

# Trabajo Fin de Grado

## Ingeniería Aeroespacial

### Fabricación y caracterización de laminados de material compuesto a partir de láminas ultradelgadas

Autor: Álvaro Salinas Hernández

Tutores: Federico París Carballo

Jesús Justo Estebaranz

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

Sevilla, 2016



Trabajo Fin de Grado  
Ingeniería Aeroespacial

# **Fabricación y caracterización de laminados de material compuesto a partir de láminas ultradelgadas**

Autor:

Álvaro Salinas Hernández

Tutor:

Federico Paris Carballo

Jesús Justo Estebanz

Dep. de Elasticidad y Resistencia de Materiales

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016



Trabajo Fin de Grado: Fabricación y caracterización de laminados de material compuesto a partir de láminas ultradelgadas

Autor: Álvaro Salinas Hernández

Tutor: Federico París Carballo  
Jesús Justo Estebanz

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2016

El Secretario del Tribunal



*A mi ejemplo estos años,  
Mi abuelo Pepe*





# Agradecimientos

---

*Antes de nada querría agradecer el apoyo recibido estos años sin el que esto habría sido imposible.*

*En primer lugar a mis padres por haberme dado los medios y el amor necesarios desde pequeño para poder llegar hoy a esto, y a mi hermano por apoyarme estos años.*

*A Rocío, por haber estado estos cuatro años a mi lado cada vez que las fuerzas flaqueaban, para arrimar el hombro y tirar juntos hacia delante, sin ella esto habría sido demasiado difícil.*

*Agradecer a Jesús Justo haberme guiado y brindado su implicación desde el principio en este proyecto y a Federico París por despertarme el interés en los materiales compuestos y por todo el conocimiento transmitido.*

*A todo el equipo del LERM, en especial a Antonio, José Ramón, Isabel y Miguel, por haberme ayudado en todas las tareas desarrolladas en el laboratorio.*

*Gracias a esos compañeros de carrera que se convirtieron en amigos con los que este camino ha sido mucho más llevadero.*

*Y en especial, a mi abuelo, la persona que despertó en mí el interés en la Ingeniería y fue mi referencia estos años de carrera. Me habría encantado que leyeras esto, espero que estés orgulloso de tu nieto Alvarito.*



# Resumen

---

El objetivo de este trabajo es ejecutar el proceso de fabricación de material compuesto a partir de preimpregnados empleando láminas ultradelgadas y obtener sus características estáticas. Este nuevo material es producto de las nuevas tecnologías empleadas en el proceso de fabricación de las láminas, y supone una reducción del espesor de las láminas de hasta un 50% con respecto a las láminas tradicionales lo cual genera una mejora en la resistencia de los laminados por un fenómeno conocido como “efecto escala”.

Se va a analizar y detallar todo el proceso para la fabricación de un material a partir de dichas láminas, recalcando aspectos diferenciadores con respecto a los materiales convencionales.

A su vez, del material fabricado se extraerán las probetas requeridas para la realización de los ensayos de caracterización del material. Dichos ensayos servirán para determinar las características de rigidez y resistencia de las láminas ultradelgadas, sirviendo de base para futuros desarrollos con dicho material.



# Abstract

---

The aim of this Project is to carry out the manufacturing process of composites from pre-impregnated plies by the new ultra-thin plies and obtain their static features. This new material has his origin in the new technologies employed in the manufacturing process of plies, and that means a reduction of the thickness around 50% in comparison with the traditional plies, generating an improvement in the laminates strength in a fact known as “scale effect”.

It's going to be analyze and explained in detail the whole manufacturing process of the laminates by ultra-thin plies, emphasizing the differences respect the traditional laminates.

In addition, from the manufactured laminates will be pulled out the specimens needed to realizing the characterization tests. These tests have the target of getting the stiffness and resistance of ultra-thin plies, and it will be useful for future developments with this material.



<b>Agradecimientos</b>	<b>ix</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>Abstract</b>	<b>xiii</b>
<b>Índice</b>	<b>xv</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xvii</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xix</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Antecedentes	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Estructura del proyecto	2
<b>2 Nociones sobre materiales compuestos</b>	<b>5</b>
2.1. Definición de Material Compuesto y clasificación	5
2.2. Fibras	6
2.3. Matrices	8
2.4. Métodos de fabricación	9
2.5. Los Materiales Compuestos en la Aeronáutica	10
<b>3 Fabricación de probetas con láminas ultradelgadas</b>	<b>13</b>
3.1. Sobre el material de estudio	13
3.1.1 Información de la empresa	13
3.1.2 Características del material recibido	15
3.2. Condiciones de trabajo y elementos necesarios	17
3.3. Etapas del proceso de fabricación	18
3.3.1 Corte del material	18
3.3.2 Apilado de las láminas	21
3.3.3 Preparación de la bolsa de vacío	23
3.3.4 Proceso de curado del material	25
3.4. Fabricación y preparación de las probetas	28
3.5. Colocación de bandas extensométricas	36
<b>4 Introducción a los ensayos de caracterización mecánica</b>	<b>39</b>
4.1. Condiciones de ensayo según la norma	40
4.2. Ensayo de tracción	41
4.2.1 Determinación de E11 y v12	42
4.2.2 Determinación de la resistencia	43
4.2.3 Tipos de rotura	43
4.3. Ensayo de compresión	43
4.3.1 Determinación de la resistencia a compresión	44
4.3.2 Tipos de rotura	44
4.4. Ensayo de cortadura intralaminar sobre laminados +/- 45°	45
4.4.1 Determinación de G12	46
4.4.2 Determinación de la resistencia a cortadura	47

<b>5</b>	<b>Resultados de los ensayos</b>	<b>49</b>
5.1.	<i>Mediciones de las probetas de ensayo</i>	49
5.1.1	Medidas de las probetas de tracción	49
5.1.2	Medidas de las probetas de compresión	50
5.1.3	Medidas de las probetas del ensayo a cortadura intralaminar	50
5.2.	<i>Ensayos a tracción</i>	50
5.2.1	Resultados	51
5.2.2	Tipos de rotura	56
5.2.3	Resumen de resultados	58
5.3.	<i>Ensayos a compresión</i>	59
5.3.1	Resultados	60
5.3.2	Tipos de rotura en las probetas	64
5.3.3	Resumen de resultados	66
5.4.	<i>Ensayo a cortadura intralaminar</i>	66
5.4.1	Resultados	67
5.4.2	Tipos de rotura	71
5.4.3	Resumen de resultados	72
<b>6</b>	<b>Conclusiones y desarrollos futuros</b>	<b>75</b>
6.1.	<i>Conclusiones del apartado de fabricación</i>	75
6.2.	<i>Conclusiones del apartado de ensayos</i>	77
6.3.	<i>Desarrollos futuros</i>	79
	<b>Referencias</b>	<b>81</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

<b>Tabla 2–1.</b> Propiedades mecánicas para las fibras más comunes [2]	7
<b>Tabla 2–2.</b> Propiedades mecánicas para varias resinas [2]	8
<b>Tabla 3–1.</b> Comparación de espesores entre TeXtream y AS4\8552	17
<b>Tabla 3–2.</b> Ciclos de curado para el tejido TeXtream [10]	25
<b>Tabla 5–1.</b> Espesores de las probetas del ensayo a tracción	49
<b>Tabla 5–2.</b> Espesores de las probetas del ensayo a compresión	50
<b>Tabla 5–3.</b> Espesores de las probetas del ensayo a cortadura intralaminar	50
<b>Tabla 5–4.</b> Resumen de los ensayos de tracción	59
<b>Tabla 5–5.</b> Resumen de los ensayos de compresión	66
<b>Tabla 5–6.</b> Resultados probeta 1 cortadura	67
<b>Tabla 5–7.</b> Resultados probeta 2 cortadura	68
<b>Tabla 5–8.</b> Resultados probeta 3 cortadura	69
<b>Tabla 5–9.</b> Resultados probeta 4 cortadura	70
<b>Tabla 5–10.</b> Resultados probeta 5 cortadura	70
<b>Tabla 5–11.</b> Resumen de los ensayos de cortadura intralaminar	73
<b>Tabla 6–1.</b> Recopilación de características de Rigidez y Resistencia del tejido TeXtream	77
<b>Tabla 6–2.</b> Recopilación de características de Rigidez y Resistencia el material AS4 [18]	78
<b>Tabla 6–3.</b> Recopilación de características de Rigidez y Resistencia de un tejido de fibra [19]	78



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

<b>Figura 1-1.</b> Diagrama de bloques de la estructura global del proyecto.	3
<b>Figura 2-1.</b> Clasificación de los distintos materiales compuestos [2]	6
<b>Figura 2-2.</b> Diagramas tensión deformación para distintas fibras [2]	7
<b>Figura 2-3.</b> Diagramas tensión deformación para resinas termoestables [2]	8
<b>Figura 2-4.</b> Evolución en el uso de materiales compuestos en la Aeronáutica [6]	10
<b>Figura 2-5.</b> Partes de la estructura del avión en las que se emplean composites [7]	11
<b>Figura 2-6.</b> Desglose de materiales en B787	11
<b>Figura 3-1.</b> Proceso de disposición de la fibra de carbono en cintas	13
<b>Figura 3-2.</b> Comparación entre las láminas TeXtreme y las convencionales	14
<b>Figura 3-3.</b> Comparación entre el tejido ultradelgado y el convencional	14
<b>Figura 3-4.</b> Relación entre el espesor de la lámina y su resistencia a rotura [1]	14
<b>Figura 3-5.</b> Avión ligero fabricado con láminas ultradelgadas [1]	15
<b>Figura 3-6.</b> Rollo del tejido ultradelgado	16
<b>Figura 3-7.</b> Imagen del tejido	16
<b>Figura 3-8.</b> Condiciones para la sala limpia en humedad y temperatura [2]	17
<b>Figura 3-9.</b> Corte para el ensayo de tracción a 0°	19
<b>Figura 3-10.</b> Corte para el ensayo de cortadura a 45°	19
<b>Figura 3-11.</b> Corte para el ensayo de compresión	20
<b>Figura 3-12.</b> Proceso de corte del material	20
<b>Figura 3-13.</b> Secuencia de corte correcta	21
<b>Figura 3-14.</b> Apilado del material	21
<b>Figura 3-15.</b> Bolsa de vacío para la compactación de los laminados	22
<b>Figura 3-16.</b> Laminados a 0° y 45°	22
<b>Figura 3-17.</b> Laminado de compresión	22
<b>Figura 3-18.</b> Componentes de la bolsa de vacío [9]	23
<b>Figura 3-19.</b> Disposición del corcho separador entre laminados	23
<b>Figura 3-20.</b> Distribución de los laminados en la bolsa de vacío	24
<b>Figura 3-21.</b> Bolsa de vacío	24
<b>Figura 3-22.</b> Cámara climática Challenge 600	26
<b>Figura 3-23.</b> Ciclo de curado inicial	26
<b>Figura 3-24.</b> Autoclave en el LERM	27
<b>Figura 3-25.</b> Ciclo de postcurado, control en temperatura	27

<b>Figura 3-26.</b> Ciclo de postcurado, control en vacío	27
<b>Figura 3-27.</b> Proceso de resanar los bordes de un laminado	28
<b>Figura 3-28.</b> Probeta de tracción	29
<b>Figura 3-29.</b> Probeta de compresión	29
<b>Figura 3-30.</b> Laminado de fibra de vidrio	29
<b>Figura 3-31.</b> Listones de fibra de vidrio ya cortados	30
<b>Figura 3-32.</b> Proceso de lijado de los tacones de fibra de vidrio	30
<b>Figura 3-33.</b> Diferencia entre un tacón lijado y otro sin lijar	31
<b>Figura 3-34.</b> Lijado de tacones de fibra de carbono	31
<b>Figura 3-35.</b> Diferencia entre zona tratada y sin tratar	31
<b>Figura 3-36.</b> Mezcla de adhesivo y catalizador	32
<b>Figura 3-37.</b> Tacón con adhesivo aeronáutico	32
<b>Figura 3-38.</b> Tacón colocado sobre la pieza	32
<b>Figura 3-39.</b> Laminados limpios tras el pegado de los tacones	33
<b>Figura 3-40.</b> Distribución de pesos sobre los tacones	33
<b>Figura 3-41.</b> Laminados con los tacones en el horno	33
<b>Figura 3-42.</b> Probeta a 0° configuración I	34
<b>Figura 3-43.</b> Probeta a 0° Configuración II	34
<b>Figura 3-44.</b> Probeta de compresión configuración I	34
<b>Figura 3-45.</b> Probeta de compresión Configuración II	34
<b>Figura 3-46.</b> Probetas para el ensayo a compresión	34
<b>Figura 3-47.</b> Probetas para el ensayo a cortadura	35
<b>Figura 3-48.</b> Probetas para el ensayo a tracción 0°	35
<b>Figura 3-49.</b> Lijado de la zona central de la probeta	36
<b>Figura 3-50.</b> Marcado del centro de la probeta	36
<b>Figura 3-51.</b> Centrado de la banda extensométrica mediante con la ayuda de cinta adhesiva	37
<b>Figura 3-52.</b> Banda con bornes de estaño	37
<b>Figura 3-53.</b> Banda con bornes de estaño	38
<b>Figura 4-1.</b> INSTRON 4482	41
<b>Figura 4-2.</b> Mordaza para tracción	42
<b>Figura 4-3.</b> Útiles para compresión	42
<b>Figura 4-4.</b> Posición de las bandas extensométricas	42
<b>Figura 4-5.</b> Dispositivo para las probetas del ensayo a compresión según PrEN2850-B [14]	44
<b>Figura 4-6.</b> Modos de fallo admisibles en las probetas de compresión [2]	45
<b>Figura 4-7.</b> Deformadas de la probeta para el ensayo Off-axis [2]	46
<b>Figura 4-8.</b> Deformadas de un laminado equiangular [2]	46
<b>Figura 5-1.</b> Calibre	49
<b>Figura 5-2.</b> Micrómetro de caras planas	49
<b>Figura 5-3.</b> Probeta de tracción a ensayo	50

<b>Figura 5-4.</b> Gráfico de tracción probeta 6	51
<b>Figura 5-5.</b> Gráfico de tracción probeta 1	52
<b>Figura 5-6.</b> Gráfico de tracción probeta 4	52
<b>Figura 5-7.</b> Deformación transversal	53
<b>Figura 5-8.</b> Deformación longitudinal probeta 2	53
<b>Figura 5-9.</b> Deformación transversal	53
<b>Figura 5-10.</b> Deformación longitudinal probeta 5	53
<b>Figura 5-11.</b> Deformación transversal	54
<b>Figura 5-12.</b> Deformación longitudinal probeta 9	54
<b>Figura 5-13.</b> Deformación transversal	54
<b>Figura 5-14.</b> Deformación longitudinal probeta 3	54
<b>Figura 5-15.</b> Deformación transversal	55
<b>Figura 5-16.</b> Deformación longitudinal probeta 8	55
<b>Figura 5-17.</b> Deformación transversal	55
<b>Figura 5-18.</b> Deformación longitudinal probeta 10	55
<b>Figura 5-19.</b> Rotura de las probetas 1 a 5	56
<b>Figura 5-20.</b> Rotura de las probetas 6, 8 9 y 10	57
<b>Figura 5-21.</b> Defectos en la superficie de las probetas de tracción tras los ensayos	57
<b>Figura 5-22.</b> Imagen de los tacones de las probetas 2, 8 y 10	58
<b>Figura 5-23.</b> Gráfica de los ensayos de tracción con galgas	58
<b>Figura 5-24.</b> Dispositivo para el ensayo de compresión	59
<b>Figura 5-25.</b> Gráfico de compresión probeta 1	60
<b>Figura 5-26.</b> Gráfico de compresión probeta 2	60
<b>Figura 5-27.</b> Gráfico de compresión probeta 3	61
<b>Figura 5-28.</b> Gráfico de compresión probeta 4	61
<b>Figura 5-29.</b> Gráfico de compresión probeta 5	61
<b>Figura 5-30.</b> Gráfico de compresión probeta 6	62
<b>Figura 5-31.</b> Gráfico de compresión probeta 7	62
<b>Figura 5-32.</b> Gráfico de compresión probeta 8	62
<b>Figura 5-33.</b> Gráfico de compresión probeta 9	63
<b>Figura 5-34.</b> Gráfico de compresión probeta 10	63
<b>Figura 5-35.</b> Defecto en los tacones de las probetas 1 y 2 de compresión	64
<b>Figura 5-36.</b> Rotura de las probetas 1 a 5 de compresión	64
<b>Figura 5-37.</b> Vista frontal de la rotura en las probetas 4 y 5	65
<b>Figura 5-38.</b> Rotura de las probetas 6 a 10 de compresión	65
<b>Figura 5-39.</b> Ensayo de probeta a cortadura en INSTRON 4483	67
<b>Figura 5-40.</b> Deformación transversal	68
<b>Figura 5-41.</b> Deformación longitudinal probeta 1	68
<b>Figura 5-42.</b> Deformación transversal	68

<b>Figura 5-43.</b> Deformación longitudinal probeta 2	68
<b>Figura 5-44.</b> Deformación transversal	69
<b>Figura 5-45.</b> Deformación longitudinal probeta 3	69
<b>Figura 5-46.</b> Deformación transversal	70
<b>Figura 5-47.</b> Deformación longitudinal probeta 1	70
<b>Figura 5-48.</b> Deformación transversal	71
<b>Figura 5-49.</b> Deformación longitudinal probeta 1	71
<b>Figura 5-50.</b> Rotura de las probetas de cortadura tras el ensayo	71
<b>Figura 5-51.</b> Detalle de la rotura en las probetas de cortadura intralaminar.	72
<b>Figura 5-52.</b> Gráfica de los ensayos de cortadura	72
<b>Figura 6-1.</b> Lámina ultradelgada tras curado	76
<b>Figura 6-2.</b> Ampliación de la lámina	76







# 1 INTRODUCCIÓN

---

**E**l objetivo de este capítulo es poner en contexto los aspectos que han inducido la realización de este trabajo fin de grado para poder entender los objetivos de su ejecución e introducir algunos conceptos que se nombrarán a lo largo del mismo.

Además, se explicarán los objetivos principales del trabajo que serán desarrollados en los capítulos posteriores y se expondrá cuál va a ser la estructura tanto del documento como del desarrollo del trabajo en general.

## 1.1. Antecedentes

Los Materiales Compuestos constituyen una ciencia en continua evolución en una búsqueda de mejorar las prestaciones que ofrecen en sus distintas variantes. Dentro de esa evolución, se han venido produciendo mejoras en el proceso de fabricación de las láminas de preimpregnado, en concreto se ha logrado reducir el espesor de las láminas.

Se ha experimentado que la reducción del espesor de la lámina aporta mejoras en el comportamiento de los laminados, generándose una mayor resistencia con respecto a los materiales fabricados con las láminas tradicionales.

El espesor de las capas que se van apilando para conformar el material final ha venido limitado históricamente por las tecnologías empleadas en la fabricación de los preimpregnados. Con el estudio y desarrollo de nuevas tecnologías de fabricación se ha conseguido reducir considerablemente su espesor pasando de unas 100 micras de las convencionales a unas 40 micras de las nuevas. Dichas láminas son conocidas como láminas ultradelgadas<sup>1</sup> y serán el objetivo de estudio principal de este trabajo [1].

---

<sup>1</sup> En inglés, Ultra-thin plies

## 1.2. Objetivos

La finalidad de este proyecto es la de fabricar y caracterizar un material compuesto que parte de láminas ultradelgadas.

Se deberá en primer lugar fabricar un laminado con las características acordes al estudio de caracterización que se va a realizar y de modo que se puedan extraer de las placas las probetas necesarias para los ensayos requeridos para obtener las propiedades del material ultradelgado. Se deberá fabricar siguiendo todas las medidas y normas estipuladas para la fabricación de material compuesto por apilado y con curado mediante aplicación de temperatura y vacío. Todas estas medidas y el método de fabricación empleado se detallarán en el apartado 3. A su vez, se van a comentar todos aquellos aspectos relacionados con el manejo y la manipulación del material, extraídos de esta primera experiencia de fabricación con láminas ultradelgadas.

El siguiente objetivo una vez que se disponen de las probetas de ensayo es realizar los ensayos de caracterización estáticos pertinentes y obtener las características del material necesarias para estudios posteriores con el mismo. Al igual que con la fabricación, se deben detallar todas las medidas y procesos requeridos en dicha tarea.

## 1.3. Estructura del proyecto

Con el fin de tener una visión global del desarrollo de todo el proyecto, se explica todo el proceso seguido desde el inicio del trabajo.

En un primer lugar, era necesario tener unos conocimientos generales acerca de los materiales compuestos dado que a lo largo de la carrera se dan unas nociones demasiado básicas para lo que en este trabajo se acomete. Para ello se recurrió a la bibliografía pertinente de la asignatura de materiales compuestos del máster en Ingeniería Aeronáutica.

A posteriori ya se puede investigar sobre la materia a tratar, las ultra-thin plies, es decir, qué son, en qué consisten, ventajas e inconvenientes, empresas que lo fabrican...

Ya en disposición de los conocimientos teóricos sobre el comportamiento de los materiales compuestos y su composición es necesario adentrarse en los conocimientos prácticos, es decir, familiarizarse con los métodos de fabricación y con los ensayos de caracterización, para finalizar con prácticas en el laboratorio con un material convencional, el AS4/8552.

Una vez que se tiene soltura con la fabricación y los ensayos, se procede con la fabricación del material con láminas ultradelgadas, se fabrican las probetas y se realizan los ensayos pertinentes. Si los ensayos salen según lo previsto y las probetas son el número suficiente como para tener confianza en las características resultantes se da por finalizado la parte en laboratorio del proyecto.

En la figura 1-1, para mayor ejemplificación visual, se expone un diagrama de bloques con la estructura de todo el proyecto.

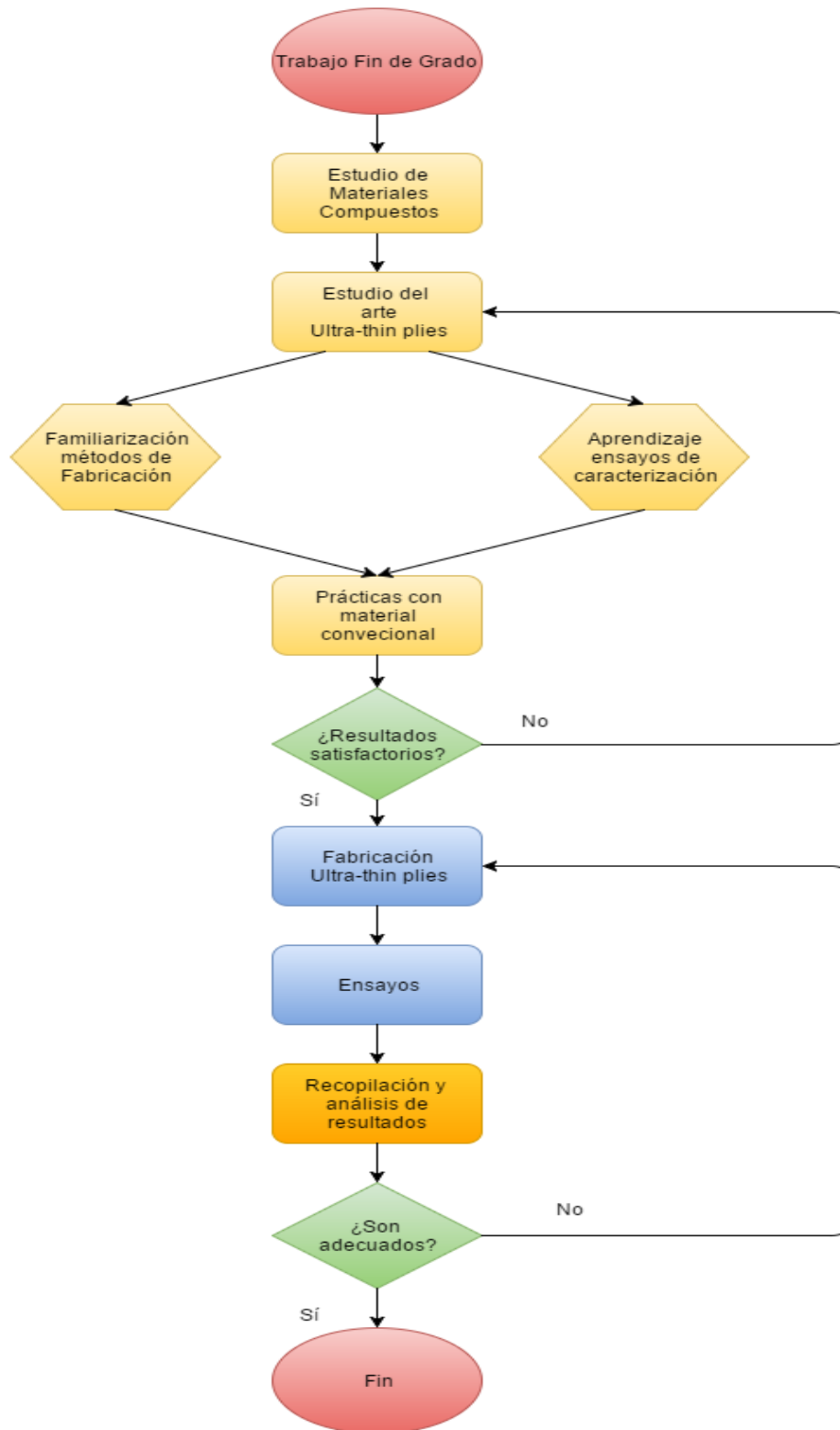


Figura 1-1. Diagrama de bloques de la estructura global del proyecto.



# 2 NOCIONES SOBRE MATERIALES COMPUESTOS

---

Con el objetivo de tener unos conocimientos generales sobre los materiales compuestos que permita entender lo que se trata a continuación se crea este capítulo. En primer lugar se va a exponer qué es un material compuesto para posteriormente comentar sus dos principales constituyentes, fibra y matriz. Dado que una parte del proyecto consiste en fabricar el material, se introducirá brevemente a los métodos de fabricación. Para enmarcar su importancia dentro del sector aeroespacial se estudiará su evolución a lo largo de los años.

## 2.1. Definición de Material Compuesto y clasificación

En base a [2] se define material compuesto como la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfase de separación entre ellos para formar un nuevo material. Con esto se consiguen propiedades que no son posibles si se tiene cada uno de los constituyentes por separado y se unen propiedades pertenecientes a cada uno de los materiales. No es una definición estática sino que ha ido evolucionando a lo largo del tiempo debido a los nuevos productos que iban surgiendo en este campo.

Entre estas propiedades las principales que se busca potenciar son: resistencia mecánica, resistencia a la corrosión, el peso, el aislamiento térmico, la rigidez o los ciclos de fatiga.

En la actualidad, los materiales compuestos abarcan una gran variedad de productos diferentes entre sí. Es por ello por lo que resulta complicado realizar una clasificación de los distintos tipos que existen. Se seguirá la clasificación de [2].

En primer lugar se diferencia entre refuerzos de **fibra** y de **partículas**. La diferencia radica en que en el primero una de sus dimensiones es mucho mayor que las otras dos restantes.

El refuerzo con fibra es el que ofrece un mayor interés desde el punto de vista de las propiedades mecánicas. El hecho de que la sección transversal sean de dimensiones pequeñas hacen que las fibras por sí solas no sean de aplicación en los problemas de la ingeniería siendo necesario recurrir a una matriz que embeba las fibras. Esta transmite la carga a las fibras y las protege.

Los refuerzos de fibra se pueden separar en **una capa** o **multicapa**. En el caso de una capa, realmente suele tratarse de varias láminas de pequeño espesor pero todas con las mismas propiedades y orientación. En el segundo caso las láminas tienen una orientación distinta en cada capa, recibiendo el nombre de laminado. Si el laminado está conformado por láminas de distinta tipología (constituyentes diferentes) se denomina **laminado híbrido**.

Otra clasificación a tener en cuenta es la diferenciación entre fibra **continua** o **discontinua**. En el primer caso es la fibra la encargada de resistir la carga mientras que la matriz mantiene las fibras unidas y las protege, viniendo el modo de fallo marcado por las fibras. El refuerzo de fibra continua puede darse en una sola dirección o en dos. Es aquí donde surge el concepto de preimpregnados que se comentó con anterioridad. Consisten en cintas enrolladas de fibras preimpregnadas de matriz (pre-preg), estando separadas por un material desechable que es extraído durante el apilado del pre-preg. Los materiales constituidos por una sola dirección de la fibra

potencian la resistencia en dicha dirección en detrimento de las restantes. Es por ello que se puede recurrir a varias direcciones. Un caso particular de la doble orientación de las fibras son los tejidos, grupo al que pertenece el material a estudio y que será analizado en el capítulo en el que se habla de las características del material ultradelgado.

En el caso de fibra discontinua la orientación de las fibras es de tipo aleatorio y otorga al material un carácter cuasi-isótropo.

En cuanto a los refuerzos de partículas, éstas no tienden a absorber una parte importante de la carga soportada por el material de modo que apenas mejoran la resistencia del material conformado por la matriz, pudiendo incluso disminuir por la concentración de tensiones en torno a las partículas. Es usado principalmente para mejorar propiedades como las conductividades térmicas y eléctricas, comportamiento a alta temperatura, maquinabilidad, dureza...

A continuación se puede ver la clasificación descrita de forma gráfica en el siguiente esquema:



**Figura 2-1.** Clasificación de los distintos materiales compuestos [2]

## 2.2. Fibras

Las fibras constituyen, en el caso de refuerzo de fibra continua, el principal responsable de resistir la carga sobre el material. Las principales son las de vidrio, carbono o Kevlar.

Del vidrio, reseñar que hay principalmente tres tipos: E, C y S. El primero se caracteriza por sus buenas propiedades de resistencia, rigidez, de desgaste y eléctricas, por ello es el más usado. El C tiene mejora la resistencia a la corrosión química en detrimento de la resistencia, mientras que el S en comparación con el E es más rígido y resistente a altas temperaturas, aunque también más caro.

Las fibras de vidrio se caracterizan por su carácter isótropo debido a su estructura tridimensional y suelen llevar una capa protectora que evita daños superficiales en las mismas que puedan originar su rotura.

En el caso de las fibras de carbono su carácter no es isótropo sino que sus propiedades están reforzadas en la orientación de la fibra, siendo por tanto muy superiores en las propiedades longitudinales a las transversales. Su grado de perfección depende de que la orientación de los planos de grafito sea en la dirección de la fibra. Su

diámetro oscila entre 7 y 8  $\mu\text{m}$  (frente a los 8-15  $\mu\text{m}$  de las de vidrio).

El principal problema de las fibras son sus imperfecciones puesto que éstas hacen que sus propiedades no sean fijas y puedan variar considerablemente de una fibra a otra, siendo transcendental reducir el número de defectos en los métodos de fabricación y manipulación.

Finalmente, las fibras Kevlar son de tipo orgánico, caracterizadas por su alta resistencia y rigidez teórica fruto de polímeros perfectamente alineados. Al igual que en el carbono, las imperfecciones condicionan sus propiedades y estas son muy superiores en la dirección longitudinal frente a las transversales.

Si comparamos las tres fibras entre sí, se puede concluir que la de carbono es la más rígida, el Kevlar las más resistente y el vidrio la menos rígida y resistente pero la más económica. Esto se puede ver en la figura 2-2.

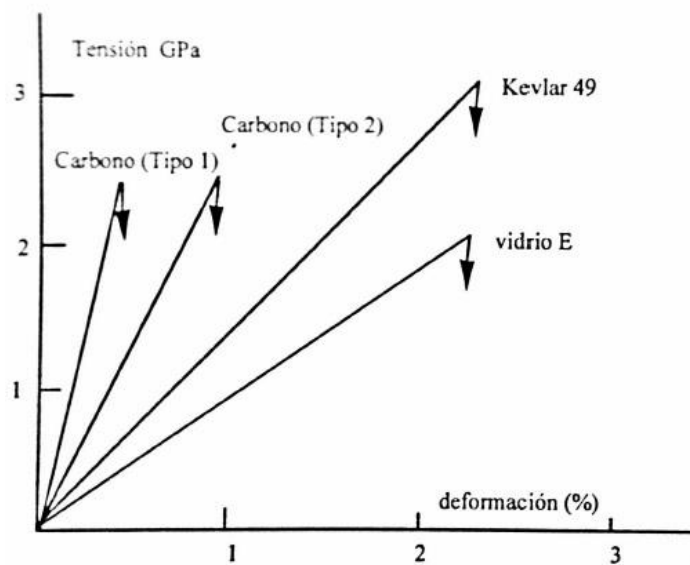


Figura 2-2. Diagramas tensión deformación para distintas fibras [2]

Finalmente se muestra una tabla comparativa (2-1) con las principales características de los tres tipos de fibra, diferenciando entre el carbono de módulo alto (Tipo I) y el de alta resistencia a tracción (Tipo II).

Tabla 2-1. Propiedades mecánicas para las fibras más comunes [2]

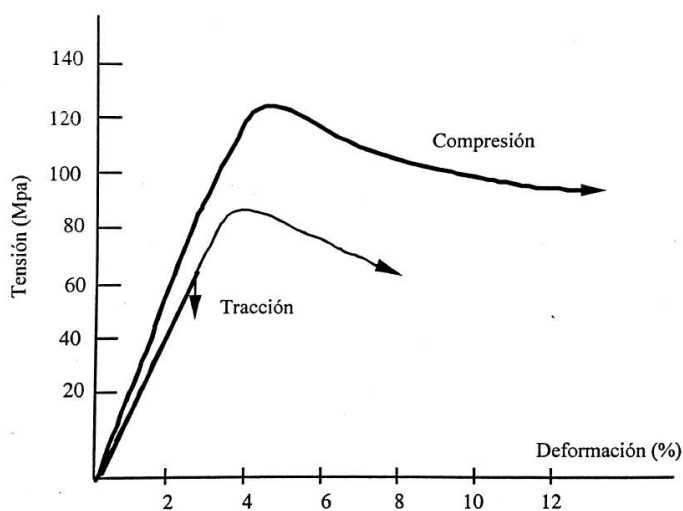
Propiedades	Carbono Tipo I	Carbono tipo II	Vidrio E	Kevlar
Diámetro ( $\mu\text{m}$ )	7-9.7	7.6-8.6	8-14	11.9
$E_{11}$ (GPa)	390	250	76	125
$E_{22}$ (GPa)	12	20	76	-
Resistencia a tracción (GPa)	2.2	2.7	1.4-2.5	2.8-3.6
Alargamiento de rotura (%)	0.5	1	1.8-3.2	2.2-2.8

## 2.3. Matrices

Para conformar la matriz se emplean principalmente las resinas epoxy y poliéster, a las cuales se les hacen variar sus propiedades mecánicas y químicas para que se adapten a las necesidades requeridas por el producto final.

El objetivo que cumple la matriz dentro del material compuesto es el de embeber las fibras y aunar las características de ambos componentes. Las fibras por sí solas no tienen capacidad de resistir compresión ni de protegerse contra daños superficiales. Es ahí donde surge la necesidad de recurrir a una matriz para poder aprovechar las propiedades que tienen las fibras.

Se caracterizan por ser materiales dúctiles tal y como se aprecia en la figura 2-3. Se puede ver que en la tracción se produce una rotura prematura debido a la intensificación de tensiones por culpa de los defectos que de no existir seguirían una evolución similar a la compresión con una zona de deformación plástica previa a la rotura del material.



**Figura 2-3.** Diagramas tensión deformación para resinas termoestables [2]

Y al igual que con las fibras, se muestra una tabla con las propiedades principales para las dos resinas, Epoxy y Poliéster.

**Tabla 2-2.** Propiedades mecánicas para varias resinas [2]

<i>Propiedades</i>	<b>Epoxy</b>	<b>Poliéster</b>
<i>Módulo de Young (GPa)</i>	3-6	2-4.5
<i>Resistencia a tracción (MPa)</i>	35-100	40-90
<i>Resistencia a compresión (MPa)</i>	100-200	90-250
<i>Alargamiento de rotura (%)</i>	1-6	2



## 2.4. Métodos de fabricación

En la fabricación de materiales compuestos de fibra se distinguen dos grandes fases: la configuración del laminado y el curado.

En la primera fase se realizan aquellas acciones necesarias para que el material tenga la configuración final que se está buscando. Así, puede tratarse de disponer cada lámina en una dirección determinada siguiendo una secuencia preestablecida o ir colocando las fibras y la resina sobre un molde de modo que tras el curado se obtenga una pieza que adopta una forma determinada.

La segunda fase, el curado, consiste en el proceso de polimerización responsable de generar enlaces entre los monómeros de la resina y enlaces permanentes entre la matriz y las fibras de una misma lámina y entre láminas adyacentes.

De [3] se extraen los métodos de fabricación más empleados y una breve descripción de cada uno.

El método principal en la fabricación de materiales compuestos es el curado en **autoclave**. Consiste en introducir el material en una cámara cerrada herméticamente con unas condiciones de temperatura y presión determinadas. El material es introducido en una bolsa de vacío de modo que se mejora su compactación. Dado que es uno de los métodos que empleamos en este proyecto, se hablará en más detalle en el capítulo correspondiente a la fabricación del material ultradelgado.

Otro sistema de curado que se puede emplear es el curado en **horno**, en el cual tan solo se realiza control de temperatura. Este es otro de los sistemas empleados por lo que se detallará más adelante.

La **prensa de platos calientes** consta de dos pistones enfrentados que son calefactables. Los pistones ejercen presión sobre el laminado para compactarlo mientras se realiza el curado. Se caracteriza por un coste bajo frente a la imposibilidad de fabricar piezas que no sean planas sin cambiar dos pistones.

Otro procedimiento empleado es el **Quickstep**, el cual consta de un dispositivo con dos cajones que son cerrados uno sobre el otro con dos membranas, a través de las cuales se transmite presión y temperatura. Es un proceso con equipo más caro que el autoclave pero con materiales auxiliares más baratos.

El método más tradicional es el **Hand Lay-up** que como su propio nombre indica consiste en ir colocando las fibras sobre el molde para posteriormente aplicar la resina con un cepillo y un rodillo. Se puede curar a temperatura ambiente o en la estufa en función de la resina empleada. El acabado del material dependerá de la habilidad del operario.

Para fabricar piezas de revolución se suele emplear el método **filament winding** que consiste en ir enrollando las fibras en torno a un mandril giratorio. La fibra ya incorpora la resina previo paso por una cubeta antes de ser enrollado. Es útil para la fabricación de los depósitos de los motores cohetes por ejemplo.

Uno de los métodos que está ganando gran aceptación en la actualidad es el **Liquid Resin Infusion** que consiste en introducir en un molde las fibras sin resina, realizar el vacío sobre éstas e impregnarlas de resina que es introducida en el molde. Esto permite una gran variedad de geometrías, aunque sólo es rentable para un número de piezas elevado. Es conocido por múltiples nombres (como el conocido RTM) debido a que cada empresa patenta su método particular de inyección de resina.

Existe un método más moderno que consiste en el curado mediante el impacto de electrones, **electron-beam**. Puede ser de alta potencia de modo que cura todo el laminado o de baja potencia curando lámina a lámina y siendo necesario un sistema que vaya apilando cada lámina tras su curado.

Al tratarse de un tipo de material en constante evolución y con numerosos avances tecnológicos van surgiendo nuevos métodos como la compactación con ultrasonidos para un posterior curado con cañones de plasma y microondas.

## 2.5. Los Materiales Compuestos en la Aeronáutica

La historia de los materiales compuestos, si se excluyen los naturales y el hormigón, lejos del concepto de material compuesto que estudiamos en este proyecto, se remonta al siglo XX.

En un primer momento, en el 1907, se obtuvo de forma pionera una resina termoestable, la bakelita. A partir de ésta, durante las tres primeras décadas del siglo se fueron desarrollando los distintos tipos de resinas que constituirían los primeros materiales compuestos. Las fibras ya eran conocidas con anterioridad a la aparición de los termoestables, teniéndose conocimiento de las limitaciones del uso de fibras de forma aislada.

Es ahí donde surge la idea de combinar las nuevas resinas con las fibras para compaginar sus propiedades a partir de la tercera década del siglo XX. Así, los primeros materiales compuestos estaban conformados por fibras de vidrio embebidos en matrices fenólicas y poliésteres. Eran fabricados a mano y usados para aplicaciones que no tenían requerimientos muy elevados. [4]

Es con la introducción de los composites en la industria aeronáutica cuando se busca la mejora de las prestaciones de los mismos dadas las necesidades que se tenían en las aeronaves con la aparición de los turboreactores y el aumento del número de aparatos embarcados en cabina que conllevaron un aumento del peso del avión. Para no perjudicar la envolvente de vuelo de las aeronaves por el aumento de peso se empezaron a buscar alternativas que redujeran el peso mediante el empleo de materiales compuestos con fibras avanzadas (carbono, boro o aramidas) en la aviación militar. En concreto, el gran salto se da en el 1964 en la Royal Aircraft Establishment en Reino Unido con la aplicación de composites en la aviación militar. [5]

El principal escollo que tenían era la incertidumbre en torno a su fiabilidad una vez operativos. Pese a ello, su crecimiento desde entonces ha sido constante y fuerte, acaparando una cuota muy importante dentro del sector consiguiendo una reducción de peso en torno al 20% con respecto a las tradicionales aleaciones de aluminio.

En la figura 2-4 se puede observar cómo ha ido evolucionando el porcentaje empleado de materiales compuestos en el global de toda la aeronave, con ejemplos de aeronaves conocidas. Con menos del 10 % en los extendidos A320 o B737 hasta el salto que se da en la actualidad con el A350 o el B787 Dreamliner por encima del 50% en el uso de composites. Se puede observar esa clara tendencia al alza en el empleo de los materiales compuestos en los innovadores diseños que van surgiendo en la actualidad.

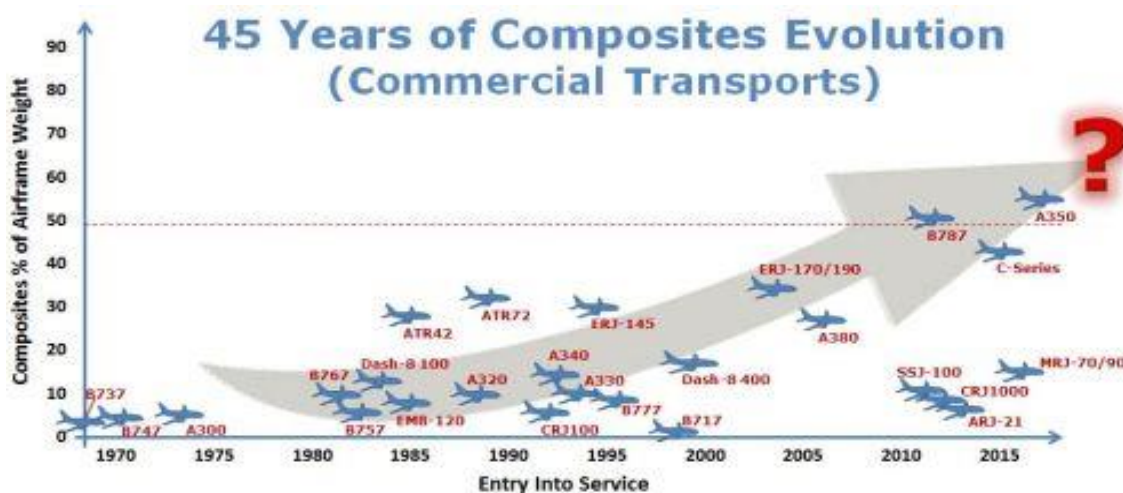


Figura 2-4. Evolución en el uso de materiales compuestos en la Aeronáutica [6]

Es interesante también observar en la figura 2-5 cómo con los años se van desarrollando nuevas piezas de compuestos, en este caso en la compañía AIRBUS.

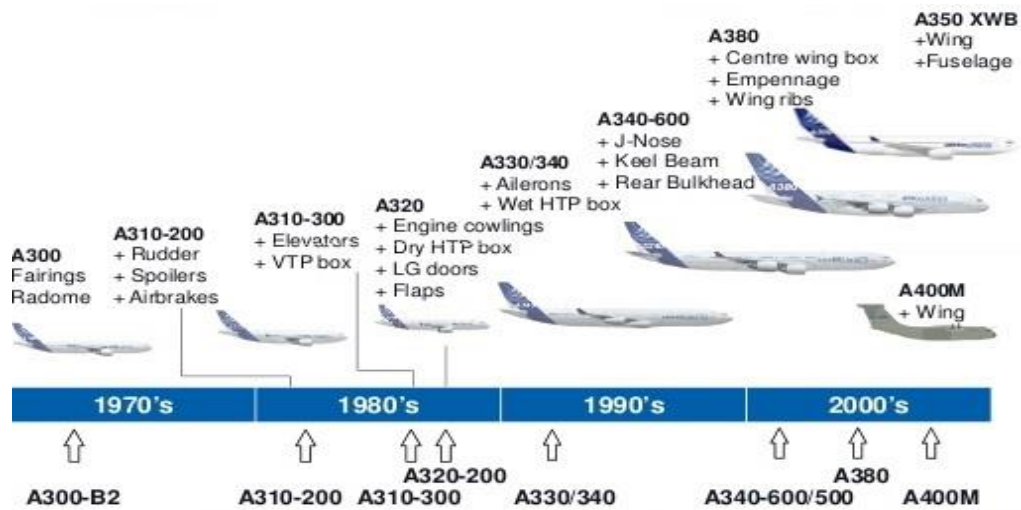


Figura 2-5. Partes de la estructura del avión en las que se emplean composites [7]

Se observa como de pequeñas secciones con los avances tecnológicos y en los estudios de los materiales compuestos se van produciendo aviones con secciones mayores hechas por completo de materiales compuestos, como grandes secciones del fuselaje o de las alas en el A350.

Para acabar en la figura 2-6 se puede apreciar según qué zonas se utiliza un tipo de material compuesto u otro, en este caso del B787.

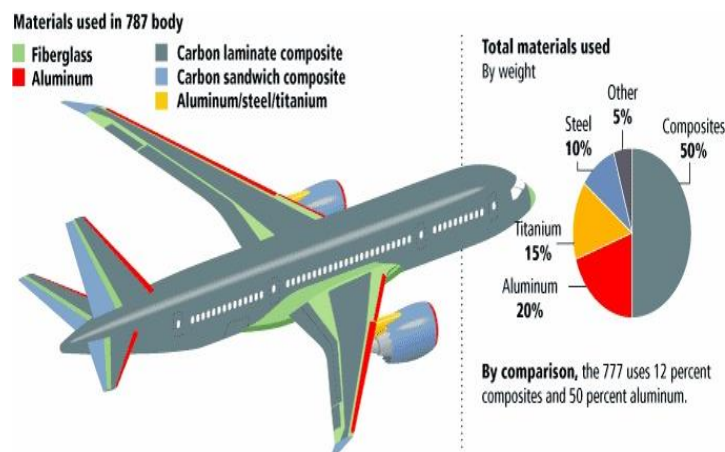


Figura 2-6. Desglose de materiales en B787

Se constata como la mayor parte del material compuesto empleado es laminado de fibra de carbono, especialmente en secciones largas del fuselaje y las alas. Por otro lado se ve que aún quedan secciones en las

que los materiales compuestos no pueden sustituir a materiales convencionales como el aluminio en el borde de ataque de las alas.

En cuanto al material que se va a estudiar, las láminas ultradelgadas van a permitir, si funciona como es esperado, una mayor resistencia para el mismo espesor de laminado, o visto de otra forma, para una sollicitación concreta se necesitará menos material suponiendo una reducción de peso con las ventajas que eso conlleva.

# 3 FABRICACIÓN DE PROBETAS CON LÁMINAS ULTRADELGADAS

En el siguiente capítulo se va a detallar todo el proceso seguido para en primer lugar fabricar las placas de preimpregnado de fibra de carbono con láminas ultradelgadas para posteriormente obtener de dichas placas las probetas requeridas siguiendo la norma pertinente para realizar los ensayos de caracterización objeto de este Proyecto fin de grado.

Antes de empezar a desarrollar todo el proceso de fabricación y las precauciones tomadas durante el mismo, se va a explicar cómo es el material estudiado y aspectos relacionados con su fabricación.

## 3.1. Sobre el material de estudio

En un primer lugar se va resumir la información dada por la empresa que fabrica el material sobre su proceso de elaboración y sobre sus características, y en el segundo subapartado se comentarán las características observadas en el material tras su desembalaje en la sala limpia del laboratorio y las primeras manipulaciones con el mismo.

### 3.1.1 Información de la empresa

El material ultradelgado que se ha comprado en el laboratorio para realizar su estudio pertenece a la compañía sueca Oxeon fundada en el 2003, denominándose el material en concreto TeXtreme. Se trata de láminas de material compuesto empleando distintos materiales, pero principalmente se tratan de fibras de carbono HS (high strength), IM (intermediate modulus) o HM (high modulus) [1].

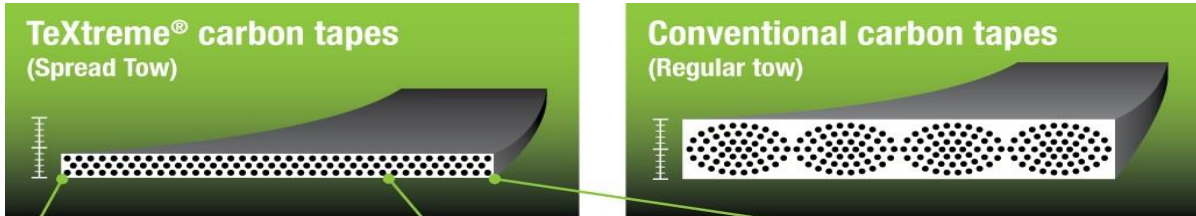
La manera en la que la empresa consigue reducir el espesor de las láminas con este material reside en un proceso de extrusión de la fibra de carbono para disponerla en cintas.



**Figura 3-1.** Proceso de disposición de la fibra de carbono en cintas

Este material resultante se denomina “Spread Tow UD (Uni-direccional) tapes” y es en el proceso descrito denominado Spread Tow donde reside la clave para la obtención de láminas de fibra larga de carbono más finas que las convencionales, disponiendo en la misma área mayor volumen de fibras, lo cual puede conferir al material un mejor comportamiento mecánico.

En la figura 3-2 se pueden comparar las diferencias comentadas entre las láminas convencionales y las TeXtreme donde se puede ver una reducción teórica del espesor a la mitad y una disposición de las fibras más regular y compacta que en las láminas fabricadas por los métodos convencionales. Según la empresa, además de las ventajas mecánicas desarrolladas, resulta más fácil de manipular y cortar que las convencionales, después se comentará la experiencia personal al respecto.



**Figura 3-2.** Comparación entre las láminas TeXtreme y las convencionales

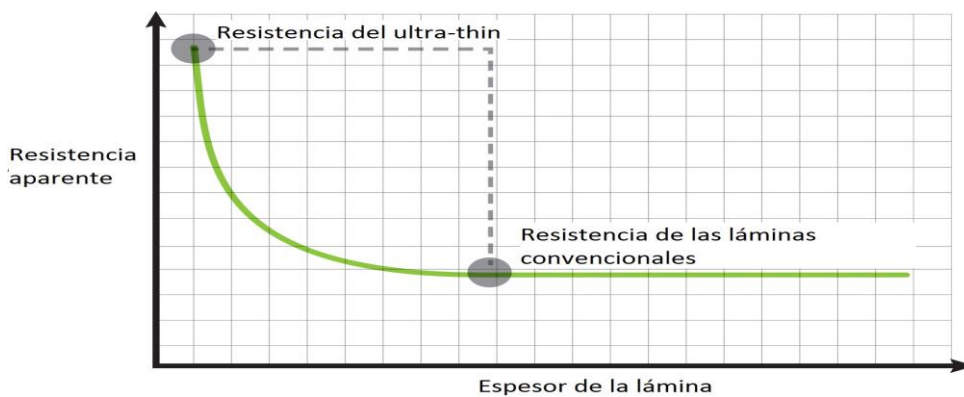
La otra variante en la que se puede obtener el producto es en forma de tejido, que es el material que se tiene en el laboratorio y con el que se va a trabajar. La filosofía para obtener las láminas unidireccionales es la misma, variando el proceso de disposición de las cintas en forma de tejido tal y como se observa en la figura siguiente.



**Figura 3-3.** Comparación entre el tejido ultradelgado y el convencional

Esta disposición mediante el método Spread Tow permite obtener tejidos más delgados que los tradicionales, una mejor disposición de las fibras confiriendo mayor resistencia al evitar el ondulamiento de las mismas y reducir las zonas con exceso de resina por problemas de apilamiento del material durante el proceso.

Esta reducción del espesor mejora la resistencia a la rotura del material, lo cual se puede ver en el siguiente gráfico.



**Figura 3-4.** Relación entre el espesor de la lámina y su resistencia a rotura [1]

Para finalizar, enmarcándolo en el sector aeronáutico que nos compete, cabe reseñar que ya se ha producido en Suecia un avión ligero con alas y fuselaje fabricados íntegramente con dicho material logrando una disminución en peso y mejoras en la resistencia de la aeronave.



**Figura 3-5.** Avión ligero fabricado con láminas ultradelgadas [1]

### 3.1.2 Características del material recibido

La información adjunta acerca del material recibido sobre su producción es la siguiente:

**Cliente:** Stock

**Lote:** 6439/FL

**Rollo N°:** 1

**Material:** CPV4-TEXTREME1000-100G-42%RW

**Cantidad:** 22.3 m<sup>2</sup>

**Fecha de fabricación:** 6 junio del 2016

El material se recibe debidamente embalado, termosellado y congelado para su correcta conservación el mayor tiempo posible. Según las especificaciones dadas por el fabricante adjunto al embalaje, estaría en óptimas condiciones 12 meses conservándose a -18° C o 21 días a una temperatura de trabajo de 20° C. En la figura 3-6 se ve el rollo del laminado ya desembalado de su plástico.

Se observa cómo viene correctamente enrollado en un cilindro, obteniéndose un ancho de la lámina de 1 m y una longitud de 22.3 m. La lámina está separada doblemente, en primer lugar un plástico separador de color azul para preservar la cara delantera y otra capa de color marrón que permite que la cara posterior mantenga su capacidad adhesiva y facilite el apilamiento de las láminas para conformar el producto final.





**Figura 3-6.** Rollo del tejido ultradelgado

Se aprecia también que el tejido proporciona una cuadrícula de 2x2 cm y que la disposición a simple vista es notablemente homogénea y recta, como se puede observar en la siguiente ilustración 3-7 donde también se aprecia la doble orientación de las fibras.



**Figura 3-7.** Imagen del tejido

En cuanto a su trato al corte, destacar que es correcto y fácil de ejecutar, proporcionando un corte sin irregularidades. A su vez, es fácil de despegar del plástico protector y se adhieren sin problemas unas láminas con otras durante el apilado.

Para acabar con el análisis inicial del material se toman varias medidas del espesor con el micrómetro de caras planas y son comparadas con el material AS4\8552, que es el más empleado en los proyectos académicos del laboratorio y que está compuesto de fibra de carbono unidireccional.



**Tabla 3–1.** Comparación de espesores entre TeXtream y AS4\8552

<i>Material</i>	<i>Unidades</i>					<i>Media</i>
AS4\8552	μm	205	206	202	204	<b>204.25</b>
TeXtream	μm	123	129	130	125	<b>126.75</b>

Se observa una disminución en torno al 40% con respecto al AS4\8552 aún siendo un tejido y por tanto doble capa. En cambio, con respecto a otros materiales que andan en torno a las 100 micras la reducción es patente si nos atenemos precisamente a que es un tejido y que, por tanto, el espesor si fuera una cinta unidireccional sería de la mitad, suponiendo una reducción del 40% también.

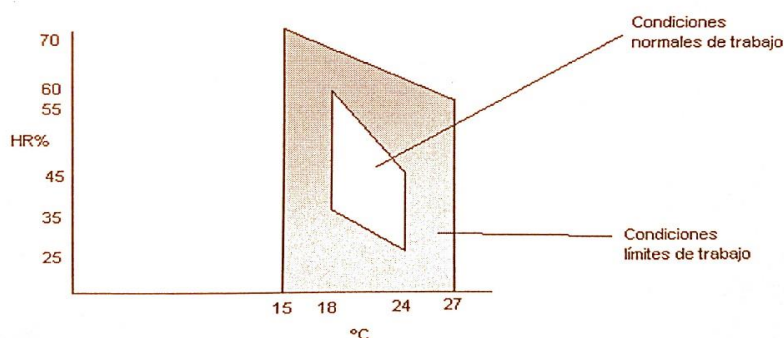
Un aspecto a destacar después de la comparación con el AS4\8552 es una mayor dispersión en las medidas, es decir, la distribución de espesores a lo largo de la lámina ultradelgada es menos uniforme, variando notablemente entre zonas anexas de la lámina.

### 3.2. Condiciones de trabajo y elementos necesarios

Hay una serie de requerimientos que se deben seguir con el objetivo de que todo el proceso esté bajo la norma correspondiente. La fabricación se va a realizar en el laboratorio del departamento (LERM) el cual está dispuesto siguiendo la norma I+D-P.233 [8]. En concreto, en esta fase del proyecto se va a hacer uso del congelador número 3 para preservar el rollo con el material obtenido y los laminados que se vayan apilando, de la sala limpia en la cual se va a realizar el corte y apilado del material, el autoclave y un horno para realizar el curado de la pieza y del taller de mecanizado donde se realizará la preparación de las probetas.

Durante el corte y apilado de las láminas hay que verificar que en la sala limpia se cumplen las siguientes condiciones:

- La sobrepresión mínima debe ser de 1 mm de  $H_2O$ .
- Para partículas en suspensión de tamaño superior a 5 micras la concentración debe ser inferior a 50 partículas por litro de aire.
- En todo el proceso se debe vigilar que las condiciones de humedad y temperatura no se salgan de la región marcada en la siguiente figura.

**Figura 3-8.** Condiciones para la sala limpia en humedad y temperatura [3]

Los elementos que van a ser necesarios durante todo el proceso de laminación del material son los siguientes:

- **Material TeXtream:** con él se va a fabricar las probetas que se quieren caracterizar. Para preservar correctamente el material, se debe dejar atemperar en la zona limpia sin abrirse la bolsa termosellada hasta que tenga la misma temperatura que en la sala limpia. Lo correcto son 24 horas, pero la forma de comprobar que ya esté a la temperatura adecuada es que deje de condensar en la superficie de la bolsa.
- **Elementos de corte:** se necesitará un cúter para cortar el material y unas tijeras para la lámina desmoldeante y el tejido aireador. A su vez, para realizar el corte de forma recta y precisa se requiere un juego de regla, escuadra y cartabón. Para las medidas, se necesita un rotulador permanente de color claro para que se distinga en el material.
- **Espátula:** con ella se pega lámina sobre lámina para que el laminado final sea homogéneo, esté bien adherido y carezca de bolsas de aire. También se emplea para cerrar la bolsa de vacío.
- **Placa de aluminio:** placa sobre la cual se colocará el laminado para hacer una bolsa de vacío. Debe tener el espacio suficiente para que los laminados quepan con cierto margen y que las tomas de vacío no toquen las láminas para evitar que succionen la resina durante el curado.
- **Lámina desmoldeante:** será la encargada de separar las láminas de la placa y de la bolsa de vacío facilitando la extracción posterior de las mismas tras el curado.
- **Cinta de cromato:** es la encargada de cerrar la bolsa de vacío en torno a la placa de aluminio.
- **Airweave®:** se trata de un tejido aireador cuyo objetivo es homogeneizar el vacío a lo largo de toda la bolsa sin que queden zonas sin aplicar vacío.
- **Tira de corcho:** como se va a curar más de una placa hay que separarlas con una tira de corcho para evitar que al llegar a la temperatura de vitrificación la resina de una y otra placa se junten, unificando ambos laminados.
- **Tomas de vacío:** Son las válvulas a partir de las cuales se aplica el vacío sobre la bolsa. Para el curado en autoclave se colocan dos, una para realizar el vacío y otra de control para verificar que el vacío realizado es el adecuado.

### 3.3. Etapas del proceso de fabricación

Una vez que se disponen de los medios necesarios para proceder con la fabricación del material y que se ha verificado que las condiciones en la sala de laminación son las anteriormente expuestas se puede proceder con las distintas etapas de todo el proceso de fabricación.

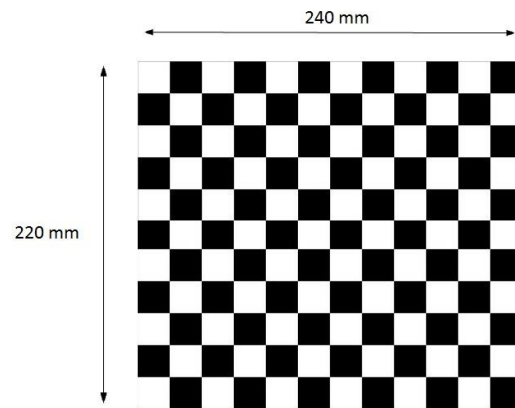
Aunque el primer objetivo que se tiene en el Proyecto es el de fabricar con láminas ultradelgadas, hay que tener en mente que el segundo objetivo es obtener sus propiedades mediante ensayos de caracterización. Es por ello que se va a fabricar teniendo como objetivo final obtener unas probetas adecuadas. En el apartado 4 se entrará en más detalle sobre los ensayos que se van a realizar, pero para tener una idea sobre porqué se fabrica siguiendo un patrón determinado, se adelanta que los ensayos necesarios para caracterizar el material son un ensayo a tracción longitudinal, otro a compresión y un último ensayo de tracción con el laminado a 45°.

#### 3.3.1 Corte del material

Del rollo que se ve en la figura 3-9 se deben cortar las láminas para conformar el laminado. Es preciso estudiar previamente el tamaño de las placas a fabricar con el objetivo de obtener un número de probetas exacto y suficiente para poder ejecutar el estudio que se pretende llevar a cabo.

Las probetas que se quieren fabricar son las del ensayo a tracción a  $0^\circ$ , las del ensayo a cortadura ( $45^\circ$ ) y las probetas para el ensayo a compresión. El número de láminas por laminado se fija en 4.

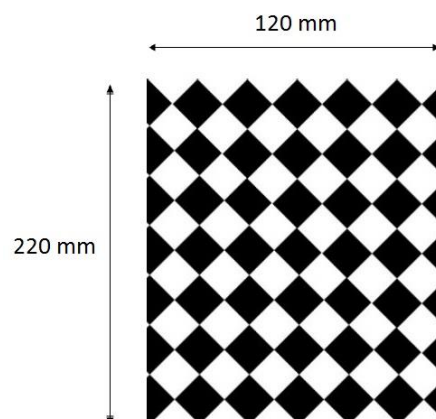
Para el ensayo a tracción se emplean probetas de  $200 \times 20$  mm y se estiman necesarias 10 probetas para poder realizar ensayos con y sin galgas. Teniendo en cuenta eso, se consideran láminas con el corte indicado en la figura 3-9.



**Figura 3-9.** Corte para el ensayo de tracción a  $0^\circ$

Se ha contemplado un margen extra al necesario puesto que tras el curado es necesario resanar los bordes, reduciéndose la zona útil.

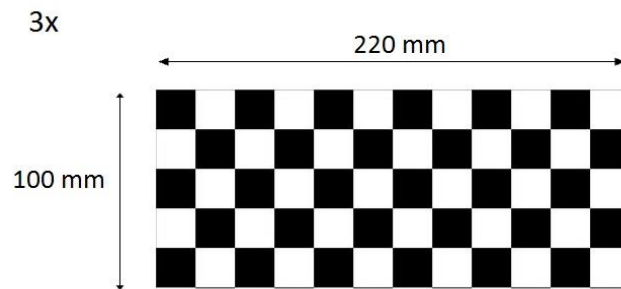
Para realizar el ensayo a cortadura el corte debe ser a  $45^\circ$  y el tamaño de las probetas es igual que en  $0^\circ$  pues es ensayo a tracción también pero las probetas que se estiman necesarias son 5, por lo que nos queda tal y como se indica en la figura 3-10.



**Figura 3-10.** Corte para el ensayo de cortadura a  $45^\circ$

Y para finalizar, quedan las placas de compresión del que se precisan 10 probetas. Aquí hay que tener en cuenta que los tacones de las probetas van fabricados del mismo material de ensayo por lo que también hay que contemplar su corte. Las probetas de compresión tienen una medida de  $80 \times 12.5$  mm. Por lo tanto se fabricará

una placa de 100x220 mm para la zona central y 2 de 100x220 mm de las cuales se sacarán de cada una dos tacones de 42.5 mm.



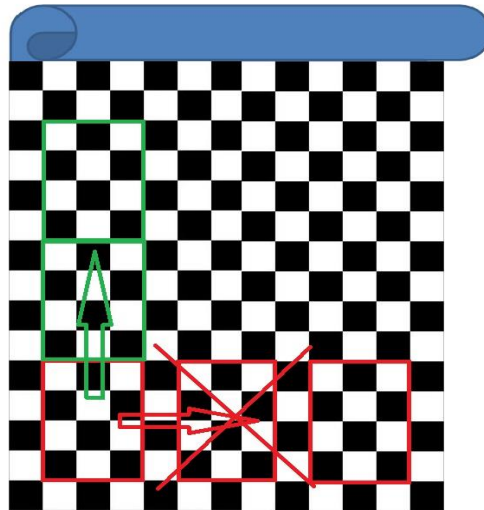
**Figura 3-11.** Corte para el ensayo de compresión

El corte se realizará mediante el cúter, puesto que permite apoyarse en la regla para realizar un corte perfectamente recto. Además las cuchillas son fácilmente intercambiables lo cual es una ventaja pues cortar en la dirección perpendicular a la fibra desgasta considerablemente la hoja. En la figura 3-12 se observa el proceso de corte.



**Figura 3-12.** Proceso de corte del material

Un aspecto a tener en cuenta con este material es que si se quiere obtener un laminado en el que los cuadrados de una lámina coincidan con los del resto, el corte las láminas ha de realizarse en dirección al rollo puesto que si se hace en paralelo no coinciden perfectamente los cuadrados sino que surgen desviaciones debido al sistema de fabricación. Con la figura 3-13 se muestra lo explicado para su mejor entendimiento.



**Figura 3-13.** Secuencia de corte correcta

Además de las láminas necesarias para fabricar las probetas, se cortará para su curado una sola lámina de 200x200 mm para ver qué resulta y medir espesores.

### 3.3.2 Apilado de las láminas

Una vez que ya se han cortado todas las láminas necesarias se procede a su apilamiento para obtener la configuración final del material de ensayo. Para ello se pondrán en contacto las caras sin papel plastificado de dos láminas y con una espátula se ejercerá presión sobre la lámina superior para que queden adheridas y se eliminen bolsas de vacío tal y como se muestra en la figura 3-14.

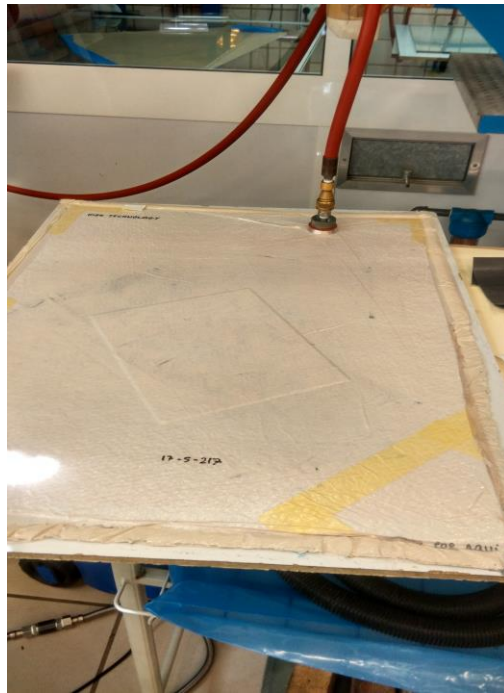


**Figura 3-14.** Apilado del material

Si el material no fuera lo suficientemente adhesivo sería preciso emplear un secador para que la resina fluyera levemente facilitando la adhesión entre las láminas. En el caso de este material no es necesario. Algo de lo que sí hay que cerciorarse al emplear este material, además de lo comentado en la figura 3-13 sobre el corte, es que los cuadrados de una cara que entran en contacto con otra cara han de tener tonalidad distinta. El motivo de esto es que se tenga una secuencia uniforme en la orientación de las fibras de modo que se alternen las direcciones de  $0^\circ$  y  $90^\circ$ .

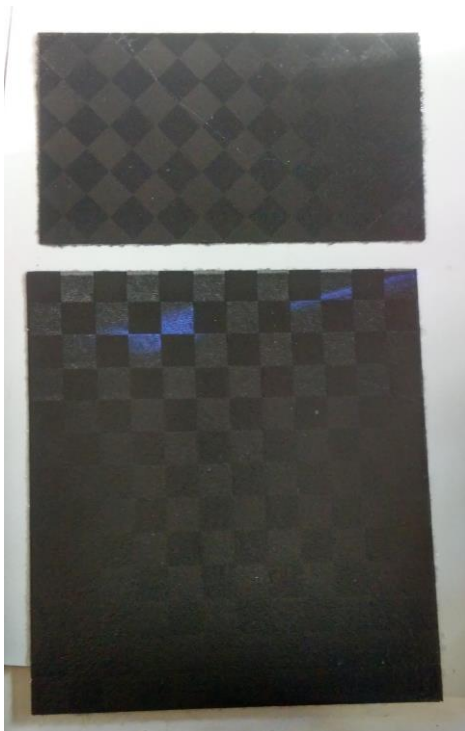
Con el objetivo de que el apilado sea aún más eficaz, se introduce el laminado cada vez que se pega una lámina

en una bolsa se vacío situada a tal efecto en la sala limpia, véase la figura 3-15.



**Figura 3-15.** Bolsa de vacío para la compactación de los laminados

En las figuras 3-16 y 3-17 se tienen los laminados finales ya completamente apilados.



**Figura 3-16.** Laminados a  $0^\circ$  y  $45^\circ$



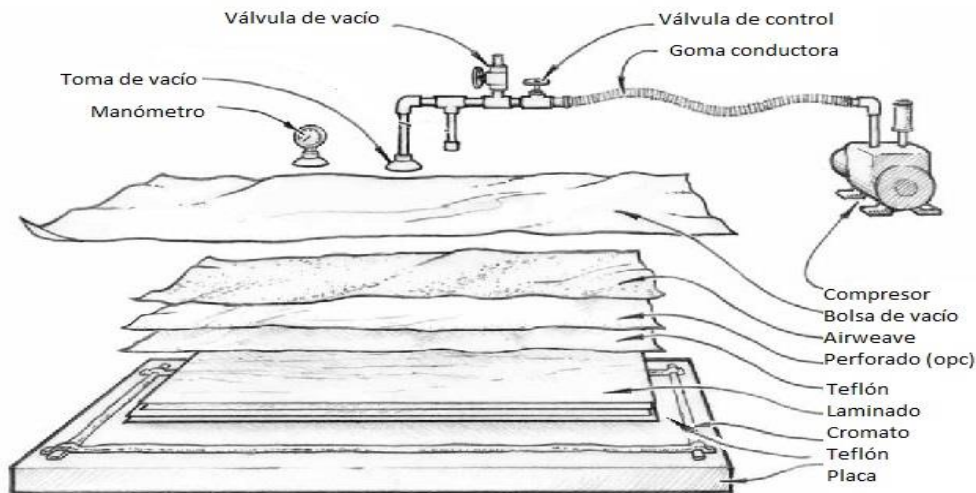
**Figura 3-17.** Laminado de compresión



Si por falta de tiempo o de materiales no se pudiera pasar al siguiente punto del proceso se puede introducir el laminado en una bolsa termosellada y conservarse en el congelador hasta que se pudiera continuar con la fabricación.

### 3.3.3 Preparación de la bolsa de vacío

Una vez que se tienen los laminados del material se buscan dos placas de aluminio que sean lo suficientemente grandes para que tengan cabida las seis placas a curar (5 para las probetas y 1 la monocapa).

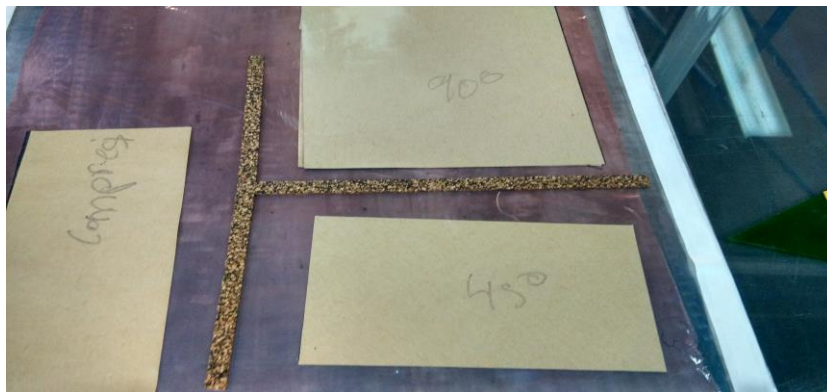


**Figura 3-18.** Componentes de la bolsa de vacío [9]

Sobre las placas se hace un marco de cromato en torno al borde de las mismas que es donde se pegará la bolsa de vacío. Es por ello conveniente que se pegue de forma uniforme, poniendo especial atención a las esquinas en las cuales se entrecruzarán las tiras perpendiculares.

Después se cortan dos láminas de lámina desmoldeante resistente a alta temperatura por placa, que va a ejercer de elemento separador entre la placa de aluminio y la bolsa con el laminado.

Se coloca sobre la placa una lámina desmoldeante y se distribuyen los laminados de forma que haya separación entre ellos y quede hueco para situar dos tomas de vacío. Una vez hecho esto, se separan los laminados mediante tiras de corcho. Esto va a impedir que la resina fluya de una placa a otra al alcanzarse la temperatura de vitrificación. La lámina desmoldeante no debe entrar en contacto con el cromato para evitar futuras pérdidas de vacío.



**Figura 3-19.** Disposición del corcho separador entre laminados

Se retira uno de los papeles plastificados de cada laminado y los pegamos sobre el teflón. Ahora se retira el papel protector superior y se coloca con cuidado el desmoldeante restante y se pega sobre los laminados. En la esquina dispuesta para la colocación de las tomas de vacío se efectúa un corte de modo que sólo quede el laminado desmoldeante inferior. En la figura 3-20 se puede ver la disposición final de una de las placas.



**Figura 3-20.** Distribución de los laminados en la bolsa de vacío

A continuación se corta con las tijeras un trozo de Airweave® que abarque toda la placa, incluida la zona para las tomas de vacío. La finalidad del mismo es la de homogeneizar todo el vacío a lo largo de la bolsa evitando que queden zonas sin efectuarse el vacío.

Sobre el tejido aireador y en la zona reservada a tal efecto se coloca la base de las tomas de vacío.

Falta por colocar la bolsa de vacío. Para ello se cortará del rollo de la sala de laminación el aislante con un tamaño superior al de la placa con el objetivo de tener margen de seguridad durante la colocación del mismo para posteriormente recortar la bolsa sobrante.

Para colocar la bolsa se puede pedir ayuda a un compañero o de forma individual ir pegando borde a borde sin ejercer presión sobre el cromato para evitar que quede pegado de forma indefinida e impidiendo correcciones. Una vez que está colocado el plástico aislante con la espátula se ejerce presión sobre los bordes evitando que queden huecos por los que pueda entrar el aire. Se debe tener especial cuidado con las esquinas donde el solapamiento de cromato es conflictivo.

Finalmente se recortan los bordes sobrantes y se colocan las tomas de vacío, una vez para marcar los agujeros que son retirados con el cúter y otra vez ya de forma definitiva. En la siguiente fotografía se ve la bolsa lista para el curado.



**Figura 3-21.** Bolsa de vacío



Para finalizar sólo resta comprobar que el vacío no tiene pérdidas. Para ello, en primera instancia, se conecta una de las tomas de vacío a la salida del compresor que se tiene en la sala limpia y se realiza vacío sobre la bolsa. Se escucha si hay alguna pérdida apreciable en los bordes y se arregla con la espátula. Ahora para una verificación más precisa se vuelve a realizar vacío por una toma y por la otra se conecta un medidor de presión que servirá para comprobar que no hay pérdida en la bolsa. Esto es importante para el curado en autoclave, pero especialmente lo es para el curado en horno, como es la primera etapa de curado del material, puesto que ahí no se está comprobando en directo que no se pierde presión durante el curado.

### 3.3.4 Proceso de curado del material

Los laminados de AS4\8552 tienen ciclos de curado en autoclave de tres a cuatro horas en los cuales se controla temperatura, presión y vacío en la bolsa. En cambio, para el material ultradelgado, según las especificaciones recibidas por parte del fabricante el ciclo de curado es distinto.

En primer lugar, no es un sólo ciclo de curado si se quieren obtener las máximas prestaciones. En las especificaciones figura un primer ciclo de 16 horas de duración a una temperatura mantenida de 65° C y con una rampa desde temperatura ambiente de 2° C por minuto. Este ciclo da como temperatura de vitrificación del producto final 65° C. Si se quiere obtener una temperatura de vitrificación mayor, se debe recurrir a un ciclo de postcurado que, para obtener una  $T_g$  de 107°, sería necesario mantenerlo durante 1 hora a 120° con una rampa máxima de 20° por hora. En la siguiente tabla se muestran los ciclos de curado alternativos.

**Tabla 3-2.** Ciclos de curado para el tejido TeXtream [10]

<i>Temperatura de curado (° C)</i>	<i>Tiempo de curado (horas)</i>	<i>T<sub>g</sub> final (° C)</i>
65 <sup>2</sup>	16	65
80	5	75
100	2	100
120	1	107

En las especificaciones no figuran condiciones de presión durante el curado, tan sólo se debe de mantener vacío en la bolsa durante el proceso, de ahí la importancia de que se mantenga el vacío constante en el tiempo sin ninguna pérdida apreciable.

Teniendo en cuenta las posibilidades, se opta por la opción que da un material con mejores propiedades, el doble ciclo de curado con máxima temperatura.

La principal dificultad en el proceso de curado de este material con estas especificaciones, reside en el primer ciclo de curado de duración 16 horas mas la rampa de ascenso y descenso. Si ese curado se realiza en autoclave implicaría tener durante un día la máquina inoperativa para otras necesidades del laboratorio. Por ello, y dado que no hay que realizar un control en presión, se opta por hacer uso de la cámara climática Challenge 600 situada en el taller, la cual realiza control en temperatura y humedad. En este caso, sólo se somete a control en temperatura.

Este ciclo podría haberse realizado en un horno, pero el tamaño reducido del mismo implicaría fabricar en lotes, y dado que son más de 16 horas se estimó oportuno emplear la Challenge en la cual se podían curar los seis laminados a la vez y se le podía introducir una rampa.

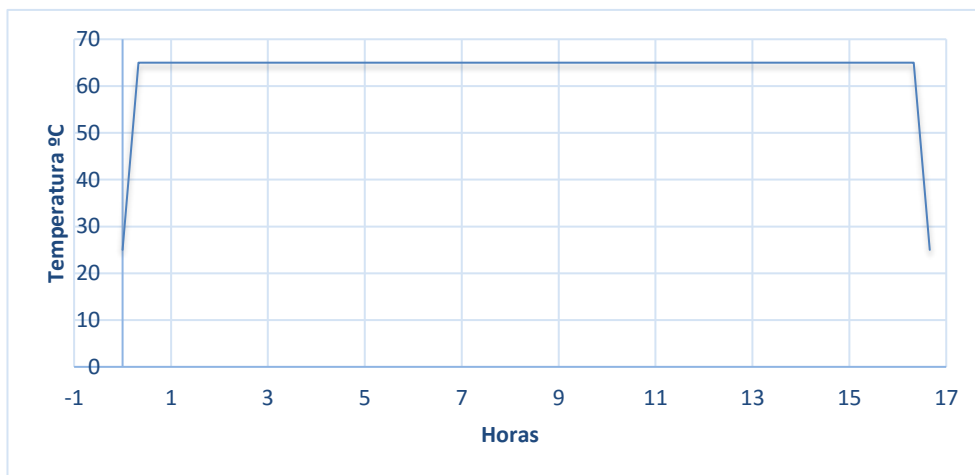
<sup>2</sup> Este ciclo es un ciclo de curado inicial, es decir, para realizar cualquiera de los tres siguientes es necesario haber realizado previamente el ciclo de 16 horas.



**Figura 3-22.** Cámara climática Challenge 600

El único inconveniente de dicha máquina es que no se puede programar para empezar y finalizar el proceso, siendo necesario una persona presente para realizar la operación. Es por ello que se empezó el ciclo a las 17.00 con el objetivo de poder estar a las 9.00 del día siguiente para finalizar el proceso debidamente.

En base a todo ello, el ciclo de curado inicial seguido es el siguiente.



**Figura 3-23.** Ciclo de curado inicial

Después de realizar este primer ciclo se extraen las piezas de la bolsa y se comprueba por simple inspección visual y táctil que el curado ha sido satisfactorio. Puesto que es así y los laminados se ven que han curado de forma correcta, se vuelven a crear dos bolsas de vacío siguiendo el mismo proceso descrito anteriormente.

Ahora se trata de un ciclo de duración 1 hora a 120° C para obtener una temperatura de vitrificación de 107° C. Este ciclo sí es factible realizarlo en el autoclave, y por las facilidades que ofrece se realiza ahí el curado.

Un autoclave es un equipamiento que consta de un recipiente, generalmente cilíndrico, al cual se le aporta un sistema de temperatura y presión. Es empleado para unir, curar y consolidar materiales compuestos de dos o más elementos, como son los laminados. Su tamaño depende del uso que se le va a dar y es utilizado

especialmente en el sector que nos atañe, el aeronáutico.

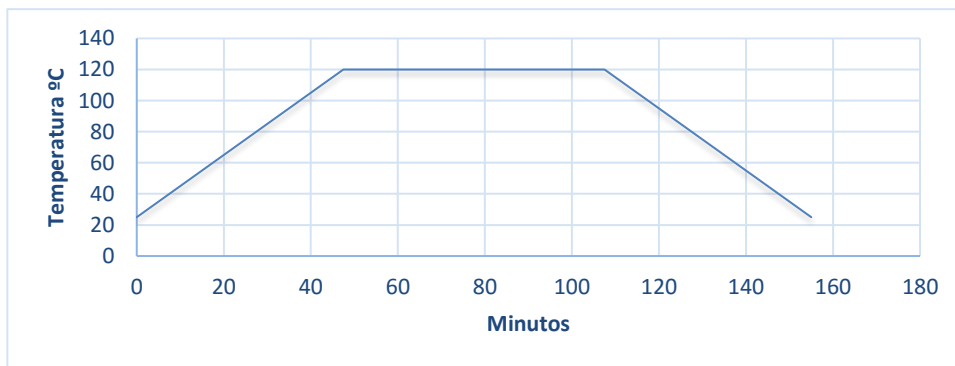
Consta de una cámara presurizada que soporte las presiones de curado, un equipo calentador, un sistema de vacío, sistema de control que monitorice las condiciones de presión y temperatura y unos soportes que sirvan de apoyo para las placas.



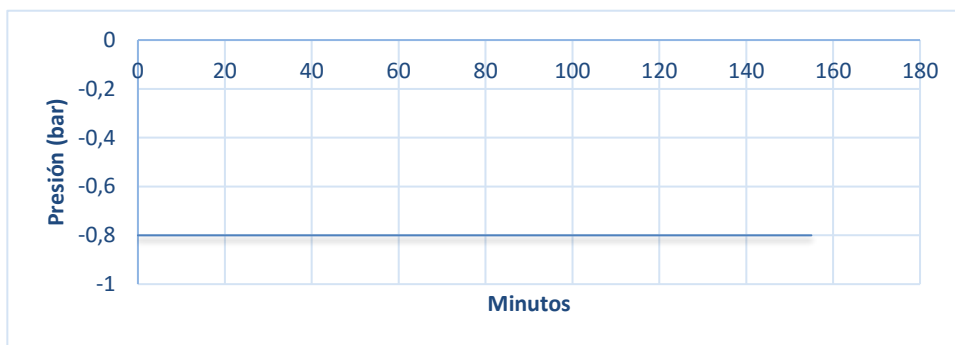
**Figura 3-24.** Autoclave en el LERM

Antes de empezar con el ciclo de curado, se debe comprobar que no hay pérdida de vacío en la bolsa. Para ello se conectan las tomas de vacío del autoclave a las bolsas, se le aplica vacío y se cierra la toma, comprobando que se mantiene invariable durante un periodo de 30 segundos. Una vez comprobado ya se puede introducir la placa e iniciar el curado.

En este caso, el ciclo programado en el autoclave es el siguiente.



**Figura 3-25.** Ciclo de postcurado, control en temperatura



**Figura 3-26.** Ciclo de postcurado, control en vacío

Una vez que finaliza el proceso se abre el autoclave y se retiran las placas, se abre la bolsa y se verifica que todo salió correctamente y que la computadora del autoclave no marcó ningún fallo.

Para acabar con el proceso de curado, resta limpiar las placas de aluminio para que puedan ser reutilizadas. Esto se hace con acetona y papel, protegiéndose las manos con guantes de látex y cerca de una ventana debido al olor intenso de la acetona.

### 3.4. Fabricación y preparación de las probetas

Una vez que ya se tienen las placas del material a estudiar fabricadas, se procede con la preparación de las probetas.

Lo primero que se debe realizar es resanar las placas obtenidas para eliminar los bordes en los que la resina ha fluido y no es material con las propiedades deseadas. Para ello se acude al taller del departamento y se hace uso de la radial con disco de filo de diamante. Se trata de un elemento de corte por fricción, adecuado para el corte tanto de compuestos de fibra de carbono como de vidrio. Es preciso emplear bata y guantes de goma como medidas de seguridad durante el corte.

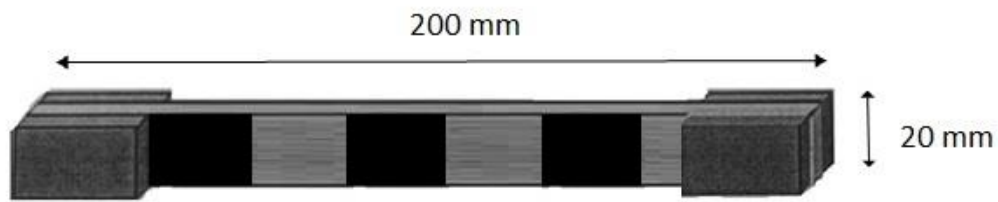
Para ello es necesario activar el sistema extractor de partículas y abrir ligeramente la llave del agua conectada a la máquina para lubricar el corte y disipar el calor generado. La mesa de corte dispone de unos apoyos regulados por un calibre que permitirá hacer cortes precisos.



**Figura 3-27.** Proceso de resanar los bordes de un laminado

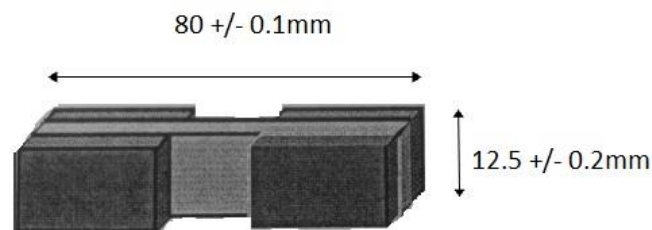
Ahora toda la placa es válida como material uniforme y homogéneo. A continuación se mide y se marca en la lámina el largo de las probetas.

En el caso de las probetas a tracción longitudinal y las de cortadura el largo a medir son 200 mm, Figura 3-18.



**Figura 3-28.** Probeta de tracción

El caso de las probetas destinadas a la compresión, figura 3-29, se va a seguir un proceso de medición distinto. Se va a cortar la placa principal a 90 mm y los tacones a 42.5 mm de largo. El objetivo de esto es resanar tras el pegado de los tacones a 80 mm. Este método da una mayor precisión en la fabricación de probetas a compresión, en las que el dispositivo en el que se introducen las probetas requiere mayor detalle.



**Figura 3-29.** Probeta de compresión

Con la misma máquina de corte descrita antes se efectúan los cortes pertinentes en las placas. Se podría ya cortar el ancho de las probetas, pero para pegar los tacones es considerablemente más práctico hacerlo sobre la placa completa.

Por tanto, se procede con la preparación de los tacones que aún no se tienen dispuestos, es decir los de las probetas a tracción. Se van a fabricar de fibra de vidrio. En el laboratorio ya se dispone de laminados de fibra de vidrio fabricados por lo que no es necesario producirlos, sino sólo cortar y acondicionar para su pegado.

Así pues se selecciona la siguiente placa de fibra de vidrio, figura 3-30.



**Figura 3-30.** Laminado de fibra de vidrio

Ahora se cortan de ahí los tacones para las placas. En total son necesarios 8 listones, 4 por placa. Se ha estipulado que el ancho de cada tacón será de 45 mm. Algo que es importante reseñar, es la dirección de corte de los listones. Es crucial que la orientación de las fibras de vidrio y las de carbono tengan una orientación relativa de 45°. Es por ello que los listones se cortarán paralelos al borde del triángulo que está a 45°.

Para mayor facilidad con el lijado no se cortan los listones de 200 mm de largo sino de unos 500 mm de modo que de cada uno se extraen después dos tacones.



**Figura 3-31.** Listones de fibra de vidrio ya cortados

Como se ha comentado, es necesario acondicionarlos para que se pegue correctamente a la probeta. Es por ello que se debe lijar. La herramienta empleada para ello es una taladradora a la cual se le coloca una lija de 240 mm que es la que va a dar el acabado superficial requerido. El lijado se realiza sujetando mediante pesos los listones a la mesa de trabajo de modo que no se muevan al pasar la lija.

La fibra de vidrio puede ser perjudicial para la salud si no se toman las precauciones necesarias, por lo que el proceso se debe realizar con mascarilla, gafas de protección y guantes. Al finalizar el lijado, se debe limpiar de polvo de vidrio cualquier parte que quedara desprotegida.



**Figura 3-32.** Proceso de lijado de los tacones de fibra de vidrio

Sólo es necesario lijar una de las caras de cada listón, la que va pegada al material. El objetivo es eliminar las impurezas, irregularidades y restos de resina que pudieran impedir que la adhesión sea óptima.

La manera de comprobar que se ha efectuado bien el lijado, no es sólo al tacto verificando que desaparecen las rugosidades sino también visual. La pátina brillante que tienen al principio los tacones se debe eliminar hasta pasar a un acabado mate.



En la figura 3-33 se puede apreciar la diferencia entre un tacón lijado y otro sin lijar.



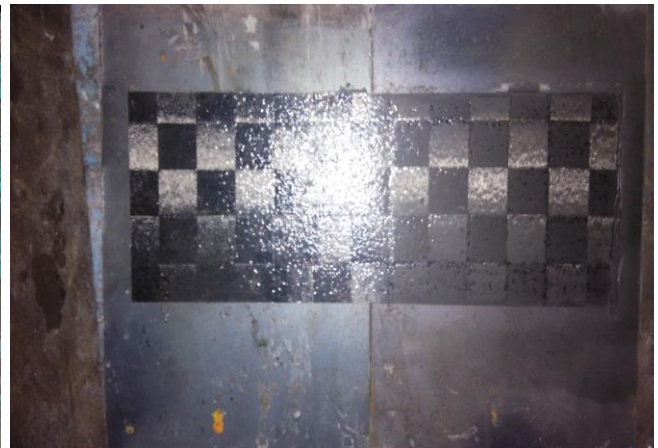
**Figura 3-33.** Diferencia entre un tacón lijado y otro sin lijar

Una vez que se han acondicionado las piezas para los tacones se cortan con el tamaño de las placas.

El mismo proceso de lijado seguido en la fibra de vidrio se debe realizar en las zonas del tejido de fibra de carbono donde irán adheridos los tacones. Este proceso en teoría sólo es necesario cuando se aplica un líquido desmoldeador en la placa mientras que aquí es una lámina la que realiza dicha función. Pero por precaución se realiza dicho proceso sobre las placas y sobre una de las caras de los tacones para las probetas de compresión.



**Figura 3-34.** Lijado de tacones de fibra de carbono



**Figura 3-35.** Diferencia entre zona tratada y sin tratar

Finalizado todo el proceso de lijado del material se limpia la superficie de las placas y los tacones con acetona y papel para eliminar los restos que pudieran haber quedado.

Para acabar, de nuevo en el laboratorio se procede a pegar los tacones a las placas. Con el material AS4/8552 se recurre a un adhesivo Z-15429 que actúa a 120° C, introduciéndose por tanto durante una hora en autoclave o haciendo uso de la prensa de platos calientes. En el caso del material ultradelgado, la temperatura máxima que se puede alcanzar es de 107° C por lo que no se puede recurrir a este ágil método.

El pegado se ha de realizar con adhesivo aeronáutico EA-9394, el cual puede ser efectivo en frío tras una semana de exposición al ambiente o en 1 hora y media si se introduce en el horno a 66°. Dado que el material admite esa temperatura, se acelerará el proceso en el horno.

En primer lugar se necesita un trozo de cartón que quepa en el peso, sobre el cuál se va a añadir el adhesivo y el catalizador en la proporción 100/17. Las mediciones se irán haciendo en el peso.



**Figura 3-36.** Mezcla de adhesivo y catalizador

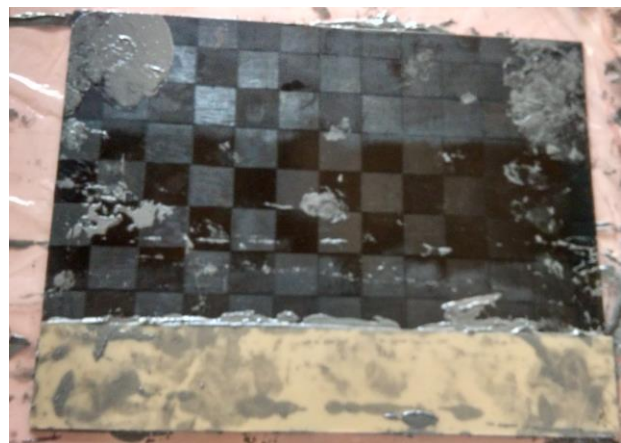
Se realiza la mezcla con una espátula de aluminio y se va notando cómo se vuelve más fluido el adhesivo conforme el catalizador ejerce su efecto. Cuando se tenga una mezcla homogénea y relativamente fluida se tiene el adhesivo listo.

Para proteger la mesa de trabajo se cubre con un film protector. A su vez, se debe trabajar con guantes de látex y bata.

El adhesivo se esparce sobre la cara lijada del tacón de tal forma que quede lo más uniforme posible sobre el mismo. Posteriormente se coloca sobre el material y se ejerce presión al mismo tiempo que se desplaza el tacón en círculos para que el adhesivo sobrante salga. Finalmente, utilizando un elemento plano se colocan a ras tacón y laminado.



**Figura 3-37.** Tacón con adhesivo aeronáutico



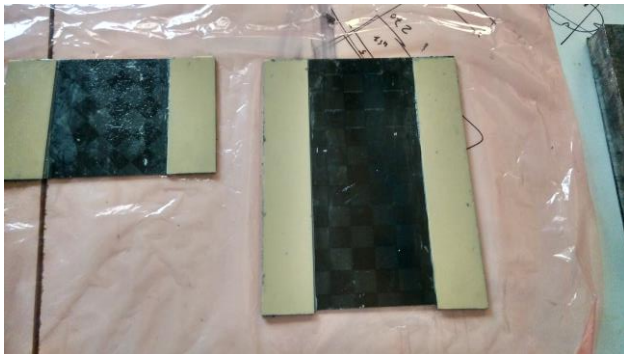
**Figura 3-38.** Tacón colocado sobre la pieza

Se realiza este proceso con los tacones restantes. A continuación se deja entre 15 y 20 minutos en reposo mientras se fija levemente el conjunto pero sin que aún haya dejado de estar en estado fluido. Pasado ese tiempo, con acetona se limpia el adhesivo sobrante en la placa y se corrige la posición a ras de los tacones por si se desplazaron.

Ahora es necesario colocar placas metálicas y pesos para distribuir presión sobre los conjuntos y se deja hasta el



día siguiente en dicha posición.



**Figura 3-39.** Laminados limpios tras el pegado de los tacones



**Figura 3-40.** Distribución de pesos sobre los tacones

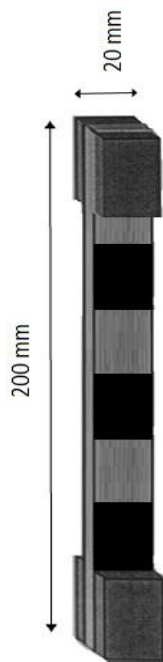
Al día siguiente se introducen las placas en el horno a  $66^{\circ}\text{C}$  y se dejan en el mismo durante hora y media.



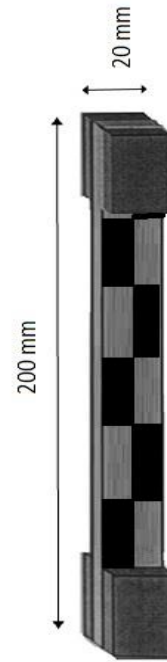
**Figura 3-41.** Laminados con los tacones en el horno

Pasada hora y media ya están las placas listas para cortar las probetas. Se cortarán del tamaño indicado en las figuras 3-28 y 3-29, pero para las placas de  $0^{\circ}$  y de compresión se extraerán probetas de dos configuraciones distintas.

En un principio se pensó en configuraciones en las que variara el número de cuadrados oscuros y claros (orientación de la fibra distinta) pero se concluyó que ambas situaciones serían lo mismo, puesto que el cuadrado que es de un color en una cara de la probeta lo es del contrario en el reverso. Por ello se optó por una configuración (I) en la que en la probeta sólo haya una línea de tejido y otra (II) en la que la probeta se sitúe en la mitad de la línea divisoria entre cuadrados. Véanse las figuras 3-42 a 3-45 para mayor claridad.

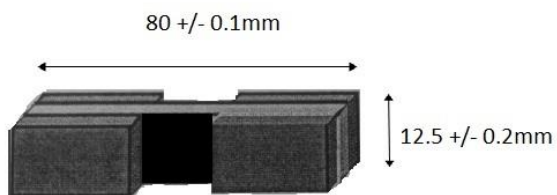


**Figura 3-42.** Probeta a 0° Configuración I

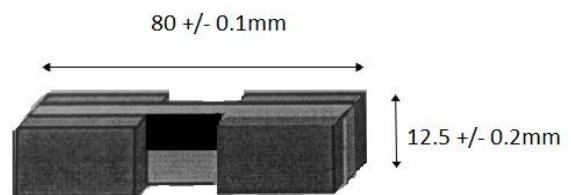


**Figura 3-43.** Probeta a 0° Configuración II

Y las probetas para el ensayo de compresión.

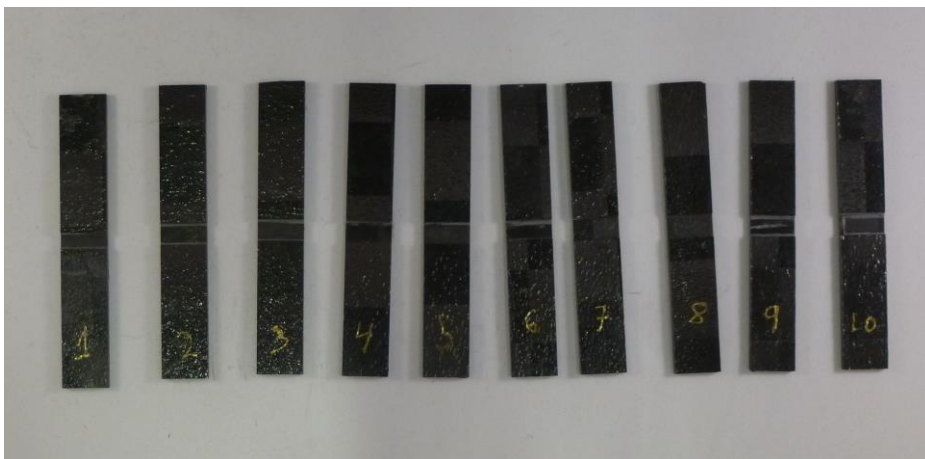


**Figura 3-44.** Probeta de compresión Configuración I

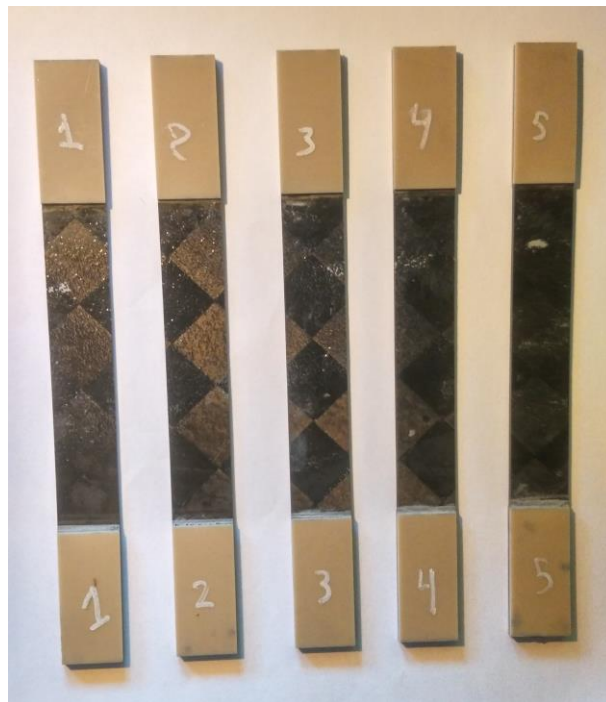


**Figura 3-45.** Probeta de compresión Configuración II

Efectuados los cortes en las medidas mencionadas en las figuras 3-46 a 3-47 se muestra el resultado.



**Figura 3-46.** Probetas para el ensayo a compresión



**Figura 3-47.** Probetas para el ensayo a cortadura



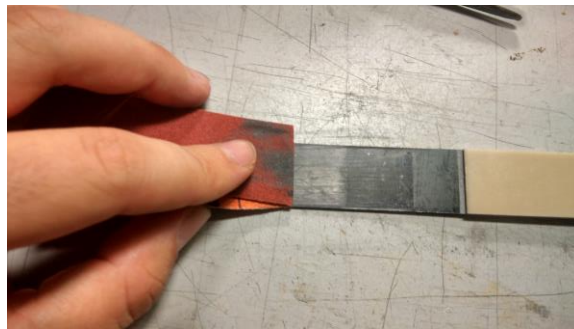
**Figura 3-48.** Probetas para el ensayo a tracción 0°<sup>3</sup>

<sup>3</sup> Faltan en la fotografía 6 probetas. El motivo es la pérdida del archivo de fotos tras el primer día de ensayos, fotografiándose al día siguiente de nuevo las que quedaban sin ensayar. Más adelante se mostrarán fotografías de las probetas ya ensayadas.

### 3.5. Colocación de bandas extensométricas

Para obtener las constantes de rigidez es preciso colocar bandas extensométricas en la dirección de la carga y en la dirección transversal a la carga. Se estipula conveniente con el tutor que se coloquen galgas en 6 probetas de tracción de tal modo que haya 3 de cada tipo de configuración. Además las 5 probetas del ensayo a cortadura intralaminar tendrán bandas extensométricas.

El primer paso para colocar las bandas es limpiar la superficie donde se colocará la galga con papel de lija de 240 mm, véase Fig. 3-49.



**Figura 3-49.** Lijado de la zona central de la probeta

Posteriormente se retiran los restos y se limpia con acetona y papel. Si se tratara de un metal, sería necesario atacar la superficie con ácido para eliminar la posible capa de óxido superficial.

A continuación, se debe marcar el centro de la probeta. Para ello se hace uso de un calibre de altura, con cuyo extremo afilado se marca con cuidado la cruceta del centro.



**Figura 3-50.** Marcado del centro de la probeta

Sobre dicha cruceta situamos la banda extensométrica. Para su manipulación es importante emplear pinzas, pues se debe evitar tocar las zonas sensibles con las manos. Para pegarlo se recurre a la ayuda de cinta adhesiva y a

unas gafas que amplían la imagen, de modo que se aprecie unas marcas en la banda que marcan el centro de la misma. La parte que va pegada a la probeta es la que carece de brillo.

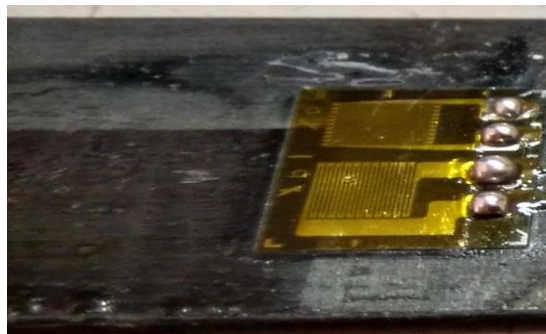


**Figura 3-51.** Centrado de la banda extensométrica con la ayuda de cinta adhesiva

Se levanta un lado de la cinta y se extiende en primer lugar un catalizador y posteriormente el pegamento. Se vuelve a colocar la galga y se ejerce presión sobre la misma durante 1 minuto. Se deja en reposo 5 minutos y se retira la cinta adhesiva.

Para la conexión con la máquina se emplea un cable con cuatro terminales. Se distribuye un líquido descapador sobre los extremos y se cubren con estaño. En la banda, se limpian las zonas de conexión con un rotulador de fibra de vidrio y con un descapador para eliminar cualquier resto que pudiera haber sobre las mismas.

Sobre los cuatro bornes de la placa se coloca con el soldador un poco de estaño, que tras la colocación sobre los mismos de los terminales del cable se fijan entre sí con el soldador.



**Figura 3-52.** Banda con bornes de estaño

Para evitar movimientos indebidos en los cables se fijan a la probeta con cinta adhesiva. En los extremos del cable que quedan sueltos se colocan unos conectores que servirán de enlace con el ordenador.



**Figura 3-53.** Banda con cables soldados



## 4 INTRODUCCIÓN A LOS ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN MECÁNICA

---

En este capítulo se van a explicar los tres ensayos de caracterización que se van a realizar para obtener las propiedades de los laminados de material compuesto a partir de láminas ultradelgadas basados en la norma ASTM D3039 [11].

Se va a desarrollar cómo calcular las variables  $E_{11}$ ,  $E_{22}$ ,  $\nu_{12}$  y  $G_{12}$  así como los valores de la resistencia a tracción, compresión y a cortadura. Para ello se explicarán los ensayos de tracción, compresión y cortadura.

En el caso de los materiales compuestos, obtener los valores de la rigidez y la resistencia no es trivial debido al carácter heterogéneo del material y al acoplamiento entre efectos normales y tangenciales por su carácter anisótropo. Sin embargo, la experiencia a lo largo de los años ha comprobado que se pueden modelar las láminas como láminas homogéneas ortótropas equivalentes, pudiéndose por tanto estudiar un laminado mediante la Teoría clásica de laminados. De este modo se puede caracterizar un compuesto conociendo las propiedades mecánicas de una lámina ortótropa y sabiendo cuál es la secuencia concreta de apilado en el compuesto.

En los materiales ortótropos la relación tensión-deformación elástica lineal expresada en ejes principales del material viene dada por la expresión 4.1, [3]

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\nu_{11}}{E_{22}} & -\frac{\nu_{21}}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{E_{22}} & -\frac{\nu_{12}}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_{11}} & -\frac{\nu_{23}}{E_{22}} & \frac{1}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Pero en el caso de que pueda considerarse tensión plana, algo que por geometría y estado de carga es habitual en muchas aplicaciones de la ingeniería, se puede simplificar en la expresión 4.2.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{E_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Esas variables de las que depende el problema son:

- $E_{11}$ : Módulo elástico en la dirección longitudinal.
- $E_{22}$ : Módulo elástico en la dirección transversal.
- $G_{12}$ : Módulo de cizalladura intralaminar.
- $\nu_{12}$ : Coeficiente de Poisson intralaminar.

Eso es en referencia a la rigidez del material. Además se debe caracterizar la resistencia del material mediante las siguientes constantes:

- $X_t$ : Resistencia a la tracción en la dirección longitudinal.
- $Y_t$ : Resistencia a la tracción en la dirección transversal.
- $S$ : Resistencia a cortadura intralaminar.
- $X_c$ : Resistencia a la compresión en la dirección transversal
- $Y_c$ : Resistencia a la compresión en la dirección transversal.

En el caso de este material al tratarse de un tejido, sólo es preciso medir las propiedades en la dirección longitudinal puesto que la transversal arrojará los mismos resultados por el carácter ortótropo de las láminas [2].

#### 4.1. Condiciones de ensayo según la norma

En base a la norma ASTM D3039 [11] las condiciones que deben verificarse durante la realización de los ensayos son las siguientes:

- Alineación de la carga: es importante que la carga que actúa sobre las probetas no origine flexión sobre las mismas puesto que esto puede alterar los resultados extraídos. Con tal objeto, se pueden colocar dos bandas extensométricas en los bordes de la probeta para comprobar el alineamiento de la carga.
- En cuando a las condiciones standard la temperatura debe ser de  $23 \pm 1$  °C y la humedad relativa de  $50 \pm 10$  % . La velocidad de carga debe ser inferior a 2 mm por minuto.

Por otro lado, dicha norma hace referencia a la toma de datos. Se deben de tener al menos 5 probetas de cada tipo para que el ensayo sea considerado válido, y de cada serie se deben extraer las siguientes magnitudes mediante las expresiones 4.3-4-5.

- Valor medio

$$\bar{X} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i}{n} \quad (4.3)$$



- Desviación típica

$$S = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n X_i^2 - n\bar{X}^2}}{n-1} \quad (4.4)$$

- Coeficiente de variación

$$\eta = \frac{100s}{\bar{X}} \quad (4.5)$$

donde n es el número de muestras y X el valor obtenido en el ensayo.

## 4.2. Ensayo de tracción

El objetivo del ensayo de tracción sobre laminados tiene el objetivo de extraer las propiedades de rigidez y resistencia del laminado. Si el laminado fuera unidireccional sería necesario realizar el ensayo para la configuración 0° y 90° refiriéndose a la orientación de las fibras. Sin embargo, al tratarse de un tejido tan sólo será necesario analizar para las dos configuraciones expuestas en el capítulo anterior.

Para dicho ensayo se hace empleo de la máquina universal de ensayos INSTRON 4482. Es una máquina electromecánica que funciona mediante un tornillo sin fin, Fig. 4-1.



**Figura 4-1.** INSTRON 4482

Para la misma es necesario seleccionar unas mordazas adecuadas a las probetas que se van a ensayar. Por ello se recurre a unas con el margen 0-6 mm de apertura.

El objetivo del ensayo de tracción es obtener  $E_{11}$  y  $\nu_{12}$  además de la resistencia a tracción.



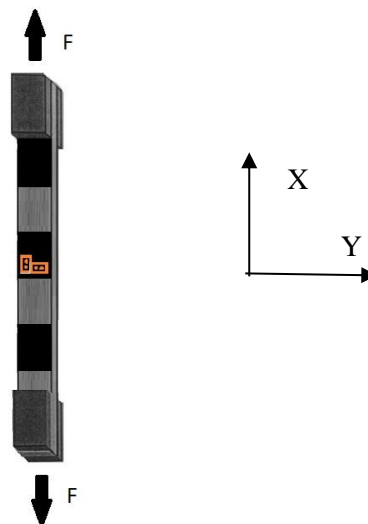
**Figura 4-2.** Mordaza para tracción



**Figura 4-3.** Útiles para compresión

#### 4.2.1 Determinación de $E_{11}$ y $\nu_{12}$

Para determinar dichas constantes relacionadas con la rigidez del material es necesario colocar dos bandas extensométricas en las probetas. En concreto se deben colocar en la zona central, una en la dirección del eje x y otra del eje y tal y como se muestra en la figura, 4-4.



**Figura 4-4.** Posición de las bandas extensométricas

A partir de estas bandas se medirán las deformaciones transversal y longitudinal ( $\varepsilon_y$  y  $\varepsilon_x$ ). Cuando la probeta es sometida a una carga de tracción F, el tensor de tensiones solución del problema en la zona regularizada vendrá dado por la expresión 4.6.

$$\sigma_x = \frac{F}{A} \quad (4.6)$$

donde A es la sección transversal de la probeta, de ahí la importancia de tomar medidas con el calibre del ancho de cada probeta y con el micrómetro de caras planas del espesor de las mismas.

En base a esto, se obtienen los valores del módulo de la elasticidad en la dirección x y el coeficiente de Poisson

$$E_{11} = \frac{\Delta F}{A \Delta \varepsilon_x} \quad (4.7)$$

$$\nu_{12} = \frac{-\Delta \varepsilon_y}{\Delta \varepsilon_x} \quad (4.8)$$

El módulo de la elasticidad longitudinal representa la constante de proporcionalidad entre una tensión normal aplicada y la deformación asociada a la misma, o dicho de otra forma, tensión normal que se ha de aplicar para que la deformación normal alcance el valor unidad.

En cuanto al coeficiente de Poisson, es la relación entre la contracción lateral unitaria y el alargamiento longitudinal unitario al aplicar una tensión longitudinal [2].

#### 4.2.2 Determinación de la resistencia

Para finalizar con el ensayo de tracción se extrae el valor de la resistencia a la tracción en la dirección longitudinal del material, puesto que es equivalente en la transversal. La resistencia se calcula dividiendo el valor de la carga antes de la rotura entre el área de la sección transversal.

$$X_t = \frac{P_{ult}}{A} \quad (4.9)$$

#### 4.2.3 Tipos de rotura

La rotura puede venir originada por fallos internos en el material como la rotura de fibras, la microfisuración de la matriz, la separación de la interfase fibra-matriz o la separación entre láminas (delaminación). A partir del 50% de la carga de rotura se empiezan a romper las primeras fibras, originando concentraciones de tensiones que pueden derivar en un despegue de la fibra. Otra posibilidad es que grietas en secciones transversales coalezcan dando lugar a un despegue generalizado de fibras y/o fallo por cortadura de la matriz. Así, se pueden agrupar los fallos en:

- *Rotura frágil en una sección:* originado principalmente por la rotura de fibras en dicha sección. Da lugar a una superficie de rotura limpia sin que se diferencien dos componentes distintos.
- *Rotura frágil en una sección irregular:* en este caso no se trata de una rotura limpia puesto que se ha producido un arranque y/o despegue de fibras. Aparecen extremos de fibra en la superficie de rotura.
- *Rotura frágil en distintas secciones irregulares:* se produce por despegue y rotura de fibras y/o fallo por cortadura de la matriz.

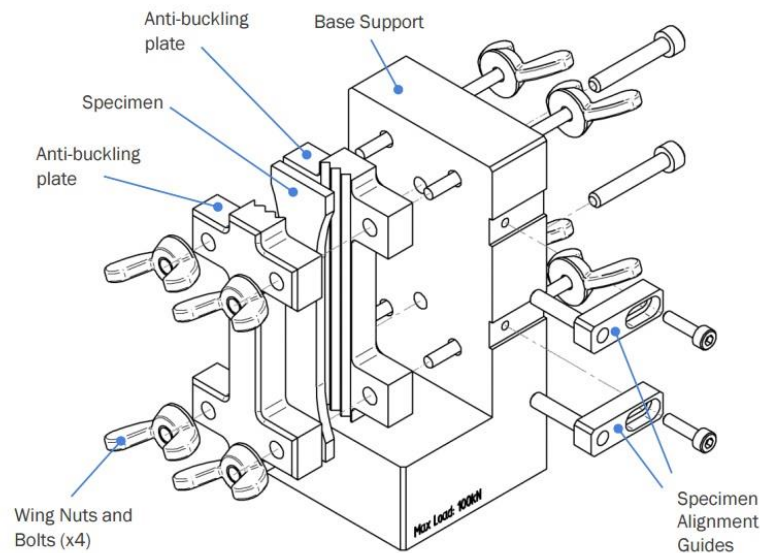
### 4.3. Ensayo de compresión

Este ensayo es realizado para obtener las propiedades a compresión de laminados. La carga se puede aplicar en la probeta por cortadura, en los extremos o por una combinación de éstas, generalmente por cizalladura. Dependerá de la norma en la que se base el ensayo, la cual dictamina el tipo de probeta y el útil necesario.

En el caso de este proyecto estará basado en las normas EN 2850 [12] y ASTM D695 [13]. Para obtener los valores de resistencia, como es este caso, es necesario emplear probetas con tacones siendo crucial el paralelismo y perpendicularidad de las caras.

Se va a introducir la carga de compresión por los extremos incorporando un dispositivo a la máquina INSTRON 4482 al igual que para la tracción con la diferencia del sentido de la carga.

El útil según la norma PrEN2850-B [12] es el mostrado en la figura 4-5:



**Figura 4-5.** Dispositivo para las probetas del ensayo a compresión según PrEN2850-B [14]

La probeta, que ha sido diseñada según la geometría comentada en apartados anteriores, es introducirá entre los dos soportes antipandeo los cuales son apretados entre sí y con el soporte principal mediante tornillos y palometas. Además hay otro elemento que no figura en el plano anterior que ejerce de nexo entre la probeta y el brazo superior de la máquina y que es colocado en el extremo que sobresale de la probeta.

A su vez, es necesario seleccionar en vez de mordazas un útil plano sobre el que situar el dispositivo comentado. Se muestra en la figura 4-3.

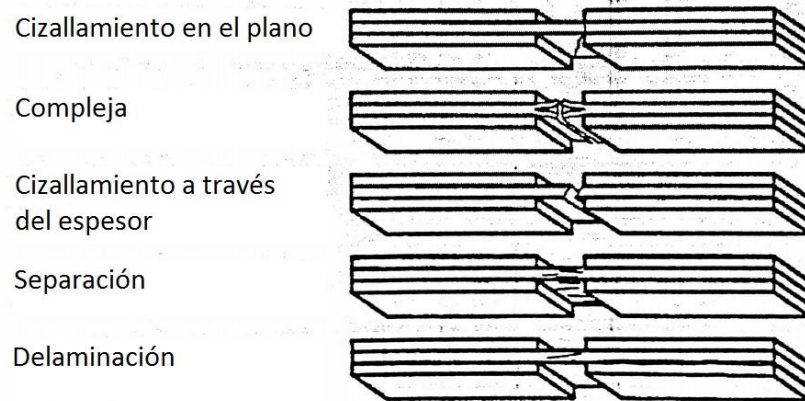
### 4.3.1 Determinación de la resistencia a compresión

La resistencia del material a la compresión se calcula a partir de la carga última hasta rotura de la probeta y del área de la sección transversal de la probeta, medida que ha de efectuarse mediante el micrómetro de caras planas.

$$X_c = \frac{P_{ult}}{A} \quad (4.10)$$

### 4.3.2 Tipos de rotura

La figura 4-6 resume los distintos tipos de rotura admisibles que se pueden observar en las probetas de compresión.



**Figura 4-6.** Modos de fallo admisibles en las probetas de compresión [2]

#### 4.4. Ensayo de cortadura intralaminar sobre laminados $\pm 45^\circ$

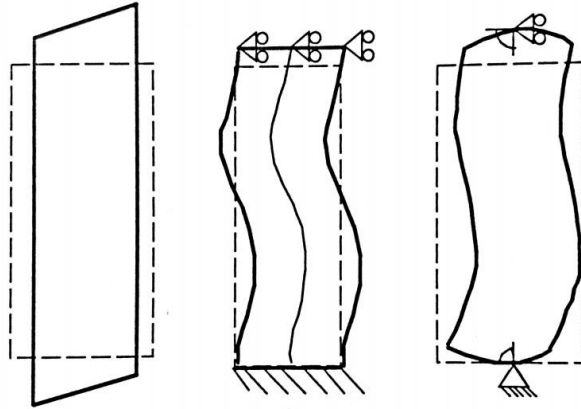
Finalmente, falta por calcular la rigidez a cortadura  $G_{12}$  la cual es más complicada de obtener que las constantes anteriores. Existen para ello distintos métodos los cuales se pueden agrupar en dos bloques:

- *Métodos indirectos:* se determina la constante a partir de un ensayo a tracción sobre un laminado con las fibras orientadas en un cierto ángulo con respecto a la aplicación de las cargas. Son los métodos Off-Axis y el ensayo sobre laminados equiangulares  $\pm 45^\circ$ .
- *Métodos directos:* Se somete la probeta a un estado de deformación tangencial pura y uniforme. Son los métodos Rail Shear Test, Iosipescu, Compact y el ensayo de torsión sobre tubos.

En este caso, se estudió la posibilidad de realizar el ensayo Off-Axis y el de la orientación a  $\pm 45^\circ$ . El primer método tiene la dificultad que acarrea el acoplamiento entre tensiones normales y deformaciones tangenciales, puesto que si la probeta se somete a tracción al no actuar la carga en las direcciones de ortotropía se da lugar a una deformación tangencial como se observa en la primera imagen de la figura 4-7.

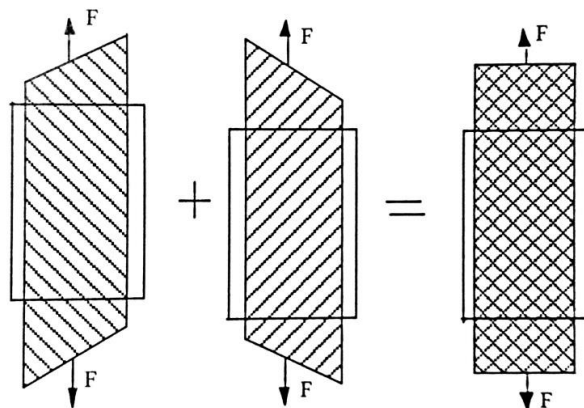
Para eliminar dicha deformación tangencial se diseña un dispositivo de tracción como el de la imagen segunda, pero eso provoca una deformada que da lugar a un complejo estado tensional no uniforme de solución no conocida.

La solución analítica obtenía por Pagano y Halpin para el problema simplificado de la figura tercera, permite establecer un sistema de correcciones de los resultados para eliminar las dificultades comentadas.



**Figura 4-7.** Deformadas de la probeta para el ensayo Off-axis [2]

Por todas estas dificultades se opta por el método de los ensayos sobre laminados equiangulares a  $\pm 45^\circ$ , que para el caso del tejido en estudio conduce a colocar las láminas en una orientación de  $45^\circ$ , que según la norma se debe ejecutar con un margen de  $\pm 2.5^\circ$ . Esta disposición provoca que los efectos derivados de la deformación angular se cancelen entre sí.



**Figura 4-8.** Deformadas de un laminado equiangular [2]

Para la realización del ensayo se recurre nuevamente a la máquina de tracción INSTRON 4482 y las probetas serán acondicionadas como en el ensayo a tracción longitudinal con bandas extensométricas en las dos direcciones.

#### 4.4.1 Determinación de $G_{12}$

Para obtener el módulo a cortadura intralaminar se someten a tracción las probetas con las bandas extensométricas que van a medir las deformaciones en la dirección de la carga y en la dirección transversal a la carga. A partir de estas dos medidas se puede hallar la deformación angular.

$$\gamma_{12} = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 \quad (4.11)$$

Por otro lado el paso del tensor originado por la tracción a un tensor en el sistema de ortotropía permite obtener el valor de  $\sigma_{12}$ .

$$\sigma_{12} = \frac{F}{2A} \quad (4.12)$$

Siendo A el área de la sección transversal.

Finalmente  $G_{12}$  puede ser determinado mediante la siguiente expresión.

$$G_{12} = \frac{\sigma_{12}}{\gamma_{12}} \quad (4.13)$$

Por norma general la ley  $\sigma_{12} - \gamma_{12}$  no es lineal, de modo que en función de la zona de la curva que se elija para hallar el módulo de cortadura resultará una constante u otra. Las normas I+D-E 293 [15], EN 6031 [16] y AITM 1.002 establecen el punto en la zona de deformación longitudinal, la AITM y la EN entre 500 y 2500  $\mu\epsilon$  y la ISO entre 1000 y 5000  $\mu\epsilon$ . En cambio la ASTM 3518 [17] y la UNE-EN ISO están referidas a una zona de deformación angular, la ASTM establece un punto entre 1500 y 2500  $\mu\epsilon$  y otro 4000  $\mu\epsilon$  por encima del punto primero y la ISO lo establece entre 1000 y 5000  $\mu\epsilon$ .

#### 4.4.2 Determinación de la resistencia a cortadura

Finalmente, la resistencia a cortadura intralaminar viene dada a partir de la carga de rotura de la probeta al someterla a tracción. Se determina mediante la expresión 4.14.

$$S_{12} = \frac{P_{ult}}{2A} \quad (4.14)$$





# 5 RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

El objeto de este capítulo es recoger los resultados que se extraen de los ensayos de caracterización mecánica expuestos en el apartado anterior.

Se muestran tanto los resultados numéricos como los gráficos tensión-deformación cuando correspondan. Así mismo, se mostrará una imagen con el tipo de rotura generada.

## 5.1. Mediciones de las probetas de ensayo

Es preciso tomar nota de los espesores en las probetas previamente a la realización de sus ensayos pertinentes. Las medidas de la anchura de las probetas se tomarán con un calibre o pie de rey, Fig. 5-1, con una precisión de 0.01 mm. Las correspondientes a espesores se medirán con el micrómetro de caras planas, Fig 5-2.



Figura 5-1. Calibre



Figura 5-2. Micrómetro de caras planas

Se tomarán tres medidas de cada tipo en zona inferior, superior y central y se realizará una media de las mismas.

### 5.1.1 Medidas de las probetas de tracción

Tabla 5-1. Espesores de las probetas del ensayo a tracción

Configuración	I					II				
	2	5	6	7	9	1	3	4	8	10
Probetas										
Ancho (mm)	19.3	19.6	19.67	19.68	19.64	19.23	19.46	19.74	19.72	19.73
Espesor (µm)	527	526	561	530	502	527	540	531	535	505

### 5.1.2 Medidas de las probetas de compresión

**Tabla 5–2.** Espesores de las probetas del ensayo a compresión

Configuración	I					II				
	1	3	5	6	9	2	4	7	8	10
<b>Probetas</b>										
<b>Ancho (mm)</b>	12.3	12.28	12.36	12.32	12.05	12.28	12.32	12.27	12.25	12.22
<b>Espesor (µm)</b>	530	530	500	500	470	520	500	480	480	440

### 5.1.3 Medidas de las probetas del ensayo a cortadura intralaminar

**Tabla 5–3.** Espesores de las probetas del ensayo a cortadura intralaminar

Probetas	1	2	3	4	5
<b>Ancho (mm)</b>	19.64	19.65	19.66	19.5	19.44
<b>Espesor (µm)</b>	496	518	510	519	504

## 5.2. Ensayos a tracción

Se utilizan las mordazas de 0-6 mm para que se puedan adaptar a las probetas de tracción. Se empleará una velocidad de 1 mm/min.



**Figura 5-3.** Probeta de tracción a ensayo

## 5.2.1 Resultados

A continuación se muestran los resultados extraídos a partir de los ensayos sobre las probetas de tracción. Se realizan los ensayos sobre 4 probetas sin bandas extensométricas y 6 con bandas. No se emplean todas las probetas en ensayos con banda pues no había suficientes en el LERM y se creyó suficientes 6 ensayos con galgas para tener una buena muestra de las propiedades. Las probetas con mejor acabado superficial son las escogidas para la colocación de las galgas para facilitar su adherencia, de ahí el orden en la exposición de los resultados.

En el primer caso, se calcula la resistencia a tracción a partir de la carga última y el área de la sección y se muestra un gráfico que representa la tensión a la que se somete la probeta frente a la distancia de cruceta, es decir, la distancia que se separan las mordazas entre sí. Dicha curva sería de tipo lineal si no hubiera ajustes en las mordazas en cuanto al apriete de tornillos o mínimas holguras entre los elementos, por ello dicho gráfico no es válido para obtener la resistencia a la tracción y el módulo de la elasticidad lineal, pero sí es útil para controlar en tiempo real si la probeta se desplaza con respecto a las mordazas o para observar si se producen roturas de fibras durante el ensayo sin llegar a rotura de toda la sección. En efecto, se observan picos de bajada de la tensión, cuyo motivo es precisamente la rotura de fibras.

En cuanto a las probetas con bandas extensométricas, además de calcular las constantes de resistencia a tracción, módulo de elasticidad lineal y coeficiente de Poisson, se muestran las deformaciones registradas por las galgas frente a la tensión de la probeta. Para los cálculos se tomará la zona de la curva comprendida entre 200 y 400 MPa.

### 5.2.1.1 Probetas sin bandas extensométricas

#### *Configuración I*

##### Probeta 6

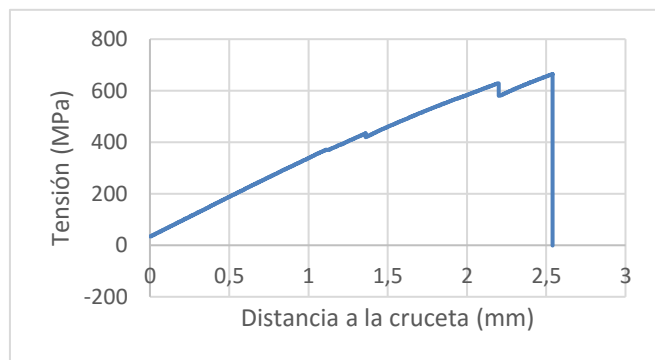
Ancho: 19.67 mm

Espesor: 561  $\mu\text{m}$

**Área: 11.035 mm<sup>2</sup>**

Carga última: 7331.994 N

**Resistencia a tracción: 664.44 MPa**



**Figura 5-4.** Gráfico de tracción probeta 6

##### Probeta 7

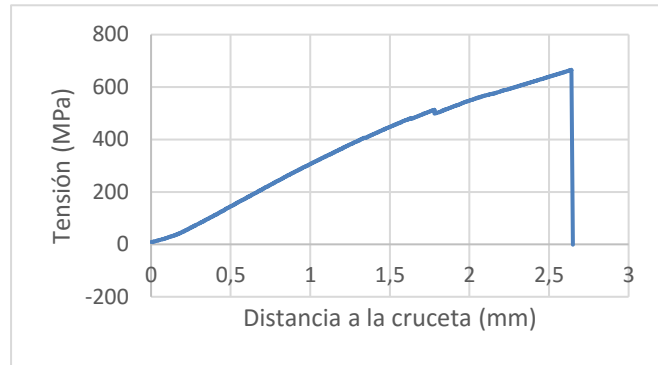
Al colocar la probeta se soltó la mordaza, quedando la probeta inservible para su ensayo.

**Configuración II****Probeta 1**

Ancho: 19.225 mm

Espesor: 527  $\mu\text{m}$ **Área: 10.1315 mm<sup>2</sup>**

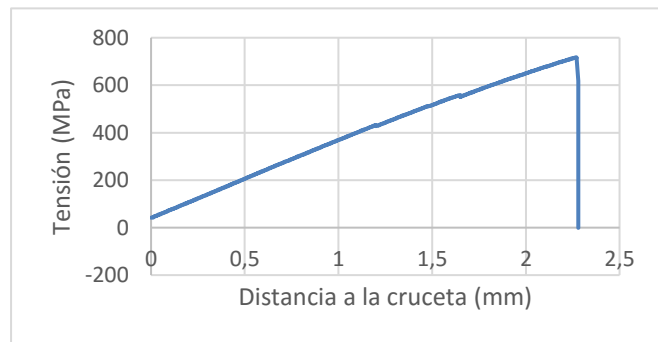
Carga última: 6747.318 N

**Resistencia a tracción: 665.97 MPa****Figura 5-5.** Gráfico de tracción probeta 1**Probeta 4**

Ancho: 19.74 mm

Espesor: 531  $\mu\text{m}$ **Área: 10.482 mm<sup>2</sup>**

Carga última: 7518.38 N

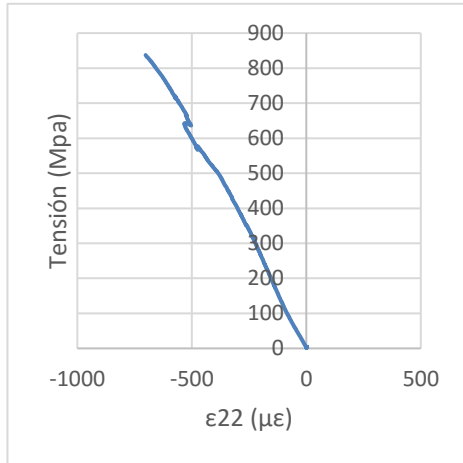
**Resistencia a tracción: 717.27 MPa****Figura 5-6.** Gráfico de tracción probeta 4**5.2.1.2 Probetas con bandas extensométricas****Configuración I****Probeta 2**

Ancho: 19.3 mm

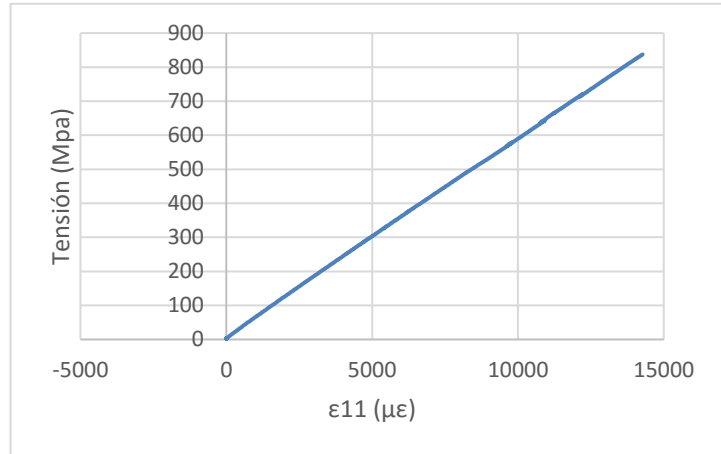
Espesor: 527  $\mu\text{m}$ **Área: 10.171 mm<sup>2</sup>**

Carga última: 8517 N

**Resistencia a tracción: 837.376 MPa****Módulo de Elasticidad Longitudinal: 58.43 GPa****Coefficiente de Poisson: 0.043**



**Figura 5-7.** Deformación transversal probeta 2



**Figura 5-8.** Deformación longitudinal probeta 2

**Probeta 5**

Ancho: 19.60 mm

Espesor: 529.5 μm

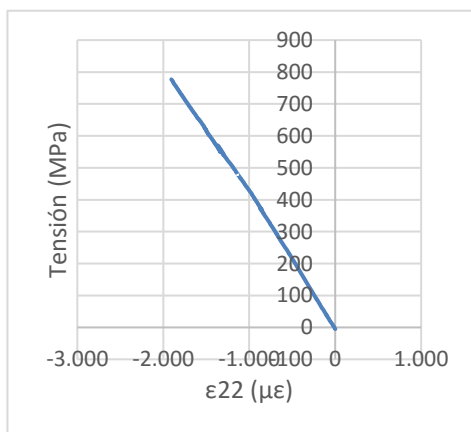
Área: 10.388 mm<sup>2</sup>

Carga última: 7331.994 N

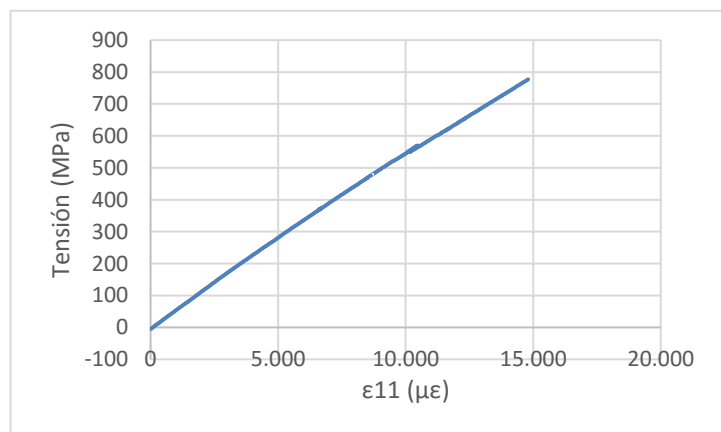
**Resistencia a tracción: 776.92 MPa**

**Módulo de Elasticidad Longitudinal: 54.51 GPa**

**Coefficiente de Poisson: 0.126**



**Figura 5-9.** Deformación transversal probeta 5



**Figura 5-10.** Deformación longitudinal probeta 5

**Probeta 9**

Ancho: 19.64 mm

Espesor: 502 μm

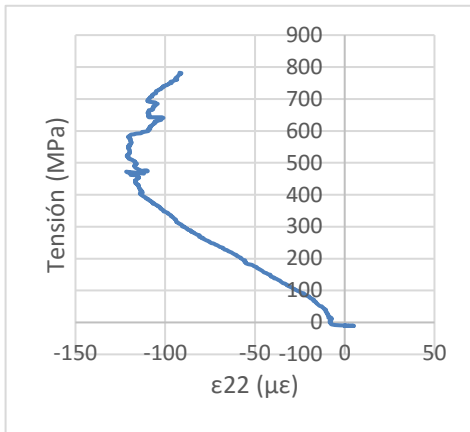
Área: 9.86 mm<sup>2</sup>

Carga última: 7715 N

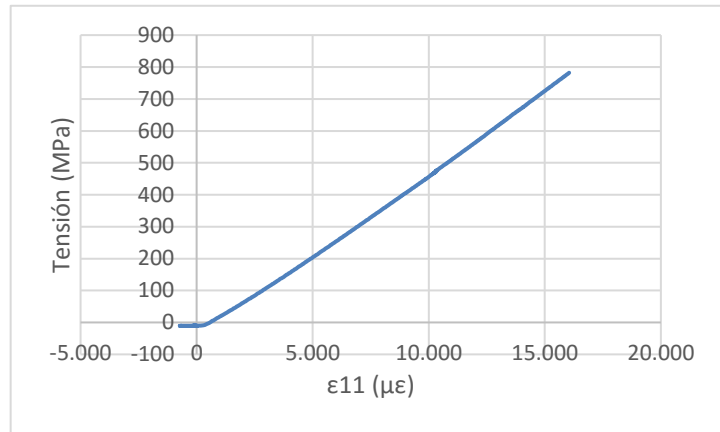
**Resistencia a tracción: 782.08 MPa**

**Módulo de Elasticidad Longitudinal: 50.324 GPa**

**Coefficiente de Poisson: 0.014**



**Figura 5-11.** Deformación transversal probeta 9



**Figura 5-12.** Deformación longitudinal probeta 9

## Configuración II

### Probeta 3

Ancho: 19.46 mm

Espesor: 542  $\mu\text{m}$

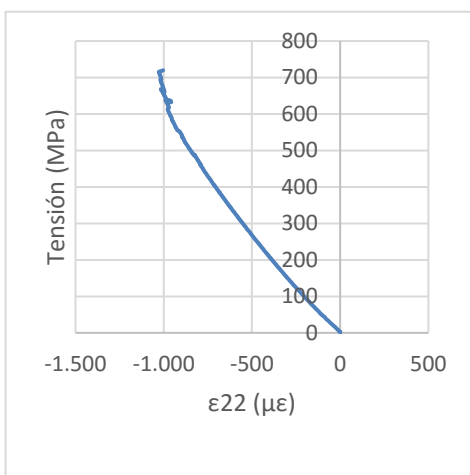
Área: 10.547  $\text{mm}^2$

Carga última: 7592 N

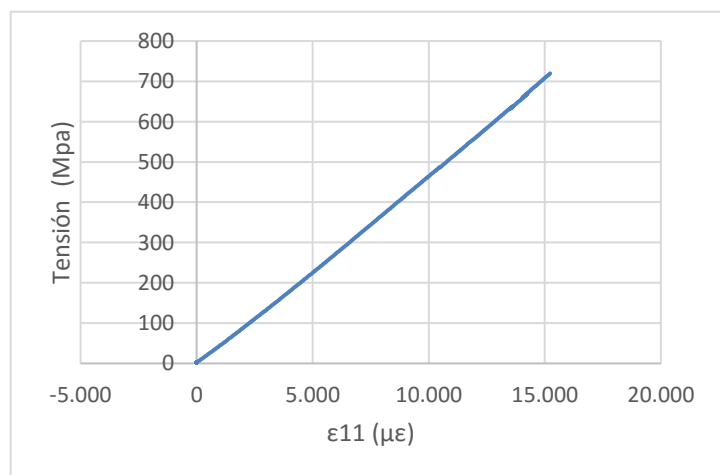
**Resistencia a tracción: 719.8 MPa**

**Módulo de Elasticidad Longitudinal: 47.69 GPa**

**Coefficiente de Poisson: 0.0764**



**Figura 5-13.** Deformación transversal probeta 3



**Figura 5-14.** Deformación longitudinal probeta 3

**Probeta 8**

Ancho: 19.72 mm

Espesor: 535  $\mu\text{m}$

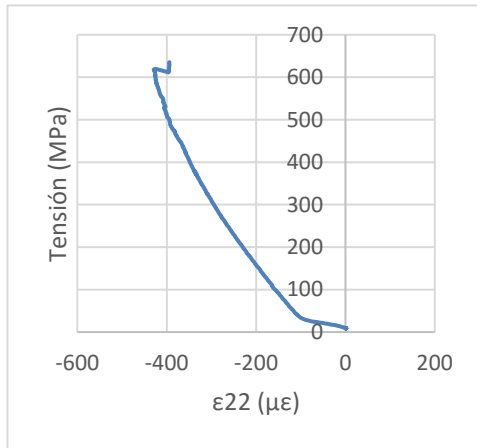
Área: 10.550  $\text{mm}^2$

Carga última: 6703 N

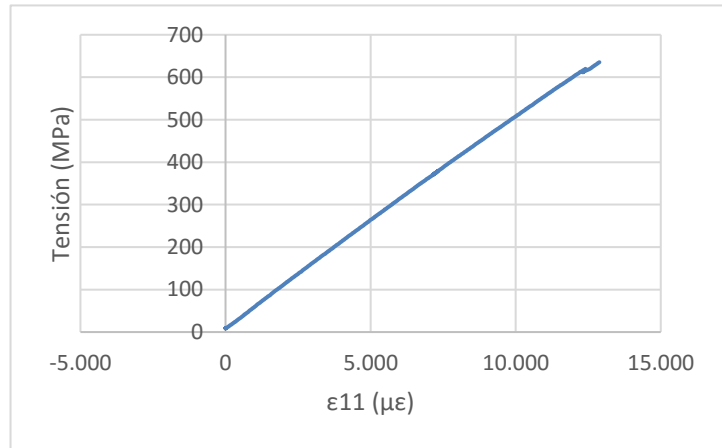
**Resistencia a tracción: 635.36 MPa**

**Módulo de Elasticidad Longitudinal: 49.92 GPa**

**Coefficiente de Poisson: 0.029**



**Figura 5-15.** Deformación transversal probeta 8



**Figura 5-16.** Deformación longitudinal probeta 8

**Probeta 10**

Ancho: 19.73 mm

Espesor: 520  $\mu\text{m}$

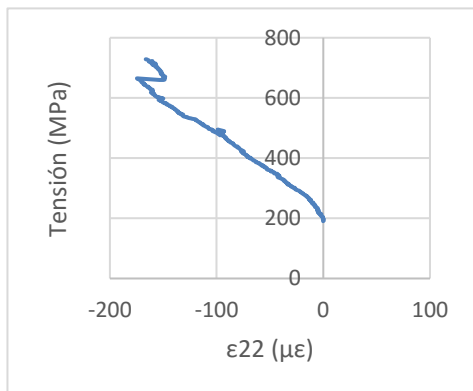
Área: 10.264  $\text{mm}^2$

Carga última: 7478 N

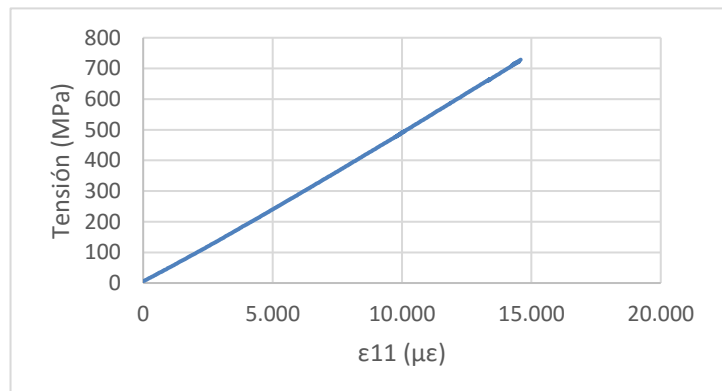
**Resistencia a tracción: 728.54 MPa**

**Módulo de Elasticidad Longitudinal: 49.48 GPa**

**Coefficiente de Poisson: 0.017**



**Figura 5-17.** Deformación transversal probeta 10



**Figura 5-18.** Deformación longitudinal probeta 10

En los gráficos 5-15 y 5-17 se observa cómo la banda que mide la deformación transversal ha fallado. En el primer caso, se produce el defecto a mediados del ensayo, mientras que en el segundo al principio se desconectó un cable del puente lográndose recuperar la medida más adelante. En el gráfico 5.17 se ha ajustado la gráfica a la zona válida para los cálculos.

### 5.2.2 Tipos de rotura

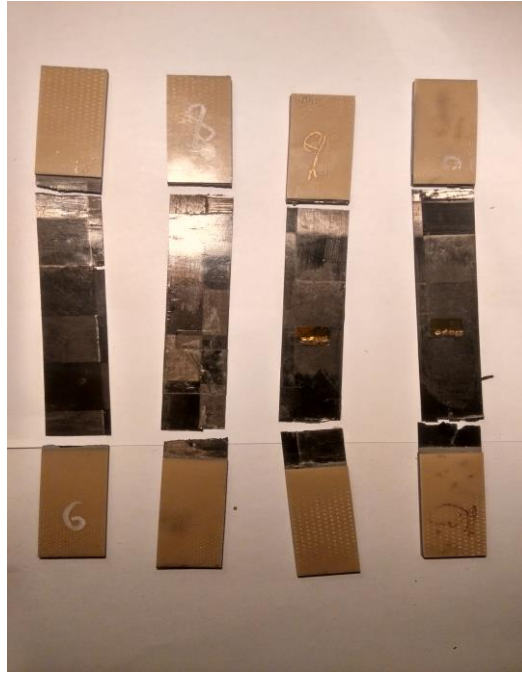
En las figuras 5-19 y 5-20 se observan las roturas en las distintas probetas. Es posible constatar la forma de la rotura. Se tiene en un extremo una rotura que da lugar a una superficie lisa y otra en la que se produce arranque de fibras originando una sección irregular.

Durante los ensayos se pudo comprobar el motivo de esa doble rotura. Primero se rompe la probeta por una sección produciendo un corte liso, y en segundo lugar el efecto rebote producido por la rotura primera genera una segunda rotura que en la mayoría de los casos es de tipo irregular.



**Figura 5-19.** Rotura de las probetas 1 a 5





**Figura 5-20.** Rotura de las probetas 6, 8 9 y 10

Además se observan en las superficies de las probetas otras roturas que no han derivado en separación de la sección completa. Se puede contemplar en la figura 5-21.

Cabe destacar que las zonas de rotura se producen en la mayoría de los casos en las líneas de separación entre las orientaciones de  $0^\circ$  y  $90^\circ$  del tejido.



**Figura 5-21.** Defectos en la superficie de las probetas de tracción tras los ensayos

En lo que respecta a la representatividad de las roturas se observa en la figura 5-22 cómo han roto las probetas 2, 8 y 10 por los tacones, de modo que esos resultados no pueden ser empleados para el cálculo de la resistencia a tracción.

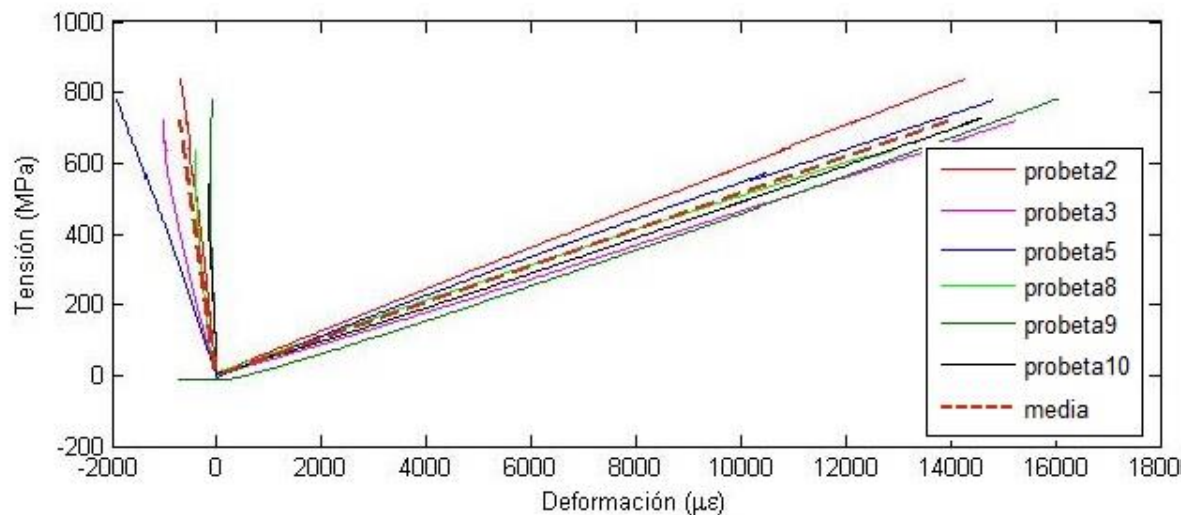


**Figura 5-22.** Imagen de los tacones de las probetas 2, 8 y 10

### 5.2.3 Resumen de resultados

En la figura 5-23 se muestra un gráfico con los resultados de las deformaciones arrojadas por las galgas dispuestas en seis de las probetas. Además se grafica la media resultante obtenida de dichos ensayos. Para dicho gráfico se han modificado aquellas curvas que contenían errores de lectura de las galgas de modo que sólo aparece la sección de la curva empleada en el cálculo de la media. Se puede constatar una mayor dispersión en los resultados de la galga que mide las deformaciones transversales frente a la que mide las longitudinales.

En la tabla 5-4 están recogidos los datos obtenidos de cada probeta y las medias resultantes en las propiedades calculadas. Observando los resultados de las probetas, se constata la independencia en los mismos con el tipo de configuración, por lo que se agrupan en la tabla. También figuran los valores de la desviación típica ( $s$ ) y coeficiente de variación ( $\eta$ ) para cada una de las constantes halladas.



**Figura 5-23.** Gráfica de los ensayos de tracción con galgas

**Tabla 5-4.** Resumen de los ensayos de tracción

Probetas	¿Rotura válida?	$X_t$ (MPa)	$E_{11}$ (GPa)	$\nu_{12}$	Media					
					$\bar{X}_t$	<b>721.08</b> MPa	$\bar{E}_{11}$	<b>51.72</b> GPa	$\bar{\nu}_{12}$	<b>0.0498</b>
1	Si	665.97	-	-						
2	No	837.37	58.43	0.043						
3	Si	719.8	47.70	0.076						
4	Si	717.27	-	-						
5	Si	776.9	54.5	0.12	<b>s</b>	<b>22.89</b>	<b>s</b>	<b>1.68</b>	<b>s</b>	<b>0.018</b>
6	Si	664.44	-	-						
7	-	-	-	-						
8	No	635.36	49.91	0.029						
9	Sí	782.08	50.32	0.014	<b><math>\eta</math></b>	<b>0.53 %</b>	<b><math>\eta</math></b>	<b>3.44 %</b>	<b><math>\eta</math></b>	<b>36.8 %</b>
10	Sí	728.54	49.48	0.017						

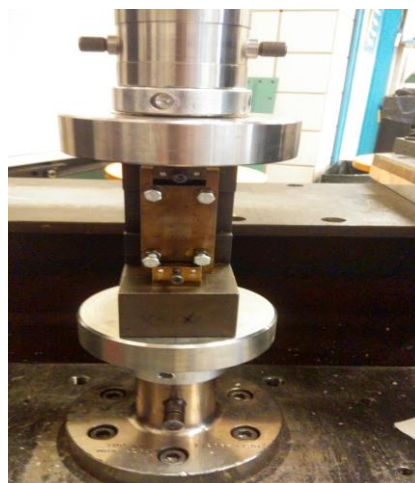
Las probetas 2 y 8 no han sido tenidas en cuenta para los cálculos. A su vez, las casillas marcadas con un guion son debido a que son sin banda. De los resultados, el coeficiente de Poisson destaca por su bajo valor, pues en un tejido convencional es de 0.1.

De la tabla destaca el bajo coeficiente de variación en las medidas de la resistencia y del módulo de elasticidad, lo cual es un buen indicativo. En cambio, el coeficiente de Poisson es considerablemente alto, algo típico en este tipo de estudios.

### 5.3. Ensayos a compresión

Una vez marcadas y medidas las probetas, se introducen en el útil de compresión y son situadas sobre los platos colocados en los brazos de la máquina de ensayos tal y como se muestra en la figura 5-24.

La velocidad del ensayo es de 1 mm/min.



**Figura 5-24.** Dispositivo para el ensayo de compresión

### 5.3.1 Resultados

Se recopilan los resultados de las probetas 1 a 10 y se calcula la resistencia a compresión extraída de los ensayos. A su vez se adjunta un gráfico que muestra la tensión de la probeta frente la distancia de la cruceta. Con respecto a los datos originales, se han pasado a valores positivos los desplazamientos de cruceta.

Es importante observar cómo hay una zona inicial en la que se produce el ajuste entre la probeta y el dispositivo hasta que empieza a aplicarse carga útil. Dicha zona se podría haber eliminado pues no es característica del ensayo pero se conserva para observar los ajustes. Después se observa un tramo aproximadamente lineal, aunque al igual que en el caso anterior no es válido para realizar cálculos pues no tiene la precisión de una banda extensométrica.

#### Probeta 1

Ancho: 12.3 mm

Espesor: 0.53 mm

Área: **6.519 mm<sup>2</sup>**

Tipo de configuración: I

Carga última: 2601.612 N

Resistencia a compresión: **399.08 MPa**

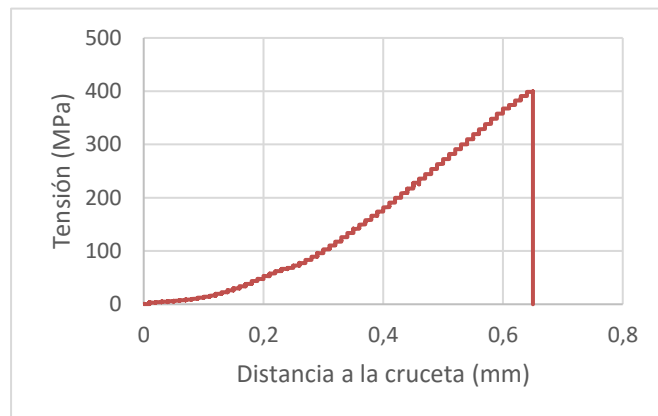


Figura 5-25. Gráfico de compresión probeta 1

#### Probeta 2

Ancho: 12.28 mm

Espesor: 0.52 mm

Área: **6.776 mm<sup>2</sup>**

Tipo de configuración: II

Carga última: 2370.016 N

Resistencia a compresión: **349.778 MPa**

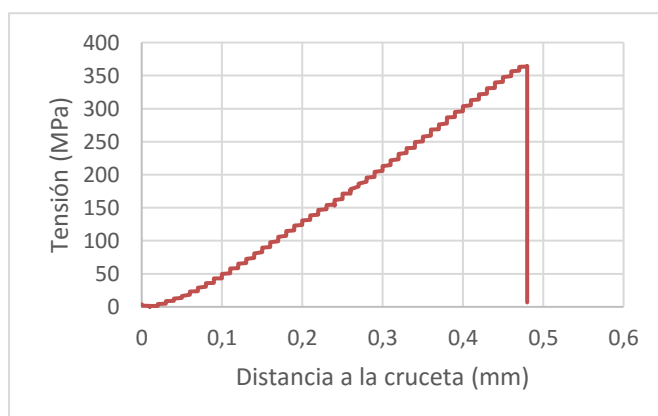


Figura 5-26. Gráfico de compresión probeta 2

**Probeta 3**

Ancho: 12.28 mm

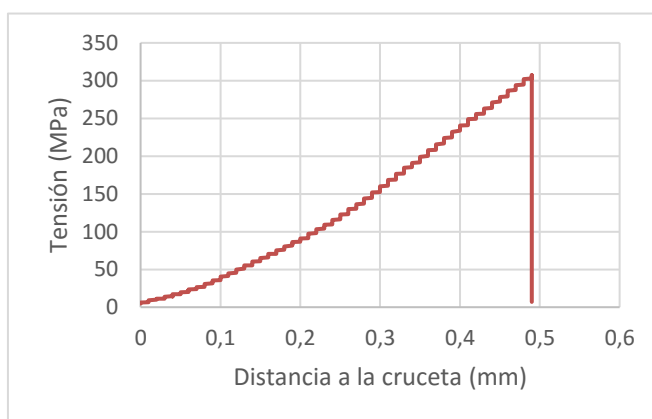
Espesor: 0.53 mm

Área: 6.5084 mm<sup>2</sup>

**Tipo de configuración: I**

Carga última: 1999.278 N

**Resistencia a compresión: 307.18 MPa**



**Figura 5-27.** Gráfico de compresión probeta 3

**Probeta 4**

Ancho: 12.32 mm

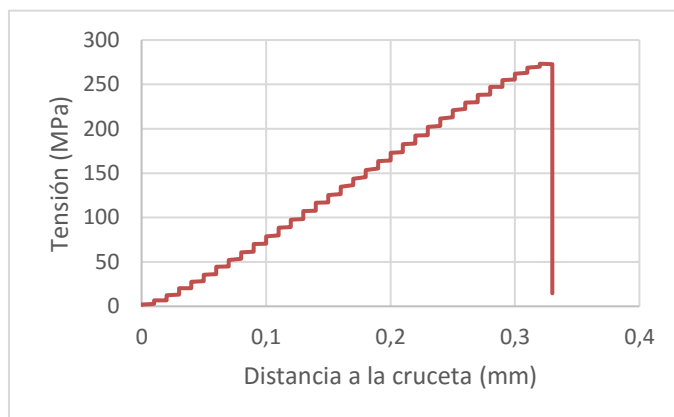
Espesor: 0.5 mm

Área: 6.16 mm<sup>2</sup>

**Tipo de configuración: II**

Carga última: 1680.453 N

**Resistencia a compresión: 272.8 MPa**



**Figura 5-28.** Gráfico de compresión probeta 4

**Probeta 5**

Ancho: 12.36 mm

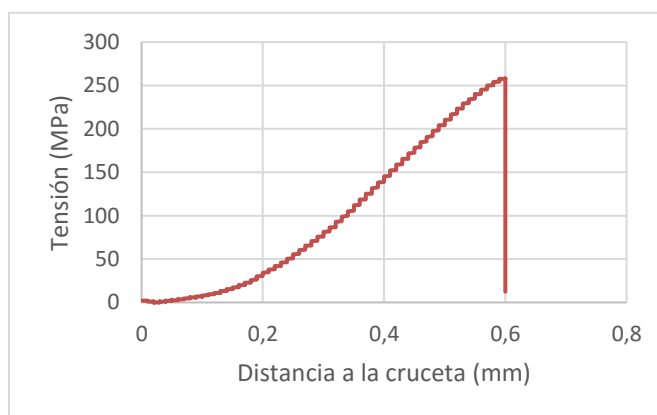
Espesor: 0.50 mm

Área: 6.18 mm<sup>2</sup>

**Tipo de configuración: I**

Carga última: 1643.175 N

**Resistencia a compresión: 265.89 MPa**



**Figura 5-29.** Gráfico de compresión probeta 5

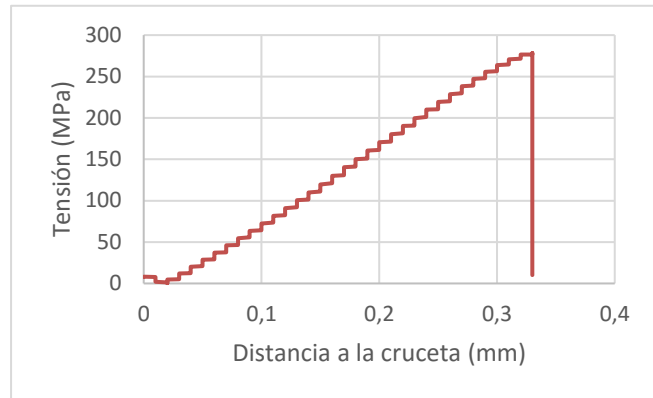
**Probeta 6**

Ancho: 12.32 mm

Espesor: 0.5 mm

**Área: 6.16 mm<sup>2</sup>****Tipo de configuración: I**

Carga última: 1706.94N

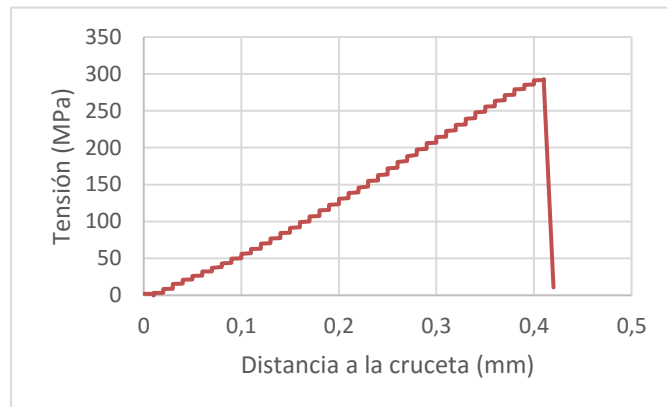
**Resistencia a compresión: 277.1 MPa****Figura 5-30.** Gráfico de compresión probeta 6**Probeta 7**

Ancho: 12.27 mm

Espesor: 0.48 mm

**Área: 5.88 mm<sup>2</sup>****Tipo de configuración: II**

Carga última: 1693.21 N

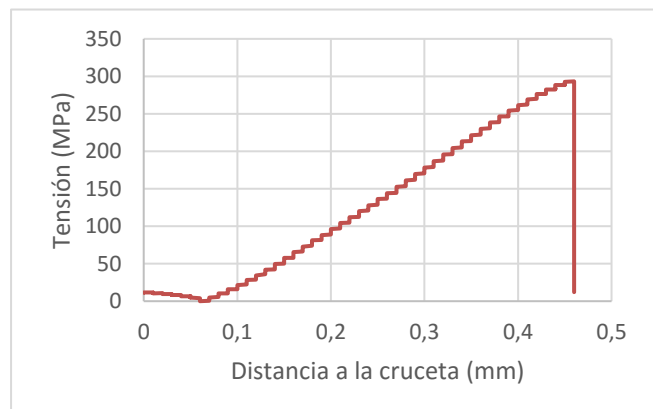
**Resistencia a compresión: 287.96 MPa****Figura 5-31.** Gráfico de compresión probeta 7**Probeta 8**

Ancho: 12.25 mm

Espesor: 0.48 mm

**Área: 5.88 mm<sup>2</sup>****Tipo de configuración: II**

Carga última: 1722.636 N

**Resistencia a compresión: 292.97 MPa****Figura 5-32.** Gráfico de compresión probeta 8

**Probeta 9**

Ancho: 12.05 mm

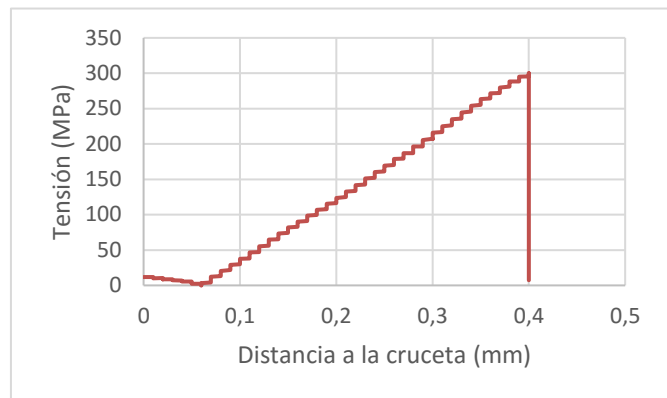
Espesor: 0.47 mm

Área: 5.66 mm<sup>2</sup>

**Tipo de configuración: I**

Carga última: 1699.096 N

**Resistencia a compresión: 300 MPa**



**Figura 5-33.** Gráfico de compresión probeta 9

**Probeta 10**

Ancho: 12.22 mm

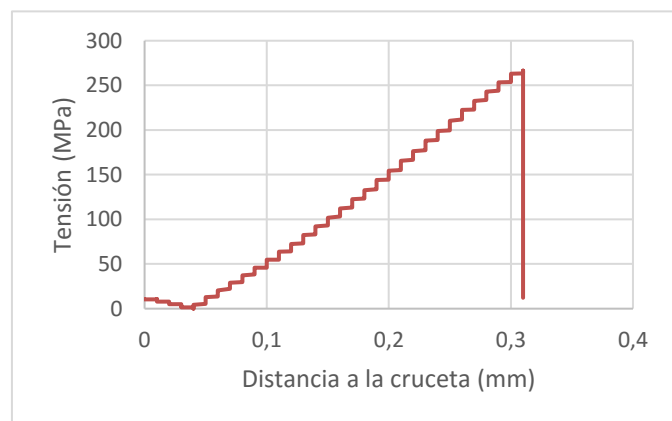
Espesor: 0.44 mm

Área: 5.37 mm<sup>2</sup>

**Tipo de configuración: II**

Carga última: 1433.24 N

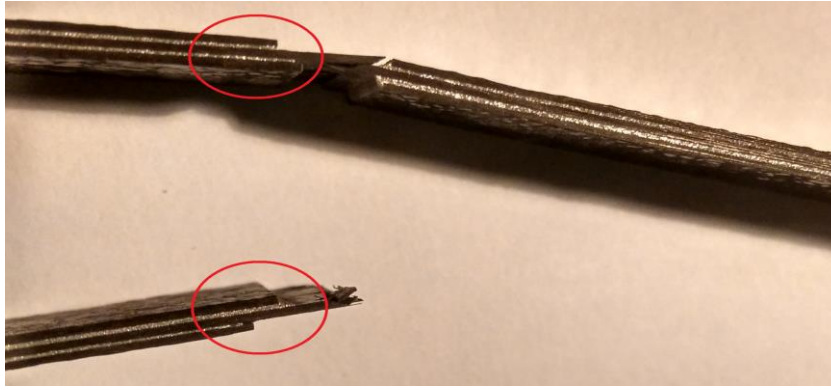
**Resistencia a compresión: 266.56 MPa**



**Figura 5-34.** Gráfico de compresión probeta 10

Las diferencias en la distancia a la cruceta vienen dadas principalmente en el inicio, que hay una zonas en la cual la carga no se está aplicando sobre la probeta debido a que no está situada a ras con el dispositivo y necesita acoplarse.

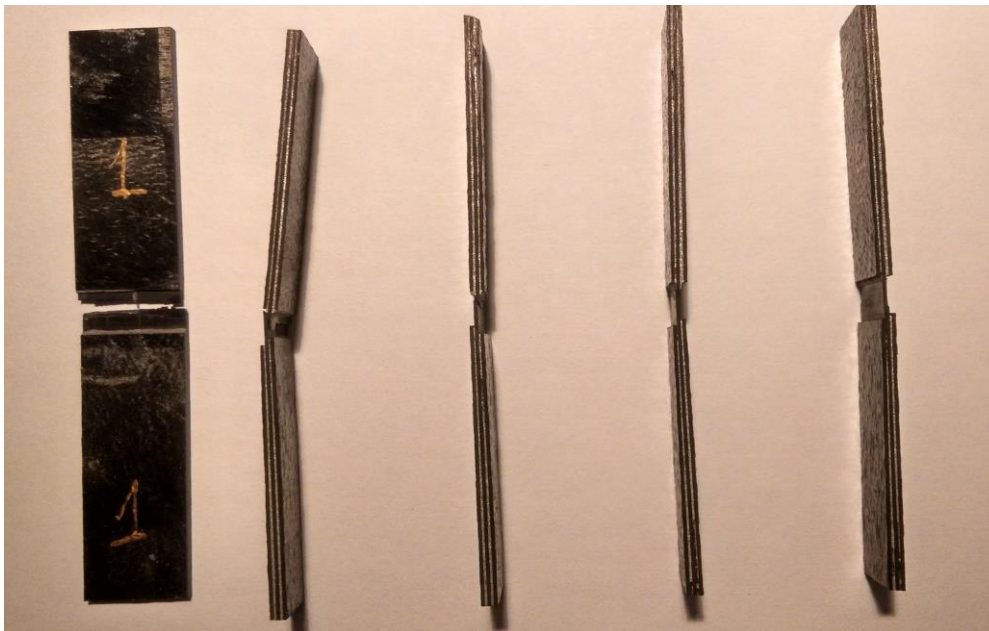
En cuanto a las diferencias entre las probetas 1 y 2 con el resto, observando las probetas se ve que uno de los tacos se mete dentro de la zona de ensayo, motivo por el que da mayor resistencia que en el resto de las probetas. En la figura 5-35 se observan los defectos comentados.



**Figura 5-35.** Defecto en los tacones de las probetas 1 y 2 de compresión

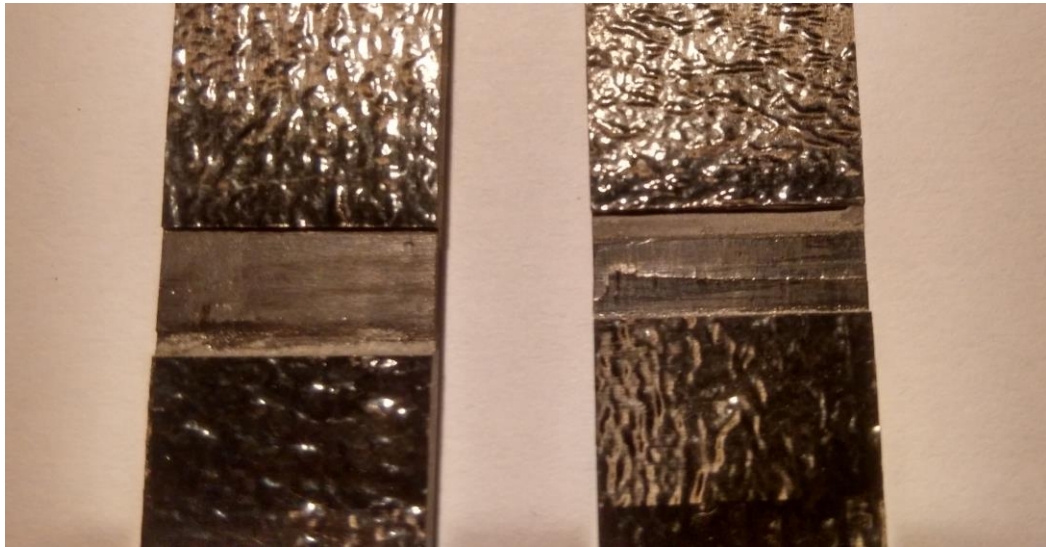
### 5.3.2 Tipos de rotura en las probetas

En las figuras 5-36 a 5-38 se muestran fotografías de la rotura en las probetas.

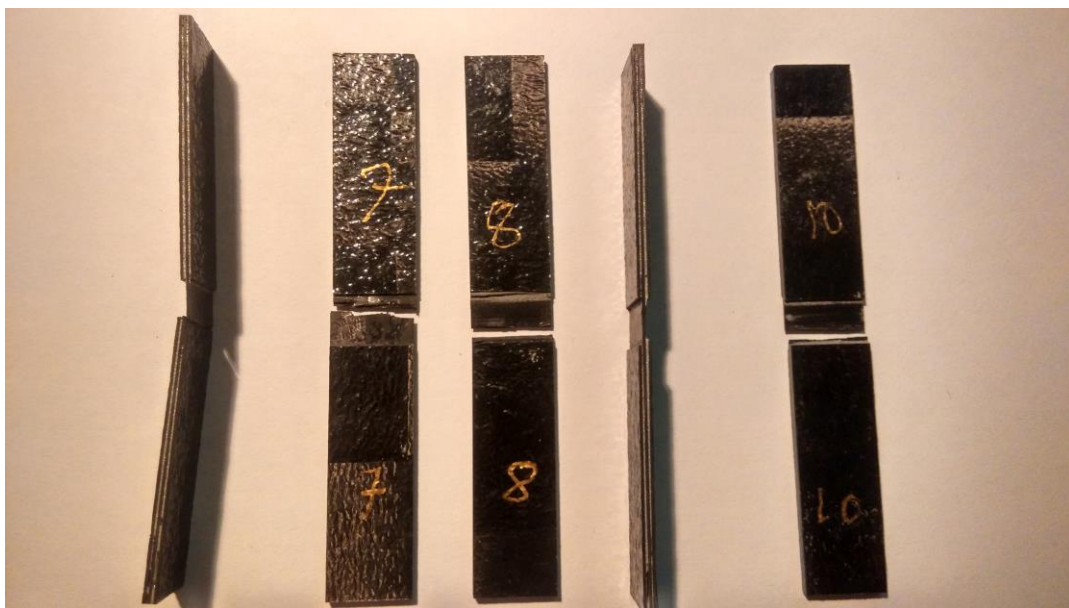


**Figura 5-36.** Rotura de las probetas 1 a 5 de compresión





**Figura 5-37.** Vista frontal de la rotura en las probetas 4 y 5



**Figura 5-38.** Rotura de las probetas 6 a 10 de compresión

Todas las probetas tuvieron una rotura aceptable, puesto que ésta se produjo fuera de los tacones.

En las probetas 1, 6, 7, 8 y 10 hubo rotura por cizallamiento a través del espesor.

En las probetas 2, 3 y 4 se tiene una rotura por separación.

En las probetas 5 y 9 se ha producido rotura por delaminación.

### 5.3.3 Resumen de resultados

Finalmente, se recogen en la tabla 5-5 todos los resultados obtenidos así como qué probetas se consideran válidas para realizar los cálculos de la resistencia a compresión. Se muestra además la media final y los resultados estadísticos de la desviación típica de las probetas y el coeficiente de variación.

**Tabla 5-5.** Resumen de los ensayos de compresión

Probetas	¿Rotura válida?	$X_c$ (MPa)		
1	No	399.08	<b>Media</b>	<b>283.84 MPa</b>
2	No <sup>4</sup>	349.78		
3	Sí	307.48		
4	Sí	272.8	<b>Desviación típica</b>	<b>5.905</b>
5	Sí	265.88		
6	Sí	277.1		
7	Sí	287.96		
8	Sí	292.97	<b>Coefficiente de variación</b>	<b>2.08 %</b>
9	Sí	300		
10	Sí	266.56		

Se observa que la resistencia a compresión es muy inferior a la resistencia a tracción, más de lo habitual en este tipo de materiales. En cuanto al coeficiente de variación, nuevamente se obtiene que es bajo, lo cual es buen indicativo de la fiabilidad de los resultados.

## 5.4. Ensayo a cortadura intralaminar

Para finalizar el capítulo de ensayos, se realiza el ensayo sobre las probetas a 45°. Es un ensayo a tracción como el anterior, salvo que en esta ocasión se emplea la máquina INSTRON 4483, puesto que la 4482 estaba en mantenimiento.

En la figura 5-39 se observa una probeta dispuesta en las mordazas de ensayo y el cable que sale de la banda extensométrica hacia el puente.

<sup>4</sup> Las roturas son válidas, pero no lo es la disposición de los tacones de las probetas y por tanto sus resultados no son tenidos en cuenta.



**Figura 5-39.** Ensayo de probeta a cortadura en INSTRON 4483

#### 5.4.1 Resultados

Para hallar el valor de la rigidez a cortadura se van a tomar varios puntos del ensayo de modo que esté dentro de los rangos dados por las distintas normas. Una hoja de Excel interpola los datos y halla la media de cada probeta.

Además se adjuntan los gráficos de las deformaciones extraídos de las galgas.

La velocidad del ensayo es de 2 mm/min.

##### Probeta 1

Ancho: 19.64 mm

Espesor: 486  $\mu\text{m}$

Área: **9.54 mm<sup>2</sup>**

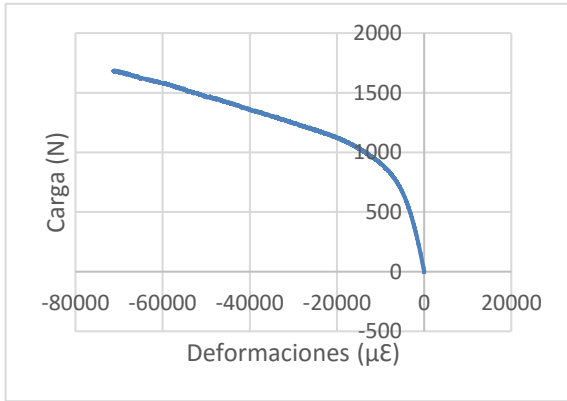
Carga última: 190.197 N

**Resistencia a cortadura: 99.54 MPa**

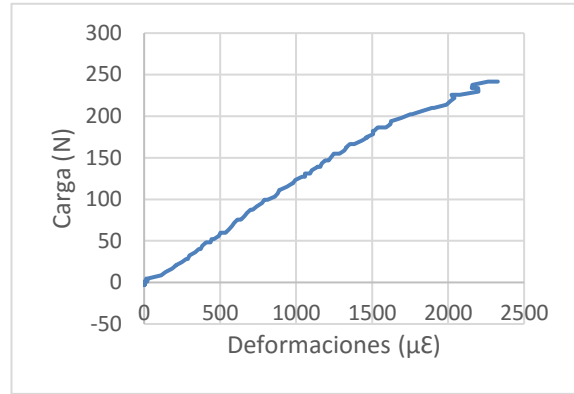
**Módulo de cortadura: 4.2 GPa**

**Tabla 5–6.** Resultados probeta 1 cortadura

Carga (N)	$\epsilon_{11}$ ( $\mu\epsilon$ )	$\epsilon_{22}$ ( $\mu\epsilon$ )
70	442.85	-261.1
120	830.396	-548.26
170	1231.98	-822.0688
220	1734.405	-1103.472



**Figura 5-40.** Deformación transversal probeta 1



**Figura 5-41.** Deformación longitudinal probeta 1

**Probeta 2**

Ancho: 19.65 mm

Espesor: 516 μm

Área: 10.169 mm<sup>2</sup>

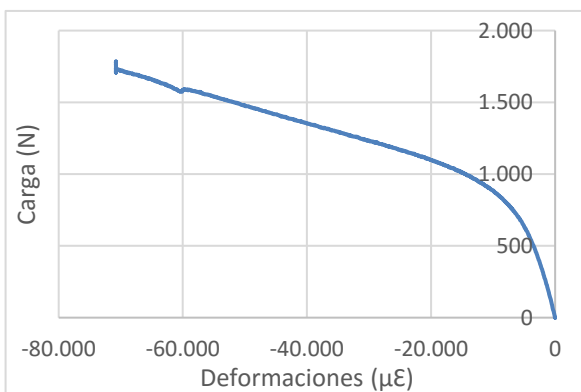
Carga última: 2022.822 N

**Resistencia a cortadura: 99.46 MPa**

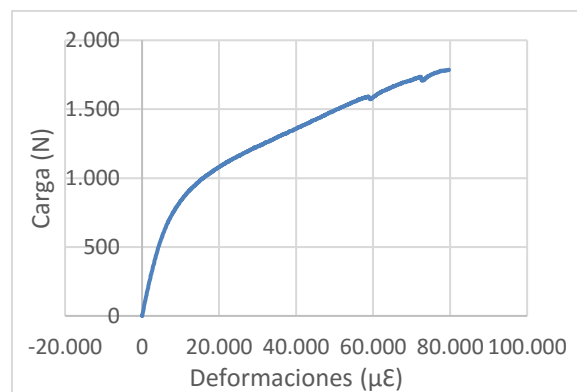
**Módulo de cortadura: 3.42 GPa**

**Tabla 5-7.** Resultados probeta 2 cortadura

Carga (N)	$\epsilon_{11}$ (με)	$\epsilon_{22}$ (με)
100	734.354	-568.889
220	1665.096	-1311.161
340	2692	-2145.84
460	3858.702	-3115.238
580	5253.88	-4308.08



**Figura 5-42.** Deformación transversal probeta 2



**Figura 5-43.** Deformación longitudinal probeta 2

**Probeta 3**

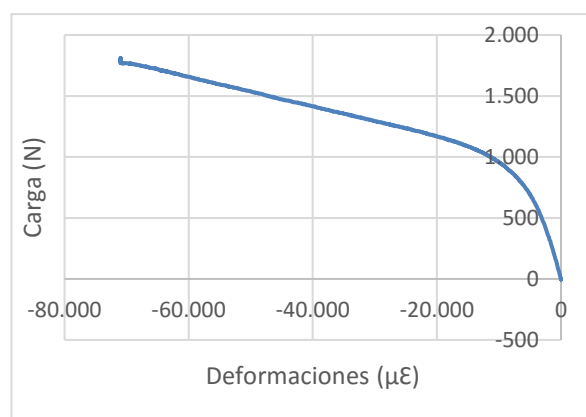
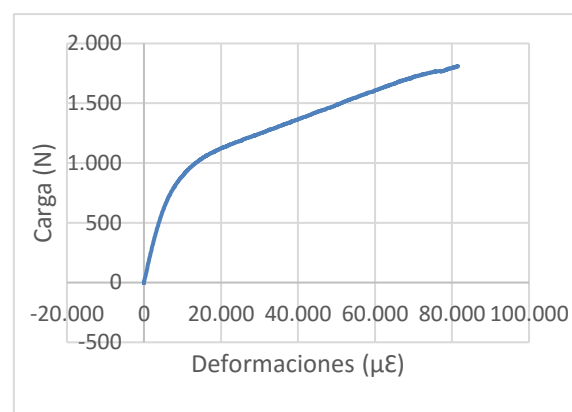
Ancho: 19.66 mm

Espesor: 510  $\mu\text{m}$ Área: 10.017  $\text{mm}^2$ 

Carga última: 1999 N

**Resistencia a cortadura: 99.8 MPa****Módulo de cortadura: 3.77 GPa****Tabla 5-8.** Resultados probeta 3 cortadura

Carga (N)	$\epsilon_{11}$ ( $\mu\epsilon$ )	$\epsilon_{22}$ ( $\mu\epsilon$ )
100	701.543	-542.617
220	1.560	-1227.11
340	2461.496	-1.954
460	3.506	-2.811
580	4673.19	-3797.17

**Figura 5-44.** Deformación transversal probeta 3**Figura 5-45.** Deformación longitudinal probeta 3**Probeta 4**

Ancho: 19.5 mm

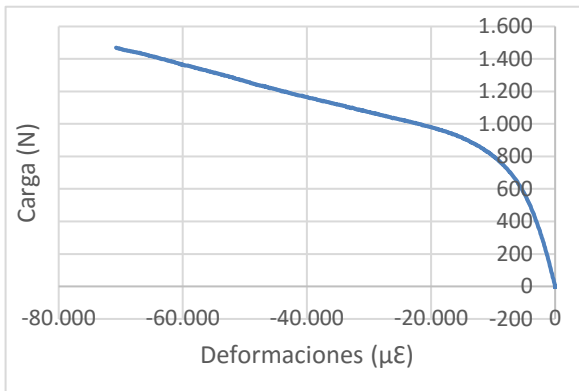
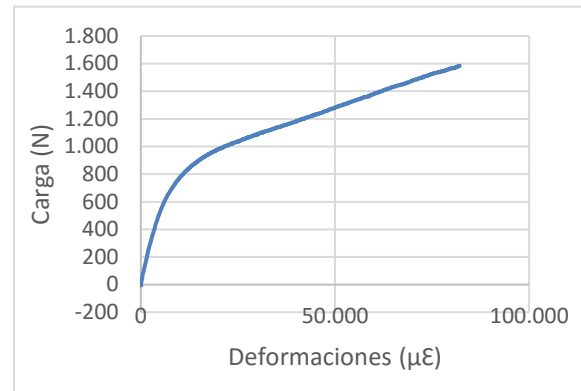
Espesor: 519  $\mu\text{m}$ Área: 10.125  $\text{mm}^2$ 

Carga última: 1836.43 N

**Resistencia a cortadura: 90.68 MPa****Módulo de cortadura: 3.13 GPa**

**Tabla 5–9.** Resultados probeta 4 cortadura

Carga (N)	$\epsilon_{11}$ ( $\mu\epsilon$ )	$\epsilon_{22}$ ( $\mu\epsilon$ )
100	738.778	-660.4765
220	1.715	-1492.499
340	2806.96	-2.454
460	4.132	-3.633
580	5749.857	-5092.829

**Figura 5-46.** Deformación transversal probeta 4**Figura 5-47.** Deformación longitudinal probeta 4**Probeta 5**

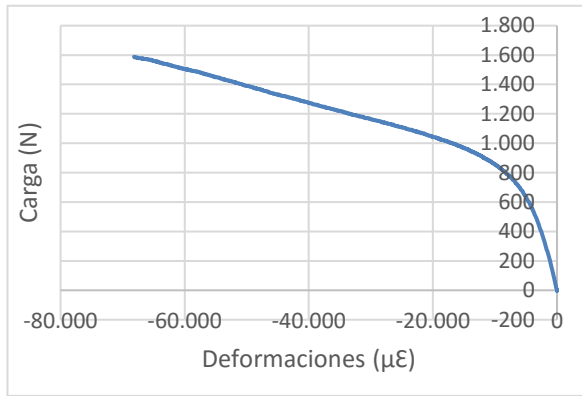
Ancho: 19.44 mm

Espesor: 504  $\mu\text{m}$ Área: 9.798  $\text{mm}^2$ 

Carga última: 1738 N

**Resistencia a cortadura: 88.7 MPa****Módulo de cortadura: 3.43 GPa****Tabla 5–10.** Resultados probeta 5 cortadura

Carga (N)	$\epsilon_{11}$ ( $\mu\epsilon$ )	$\epsilon_{22}$ ( $\mu\epsilon$ )
100	786.88	-560.413
220	1.757	-1259.186
340	2860.804	-2.084
460	4.208	-3.064
580	5940.57	-4289.93



**Figura 5-48.** Deformación transversal probeta 5

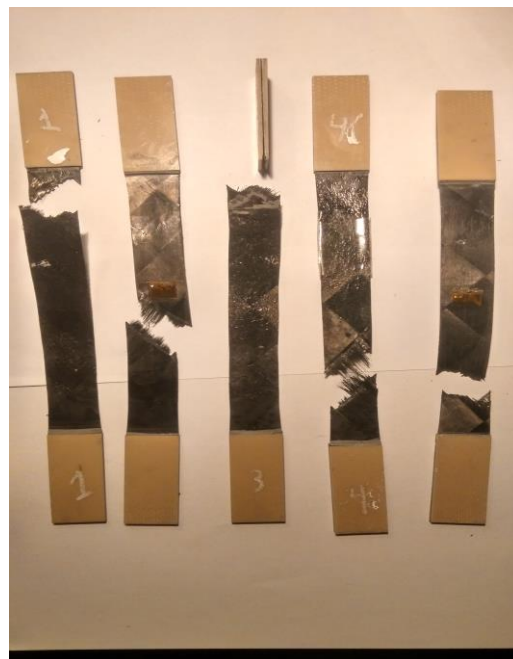


**Figura 5-49.** Deformación longitudinal probeta 5

En la probeta 1, se perdió la señal de la banda al comienzo del ensayo. Por ese motivo se ha tomado una zona de la curva distinta al resto de probetas.

### 5.4.2 Tipos de rotura

La rotura que se observa es un arrancamiento y rotura de fibras, dando lugar a una superficie irregular en la que se observan a simple vista las fibras.



**Figura 5-50.** Rotura de las probetas de cortadura tras el ensayo



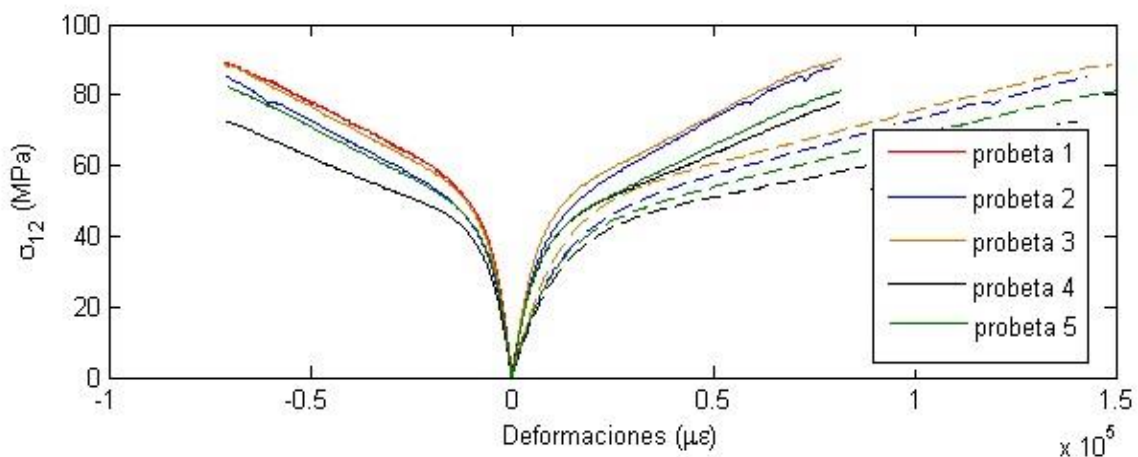
Además, se ve cómo la probeta 3 ha roto de forma indebida pues la rotura se produce en el interior del tacón. En la figura 5.41 se puede observar con más detalle el tipo de rotura producido.



**Figura 5-51.** Detalle de la rotura en las probetas de cortadura intralaminar.

### 5.4.3 Resumen de resultados

Se puede observar en la figura 5-42 en el trazo de línea continua las deformaciones dadas por las galgas de las probetas, mientras que en las líneas discontinuas se muestra la deformación angular que ha sido empleada para el cálculo del módulo de cortadura. Se observa una gran dispersión a partir de las  $10.000 \mu\epsilon$  que es cuando las curvas experimentan un cambio de pendiente, previsiblemente por el cambio en la orientación de las fibras durante el ensayo, aspecto que provoca una mayor dispersión en la medida de las galgas. Sin embargo, los cálculos se efectúan por debajo de dicho cambio por lo que la dispersión no afecta al cálculo de  $G_{12}$ .



**Figura 5-52.** Gráfica de los ensayos de cortadura

En la tabla 5-11 se recogen los resultados obtenidos y las medias para la resistencia y el módulo a cortadura, junto a la desviación típica y el coeficiente de variación. Del cálculo de la resistencia a cortadura se excluye la probeta 3 por haber roto por uno de los tacones de fibra de vidrio.



**Tabla 5–11.** Resumen de los ensayos de cortadura intralaminar

Probetas	¿Rotura válida?	$S_c$ (MPa)	$G_{12}$ (GPa)				
1	Si	99.54	4.2	$\overline{S_c}$	<b>94.96 MPa</b>	$\overline{G_{12}}$	<b>3.59 GPa</b>
2	Si	99.42	3.42				
3	No	99.8	3.77	<b>s</b>	<b>3.3</b>	<b>s</b>	<b>0.21</b>
4	Si	90.68	3.13				
5	Si	88.7	3.43	$\eta$	<b>3.49%</b>	$\eta$	<b>5.7 %</b>

La probeta 3 no se tiene en cuenta para los cálculos por su fallo en la rotura.

Nuevamente, se observa un coeficiente de variación relativamente bajo, por lo que se considera una buena dispersión de los resultados obtenidos.



# 6 CONCLUSIONES Y DESARROLLOS FUTUROS

---

Para finalizar se recopilan los resultados obtenidos y aquellos aspectos destacados que han sido extraídos de esta primera experiencia con láminas ultradelgadas.

A modo de recapitulación, se recuerdan los procesos principales seguidos a lo largo del proyecto. En primer lugar se han fabricado unos laminados de 4 capas de las láminas del tejido ultradelgado TeXtream. Dichos laminados se han fabricado con las dimensiones adecuadas para obtener las probetas de los ensayos de caracterización, segundo objetivo del Proyecto.

Con las probetas debidamente fabricadas según la norma pertinente, se realizan los ensayos. En concreto, se realizan tres: ensayo a tracción en la dirección 0°, ensayo de compresión y ensayo de cortadura intralaminar. A partir de dichos ensayos se extraen las propiedades de rigidez y resistencia del material de estudio.

## 6.1. Conclusiones del apartado de fabricación

Se resumen desde el principio los aspectos que diferencian la fabricación con este material y con las láminas convencionales.

En primer lugar, para abrir la bolsa termosellada se requiere más tiempo en atemperarse el material por completo. Desde que es extraída del congelador y depositada en la sala limpia, la bolsa condensa entre 3 y 4 horas, frente a la hora y media del AS4\8552. Esto se debe al formato en el que vienen enrollados uno y otro material.

En lo que respecta al corte y al apilado, destacar que se cortan las láminas a la primera con relativa facilidad y al despegarse del papel plastificado el tejido mantiene bien su estructura de diseño. En cuanto al apilado, las láminas se adhieren unas a otras sin problemas. Una peculiaridad que hubo que tener en cuenta para los ensayos de caracterización es que el tejido no es perfectamente recto, por lo cual hay que afinar el corte en la forma comentada en el apartado 3 para que coincidan unos cuadrados sobre otros. Para un producto que no requiera de esta necesidad, no plantea ningún problema.

Pero el aspecto más diferenciador del proceso de fabricación es el curado. Por un lado, el tiempo de ciclo de curado es muy superior al del AS4\8552. El tejido TeXtream necesita 16 horas en un curado inicial, frente a las 3-4 horas que implica el curado del convencional. Esto en el caso del LERM obliga a buscar alternativas al autoclave para evitar paralizar todo el proceso de fabricación durante un día.

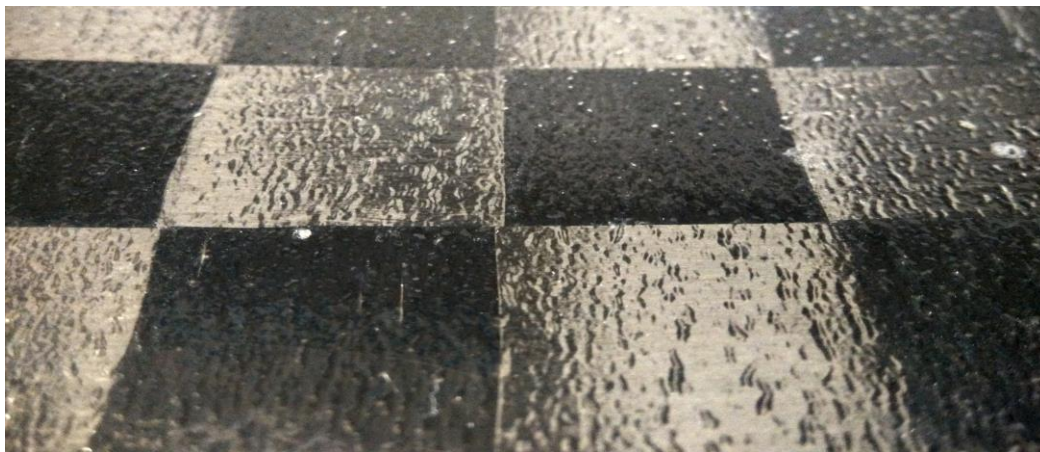
Además, este ciclo inicial da una temperatura de vitrificación de tan solo 65 °C, siendo necesario un ciclo de postcurado para obtener una  $T_g$  como máximo de 107 °C, considerablemente inferior al AS4\8552.

La otra característica destacada en relación al curado del laminado es que se realiza sin presión de curado, siendo tan sólo empleado vacío sobre la bolsa de curado. Este aspecto da origen a que la cara del material que no está en contacto con la placa sea considerablemente irregular. Para constatar este hecho se ha curado una única lámina para observar el resultado, Fig. 6-1.



**Figura 6-1.** Lámina ultradelgada tras curado

En la figura 6-2 se observa lo comentado, importante irregularidad superficial originada por resina que no ha sido debidamente compactada durante el curado.



**Figura 6-2.** Ampliación de la lámina

Esto origina no sólo que el espesor sea irregular a lo largo de toda la lámina sino un aumento considerable en el espesor de la lámina. Si en el capítulo 3 se medía un espesor de la lámina sin curar de 126.25 micras, una vez curada la lámina el espesor asciende a 179 micras lo cual supone un aumento notable del 42%, perdiéndose en gran medida la ventaja del espesor ultra-delgado. Aun así, sigue siendo inferior al AS4\8552. Este efecto se ve reducido en los laminados de varias capas, siendo la última lámina la única que aporta un espesor añadido al de fábrica, como se observa en el material de 4 capas obtenido.

Otro aspecto que se debe tener en cuenta es la imposibilidad de pegar los tacones con adhesivo que actúa a 120 °C puesto que la temperatura máxima soportada por el material son 107 °C en el caso del doble ciclo de curado. Es por ello que hay que recurrir al pegado en frío, un proceso más laborioso como ya se comentó en el apartado de preparación de las probetas.

## 6.2. Conclusiones del apartado de ensayos

Sobre todo el proceso de ensayo no hay ninguna tarea ni precaución adicional con respecto a los ensayos de caracterización con materiales tradicionales.

Sobre las dos configuraciones de probetas extraídas no se distinguen diferencias en los resultados, salvo la dispersión previsible entre probetas, pero sin una marcada diferencia entre una tipología y otra. Esto induce a la conclusión de que para un laminado concreto el resultado final es independiente de la zona de donde se corten las láminas.

Las características finales del material tejido TeXtream son las de la tabla 6-1.

**Tabla 6–1.** Recopilación de características de Rigidez y Resistencia del tejido TeXtream

<i>Módulo de Elasticidad longitudinal <math>E_{11}</math></i>	51.72 GPa
<i>Módulo de Elasticidad transversal <math>E_{22}</math><sup>5</sup></i>	51.72 GPa
<i>Coefficiente de Poisson <math>\nu_{12}</math></i>	0.0498
<i>Módulo de cortadura intralaminar <math>G_{12}</math></i>	3.59 GPa
<i>Resistencia a tracción longitudinal <math>X_t</math></i>	721.08 MPa
<i>Resistencia a tracción transversal <math>Y_t</math></i>	721.08 MPa
<i>Resistencia a compresión longitudinal <math>X_c</math></i>	283.84 MPa
<i>Resistencia a compresión transversal <math>Y_c</math></i>	283.84 MPa
<i>Resistencia a cortadura <math>S</math></i>	94.96 MPa

<sup>5</sup> Al tratarse de un tejido de un solo material, los módulos longitudinal y transversal coinciden.

Para compararlo con otros materiales se adjuntan dos tablas con los datos para el material AS4 y para un tejido.

**Tabla 6–2.** Recopilación de características de Rigidez y Resistencia el material AS4 [18]

<i>Módulo de Elasticidad longitudinal <math>E_{11}</math></i>	131.53 GPa
<i>Módulo de Elasticidad transversal <math>E_{22}</math></i>	9.2326 GPa
<i>Coefficiente de Poisson <math>\nu_{12}</math></i>	0.302
<i>Módulo de cortadura intralaminar <math>G_{12}</math></i>	4.823 GPa
<i>Resistencia a tracción longitudinal <math>X_t</math></i>	2061.63 MPa
<i>Resistencia a tracción transversal <math>Y_t</math></i>	63.87 MPa
<i>Resistencia a compresión longitudinal <math>X_c</math></i>	1483.35 MPa
<i>Resistencia a compresión transversal <math>Y_c</math></i>	267.68 MPa
<i>Resistencia a cortadura <math>S</math></i>	55.12 MPa

En la tabla 6-3 se muestran las propiedades de un tejido de fibra de carbono de módulo estándar.

**Tabla 6–3.** Recopilación de características de Rigidez y Resistencia de un tejido de fibra [19]

<i>Módulo de Elasticidad longitudinal <math>E_{11}</math></i>	70 GPa
<i>Módulo de Elasticidad transversal <math>E_{22}</math></i>	70 GPa
<i>Coefficiente de Poisson <math>\nu_{12}</math></i>	0.1
<i>Módulo de cortadura intralaminar <math>G_{12}</math></i>	5 GPa
<i>Resistencia a tracción longitudinal <math>X_t</math></i>	600 MPa
<i>Resistencia a tracción transversal <math>Y_t</math></i>	600 MPa
<i>Resistencia a compresión longitudinal <math>X_c</math></i>	570 MPa
<i>Resistencia a compresión transversal <math>Y_c</math></i>	570 MPa
<i>Resistencia a cortadura <math>S</math></i>	90 MPa

Si comparamos los dos tejidos se observa una mejora importante en la resistencia a tracción en el tejido TeXtream, con un aumento de más de 100 MPa. También mejora levemente la resistencia a cortadura, unos 5 MPa. Por contra la resistencia a compresión disminuye de forma muy importante, en torno a 300 MPa.

Si se compara con el material AS4, en definitiva se produce una disminución sustancial de las resistencias en la dirección longitudinal, como era de esperar al ser un tejido. Pero precisamente al ser un tejido, mejoran las propiedades en la dirección transversal.

### **6.3. Desarrollos futuros**

Una vez que se disponen de las propiedades de resistencia y rigidez, se comentan posibles líneas de continuación de la investigación sobre el material ultradelgado.

Se pueden fabricar piezas de tipo aeronáutico con el fin de comparar el comportamiento real con respecto a las mismas piezas fabricadas con las láminas tradicionales. Así, se puede comprobar si para resistir una determinada sollicitación se produce una disminución en peso.

Por otro lado, se puede implementar el tejido en un modelo numérico y comprobar si las mejoras en resistencia son las que deberían ser según la teoría.

Un aspecto que se podría estudiar, es cambiar los ciclos de curado introduciéndole distintas presiones al proceso y comprobar si mejora la resistencia con respecto al curado sin presión que se ha realizado en este proyecto. A su vez se estudiaría si se producen mejoras en el acabado superficial, dando lugar a un material con menos espesor.

Cabe destacar nuevamente la sorprendente diferencia entre la resistencia a tracción y compresión, por lo cual sería conveniente analizar en un futuro cuál es el motivo de dicha diferencia.





# REFERENCIAS

---

- [1] Oxeon, «Página oficial de TeXtream, "www.textreme.com",» Consultado el 16/07/2016.
- [2] F. París, J. Cañas, J. C. Marín y A. Barroso, Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos.
- [3] J. Justo, J. C. Marín y J. Cañas, Prácticas de materiales compuestos, 2014.
- [4] A. Miravete y L. Castejón, «Materiales Compuestos,» *Descriptiva de materiales. Materiales en el proceso de diseño*, 2002.
- [5] C. Soutis, «Fibre reinforced composites in aircraft construction,» *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41, 2005.
- [6] C. Red, «Composites Forecasts and Consulting, "compositesforecasts.com",» Consultado el 17/07/2016.
- [7] T. McMahon, «A350 Materials and Manufacturing Process Manager, "www.airbus.com",» Consultado el 18/07/2016.
- [8] I+D-P.233, «Fabricación de estructuras con materiales compuestos de fibra de carbono (Laminados y “sandwich”),» Revisión del 10/12/2012.
- [9] J. P. d. Lama, «FABACADEMY».
- [10] OXEON, «Documento adjunto al material con las especificaciones técnicas».
- [11] ASTM D3039, «Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials,» 2014.
- [12] DIN EN 2850, «Carbon fibre thermosetting resin unidirectional laminates - Compression test parallel to fibre direction,» 1998.
- [13] ASTM D695, «Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics,» 2015.
- [14] INSTRON, «www.instron.us,» Consultado el 21/07/2016.
- [15] UNE-EN ISO 293:2006, «Plásticos. Moldeo por compresión de probetas de materiales termoplásticos (ISO 293:2004)».
- [16] EN 6031, «Fibre reinforced plastics - Test method - Determination of in-plane shear properties ( $\pm 45^\circ$  tensile test)».
- [17] A. 3518, «Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a  $\pm 45^\circ$  Laminate,» 2013.

[18] Datos obtenidos en el LERM.

[19] P. Composites, «Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin, "<http://www.performance-composites.com>",» Consultado el 09/09/2016.

