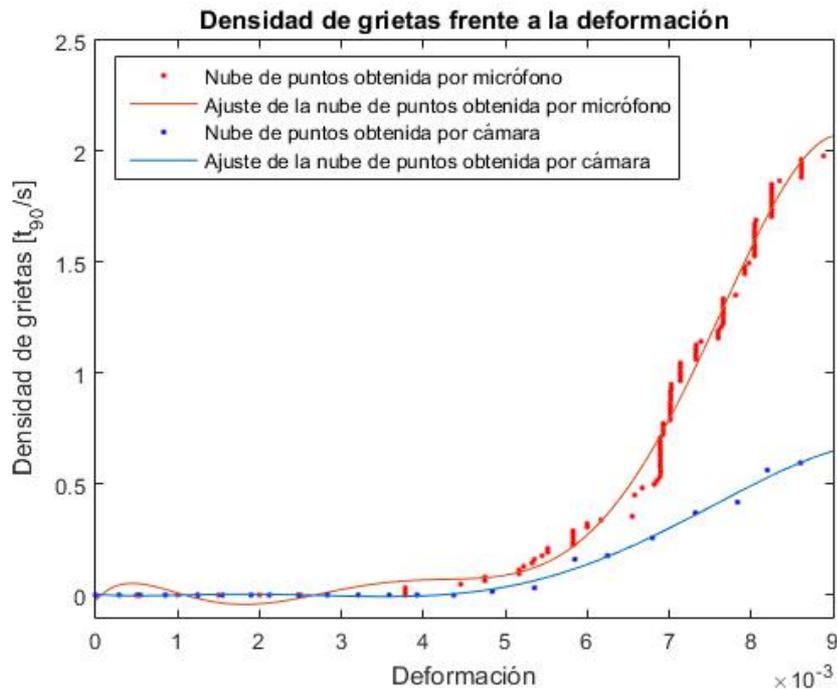


Figura 5-5. Densidad de grietas frente a deformación para una probeta de 23 láminas descartando amplitudes de onda sonora inferiores a 0,3 dB.

Para el resto de probetas (de 14 y 3 láminas), los niveles de ruido y el recuento realizado con MATLAB suponía tener unos niveles de densidades de grietas excesivos. Es por ello, que se optó por un análisis más artesanal, en el que escuchando los audios recogidos por el software al que se conectaba el micrófono se ha contado el número de grietas para diferentes instantes, haciéndose necesario una posterior interpolación. Es decir, los resultados mostrados se corresponden con un recuento manual en el caso de los dos tipos de probetas más finas y un recuento realizado con MATLAB en el que se ha descartado todo máximo inferior a 0,35 dB para las probetas más gruesas, decidiendo este valor al observar el comportamiento anteriormente mencionado.

En cuanto a los datos recogidos por la cámara, se ha realizado un recuento puramente manual. En él, se ha obtenido un número de grietas para instantes determinados y posteriormente con las herramientas de interpolación de MATLAB se han conseguido curvas como las mostradas en las figuras siguientes.

Los resultados obtenidos se recogen en las gráficas siguientes. En ellas, se incluyen representaciones de la densidad de grietas frente a la deformación calculadas a partir de los datos obtenidos con el micrófono y con la cámara para cada probeta. Se han contemplado cuatro probetas de 23 láminas, cinco de 14 y cinco de 3. El hecho de haber ensayado cuatro probetas para el caso de las gruesas se debe simplemente a errores en la realización del ensayo de la que hubiera sido la quinta probeta ensayada.

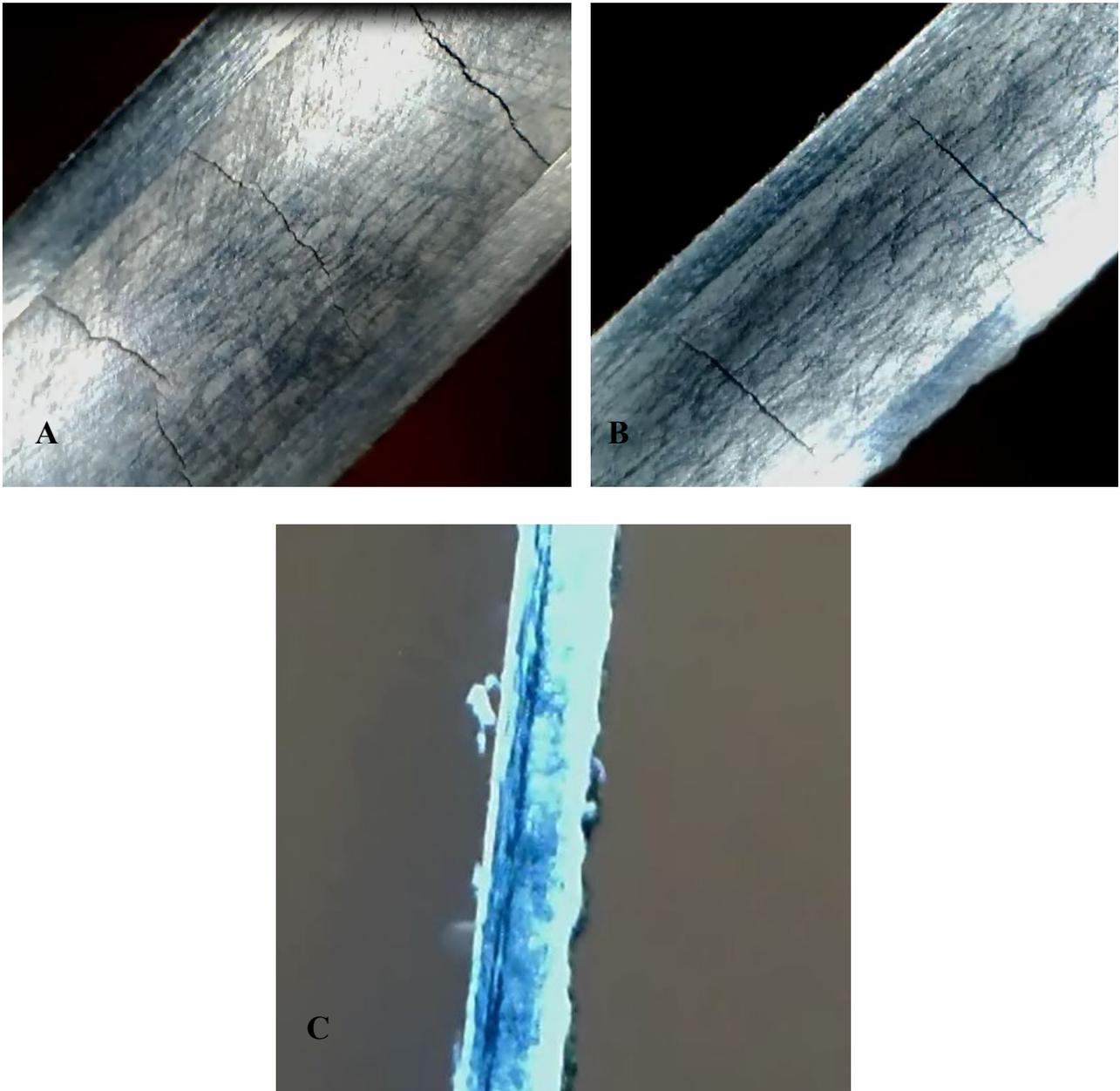


Figura 5-6. A) Visualización de grietas en una probeta de 23 láminas. B) Visualización de grietas en una probeta de 14 láminas. C) Visualización de grietas en una probeta de 3 láminas.

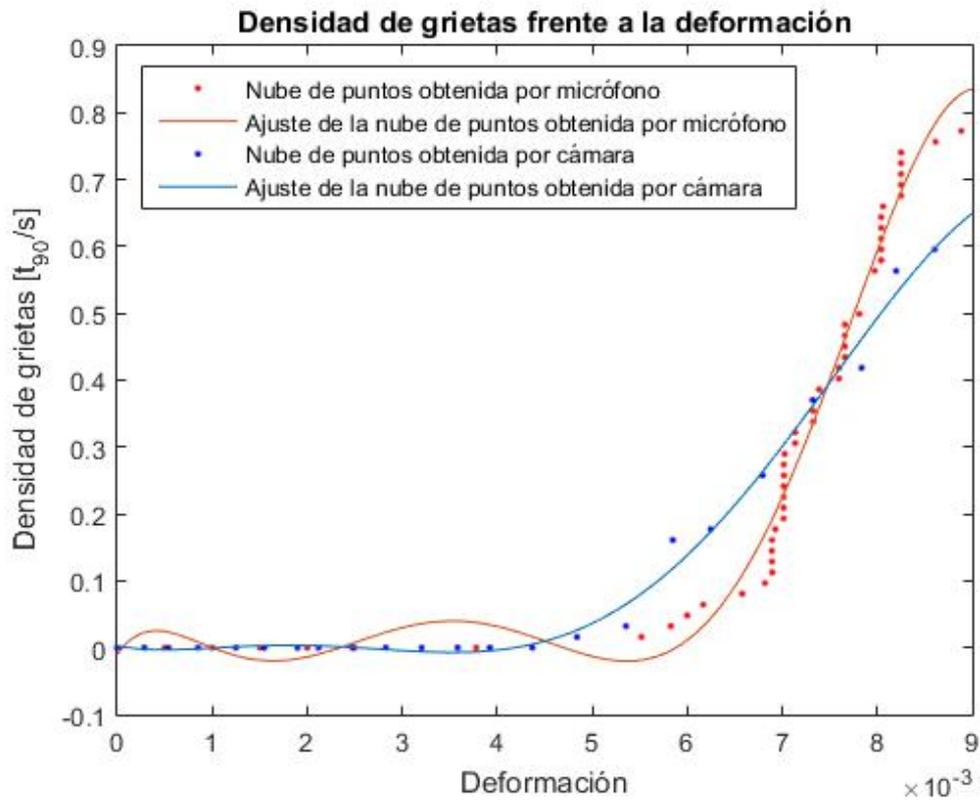


Figura 5-7. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 1.

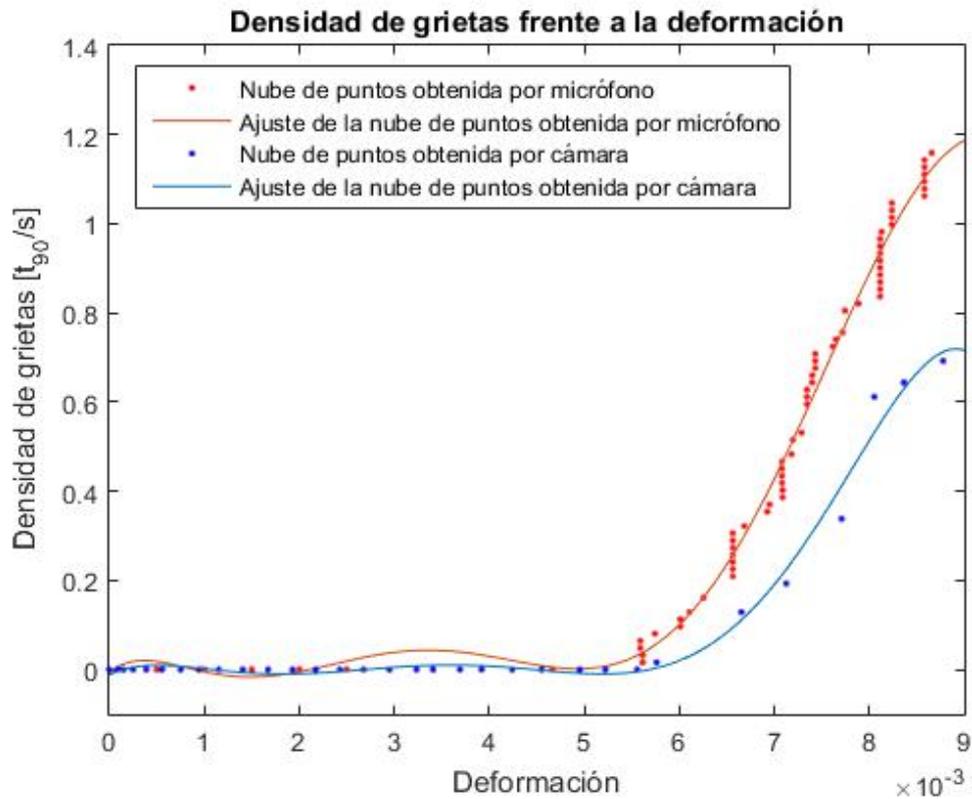


Figura 5-8. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 2.

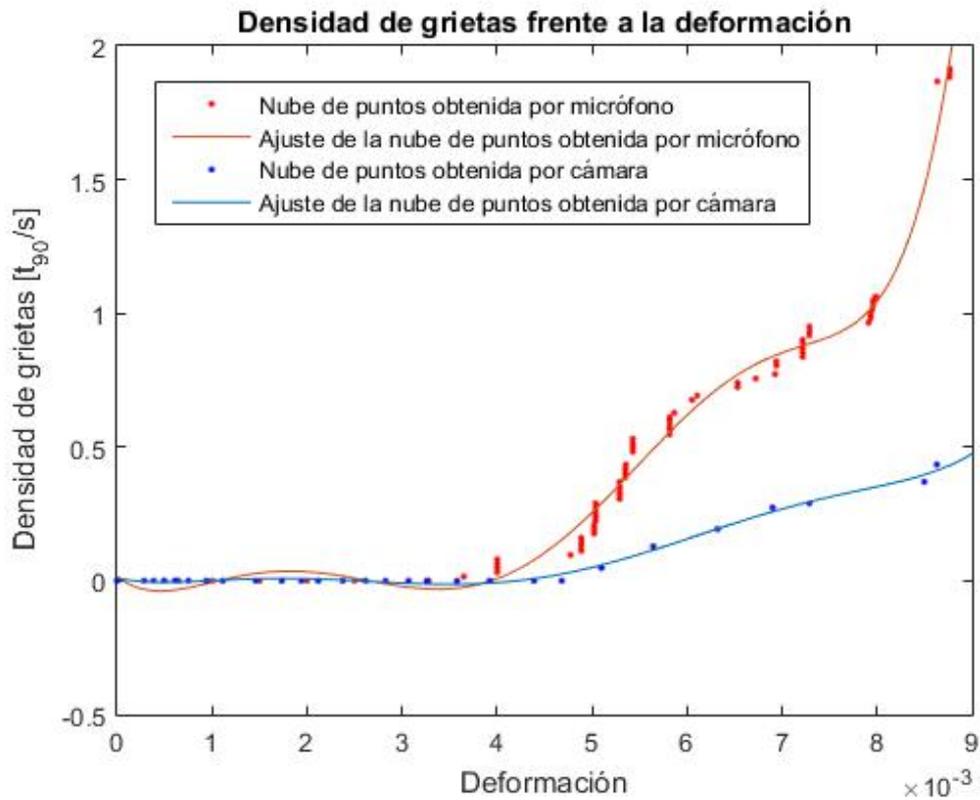


Figura 5-9. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 3.

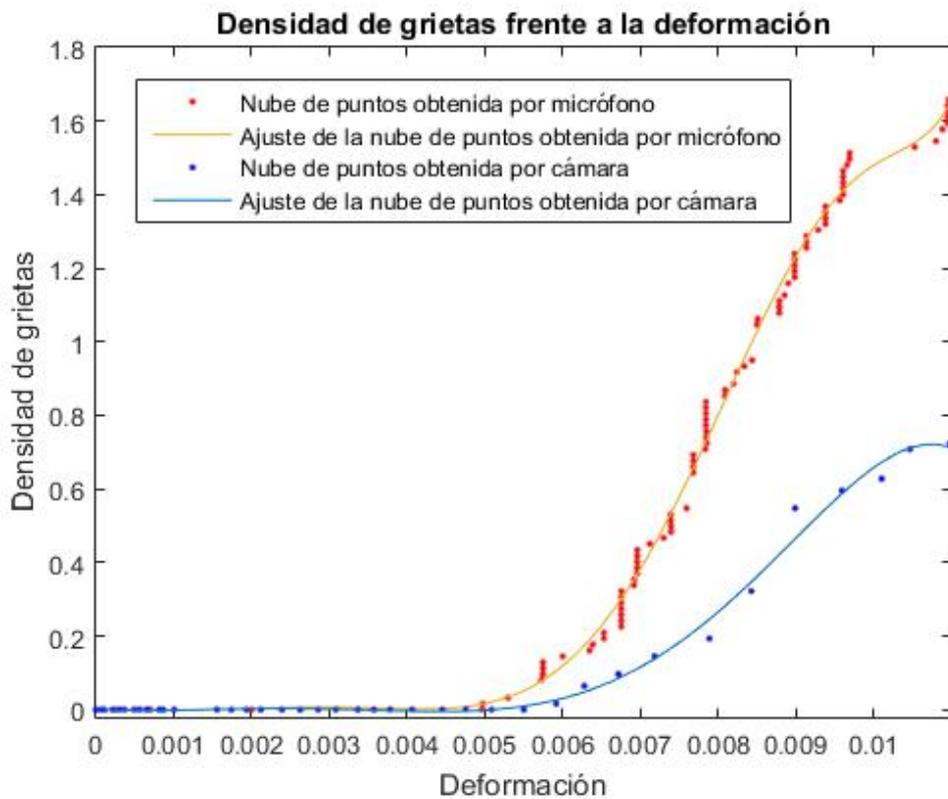


Figura 5-10. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 23 láminas. Probeta 4.

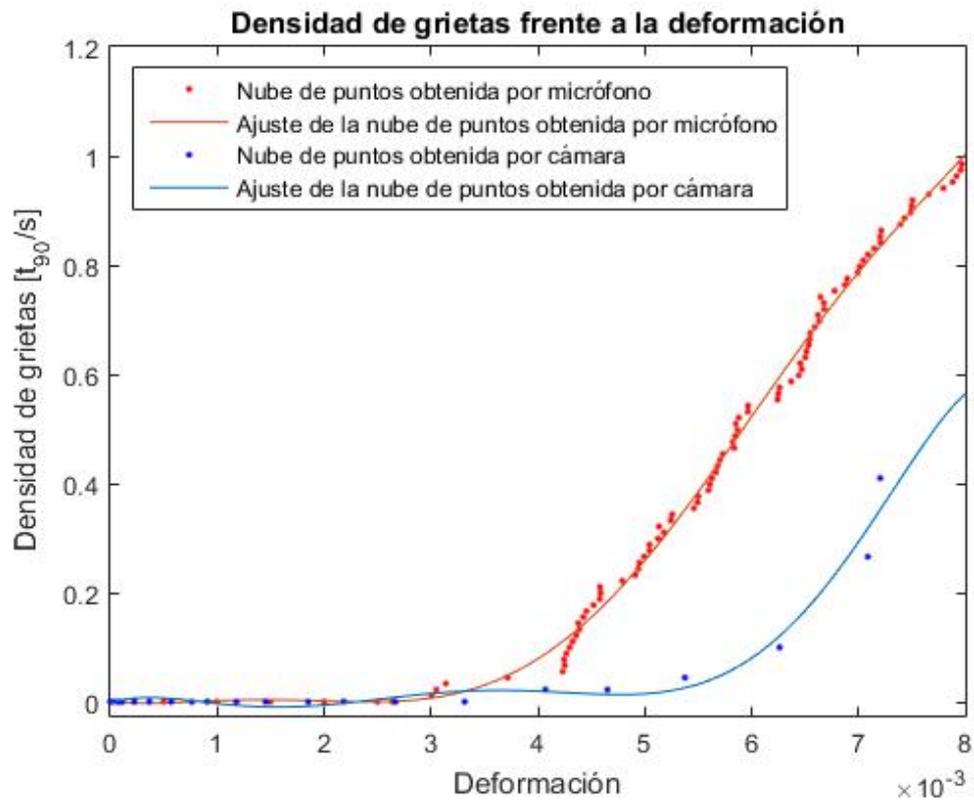


Figura 5-11. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 1.

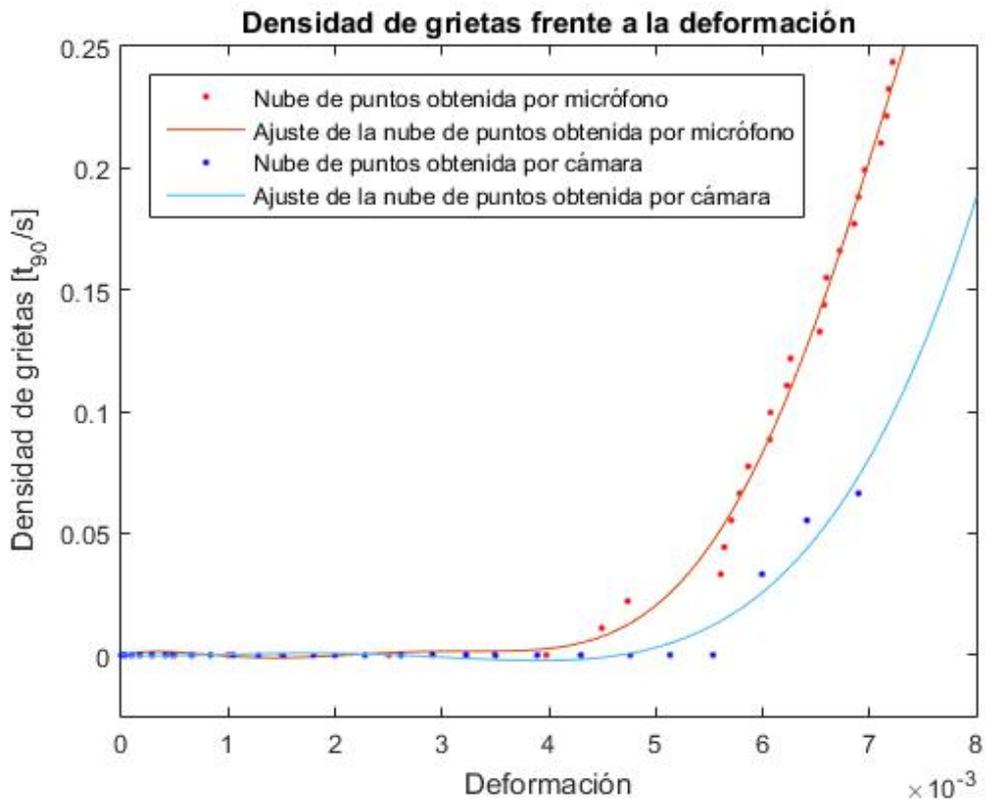


Figura 5-12. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 2.

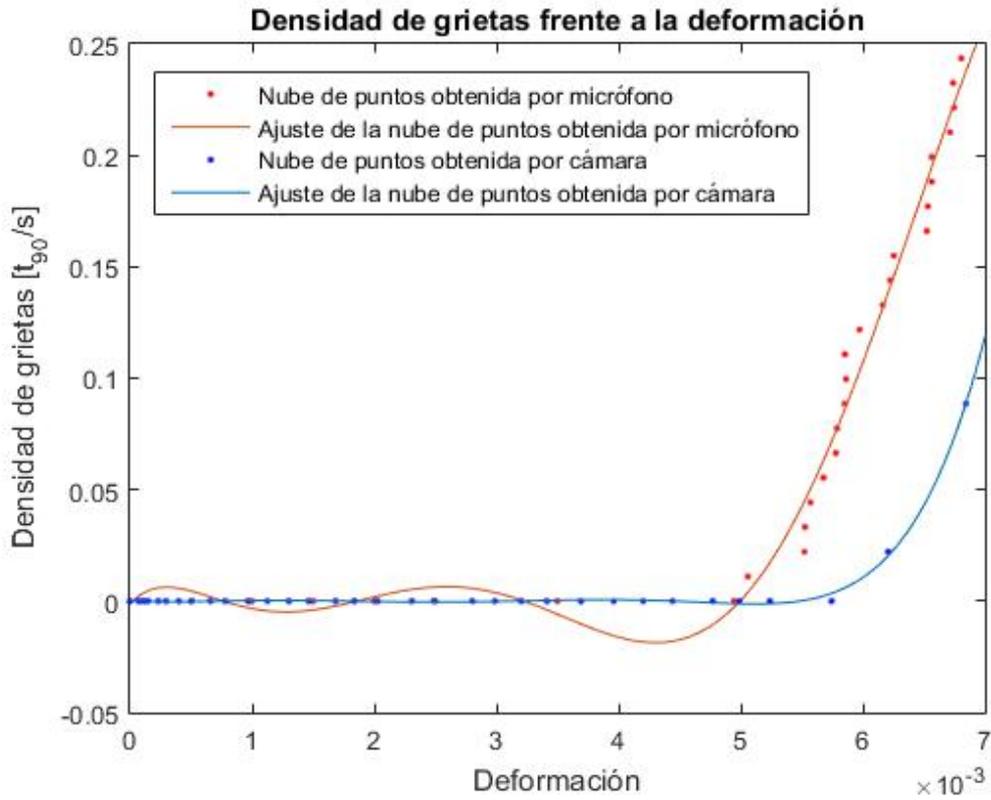


Figura 5-13. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 3.

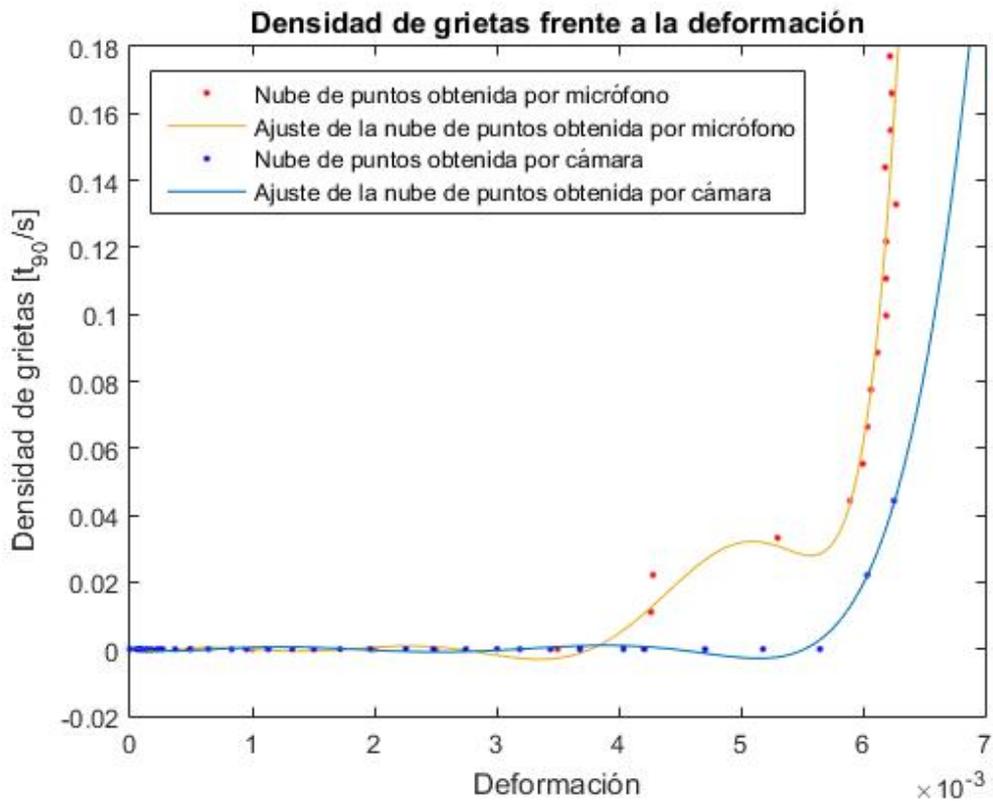


Figura 5-14. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 4.

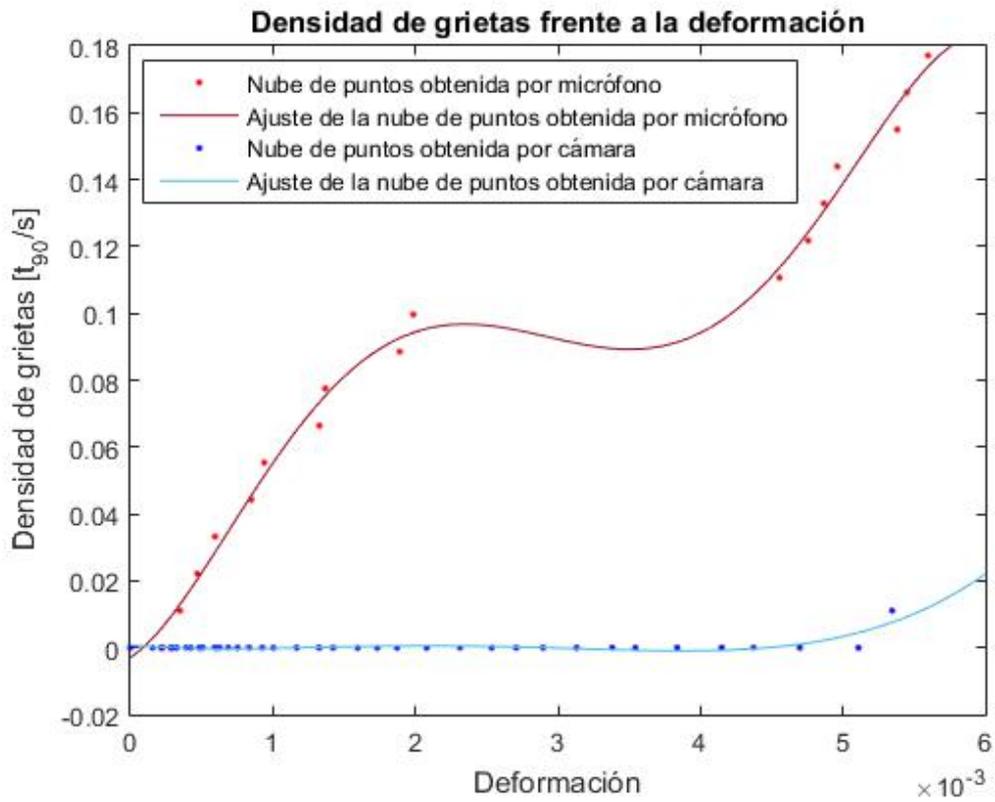


Figura 5-16. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 14 láminas. Probeta 5.

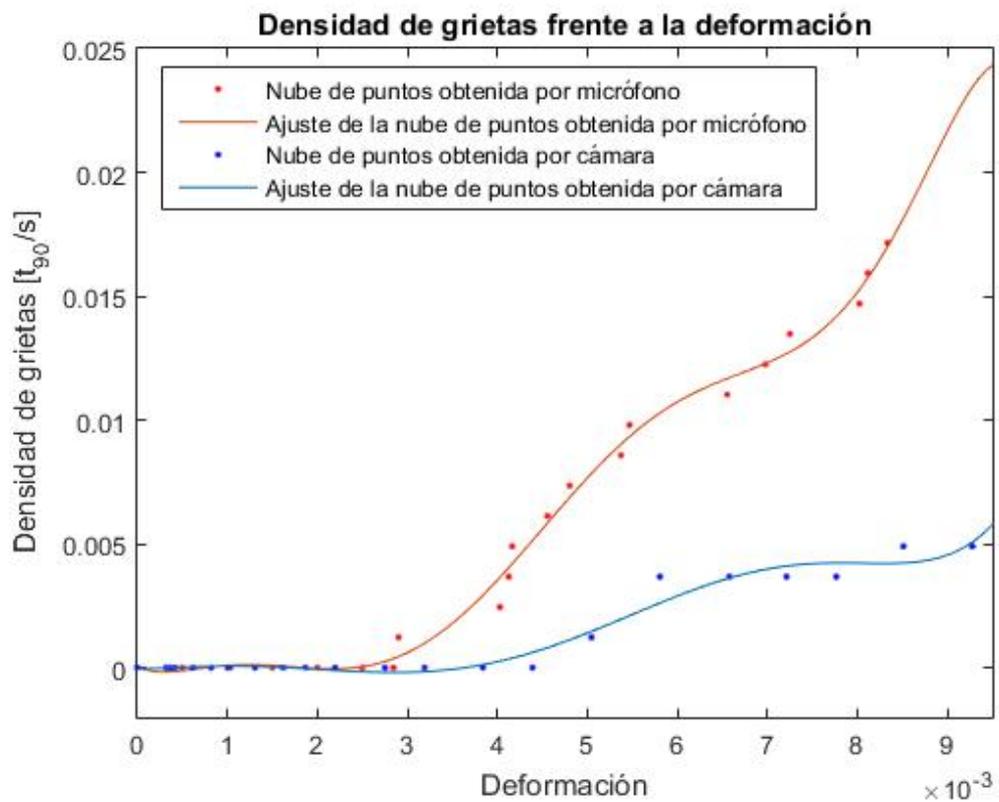


Figura 5-15. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 1.

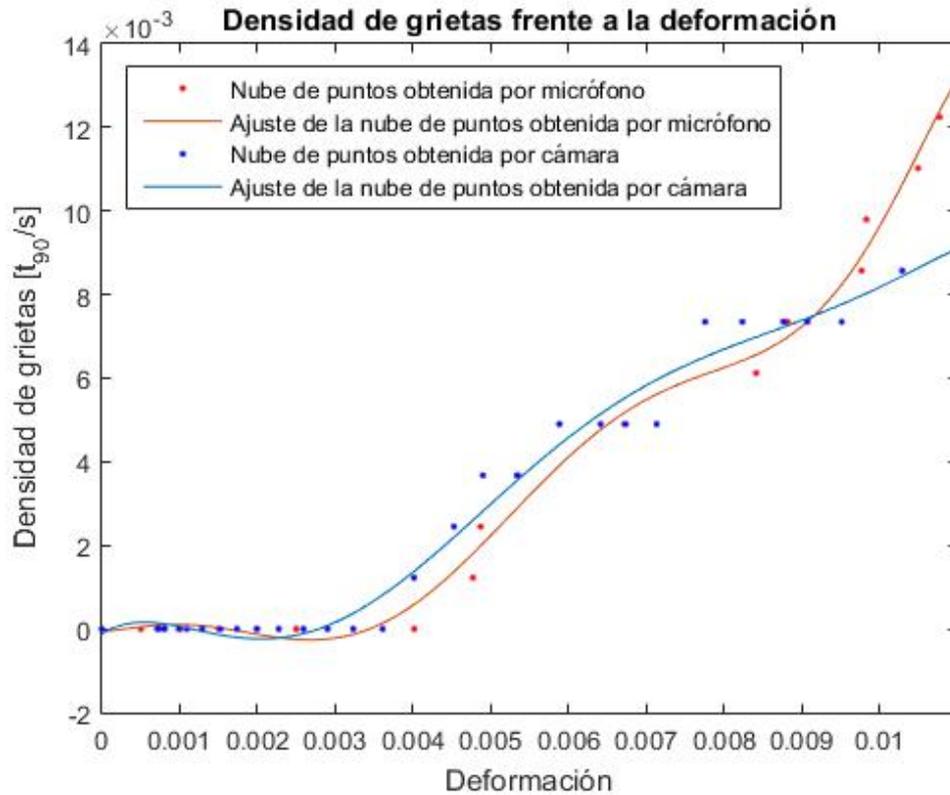


Figura 5-17. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 2.

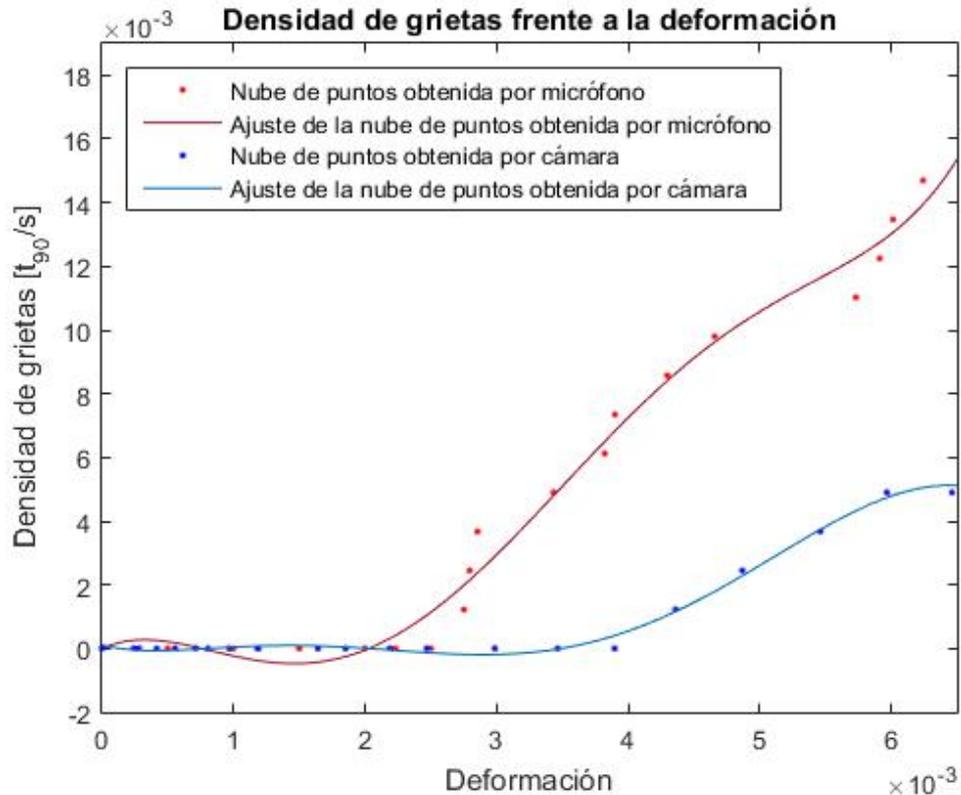


Figura 5-18. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 3.

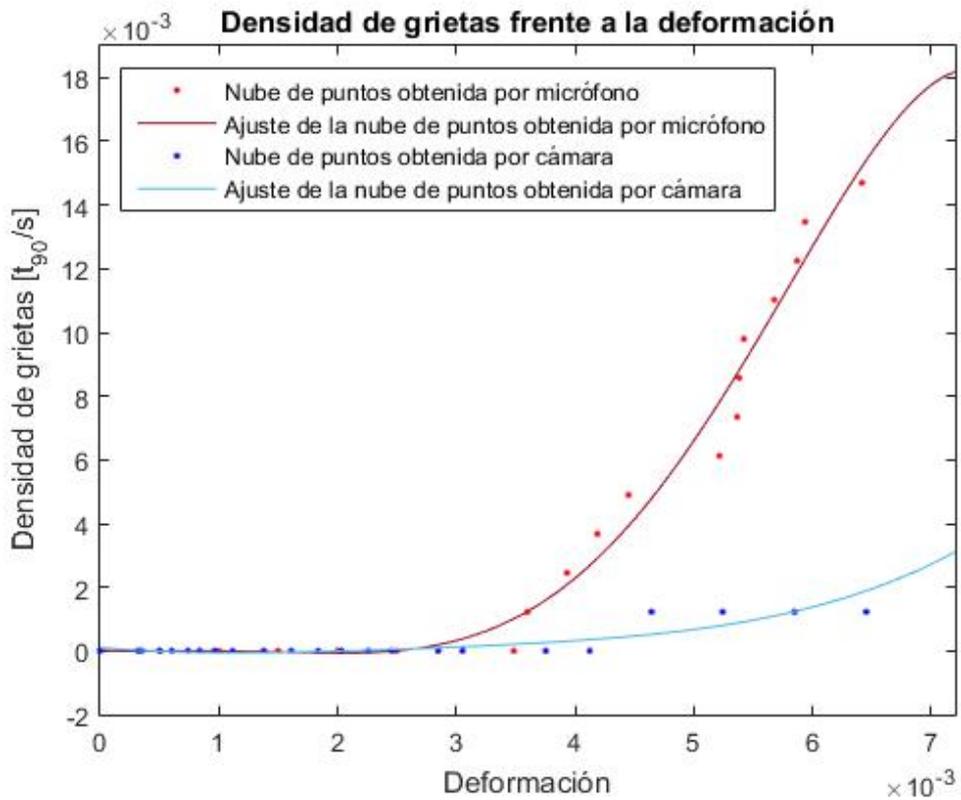


Figura 5-19. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 4.

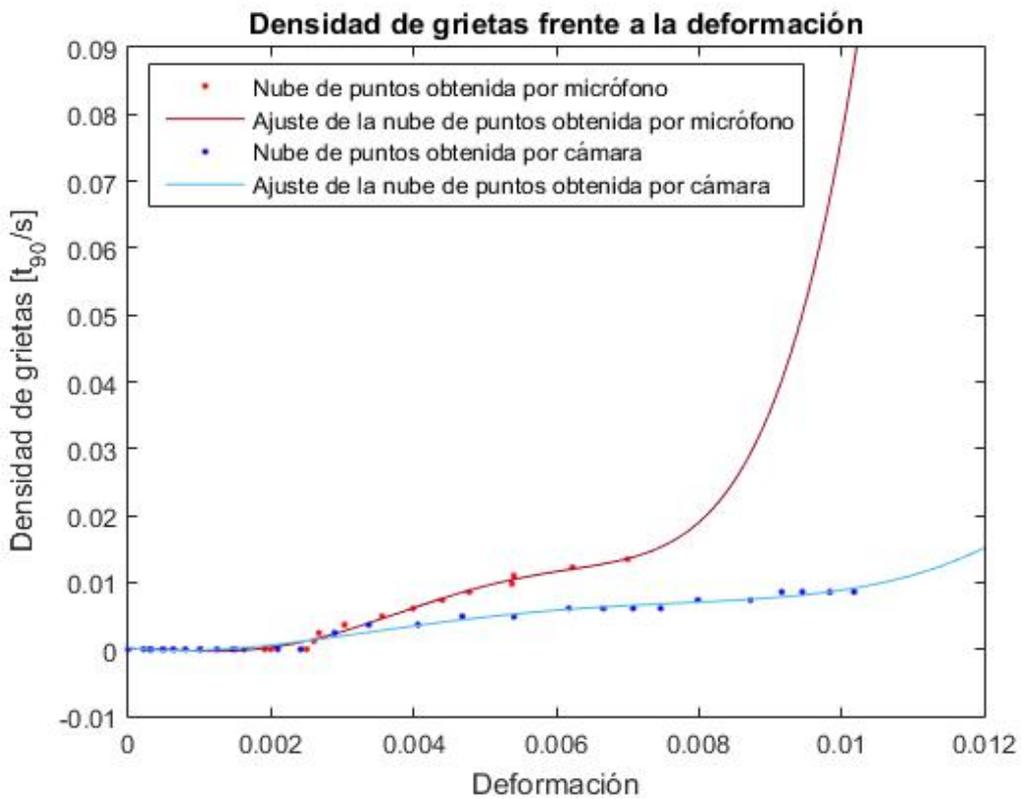


Figura 5-20. Densidad de grietas frente a la deformación para una probeta de 3 láminas. Probeta 5.

De las gráficas anteriores, se pueden extraer varias conclusiones que se comentan a continuación.

En primer lugar, es destacable el hecho de que los resultados obtenidos por audio sean generalmente superiores a los obtenidos con la cámara. Es decir, las densidades de grietas son mayores para el caso del audio. Este hecho, podría deberse a la sensibilidad del método de medición. En los casos en los que es MATLAB quien descarta los máximos de la onda sonora, parece evidente pensar que ese descarte no es del todo exacto ya que el programa no toma conciencia de qué es lo que está descartando. Para MATLAB cada sonido, es sencillamente un valor de amplitud en dB.

Por otro lado, en el caso del recuento manual del sonido, los datos dependen de qué sonidos son considerados como grietas, es decir, depende en gran medida de la persona que cuenta. Además, otro aspecto a considerar es que las grietas al propagarse también suenan. Es decir, resulta inevitable confundir el sonido de propagación de las grietas existentes con el de aparición de nuevas grietas.

Dejando a un lado la comparación audio-cámara, cabe destacar que todas las curvas representadas son crecientes. Esto cobra sentido al pensar que a medida que aumenta la carga y, por consiguiente, la deformación de las probetas irán apareciendo más grietas. Lógicamente esto debe ser así, ya que en el caso de no serlo, se trataría de una situación anómala en la que las grietas irían desapareciendo a medida que se lleva a cabo el ensayo.

Otro aspecto destacable, es que los órdenes de magnitud de la variable densidad de grietas disminuyen con el espesor, lo que podría estar relacionado con las propiedades de los materiales compuestos. Dichos materiales tienen características radicalmente distintas en función de la orientación de la fibra. En el caso tratado en este proyecto, el bloque de láminas orientado a 90° tendría peores propiedades mecánicas. Es, por ello, que parece razonable que al aumentar el espesor de esta parte la densidad de grietas aumente considerablemente. Obsérvese, también, que las grietas siempre aparecen en el bloque orientado a 90° , actuando los bloques a 0° como contenedores de las mismas.

Relacionado con el punto anterior, se podría comentar el hecho de que la primera grieta aparece para valores de la deformación que disminuyen con el espesor. Además, esta disminución es mucho más pronunciada entre las probetas de los tipos 2 y 3 que entre las de los tipos 1 y 2, lo que parece estar relacionado con la disminución brusca del espesor entre las probetas de los tipos 2 y 3. De nuevo, se podría relacionar esto con las propiedades de los compuestos en función de la orientación de la fibra, tal y como se ha comentado anteriormente.

Por otra parte, el crecimiento de la densidad de grietas parece amortiguarse conforme se avanza hasta valores mayores de deformación., es decir, a medida que la probeta se deforma parece haber ciertas dificultades para que aparezcan nuevas grietas. Las nuevas apariciones se centran, en la mayoría de los casos, en un rango relativamente estrecho de deformaciones y cercano al valor de la deformación para el que aparece la primera grieta.

Además, cabe destacar algunas probetas que se han llevado a la rotura. En concreto, las probetas a las que corresponden las figuras 5-10, 5-15 y 5-19. Como se observa en las figuras siguientes, todas han roto por la zona en la que se sitúan los tacos. Esto parece ser un indicio de que la rotura podría estar relacionada con el proceso de fabricación o el material de los tacos, el cual es fibra de vidrio. También, es posible que ciertas delaminaciones observadas se propaguen hasta la zona mencionada ocasionando el fallo final de la probeta.

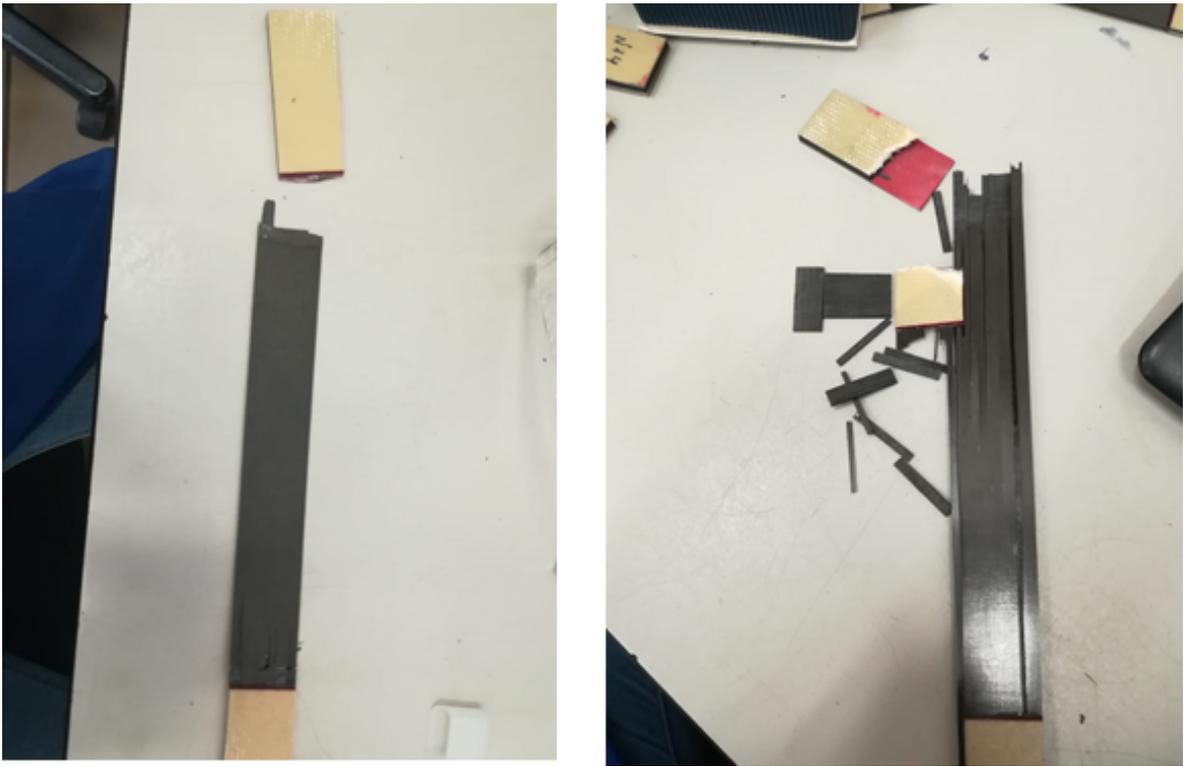


Figura 5-21. Rotura de las probetas.

Por último, puede resultar interesante comentar ciertas observaciones que se han hecho durante los ensayos. Entre ellas, destacan las delaminaciones y la separación de los tacos.

Las delaminaciones se han producido en la zona de transición entre láminas orientadas a 0° y láminas orientadas a 90° . Este ha sido uno de los principales aspectos que ha llevado a detener el experimento, ya que los datos obtenidos después de producirse este tipo de fenómenos carecen de sentido. Además, parece relativamente razonable que dichas delaminaciones se produzcan en estas zonas, ya que es en ella donde existe una mayor discontinuidad de las fibras debida al cambio brusco de orientación.

En cuanto a la separación de los tacos, se ha detectado en las probetas más finas fundamentalmente. De hecho, algunas de las 'grietas' detectadas por el sonido lejos de ser grietas del material eran fenómenos de este tipo. Por último, parece obvio la existencia de una relación entre este fenómeno y el hecho de que la rotura se produzca en zonas cercanas a los tacos o incluso contenidas en los mismos. La resistencia del adhesivo, la propia adhesión del mismo con la probeta o la naturaleza de los tacos parecen ser, por tanto, aspectos altamente influyentes en los ensayos realizados.



Figura 5-22. Delaminaciones.

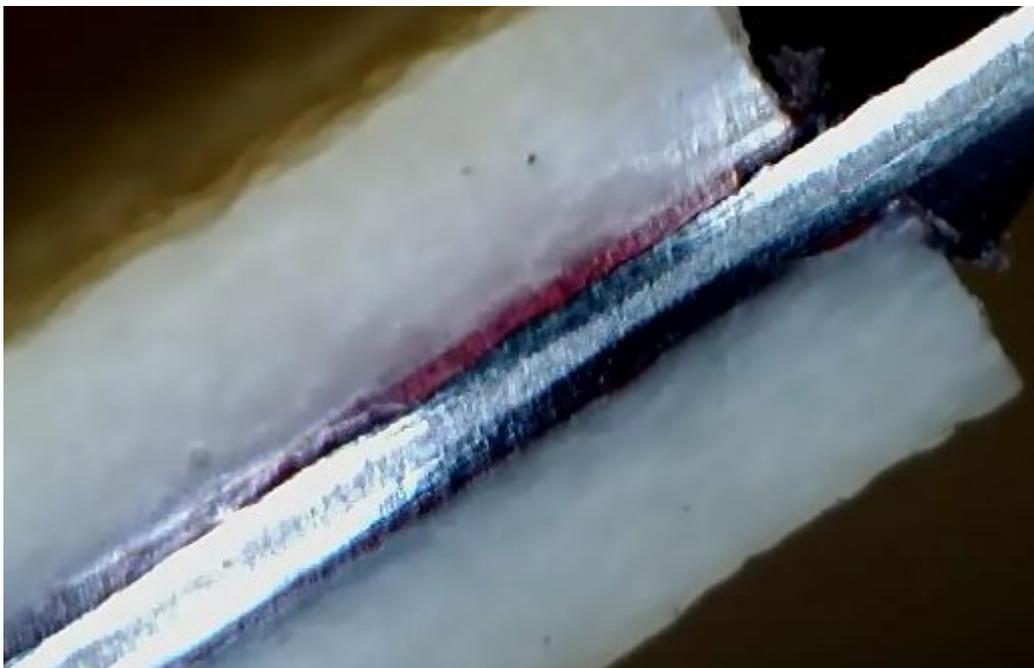


Figura 5-23. Separación de los tacos.

5.2 Comparación con el modelo teórico

A continuación, se realiza una comparativa entre los resultados experimentales anteriormente obtenidos y el modelo numérico desarrollado por Kashtalyan, García y Mantic (2018) en *Coupled stress and energy criterion for multiple matrix cracking in cross-ply composite laminates*. Para ello, se disponen de las representaciones densidad de grietas en función de la deformación para cada tipo de probeta analizada, calculadas por el método numérico. Bastó, por tanto, con superponer estas gráficas con las obtenidas a partir de las visualizaciones de la cámara microscópica para poder extraer conclusiones.

De nuevo, se ha utilizado MATLAB como herramienta soporte la generación de gráficas.

Se incluyen, en este apartado, tres gráficas en las que se representa la comparativa del modelo numérico con los resultados experimentales para cada tipo de probeta.

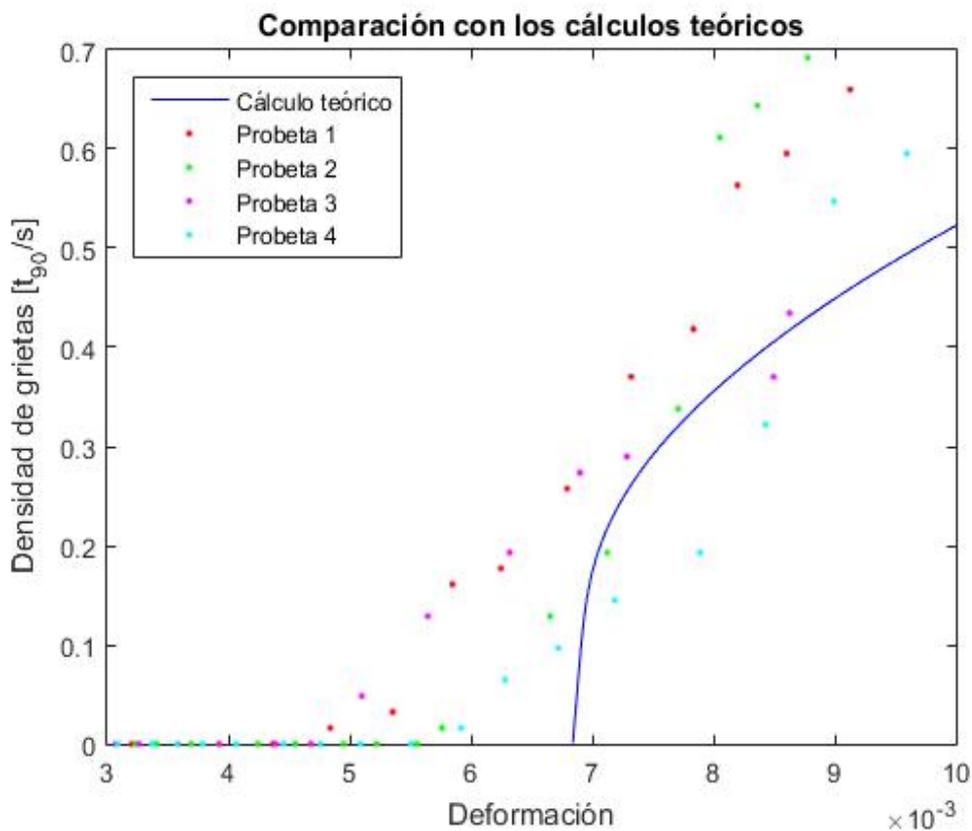


Figura 5-24. Comparativa de las probetas de 23 láminas (tipo 1).

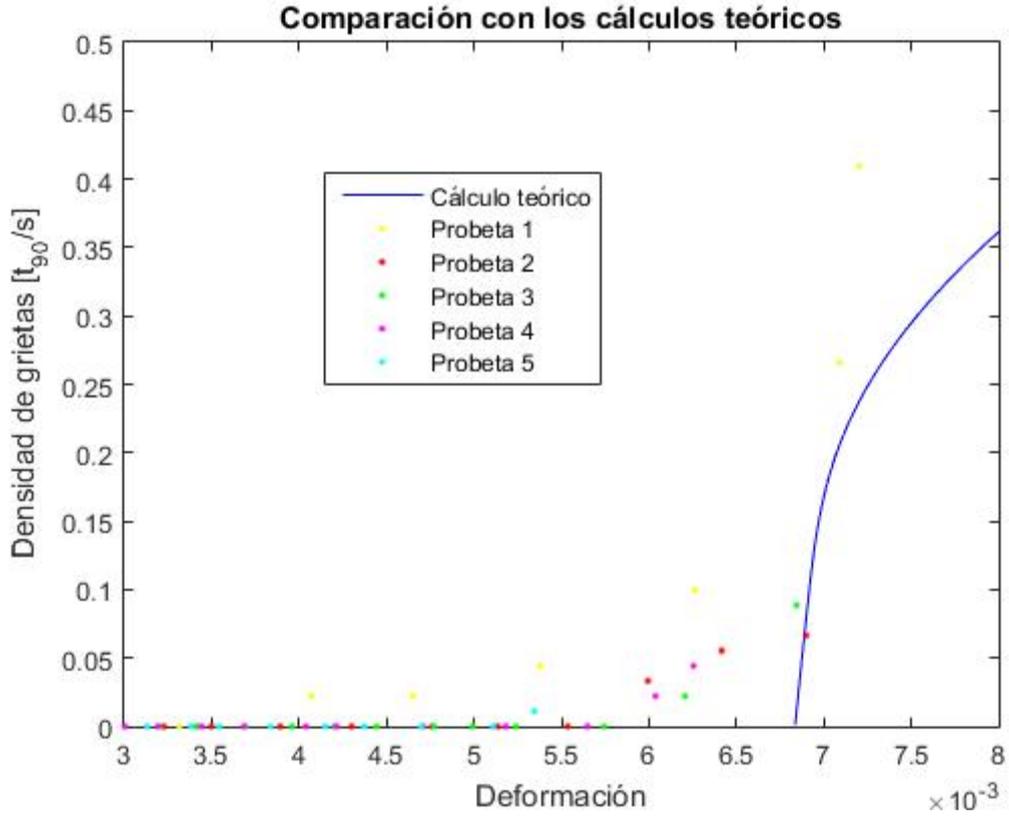


Figura 5-25. Comparativa de las probetas de 14 láminas (tipo 2).

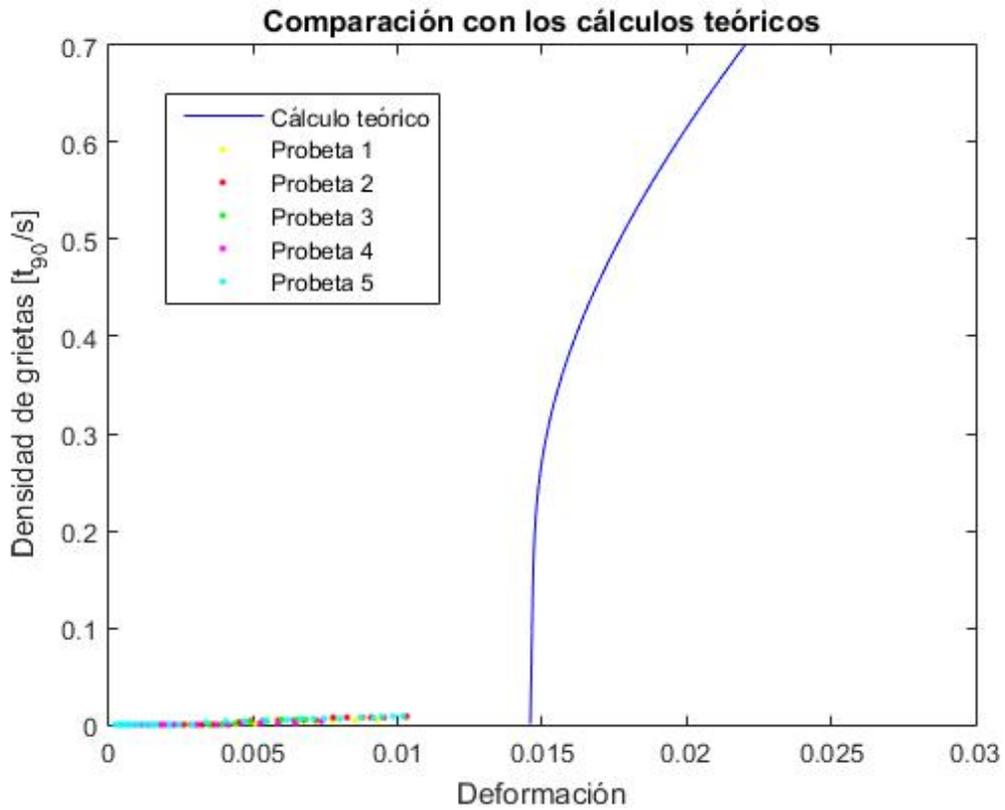


Figura 5-26. Comparativa de las probetas de 3 láminas (tipo 3).

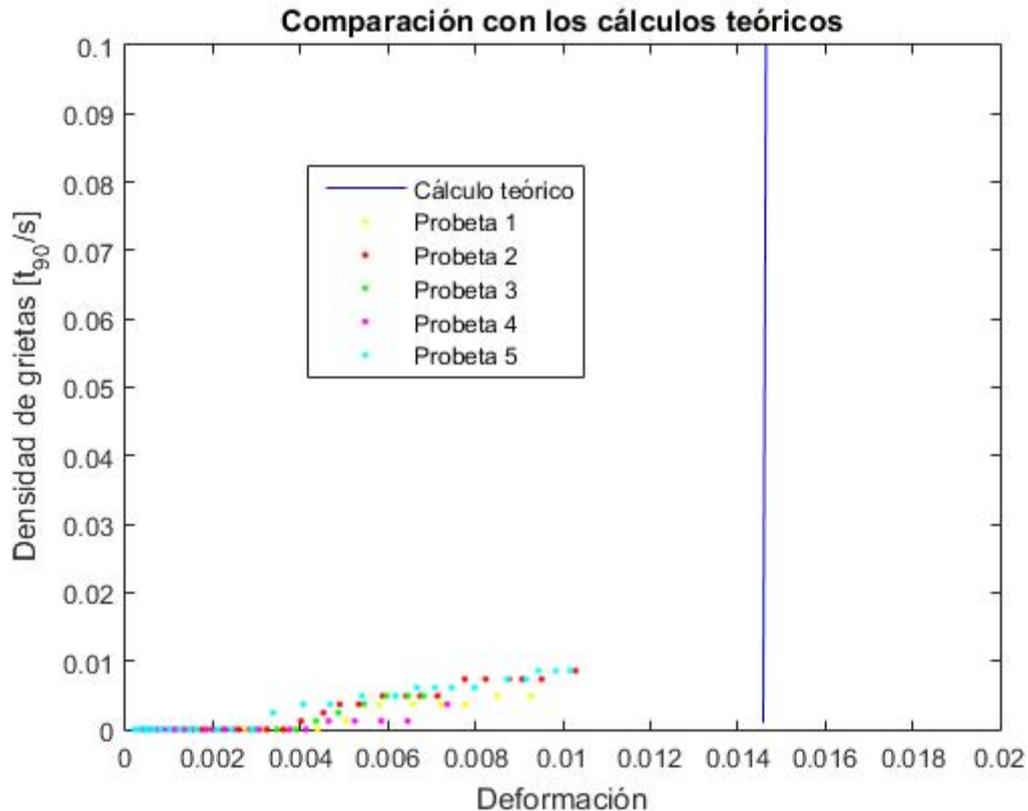


Figura 5-27. Zoom de la comparativa de las probetas de 3 láminas (tipo 3).

De las gráficas anteriores, puede concluirse que el modelo no es del todo exacto. Sin embargo, bien es cierto que se observa una tendencia a la curva del mismo.

En todos los ensayos realizados la primera grieta, es decir, el cambio de tendencia en las gráficas, ocurre para valores de la deformación considerablemente más pequeños de lo que indica la teoría.

Bien es cierto, que en los casos de probetas del tipo 1 y 2 existe una aproximación al modelo para deformaciones que superan los valores de 0,007. En estos casos, se podría decir que, aunque experimentalmente el crecimiento de la densidad de grietas es más suave, tiende a valores similares a los de la teoría.

En el caso, de las probetas más finas (tipo 3), el modelo no podría darse por válido, ya que en la representación se observa una clara diferenciación entre las curvas experimentales y la teórica. Además, cabe destacar que, como se ha explicado anteriormente, algunas de las probetas analizadas han llegado a la rotura. Es decir, no se puede esperar una aproximación al modelo para deformaciones superiores como en los otros dos casos, ya que las probetas rompen antes de conseguir una cierta similitud con los cálculos teóricos.

6 CONCLUSIONES FINALES

La importancia creciente de los materiales compuestos en determinados ámbitos de la tecnología y la industria, lleva a la necesidad de conocer sus propiedades para predecir su comportamiento. Sin embargo, dichas propiedades son altamente variables dependiendo de diferentes aspectos, entre los que cabe destacar el proceso de fabricación y diseño del material.

Uno de las características más importantes de los materiales compuestos es que las propiedades varían considerablemente con la orientación de la fibra. Como se refleja en este documento, las zonas en las que la fibra queda perpendicular a la dirección de la carga son las que presentan peores propiedades y en las que aparecen las grietas analizadas. Por el contrario, las zonas orientadas a 0° actúan como paneles contenedores que evitan la propagación de las grietas hasta el exterior y la rotura del material.

También se ha visto, que el espesor del laminado puede influir enormemente en la aparición de grietas en el mismo, cambiando los valores de densidad de grietas para cada valor de deformación que se considere. Las primeras grietas son, por otro lado, las más costosas en términos de deformación, pero una vez aparece la primera, el resto sucede con relativa facilidad; si bien es cierto que esa facilidad comienza a disminuir muy poco a poco pasado un margen de deformaciones.

Además, existen ciertos problemas como las delaminaciones que pueden aparecer en este tipo de materiales cuando son sometidos a ciertas cargas y que modifican el comportamiento esperado de los mismos.

Por último, cabe destacar la existencia de modelos numéricos que intentan predecir de alguna manera el comportamiento mecánico de los materiales compuestos. Sin embargo, como en la mayoría de los casos estos modelos no son más que una aproximación, que a pesar de tener un grado de complejidad alto, no terminan de ajustarse con exactitud a una realidad en la que pequeños detalles marcan la diferencia.

REFERENCIAS

- [1] J. M. Gallardo, «Introduction,» de *Materiales Aeroespaciales*, Sevilla, 2010.
- [2] J. M. Gallardo, «Fibras,» de *Materiales Aeroespaciales*, Sevilla, 2010.
- [3] J. A. Nairn, «Matrix Microcracking in Composites,» de *Comprehensive Composite, Volumen 2*, Salt Lake City, Utah, USA, Elsevier Science, 2000.
- [4] H. Corporation, «Hexcel,» 2018. [En línea]. Available: <http://www.hexcel.com/>.
- [5] Department of Defense, «Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials,» de *ASTM D3039*, 2002.
- [6] A. G. Córdoba, «Ensayos no destructivos para localización de grietas en piezas estampadas,» Universidad Pública de Navarra, Pamplona, 2014.
- [7] Servicio de Mantenimiento – Dpto. de Ingeniería. Laboratorio de Ensayos No Destructivos, «Líquidos Penetrantes».
- [8] Fluke Corporation, «Fluke,» [En línea]. Available: <http://www.fluke.com/fluke/eses/home/default>.
- [9] Grainger S.A., «Grainger México,» [En línea]. Available: <file:///C:/Users/J.Manuel/Desktop/TFG/M%C3%A9todo%20de%20medici%C3%B3n/Tinte%20Penetrante%20Grainger.com.mx.html>.
- [10] A. Wang, «Fracture Mechanics of Sublaminar Cracks in Composite Materials,» *Journal of Composites*, vol. 6, nº 2, pp. 45-62, 1984.
- [11] R. Talreja, «Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Composite Laminates,» *Journal of Composites*, vol. 19, nº 4, pp. 355-375, 1985.
- [12] S. M. Lee, «Correlation between resin material variables and transverse cracking in composites,» *Journal of Materials Science*, vol. 19, nº 7, pp. 2278-228, 1984.
- [13] J. L. Méndez Orellana, Análisis numérico y experimental del agrietamiento transversal en laminados cruzados simétricos, Málaga, 2016.
- [14] Instron, «2630 Series Strain Gauge Extensometers. Catalog Number 2630-100,» 2004. [En línea]. Available: <http://www.oshma.com.ar/wp-content/uploads/2018/01/EXTENSOMETRO-CLIP-ON-2630-100.pdf>.
- [15] F. París, J. Cañas y J. C. Marín, Introducción al análisis de materiales compuestos, Sevilla, 2006.
- [16] A. Blázquez, V. Mantic, F. París y L. McCartney, «Stress state characterization of delamination cracks in [0/90] symmetric laminates by BEM,» *International Journal of Solids and Structures*, vol. 45, nº 6, pp.

- 1632-1662, 2008.
- [17] S. Yurgartis, B. MacGibbon y P. Mulvaney, «Quantification of microcracking in brittle-matrix composites,» *JOURNAL OF MATERIALS SCIENCE* 27, 1992.
- [18] J. Bailey y K. Garrett, «Multiple transverse fracture in 90° cross-ply laminates of a glass fibre-reinforced polyester,» *Journal of Materials Science*, vol. 12, nº 1, pp. 157-168, 1977.
- [19] P. P. Camanho, C. G. Dávila, S. T. Pinho, L. Lannucci y P. Robinson, «Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 37, nº 2, pp. 165-176, 2006.
- [20] I. Daniel y J. Lee, «Progressive Transverse Cracking of Crossply Composite Laminates,» *Journal of Composites*, vol. 24, nº 11, pp. 1225-1243, 1990.
- [21] F. París, A. Blázquez, L. MacCartney y A. Barroso, «Characterization and evolution of matrix and interface related damage in [0/90]S laminates under tension. Part II: Experimental evidence,» *Composites Science and Technology*, vol. 70, nº 7, pp. 1176-1183, 2010.
- [22] D. L. Flagg y M. H. Kural, «Experimental Determination of the In Situ Transverse Lamina Strength in Graphite/Epoxy Laminates,» *Journal of Composite Materials*, vol. 16, nº 2, pp. 103-116, 1982.
- [23] M. Kashtalyan, I. García y V. Mantic, «Coupled stress and energy criterion for multiple matrix cracking in cross-ply composite laminates,» *International Journal of Solids and Structures*, pp. 189-190, 2018.
- [24] J. Le Corre y J. Berthelot, «A model for transverse cracking and delamination in cross-ply laminates,» *Composites Science and Technology*, vol. 60, nº 7, pp. 1055-1066, 2000.
- [25] C. González y J. Llorca, «Mechanical behavior of unidirectional fiber-reinforced polymers under transverse compression: Microscopic mechanisms and modeling,» *Composites Science and Technology*, vol. 67, nº 13, pp. 2795-2806, 2007.
- [26] A. Parvizi y J. Bailey, «On multiple transverse cracking in glass fibre epoxy cross-ply laminates,» *Journal of Materials Science*, vol. 13, nº 10, p. 2131–2136, 1978.
- [27] J. Varna y L. Berglund, «Multiple Transverse Cracking and Stiffness Reduction in Cross-Ply Laminates,» *Journal of Composites, Technology and Research*, vol. 13, nº 2, pp. 97-106, 1991.
- [28] J. Varna, F. París y J. C. Del Cano, «The effect of crack-face contact on fiber/matrix debonding in transverse tensile loading,» *Composites Science and Technology*, vol. 57, nº 5, pp. 523-532, 1997.
- [29] A. Wang y F. Crossman, «The Dependence of Transverse Cracking and Delamination on Ply Thickness in Graphite/Epoxy Laminates,» de *Damage in Composite Materials: Basic Mechanisms, Accumulation, Tolerance, and Characterization*, 1982.

ANEXO

En este anexo se incluye el código de MATLAB empleado para la generación de las gráficas.

TFG.m

```

clear;close all;clc
esp=[2.817 1.893 0.207];
esp90=0.207;
L=[175 171 169];
Lprob=169;
[s,fs]=audioread('N3-5.wav');
tiempo=size(s,1)/fs;
x=0:1/fs:tiempo;
[g,h]=find(x==20);x=x(h:end);
s=s(h:end);x=x-20;
%   figure(1)
%   plot(x(2:end),s),xlim([0 tiempo])
A=load('Gwen N3-5-1.wpd');
[~,f]=find(x>A(end,4));
if isempty(f)==0
x=x(1:f(1));s=s(1:f(1));
end

%   figure (2)
%   plot(A(:,3),A(:,1))
deft=interp1(A(:,4),A(:,3),x(2:end));
deft=deft';
%   figure(3)
%   plot(deft,s)
[i,j]=find(s>0.35);
def=1:size(i);
for r=1:size(i)
def(r)=deft(i(r));
end
num=1:size(i);
denscrack(1:size(i))=esp90./(Lprob./(num-1));
si=0;ind=[];

for e=2:length(def)
if def(e)==def(e-1)
si=si+1;
ind(si)=e;
end
end
def(ind)=[];
denscrack(ind)=[];

tson141=[595 624 629 638 674 710 711 712 713 717 719 722 723 724 727 731 735
740 741 743 759 763 765 767 771 774 775 777 781 785 790 791 802 806 807 811
813 814 818 820 821 822 827 828 829 830 831 832 839 841 846 847 848 854 859
860 861 863 866 867 868 869 871 874 875 877 878 879 882 890 892 900 902 903
906 911 912 913 914 923 926 930 931 932 938 940 948 951 954 956 959 961 965
967 968 969 972 973 974 975 981]-20;
tson142=[712 753 771 837 841 845 851 856 873 874 885 886 905 907 908 915 924
927 934 938 941 943 944 947 951 956 963 964 965]-20;
tson143=[709 719 748 749 753 761 767 768 770 771 772 781 791 794 796 808 809
812 814 822 823 824 828 835 838 849]-20;
tson144=[920 925 929 1006 1055 1072 1076 1078 1081 1096 1097 1103 1106 1108
1110 1111 1112 1118 1119 1124 1127 1131 1151]-20;

```

```

tson31=[405 409 480 486 488 513 527 563 568 629 652 667 710 714 725]-20;
tson32=[435 484 490 519 598 689 708 757 759 787 798 809]-20;
tson33=[390 440 442 448 487 514 519 545 567 633 643 648 662 698 705 706 713]-
20;
tson34=[499 507 532 554 569 621 631 632 635 649 660 664 691]-20;
tson35=[438 507 515 548 583 614 642 666 701 703 751 794]-20;
tson=tson35;
defson=interp1(A(:,4),A(:,3),tson);
for b=1:length(tson)
denscrackson(b)=esp90./(Lprob./(b-1));
end
hold on
plot([def/50],[denscrack], '*r')
% plot([0,0.05,0.1,defson/Lprob],[0,0,0,denscrackson], '*r')
tN232=[44,90,138,188,226,262,288,322,357,394,432,465,505,545,586,629,658,691,
725,759,789,819,864]-10;
tN233=[54,89,130,169,199,240,268,296,328,358,389,416,444,470,495,523,541,566,
589,618,639,668,693,725,741,789,815,854,885,912,944]-20;
tN234=[45 74 101 129 154 182 210 134 258 291 314 337 364 395 418 443 466 496
531 566 598 643 680 723 760 791 829 856]-10;
tN235=[31 65 91 127 159 185 212 232 245 276 255 286 307 382 405 426 449 475
501 527 550 576 598 619 645 673 702 732 769 799 831 865 896 946 974 1017 1057
1103 1139 1176 1213 1238]-10;

tN141=[31 51 70 83 107 128 148 178 195 223 248 280 314 350 384 405 438 471
511 543 588 641 687 736 787 838 896 903 981]-10;
tN142=[33 61 84 114 132 157 182 207 226 255 286 314 334 360 387 418 445 475
504 526 553 582 609 638 659 691 725 760 790 820 854 886 915 947]-8;
tN143=[34 60 83 107 128 159 184 211 234 260 286 313 336 359 377 402 419 443
468 486 514 532 550 571 594 617 638 659 684 704 724 754 783 820 847]-10;
tN144=[49 74 101 126 147 175 198 228 249 270 291 317 335 365 385 413 434 460
489 524 554 573 600 627 649 676 702 738 763 786 808 826 848 869 898 927 963
997 1033 1076 1113 1139]-20;
tN145=[37 56 72 93 107 125 139 156 170 189 202 216 231 247 264 282 306 322
340 362 379 398 418 442 463 481 495 516 538 554 577 603 623 651 685 718 770
803]-10;

tN31=[45 79 118 151 190 219 258 290 318 342 383 417 460 494 534 576 620 655
685 725 766]-10;
tN32=[47 69 88 125 151 179 211 238 263 291 319 346 372 398 425 458 482 508
540 570 589 609 643 669 696 712 735 768]-10;
tN33=[52 87 122 158 190 210 236 262 267 317 341 377 401 446 480 510 539 569
605 636 663 688]-10;
tN34=[40 58 89 123 149 174 205 236 271 303 329 357 385 404 437 459 508 538
574 612 648 683 734 769]-10;
tN35=[49 95 115 152 193 229 263 302 341 376 404 448 480 526 562 608 650 693
738 766 789 809 838 875 898 914 933 950 983 996]-10;

t=tN35;
[~,f]=find(t>A(end,4));
if isempty(f)==0
t=t(1:(f(1)-1));
end
defvid=interp1(A(:,4),A(:,3),t);

numvidN232=[ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 2 3 11 12 17 24 27 36 38 42];
numvidN233=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 1 2 9 13 22 39 41
44];

```

```

numvidN234=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 1 4 9 13 18 19 24 28];
numvidN235=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 2 5 7
10 13 21 35 38 40 45 46 46 51];

numvidN141=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 3 3 5 10 25 38 52
59];
numvidN142=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 4 6 7
13];
numvidN143=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 3
9 15];
numvidN144=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 1 1 1 3 5 14];
numvidN145=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
0 1 2 6 7];

numvidN31=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 2 4 4 4 4 5 5];
numvidN32=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 2 3 4 4 5 5 5 5 7 7 7 7 7 8];
numvidN33=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 1 1 2 3 4 5 5 5];
numvidN34=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 2 2 2 2 4 4];
numvidN35=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 3 4 4 5 5 6 6 6 6 7 7 8 8 8 8 8];

numvid=numvidN35;
for ivid=1:length(numvid)
    if numvid(ivid)==0
        dcvid(ivid)=0;
    else
        dcvid(ivid)=esp90./(Lprob./(numvid(ivid)-1));
    end
end
dcvid=dcvid(1:length(defvid));
plot(defvid/50,dcvid,'*g')

```