

Trabajo fin de Máster  
Máster en Ingeniería Aeronáutica

Determinación de la resistencia a cizalladura en  
compuestos grafito-epoxy mediante ensayos de  
tracción equiángulares

Autor: Alberto Baro Parra

Tutores: Juan Carlos Marín Vallejo y Jesús Justo Estebaranz

Dep. Mecánica de los Medios Continuos y  
Teoría de Estructuras  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019





Trabajo fin de Máster  
Ingeniería Aeronáutica

# **Determinación de la resistencia a cizalladura en compuestos grafito-epoxy mediante ensayos de tracción equiangulares**

Autor:

Alberto Baro Parra

Tutores:

Juan Carlos Marín Vallejo

Jesús Justo Estebaranz

Dep. Mecánica de los Medios Continuos y Teoría  
de Estructuras  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla  
Sevilla, 2019



Trabajo fin de Máster: Determinación de la resistencia a cizalladura en compuestos grafito-epoxy mediante ensayos de tracción equiangulares

Autor: Alberto Baro Parra

Tutores: Juan Carlos Marín Vallejo  
Jesús Justo Estebaranz

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal



# Agradecimientos

---

En primer lugar, agradecer a todas las personas que me han apoyado durante todos estos años, sin los cuales no podría haber conseguido llegar hasta aquí.

Han sido años duros, tanto a nivel de conocimientos como a nivel de esfuerzo, pero no han sido en vano. Ha sido una experiencia inolvidable que, sin dudarlo, volvería a repetir.

Por todo ello, me gustaría agradecer y dedicar este trabajo a mis tutores a lo largo del mismo, Juan Carlos Marín y Jesús Justo, los cuales confiaron en mi para llevar a cabo este proyecto y me han proporcionado la oportunidad de conocer a un grupo maravilloso de personas. Por tanto, agradecer a Miguel que ha estado siempre ahí para apoyarme y ayudarme a llevar a cabo todo el proceso de fabricación.

Por otro lado, a todos mis compañeros de los cuales me siento afortunado de haberlos conocido. Gracias por todos esos momentos que nunca olvidaré.

Por último, a mi familia, en especial a mi madre, mi abuela y mis hermanos, que me han apoyado y han creído en mí desde el principio. Por supuesto sin olvidar a mi padre, el cual siempre creyó en mí y al que siempre estaré agradecido.





El proyecto ha sido desarrollado en el Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla. Una de las líneas de investigación es el ámbito de los materiales compuestos, en el cual se basa este trabajo.

En concreto nos centramos en la caracterización del material a cizalladura y en determinar una serie de propiedades que iremos describiendo a lo largo del mismo. Para esta caracterización utilizaremos laminados equiangulares, los cuales serán ensayados a tracción.

Por tanto, se basa en un proyecto experimental, en el que se pretende calcular la resistencia a cizalladura mediante la elección correcta de ángulo de la fibra respecto a la dirección de la carga.



<b>Agradecimientos</b>	<b>vii</b>
<b>Resumen</b>	<b>ix</b>
<b>Índice</b>	<b>xi</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xiii</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xv</b>
<b>Notación</b>	<b>xvii</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 <i>Introducción</i>	1
1.2 <i>Objetivos</i>	2
1.3 <i>Contenido</i>	3
1.4 <i>Definición de la geometría</i>	3
<b>2 Antecedentes</b>	<b>5</b>
2.1 <i>Introducción</i>	5
2.2 <i>Teoría General del Laminado</i>	6
2.3 <i>Caracterización</i>	10
<b>3 Fabricación de los especímenes</b>	<b>13</b>
3.1 <i>Introducción</i>	13
3.2 <i>Corte, apilado y curado</i>	13
3.3 <i>Colocación de los tacones</i>	14
3.4 <i>Corte de las probetas</i>	15
3.5 <i>Instrumentación</i>	17
<b>4 Ensayos y resultados</b>	<b>19</b>
4.1 <i>Introducción</i>	19
4.2 <i>Ensayos</i>	19
<b>5 Análisis</b>	<b>27</b>
5.1 <i>Introducción</i>	27
5.2 <i>Análisis</i>	27
5.3 <i>Criterios de fallo</i>	28
5.4 <i>Probetas ±45</i>	29
<b>6 Modelo en elementos finitos</b>	<b>33</b>
6.1 <i>Introducción</i>	33
6.2 <i>Geometría, cargas y condiciones de contorno</i>	33
6.3 <i>Material</i>	33
6.4 <i>Resultados</i>	34
<b>7 Conclusiones</b>	<b>37</b>
7.1 <i>Introducción</i>	37
7.2 <i>Probetas 10º</i>	37
7.3 <i>Probetas 45º</i>	37
<b>Referencias</b>	<b>39</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1 Propiedades de ciertos materiales	1
Tabla 2 Propiedades de matrices	2
Tabla 3 Dimensiones de las probetas 4 capas	19
Tabla 4 Dimensiones de las probetas 8 capas	20
Tabla 5 Propiedades obtenidas probetas 4 capas	23
Tabla 6 Propiedades obtenidas probetas 8 capas	23
Tabla 7 Tensiones de las láminas exteriores	27
Tabla 8 Criterios de fallo laminado $\pm 10^\circ$	29
Tabla 9 Medidas probetas $\pm 45^\circ$	29
Tabla 10 Propiedades probetas $\pm 45^\circ$	31
Tabla 11 Criterios de fallo laminado $\pm 45^\circ$	32
Tabla 12 Cálculo de S mediante criterios de fallo	32



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 1-1 Comparación curva de tracción	2
Figura 1-2 Curva típica ASTM D-3518	3
Figura 2-1 Giro de ejes	6
Figura 2-2 Geometría del laminado	7
Figura 2-3 Fibras a 0° y 90°.	10
Figura 2-4 Máximo en torno a 10°	11
Figura 3-1 Esquema de corte	13
Figura 3-2 Bolsa de vacío.	14
Figura 3-3 Rectificación del laminado.	14
Figura 3-4 Secado en el horno	15
Figura 3-5 Segunda bolsa de vacío	15
Figura 3-6 Máquina de corte.	16
Figura 3-7 Probetas de 4 capas.	16
Figura 3-8 Probetas de 8 capas.	16
Figura 3-9 Calibre	17
Figura 3-10 Centro de la probeta	17
Figura 3-11 Colocación de la banda	17
Figura 3-12 Soldado de terminales	18
Figura 3-13 Colocación en la máquina de ensayos	18
Figura 3-14 Puertos de conexión	18
Figura 4-1 Ensayo tracción probetas de 4 capas	20
Figura 4-2 Ensayo tracción probetas de 8 capas	21
Figura 4-3 Comparación de 2 y 3 bandas	21
Figura 4-4 Tensión de cizalladura probetas 4 capas	22
Figura 4-5 Tensión de cizalladura probetas 8 capas	22
Figura 4-6 Rotura de las probetas de 4 capas	24
Figura 4-7 Detalle rotura probetas 4 capas	24
Figura 4-8 Rotura de las probetas de 8 capas	25
Figura 4-9 Detalle rotura probetas de 8 capas	25
Figura 5-1 Rotura probetas $\pm 45^\circ$	30
Figura 5-2 Detalles de rotura	30
Figura 5-3 Tensión de cizalladura probetas $45^\circ$	31
Figura 6-1 Condiciones de contorno	33
Figura 6-2 Tensión en la dirección de la fibra lámina $10^\circ$	34

Figura 6-3 Tensión en la dirección perpendicular a la fibra lámina $10^\circ$	34
Figura 6-4 Tensión de cortadura lámina $10^\circ$	35
Figura 6-5 Tensión en la dirección de la fibra lámina $45^\circ$	35
Figura 6-6 Tensión en la dirección perpendicular a la fibra lámina $45^\circ$	35
Figura 6-7 Tensión de cortadura lámina $45^\circ$	36



$E_{11}$	Módulo de Young según la dirección 1
$E_{22}$	Módulo de Young según la dirección 2
$\nu_{12}$	Coefficiente de Poisson
$\sigma_{UTS}$	Tensión última de rotura
$G_{12}$	Rigidez a cizalladura o módulo de elasticidad tangencial
$\theta$	Ángulo de inclinación de la fibra
$E_x$	Módulo de Young con fibra orientada
$\gamma_{12}$	Deformación tangencial
$\sigma_{12}$	Tensión tangencial (también denominada $\tau_{12}$ )



# 1 INTRODUCCIÓN

## 1.1 Introducción

Los materiales compuestos se suelen definir como una combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfases de separación entre ellos para formar un nuevo material [1]. Esta combinación tiene como objetivo tanto el obtener propiedades que no pueden ser alcanzadas por ninguno de ellos por separado, así como unir propiedades individuales en un único material. Es por ello, que pueden seleccionarse para obtener propiedades combinadas de rigidez, peso, resistencia...que no se pueden lograr con materiales existentes.

Los materiales compuestos pueden ser clasificados según una serie de criterios, como pueden ser su constitución (matriz y refuerzo), las direcciones del refuerzo, el número de capas... Usualmente, se suelen componer de un cierto número de capas y, dependiendo de las propiedades necesarias del producto final, se pueden colocar en direcciones preferentes con el fin de optimizar el diseño, lo que supone un ahorro tanto de material, como de peso del componente.

Las fibras más utilizadas son la fibra de carbono, la fibra de vidrio y las orgánicas (Kevlar). Evidentemente, cada una presenta una serie de ventajas e inconvenientes que, según los requerimientos, determinarán la elección de una de ellas para una determinada aplicación. A continuación, se muestra una tabla comparativa de diversos materiales para tener un orden de las propiedades que pueden llegar a obtenerse.

Tabla 1 Propiedades de ciertos materiales

Material	Módulo de Young E (GPa)	Resistencia a la tracción $\sigma_{UTS}$ (GPa)	Densidad $\rho$ ( $\frac{kg}{m^3}$ )	Resistencia específica $\sigma_{UTS}/\rho$	Módulo específico $E/\rho$
Acero	210	0.34-2.1	7.8	0.043-0.27	26.9
Alumino Aleado	70	0.14-0.62	2.7	0.052-0.23	25.9
Fibras					
Kevlar-49	130	2.8	1.5	1.87	87
Grafito (Módulo alto)	390	2.1	1.9	1.1	205
Vidrio-E	72.4	2.1	2.54	0.826	28.5
Vidrio-S	85.5	2.1	2.48	0.846	34.5

Como podemos observar, las fibras tienen una mayor resistencia específica y un mayor módulo de elasticidad específico, sin embargo, por sí solas no pueden utilizarse, debido a la necesidad de cohesión del material. Por tanto, es necesario combinarlas, por ejemplo, con resina para formar el material compuesto en sí, produciendo, por tanto, una disminución de ambas propiedades, como se puede observar en la figura 1-1. A continuación, mostramos una tabla comparativa de las matrices que suelen utilizarse.

Tabla 2 Propiedades de matrices

Propiedad	Resinas epoxy	Resinas poliéster
Densidad ( $kg/m^3$ )	210	0.34-2.1
Módulo de Young (GPa)	70	0.14-0.62
Resistencia a la tracción (MPa)		
Coefficiente de Poisson (-)	130	2.8
Absorción de agua (%)	390	2.1

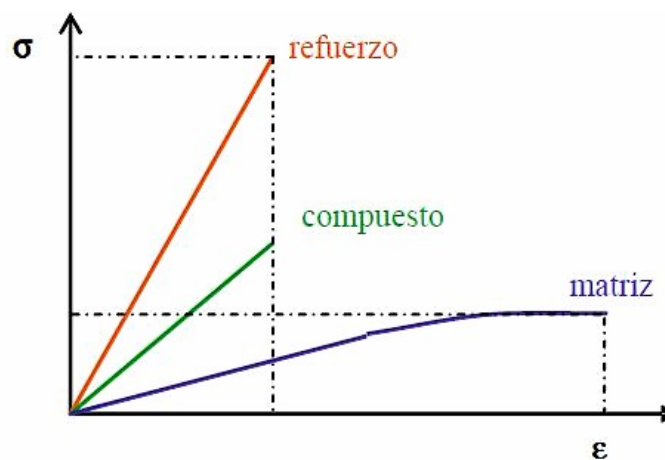


Figura 1-1 Comparación curva de tracción

Debido a estas buenas propiedades, su uso en la industria está siendo incrementado, siendo cada vez más utilizados en componentes estructurales. Además, se pueden diseñar piezas específicas para una determinada aplicación, favoreciendo aún más la utilización de estos materiales. No obstante, estos materiales presentan inconvenientes. El coste de adquisición de la materia prima es elevado, que combinado con el proceso de fabricación y el proceso de curado en autoclave elevan los costes de producción de piezas fabricadas con material compuesto. Debido a esto, su uso está justificado si presentan ventajas a la hora de utilizar los componentes, por ejemplo, piezas estructurales que reduzcan notablemente el peso de la estructura. Es por ello, que se utilizan en la industria aeroespacial y en la industria de la competición (como puede ser la fórmula 1).

Por otro lado, el análisis es complejo, ya que los materiales compuestos suelen ser anisótropos y es necesario el uso de modelos como la Teoría General de Laminados.

## 1.2 Objetivos

La caracterización a cizalladura intralaminar, en concreto la evaluación de la rigidez a cizalladura  $G_{12}$  y la resistencia a cizalladura  $S$ , no está del todo resuelta. En el caso del módulo de rigidez a cizalladura existen procedimientos para su evaluación que ofrecen cierta fiabilidad, sin embargo, para la evaluación de la resistencia  $S$ , ninguno de estos procedimientos proporciona una buena aproximación. Es por ello, que en este trabajo se pretende determinar estos valores que caracterizan el comportamiento a cizalladura mediante ensayos de tracción equiangulares. Normalmente, estos ensayos son realizados con fibras orientadas a  $\pm 45^\circ$ , pero no ofrecen buenos resultados. El ensayo en cuestión viene definido en la norma ASTM D-3518. En ella se indica que la tensión de cizalladura en el momento del fallo no representa la resistencia del material y los valores hay que tomarlos con cuidado. Una curva típica resultante de este ensayo es como la que se presenta:

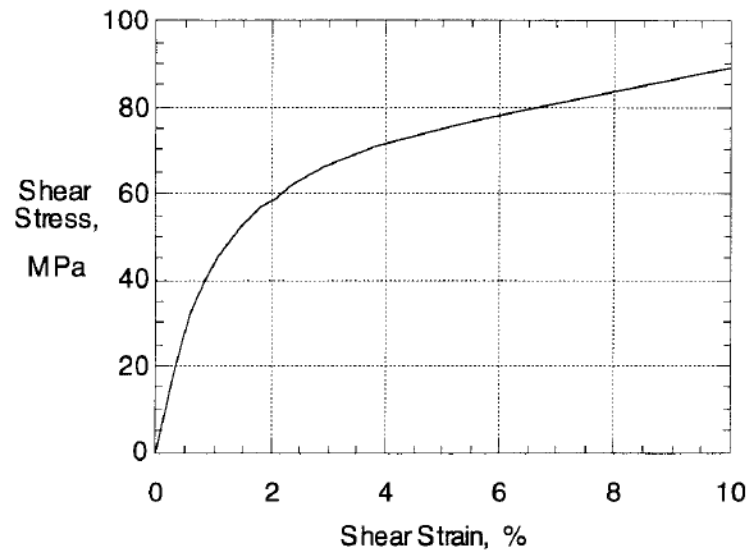


Figura 1-2 Curva típica ASTM D-3518

De este ensayo se sabe que una vez se produce el fallo del material, éste sigue soportando carga debido al “efecto tijera”. En este efecto, las fibras se reorientan, apareciendo ángulos inferiores a los del material original, por tanto, debido a que las fibras se acercan a la dirección de la carga, el material puede seguir resistiendo hasta que se produce el fallo final. Es por ello, que la resistencia a cizalladura no debe ser tomada como la carga en el momento del fallo final, sino que debe encontrarse el punto en el que se produce el fallo antes de la reorientación de las fibras, lo cual no es sencillo.

Como veremos posteriormente, en el ensayo Off-Axis para laminados unidireccionales, existe un máximo entre el cociente de la deformación tangencial frente a deformación longitudinal, obteniéndose para una orientación de fibra cercana a los  $10^\circ$ . Por tanto, realizaremos ensayos de tracción equiangulares para una orientación de fibra de  $\pm 10^\circ$ , a fin de obtener resultados factibles y comprobar si este ensayo puede ser una buena herramienta para la caracterización a cizalladura de los materiales compuestos.

### 1.3 Contenido

En primer lugar, se ha detallado el modelo analítico a utilizar junto con el desarrollo de la Teoría General del Laminado aplicado a nuestro problema. Una vez hecho esto, explicaremos el proceso de fabricación de los especímenes llevado a cabo.

Posteriormente, una vez realizado los ensayos, procederemos a la obtención de las propiedades de interés. Para ello, a partir de las curvas tensión-deformación obtenidas en la máquina de ensayos, las introduciremos en el software Matlab y se analizarán dichas curvas. Por último, se desarrollarán las conclusiones que se hayan ido obteniendo a lo largo del desarrollo del trabajo.

### 1.4 Definición de la geometría

Para el resto del trabajo, vamos a identificar los parámetros que definen la geometría de las probetas.

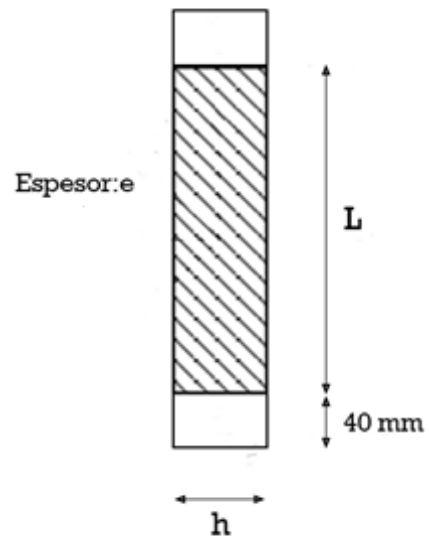


Figura 1-7. Definición geometría.

Los tacones van a quedar fijados a 40 mm y la relación  $L/h$  va a quedar fijada a 10.

## 2 ANTECEDENTES

### 2.1 Introducción

Nosotros nos vamos a centrar en la fabricación de probetas equiangulares, con la fibra orientada a  $\pm 10^\circ$  con respecto a la dirección de aplicación de la carga. Por ello, tal y como vamos a ver a continuación, serán necesarios un cierto número de parámetros que ya han sido obtenidos previamente (el material a utilizar ya está caracterizado) para el mismo material que vamos a utilizar en la fabricación. El material a utilizar es el AS4-8552, donde AS4 se refiere al tipo de fibra y el 8552 al tipo de resina epoxy. Las propiedades del material pueden ser encontradas en la hoja de datos del producto de Hexcel [2], sin embargo, muchas de ellas se han obtenido de ensayos realizados por alumnos del departamento. En la hoja de datos, se especifica que el curado del material debe realizarse a  $180^\circ \text{C}$  durante un tiempo aproximado de 120 minutos (Con un error de 5 minutos).

Lo primero será definir la ley de comportamiento elástico y lineal:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl}$$

Teniendo en cuenta que  $\sigma_{ij}$  y  $\varepsilon_{ij}$  (tensores de tensión y deformación) son simétricos, la ley de comportamiento se puede reducir a:

$$\sigma_i = C_{ij} \varepsilon_j$$

Donde la matriz  $C_{ij}$  también es simétrica. Debido al carácter ortótropo del material compuesto, la matriz  $C_{ij}$  queda simplificada. A partir de la definición de las constantes ingenieriles del material, la relación  $\sigma - \varepsilon$  queda definida por la matriz de rigidez:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta} & \frac{\nu_{12} + \nu_{32}\nu_{13}}{E_{11}E_{33}\Delta} & \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_{11}E_{22}\Delta} & & & \\ \frac{\nu_{12} + \nu_{32}\nu_{13}}{E_{11}E_{33}\Delta} & \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta} & \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_{11}E_{22}\Delta} & & & \\ \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_{11}E_{22}\Delta} & \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_{11}E_{22}\Delta} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_{11}E_{22}\Delta} & & & \\ & & & G_{23} & & \\ & & & & G_{31} & \\ & & & & & G_{12} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Donde:

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_{11}E_{22}E_{33}}$$

Teniendo en cuenta un estado de tensión plana ( $\sigma_{33} = 0$ ;  $\sigma_{23} = 0$ ;  $\sigma_{13} = 0$ ), la matriz anterior puede ser simplificada, de modo que:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Por tanto, nuestro material queda definido por 5 constantes, 4 de ellas independientes. Normalmente, se utilizan  $E_{11}$ ,  $E_{22}$ ,  $G_{12}$  y  $\nu_{12}$ , quedando definida  $\nu_{21} = \frac{E_{22}}{E_{11}} \nu_{12}$ . De forma compacta, tenemos que:

$$\underline{\sigma} = \underline{Q} \underline{\varepsilon}$$

Pero debido a que el laminado no se encuentra en ejes principales, es necesario realizar un giro:

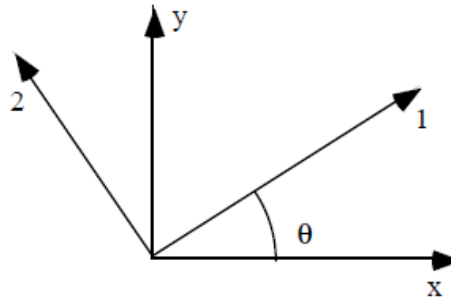


Figura 2-1 Giro de ejes

De esta forma, podemos obtener la relación  $\sigma - \varepsilon$  en ejes no principales, de modo que:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \bar{Q} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$$

Donde las componentes de la matriz  $\bar{Q}$  se obtienen girando las tensiones y las deformaciones. Finalmente, las componentes tienen una expresión:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\cos^4\theta$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{66}(\sin^4\theta + \cos^4\theta)$$

## 2.2 Teoría General del Laminado

La teoría general del laminado consiste en encontrar la relación entre esfuerzos y deformaciones usando las hipótesis generales de placas delgadas (hipótesis de Kirchhoff). Introduciendo el concepto de esfuerzos internos como la resultante de las tensiones, se obtiene finalmente:



$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x^0 \\ k_y^0 \\ k_{xy}^0 \end{bmatrix}$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N \overline{Q_{ij}^k} \cdot (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \overline{Q_{ij}^k} \cdot (z_k^2 - z_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N \overline{Q_{ij}^k} \cdot (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

Solo estamos interesados en la matriz  $A_{ij}$ , ya que al ser el laminado simétrico, la matriz  $B_{ij}$  es idénticamente cero, y la matriz  $D_{ij}$  no interviene en el problema, ya que estamos aplicando una tracción pura.

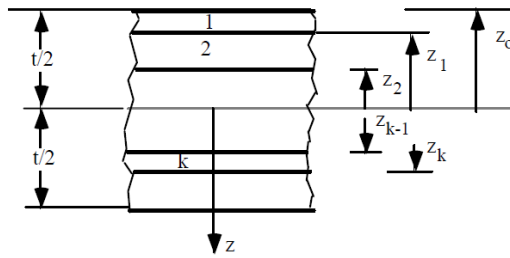


Figura 2-2 Geometría del laminado

El problema quedaría:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}$$

Las deformaciones para cada una de las láminas en función de las deformaciones y curvaturas en el plano medio:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x^0 \\ k_y^0 \\ k_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}$$

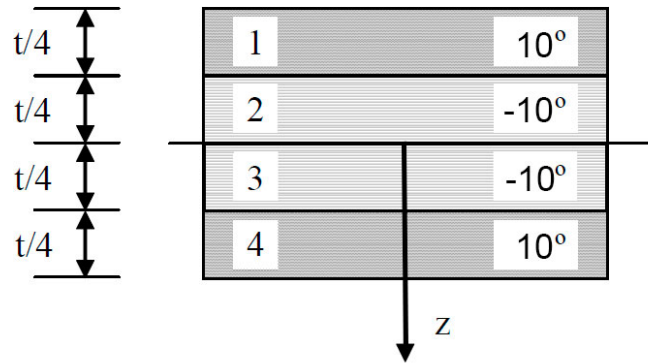
Utilizando la ley de comportamiento para calcular las tensiones en ejes del laminado para cada una de las láminas:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}^k = \overline{Q}^k \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}^k$$

Por último, giramos las tensiones a las direcciones principales de cada una de las láminas:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}^k = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sen^2\theta & 2\sen\theta\cos\theta \\ \sen^2\theta & \cos^2\theta & -2\sen\theta\cos\theta \\ -\sen\theta\cos\theta & \sen\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sen^2\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}^k$$

Si particularizamos el problema para nuestro laminado (solo vamos a realizarlo para el de cuatro capas, ya que para el de ocho se obtiene el mismo resultado):



Las matrices Q, giradas a ejes del laminado escritas de forma genérica:

$$\overline{Q}_{ij}^{+\alpha} = \begin{bmatrix} a & c & e \\ c & b & f \\ e & f & d \end{bmatrix} \quad \overline{Q}_{ij}^{-\alpha} = \begin{bmatrix} a & c & -e \\ c & b & -f \\ -e & -f & d \end{bmatrix}$$

La matriz  $A_{ij}$  queda como:

$$A_{ij} = \begin{bmatrix} a & c & 0 \\ c & b & 0 \\ 0 & 0 & d \end{bmatrix} t$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a & c & 0 \\ c & b & 0 \\ 0 & 0 & d \end{bmatrix} t \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}$$

Resolviendo el sistema:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} b \\ -c \\ 0 \end{pmatrix} \frac{1}{ab - c^2} \frac{N_x}{t}$$

Calculamos las tensiones en las láminas exteriores, ya que son en las que vamos a medir las deformaciones:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ \frac{eb - cf}{ab - c^2} \end{pmatrix} \frac{N_x}{t}$$

Pasando a ejes de cada lámina:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ -\sin\theta\cos\theta & \sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}^{1,4}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta + 2\sin\theta\cos\theta \frac{eb - cf}{ab - c^2} \\ \sin^2\theta - 2\sin\theta\cos\theta \frac{eb - cf}{ab - c^2} \\ -\sin\theta\cos\theta + (\cos^2\theta - \sin^2\theta) \frac{eb - cf}{ab - c^2} \end{bmatrix} \frac{N_x}{t}$$

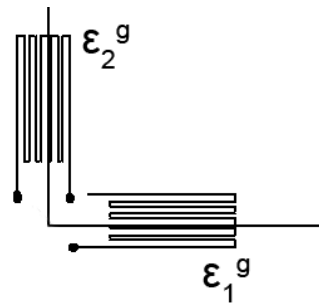
Podemos calcular la tensión  $\sigma_{12}$  a partir de la carga del ensayo de tracción. En cuanto a las deformaciones en ejes de lámina:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sen^2\theta & \sen\theta\cos\theta \\ \sen^2\theta & \cos^2\theta & -\sen\theta\cos\theta \\ -2\sen\theta\cos\theta & 2\sen\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sen^2\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{bmatrix} b \cos^2\theta - c \sen^2\theta \\ b \sen^2\theta - c \cos^2\theta \\ -2\sen\theta\cos\theta(b+c) \end{bmatrix} \frac{1}{ab-c^2} \frac{N_x}{t}$$

En ese caso, podemos calcular  $\gamma_{12}$  a partir de dos galgas extensométricas, ya que:

$$\gamma_{12} = -2\sen\theta\cos\theta(\varepsilon_x - \varepsilon_y)$$



Para el caso de utilizar dos galgas, a partir de la ecuación genérica mostrada a continuación, podemos obtener las deformaciones a partir de las deformaciones de cada una de las galgas:

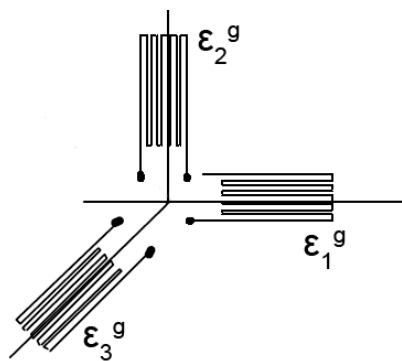
$$\varepsilon_n^g = \varepsilon_x \cos^2\varphi_n + \varepsilon_y \sen^2\varphi_n + \gamma_{xy} \cos\varphi_n \sen\varphi_n$$

$$\varepsilon_1^g = \varepsilon_x$$

$$\varepsilon_2^g = \varepsilon_y$$

$$\gamma_{12} = -2\sen\theta\cos\theta(\varepsilon_1^g - \varepsilon_2^g)$$

No obstante, para obtener mejores resultados, se decidió utilizar una roseta de bandas extensométricas con tres galgas, tal y como se muestra:



$$\varepsilon_1^g = \varepsilon_x$$

$$\varepsilon_2^g = \varepsilon_y$$

$$\varepsilon_3^g = \frac{1}{2}\varepsilon_x + \frac{1}{2}\varepsilon_y + \frac{1}{2}\gamma_{xy}$$

Por tanto:

$$\gamma_{xy} = 2\varepsilon_3^g - \varepsilon_x - \varepsilon_y = 2\varepsilon_3^g - \varepsilon_1^g - \varepsilon_2^g$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & \sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -\sin\theta\cos\theta \\ -2\sin\theta\cos\theta & 2\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1^g \\ \varepsilon_2^g \\ 2\varepsilon_3^g - \varepsilon_1^g - \varepsilon_2^g \end{bmatrix}$$

### 2.3 Caracterización

Para caracterizar el material, en primer lugar, se deben realizar ensayos con la fibra orientada a  $0^\circ$  y a  $90^\circ$ , tal y como se observa en la figura 1-5.

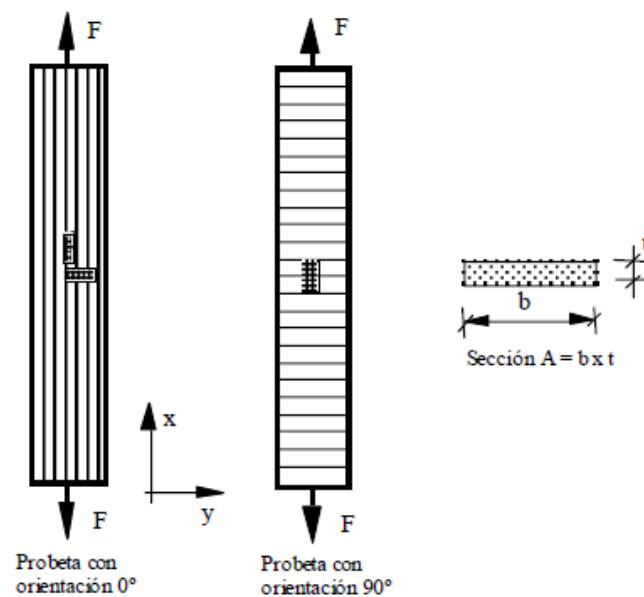


Figura 2-3 Fibras a  $0^\circ$  y  $90^\circ$ .

De estos ensayos podemos obtener las siguientes propiedades:

- $E_{11}$ : Módulo de Young según la dirección 1 (con fibras a  $0^\circ$ ).
- $E_{22}$ : Módulo de Young según la dirección 2 (con fibras a  $90^\circ$ ).
- $\nu_{12}$ : Coeficiente de Poisson (con fibras a  $0^\circ$  y banda extensométrica transversal).

La obtención de esas propiedades es relativamente sencilla, a que dividiendo la carga ( $\sigma = F/A$ ) entre la deformación ( $\varepsilon$ ) se obtiene directamente el módulo de Young para ambos casos. Luego el coeficiente de Poisson se obtiene sin más que dividir la deformación transversal (estrechamiento) por la deformación longitudinal (alargamiento) ( $\nu_{12} = -\varepsilon_y/\varepsilon_x$ ).

En concreto, estos parámetros ya están caracterizados para nuestro material y tienen un valor de:

$$E_{11} = 125.159 \text{ GPa}; \quad E_{22} = 8.112 \text{ GPa}; \quad \nu_{12} = 0.3; \quad G_{12} = 4.6 \text{ GPa}$$

En lo que respecta a ensayos Off-Axis, varios estudios proponen que la mejor orientación para alcanzar el máximo de la relación deformación tangencial frente a deformación longitudinal, se obtiene para una orientación de fibra cercana a  $10^\circ$ , presentando además un porcentaje de error prácticamente nulo frente a variaciones pequeñas de la orientación de la fibra.

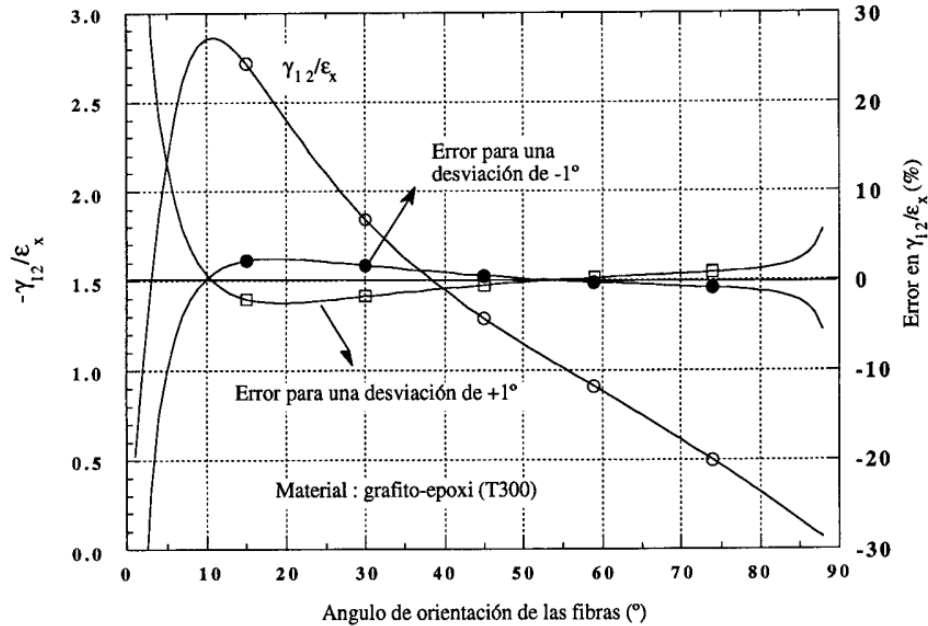


Figura 2-4 Máximo en torno a  $10^\circ$

Es por ello, que vamos a realizar ensayos equiangulares con un ángulo de  $10^\circ$ , con el objetivo de obtener la resistencia a cizalladura y caracterizar el material.



# 3 FABRICACIÓN DE LOS ESPECÍMENES

## 3.1 Introducción

La fabricación de materiales compuestos se divide en dos partes, el laminado y el curado. En lo que respecta al laminado, existen diversos métodos. Nosotros vamos a realizar la fabricación de las probetas mediante una bolsa de vacío, aplicando presión en un autoclave. Este proceso consiste en la utilización de pre-pregs, formados por fibras unidireccionales y por la matriz de resina, de tal forma que, apilando varias capas de éstos, y tras su curado, obtenemos el material compuesto.

En nuestro caso, fabricaremos probetas de un ancho de 15 mm con un ratio de 10. Realizaremos dos paneles, el primero compuesto por 4 capas, cuya secuencia de apilado será  $[10, -10]_s$  y un segundo panel compuesto por 8 capas, cuya secuencia de apilado será  $[10, -10, 10, -10]_s$ . Se pretende obtener al menos 10 probetas de cada tipo.

## 3.2 Corte, apilado y curado

Antes de empezar a cortar las capas del laminado de fibra de carbono, se ha realizado un pequeño estudio, con el fin de desperdiciar la menor cantidad de material posible. Principalmente, el laminado estaba delimitado en su ancho, siendo igual a 1200 mm, del cual hay que dejar un margen de unos 10 mm de los bordes del mismo. Por tanto, se decidió realizar el corte tal y como se aprecia en la figura 3-1.

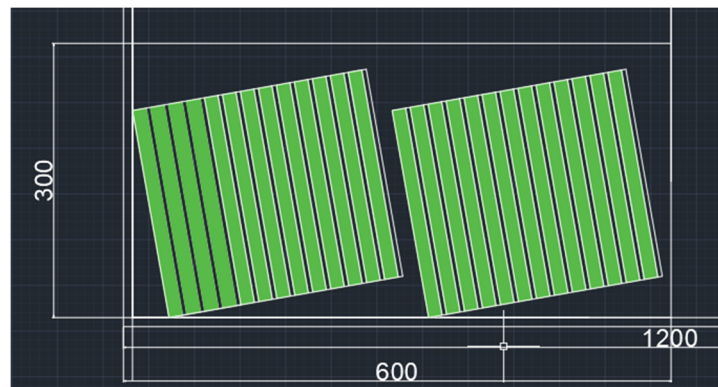


Figura 3-1 Esquema de corte

Para evitar la degradación del material y conservarlo en buenas condiciones, es necesario mantenerlo guardado en una bolsa de polietileno dentro de un congelador. Cuando vayamos a utilizarlo de nuevo, es necesario sacarlo del congelador y mantenerlo en una sala acondicionada, para que no se superen los 21-22 °C. Una vez se temple el laminado, se procede a cortar las diferentes capas siguiendo el patrón definido anteriormente. Para el corte de las mismas, se utiliza un cúter y para las medidas una regla y transportador de ángulos. El material se corta sobre un cristal, así se evita que se pegue a la mesa y, además, el cúter no lo deteriora.

Una vez cortadas todas las capas, se procede al apilado de las mismas, para ello, se colocan de una en una, uniéndolas con una espátula. En nuestro caso, ya que son solo 4 o 8 capas, solo es necesario pasarlas una vez por la bolsa de vacío para compactar todas las capas. Ésta está compuesta por una capa de teflón para evitar que se pegue el laminado, otra igual, pero en este caso por encima, una capa de tejido aireador, para repartir uniformemente el vacío y evitar marcas en el panel y por último una capa de plástico para cubrirlo todo. En ésta última, se colocan dos tomas de aire y se fija con cromato a una tabla de madera.

Una vez compactado todo, se procede a realizar de igual forma una bolsa de vacío, pero en este caso va a ser introducida en el autoclave durante 2 horas para el curado. Lo único que cambia, es que es necesario incluir unas tiras de corcho para evitar que la resina se salga. Además, no se fija a una tabla de madera, sino a una plancha de acero, ya que va a estar sometida a gran temperatura.

Cuando esté todo colocado, es necesario aplicar mediante una bomba, el vacío en la bolsa.

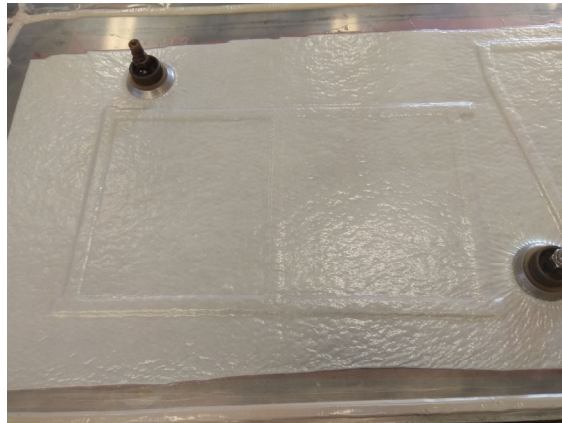


Figura 3-2 Bolsa de vacío.

El ciclo de curado dura aproximadamente 2 horas, a temperatura y presión constantes. Una vez curadas y atemperadas, se procede a la eliminación del corcho y a la rectificación de las probetas.

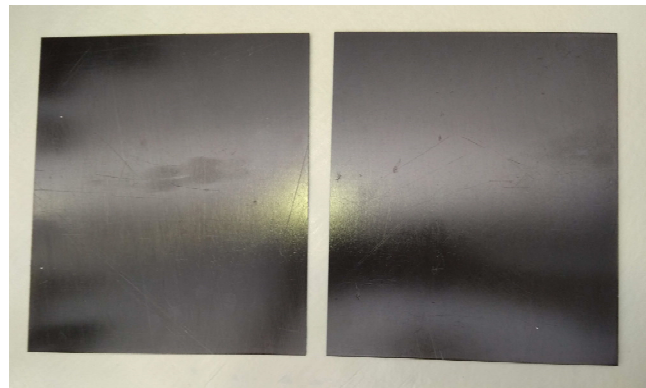


Figura 3-3 Rectificación del laminado.

### 3.3 Colocación de los tacones

Para la colocación de los tacones de fibra de vidrio es necesario lijar la superficie del panel en la que van a ser colocados, además de una de las caras del panel de vidrio, para asegurar una adherencia correcta. Para ello, delimitamos según la longitud libre (la que va a quedar entre ambos tacones), los marcamos y lijamos con sumo cuidado. Para ayudarnos en este trabajo y evitar que sobrepasemos el límite, se puede colocar una cinta adhesiva de lado a lado del laminado. En nuestro caso, se ha realizado mediante chorro de arena. Este proceso habrá que realizarlo tanto por la parte inferior como por la superior, por ambas caras del laminado.



Los tacones de fibra de vidrio también deben ser cortados a la medida necesaria (40 mm), siempre dejando un margen que luego podrá corregirse con un segundo rectificado. Una vez cortados, se procede a limpiarlos con agua y secarlos en un horno a una temperatura de unos 60 °C, tal y como se muestra en la figura 3-4. Posteriormente, se limpian las zonas en las que se va a colocar el adhesivo con acetona, permitiendo así, una mayor adherencia.



Figura 3-4 Secado en el horno

El adhesivo a utilizar es en caliente (es decir, que será introducido en el autoclave). Para ello, se corta a la medida de los tacones y se rebaja un poco los bordes para evitar que se esparza por la bolsa. Además, hay que colocar una cinta para evitar que la resina que sobresalga se adhiera a la parte interior de la probeta.

Una vez colocado, se procede a realizar la bolsa de vacío, de igual forma que se hizo anteriormente. Sin embargo, debido a que el laminado ya está curado, no es necesario utilizar la plancha de acero, la cual se ha sustituido por una bolsa que recubre completamente las zonas superior e inferior, tal y como se muestra en la figura 3-5.

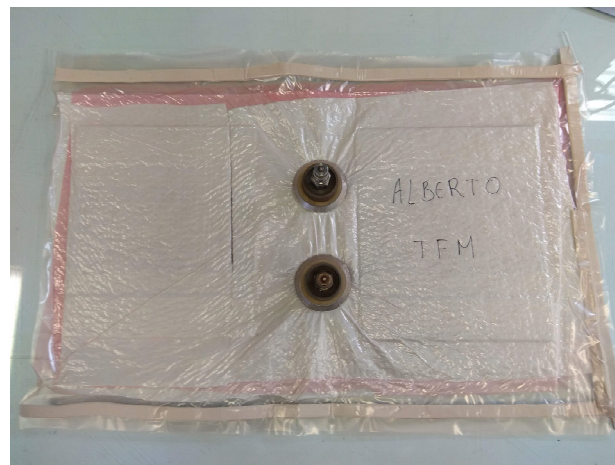


Figura 3-5 Segunda bolsa de vacío

### 3.4 Corte de las probetas

El corte se realizará mediante un disco de abrasión. El ancho de la probeta está ajustado mediante un calibre o pie de rey en la propia máquina. Es importante destacar, que debe estar lubricada todo el tiempo (agua).



Figura 3-6 Máquina de corte.

Debido a que todas tienen un ancho de 15 mm, solo será necesario ser ajustada una vez, aunque siempre hay que ir comprobando que el ancho está dentro de un rango para dar por válida la probeta ( $\pm 0.5$  mm).

A continuación, se muestran las probetas ya cortadas, a las que se les ha quitado también la cinta que protege la parte interior de las probetas.

Cabe destacar, que se han podido obtener 11 probetas para cada conjunto.

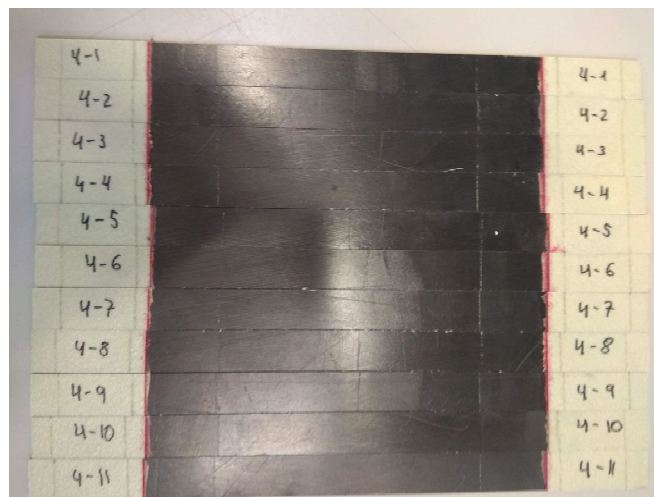


Figura 3-7 Probetas de 4 capas.

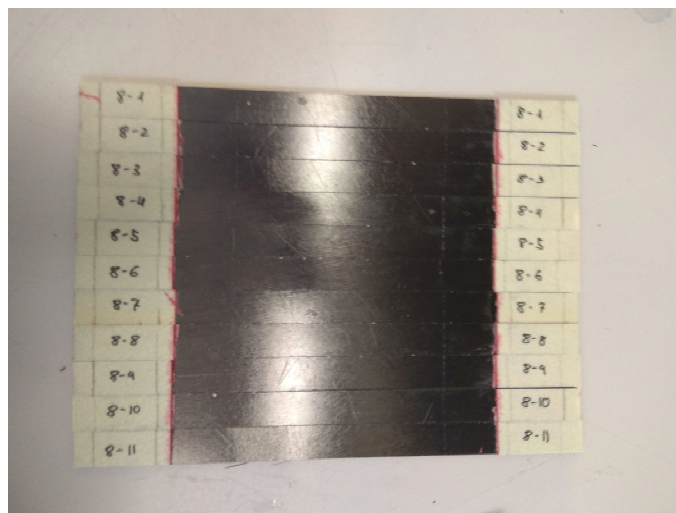


Figura 3-8 Probetas de 8 capas.

### 3.5 Instrumentación

Como ya se comentó al final del apartado 2.2, las probetas van a ser instrumentadas con tres galgas. Para ello, en primer lugar, hay que determinar el centro de cada una de las probetas. Esto se ha realizado con un calibre especial que nos permite calcular el espesor y la altura y marcar el centro de forma precisa.



Figura 3-9 Calibre



Figura 3-10 Centro de la probeta

Una vez calculado el centro (cuya zona ha sido lijada previamente y limpiada con alcohol), se procede a la colocación de la banda extensométrica. El adhesivo utilizado es un adhesivo instantáneo que cuenta con cierta flexibilidad, al cual se le aplica un catalizador en la zona en la que va a ser pegada con el objetivo de garantizar una correcta adhesión.



Figura 3-11 Colocación de la banda

Posteriormente, en cada uno de los terminales de cada galga debe ser soldado un cable para posteriormente conectarlas a la máquina de ensayos, de este modo, el resultado final es como se muestra:

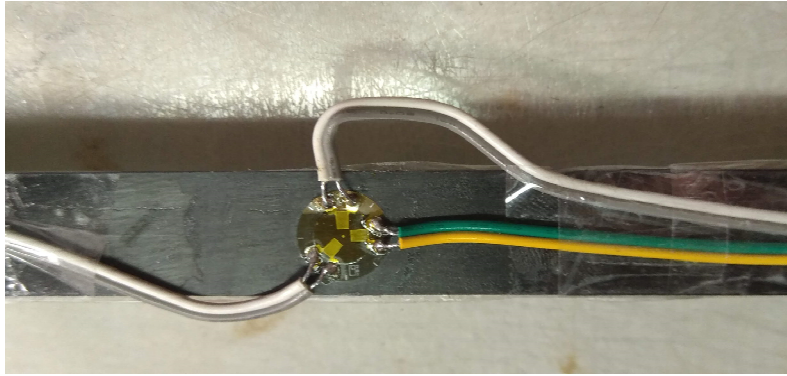


Figura 3-12 Soldado de terminales

Finalmente, se coloca en la máquina de ensayos. Debe ser colocada lo más verticalmente posible y conectar los terminales a los puertos de conexión de la máquina. Cabe destacar que las galgas utilizadas tienen una resistencia de  $120\Omega$  y un factor de galga de 1.95.

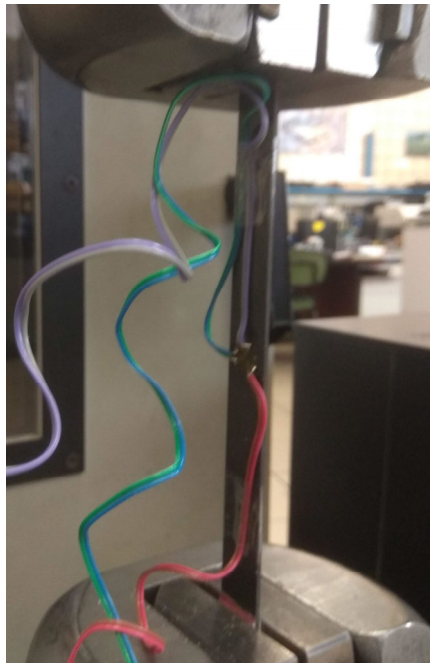


Figura 3-13 Colocación en la máquina de ensayos

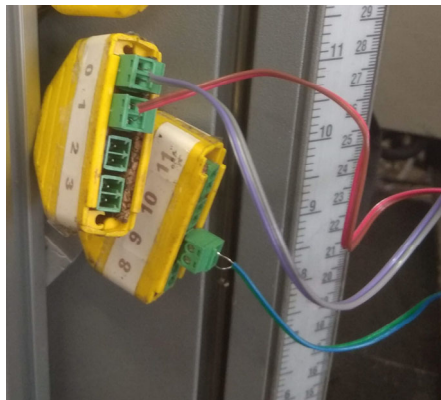


Figura 3-14 Puertos de conexión

# 4 ENSAYOS Y RESULTADOS

---

## 4.1 Introducción

El ensayo llevado a cabo ha sido el de tracción. Antes de realizar directamente los ensayos, se realizaron las medidas pertinentes para caracterizar la sección de las probetas. Para ello, se midió el espesor en tres puntos distintos utilizando un micrómetro y también el ancho de los especímenes mediante un calibre. La nomenclatura utilizada es la siguiente:

- 4-[ ]: probetas de 4 capas.
- 8-[ ]: probetas de 8 capas.

## 4.2 Ensayos

En primer lugar, se mostrarán las medidas de ancho y espesor medio para cada una de las probetas:

Tabla 3 Dimensiones de las probetas 4 capas

Identificación	Ancho medio (mm)	Espesor medio (mm)
4-1	15,04	0,815
4-2	14,97	0,813
4-3	15,03	0,815
4-4	15,05	0,819
4-5	15,05	0,796
4-6	15,03	0,828
4-7	15,09	0,820
4-8	15,13	0,813
4-9	14,62	0,837
4-10	15,05	0,821
4-11	15,13	0,831

Tabla 4 Dimensiones de las probetas 8 capas

Identificación	Ancho medio (mm)	Espesor medio (mm)
8-1	15,14	1,570
8-2	15,09	1,593
8-3	15,06	1,565
8-4	15,09	1,583
8-5	15,12	1,581
8-6	14,99	1,566
8-7	15,09	1,543
8-8	15,14	1,570
8-9	15,12	1,639
8-10	15,18	1,636
8-11	15,16	1,571

Del software obtenemos esencialmente cinco columnas de datos.

- Carga (N) a lo largo del ensayo.
- Desplazamiento de la cruceta (mm), la cual almacena el desplazamiento de la mordaza.
- La deformación de cada una de las tres bandas ( $\mu\epsilon$ )

A partir de estos datos, podemos obtener la curva tensión-deformación, de la siguiente forma.

$$\sigma = \frac{F}{A}; \quad \epsilon_x = \epsilon_1^g;$$

A continuación, se muestran las curvas tensión-deformación obtenidas para los diferentes especímenes. Comentar que no todas las probetas fueron ensayadas, sino que se decidió ensayar una muestra pequeña y si fuese necesario ensayar el resto de las probetas.

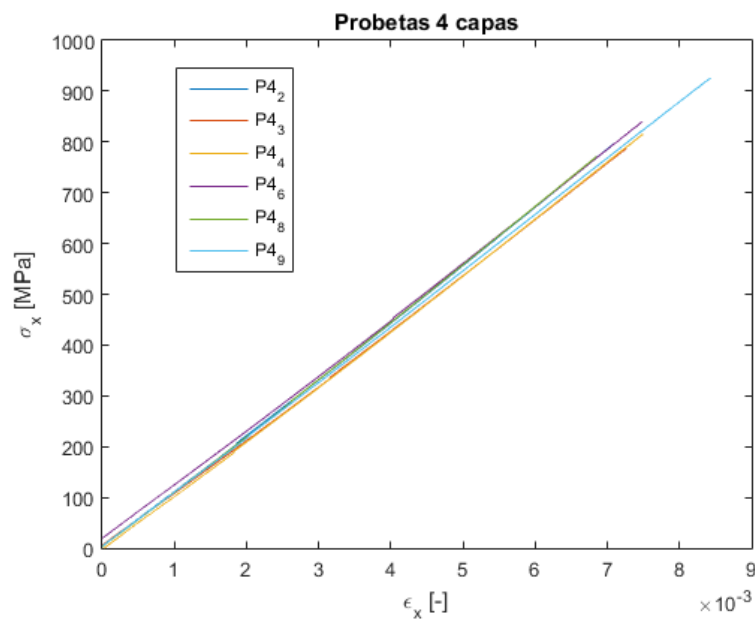


Figura 4-1 Ensayo tracción probetas de 4 capas

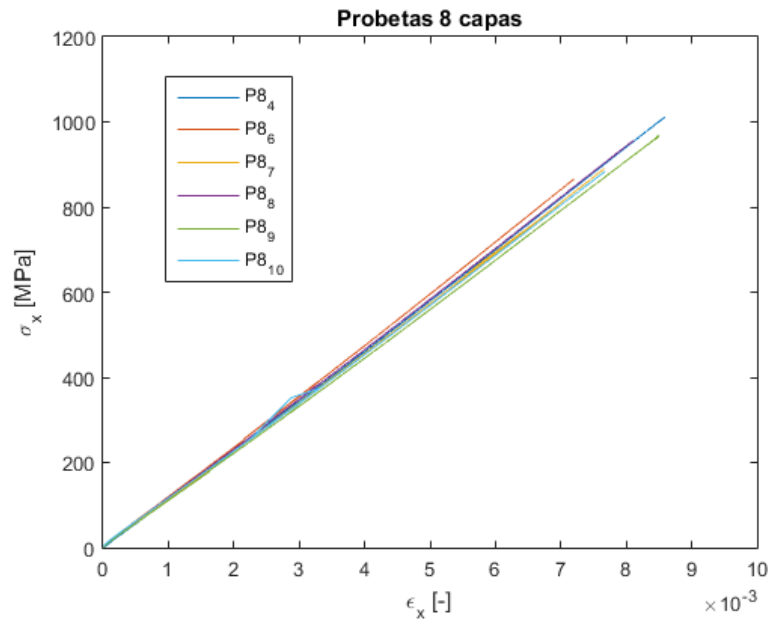


Figura 4-2 Ensayo tracción probetas de 8 capas

Podemos observar que la tensión de rotura está en torno a los 900 MPa

Pasamos ahora a la tensión  $\sigma_{12}$ . Cabe destacar que los resultados que se obtienen al tener en cuenta las tres galgas a la hora del cálculo de  $\gamma_{12}$  es mucho más preciso, por lo que solo mostraremos los cálculos realizados con las tres bandas:

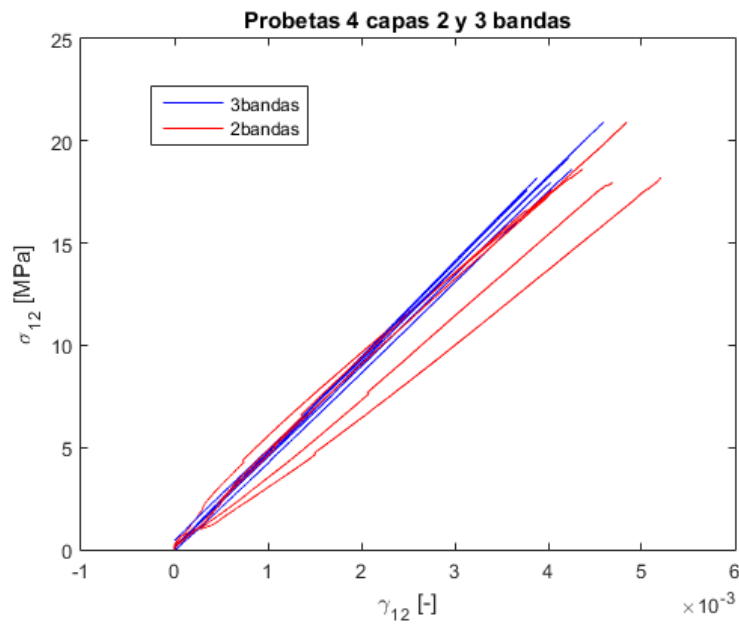


Figura 4-3 Comparación de 2 y 3 bandas

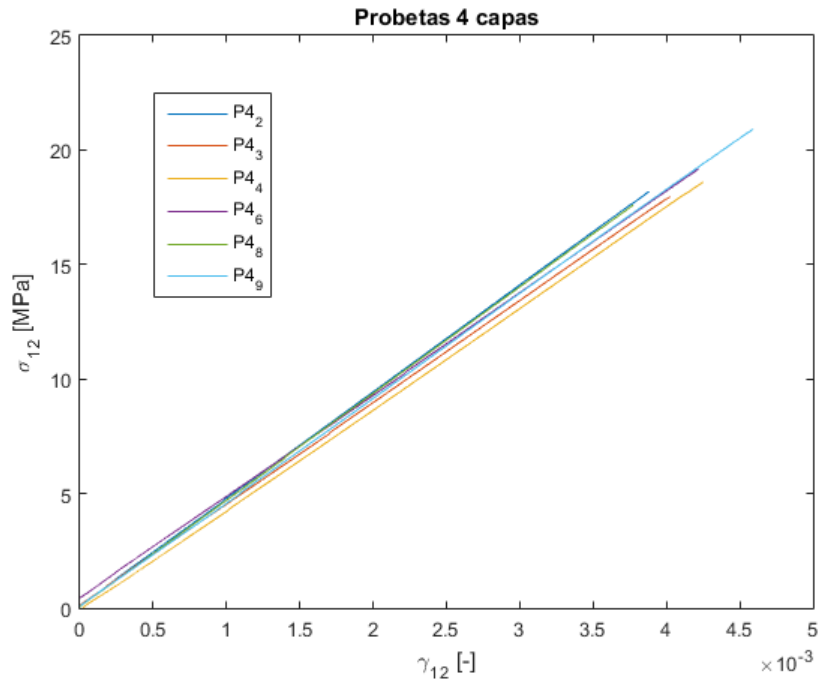


Figura 4-4 Tensión de cizalladura probetas 4 capas

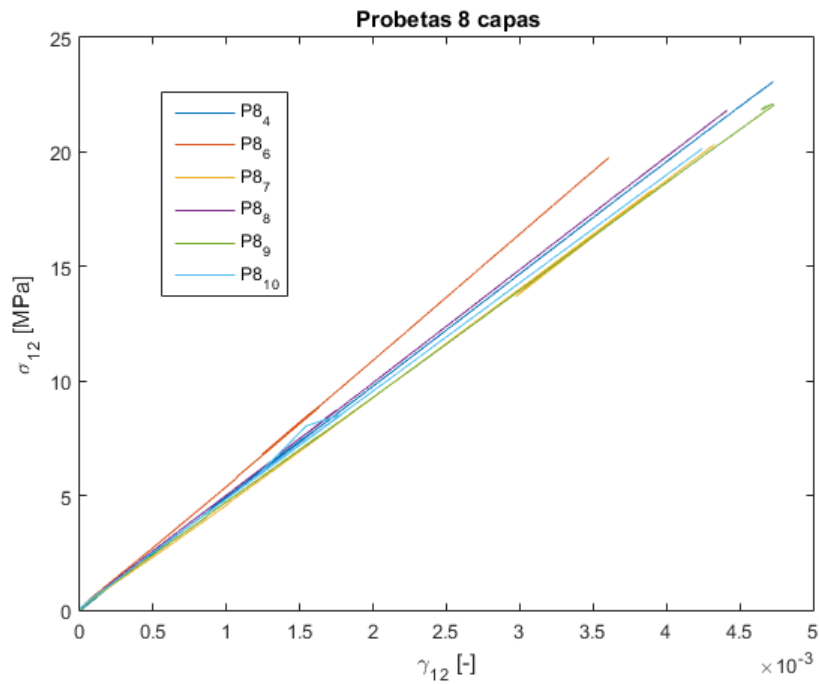


Figura 4-5 Tensión de cizalladura probetas 8 capas

Para las probetas fabricadas, se han calculado las tensiones de rotura, tanto en la dirección de la carga como la tensión  $\sigma_{12}$  de rotura. Además, se ha calculado el módulo de cizalladura  $G_{12}$  a partir del punto en el que se produce la rotura. Esto se ha realizado debido a que la curva es prácticamente una recta, por lo que las variaciones al cálculo del módulo tangente al inicio de la curva son pequeñas.



Tabla 5 Propiedades obtenidas probetas 4 capas

Identificación	$\sigma_x$ de rotura (MPa)	$\varepsilon_x$ de rotura (-)	$\sigma_{12}$ de rotura (MPa)	$\gamma_{12}$ de rotura (-)	$G_{12}$ secante(GPa)
4-2	797.17	0.0070975	18.183	0.0052054	3.493
4-3	787.32	0.0072619	17.958	0.004687	3.8314
4-4	815.78	0.0074957	18.607	0.0043685	4.2594
4-6	840.3	0.0074827	19.166	0.0043258	4.4307
4-8	771.2	0.0068483	17.59	0.0040397	4.3543
4-9	917.0	0.0084279	20.916	0.0048396	4.3218
Media	821.46	0.0074357	18.737	0.0045777	4.1151
SD	52.529	0.00054404	1.1982	0.00041742	0.37091

Tabla 6 Propiedades obtenidas probetas 8 capas

Identificación	$\sigma_x$ de rotura (MPa)	$\varepsilon_x$ de rotura (-)	$\sigma_{12}$ de rotura (MPa)	$\gamma_{12}$ de rotura (-)	$G_{12}$ secante(GPa)
8-4	1011.1	0.0085864	23.062	0.0058967	3.9109
8-6	865.48	0.0072001	19.741	0.0042955	4.5956
8-7	890.67	0.007673	20.315	0.0042253	4.808
8-8	956.66	0.0081179	21.82	0.0057717	3.7806
8-9	965.1	0.0084911	22.013	0.0050439	4.3642
8-10	883.25	0.0076744	20.146	0.004648	4.3344
Media	928.71	0.0079571	21.183	0.0049801	4.2989
SD	57.280	0.00053679	1.3064	0.00072382	0.39291

Se puede observar que el comportamiento es prácticamente lineal y que los valores de tensión de cizalladura de rotura están en torno a los 20 MPa. Para este material, el valor de la resistencia a cizalladura evaluado mediante ensayos off-axis a  $10^\circ$  con tacos oblicuos [5] es de  $S=77.353$  MPa, muy lejos de la obtenida en el gráfico anterior. Esto no hace plantearnos que el estado tensional es muy diferente al que nosotros esperábamos, y da la impresión que, en lugar de producirse el fallo de la matriz, se está produciendo un fallo en la fibra debido a la tendencia lineal de la gráfica. Para ello, se van a observar las probetas ensayadas y se va a observar la rotura de las mismas:

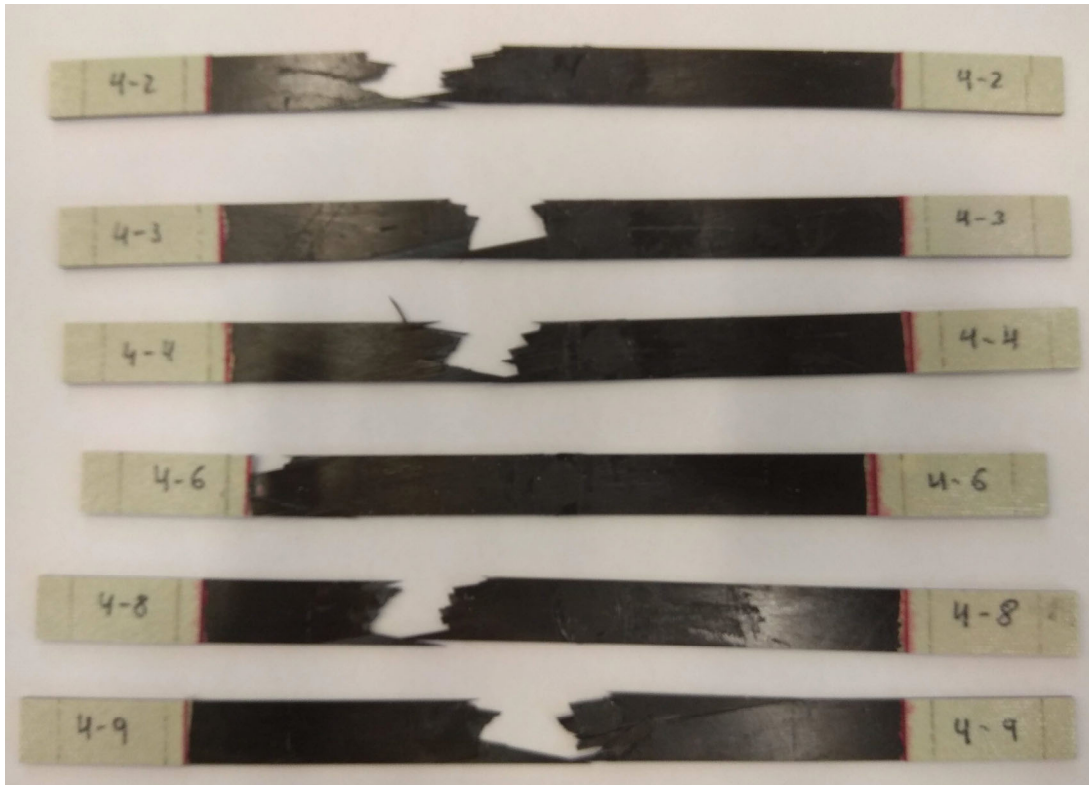


Figura 4-6 Rotura de las probetas de 4 capas



Figura 4-7 Detalle rotura probetas 4 capas

Se puede observar que, efectivamente, en las probetas, las fibras están rotas por lo que no podemos calcular una propiedad del material como es la resistencia a cizalladura caracterizada por el fallo de la matriz mediante probetas en las que se da el fallo de fibras. Además, cabe destacar que 5 de las 6 probetas han roto por la zona central. Vamos ahora a observar las probetas de ocho capas.

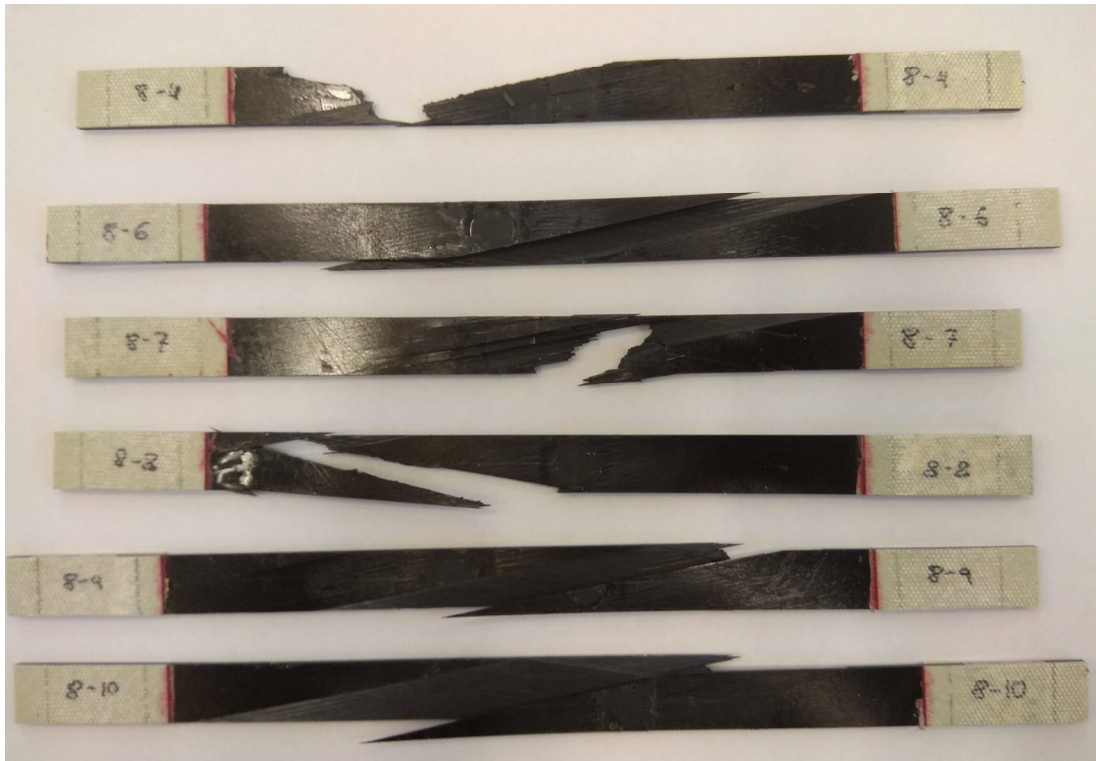


Figura 4-8 Rotura de las probetas de 8 capas



Figura 4-9 Detalle rotura probetas de 8 capas

Al igual que en el caso de cuatro capas, se producen roturas de fibras en las probetas. No obstante, en este caso parece que rompe la fibra por uno de los lados y cuando se produce esta rotura, rompe por la matriz dejando las fibras intactas. Además, al igual que en el caso de cuatro capas, 5 de las 6 probetas ensayadas han roto por la zona central de la misma.



## 5.1 Introducción

En base a los resultados obtenidos, que se han mostrado en el capítulo anterior, se procederá al análisis de los mismos y como se verá, se fabricarán nuevos especímenes con el objetivo de caracterizar la resistencia a cizalladura de forma correcta.

## 5.2 Análisis

Como se ha mostrado en el capítulo anterior, en las probetas se puede observar que se ha producido un fallo de las fibras, por lo que la resistencia a cizalladura no puede ser calculada a partir de los ensayos realizados.

Como ya se ha mencionado anteriormente, la tensión  $\sigma_{12}$  de rotura de nuestros laminados son muy inferiores a la resistencia a cizalladura que queríamos calcular. Es por ello, que, como solución a la imposibilidad del cálculo de la misma a partir de los laminados fabricados, se va a realizar un análisis sobre qué ángulo es el idóneo para el cálculo de la misma. A partir de la Teoría General del Laminado se han obtenido las tensiones principales de las láminas exteriores para un rango de ángulos de fibra. De manera sencilla y simplificada, las expresiones de las diferentes tensiones, como ya se mostró en el capítulo 3 quedan:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta + 2\text{sen}\theta\text{cos}\theta \frac{eb - cf}{ab - c^2} \\ \text{sen}^2\theta - 2\text{sen}\theta\text{cos}\theta \frac{eb - cf}{ab - c^2} \\ -\text{sen}\theta\text{cos}\theta + (\cos^2\theta - \text{sen}^2\theta) \frac{eb - cf}{ab - c^2} \end{bmatrix} \frac{N_x}{t}$$

A continuación, se representa para cada ángulo seleccionado, el factor que multiplica a la tensión  $N_x/t$  de la expresión anterior:

Tabla 7 Tensiones de las láminas exteriores

Tensión	10°	15°	20°	30°	40°	45°
$\sigma_1$	1.0238	1.0508	1.0826	1.1239	1.0399	0.9237
$\sigma_2$	-0.0238	-0.0508	-0.0826	-0.1239	-0.0399	0.0763
$\sigma_{12}$	-0.0228	-0.0459	-0.0835	-0.2171	-0.4125	-0.5000

En el caso del laminado fabricado, podemos observar que la tensión dominante es la que va en la dirección de la fibra. Además, se produce una compresión en la dirección perpendicular, lo que retrasa el fallo de la matriz y promueve el fallo de la fibra. Si nos fijamos, el cambio de signo de la tensión  $\sigma_2$  se produce para un ángulo comprendido entre 40 y 45 grados. En concreto, para nuestro material (es decir, para las propiedades mostradas en el capítulo 3) se obtiene que el ángulo para el cual la tensión  $\sigma_2$  se hace cero es de 42.75° aproximadamente.

No obstante, no es viable la fabricación de un laminado con esta disposición que varía con cada material y están tan próximos a los  $45^\circ$ , y es por ello, que se ha decidido fabricar especímenes de  $[+45^\circ, -45^\circ]_S$ . Antes de mostrar los resultados obtenidos, se va a proceder a la aplicación de varios criterios de fallo para los laminados de  $\pm 10^\circ$ .

### 5.3 Criterios de fallo

Los criterios de fallo se emplean para predecir el fallo de una lámina bajo un determinado estado tensional. Debido a que los mecanismos de fallo de los materiales compuestos son más complejos y diversos que en los materiales convencionales, existen diversas propuestas de criterios de fallo. En nuestro caso vamos a tener en cuenta dos de ellos, los cuales se presentan a continuación:

#### Criterio de Tsai-Wu

La idea de este criterio es generalizar el criterio de Tsai-Hill introduciendo términos que no aparecen en él. La expresión del criterio queda como:

$$\left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 + \frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}\right)\sigma_2 - \sqrt{\frac{1}{X_T X_C Y_T Y_C}}\sigma_1 \sigma_2 = 1$$

#### Criterio de Puck

Este criterio de fallo plantea la consideración independiente de distintos modos de fallo, el fallo de la fibra y el fallo de la matriz (o fallo entre fibras).

- Fallo de la fibra: Considera que se producirá el fallo cuando se alcance en las fibras una tensión normal longitudinal igual a la que provoca el fallo bajo un estado de tensión uniaxial  $\sigma_1$  ( $X_T$ ).

$$\sigma_1 + \left(\frac{E_{11} \nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} - \nu_{12}\right)\sigma_2 = X_T$$

Debiendo cumplirse que:

$$\frac{E_{f1}}{E_{11}}\sigma_1 + \left(\nu_{f12} m_{\sigma f} - \frac{\nu_{12} E_{f1}}{E_{11}}\right)\sigma_2 \geq 0$$

Los valores de los parámetros con subíndice f se corresponden con las propiedades de la fibra que compone el material compuesto. En nuestro caso para un AS4 tenemos que:

$$E_{f1} = 225 \text{ GPa}$$

$$\nu_{f12} = 0.2$$

Por último el factor  $m_{\sigma f}$  tiene un valor de 1.1 para compuestos de grafito.

- Fallo de la matriz: Los materiales compuestos, en cuanto al fallo de la matriz, muestran un comportamiento en rotura frágil. Puck propone seguir un planteamiento similar al criterio de Mohr. La idea básica que sustenta el criterio reside en admitir que el fallo está provocado exclusivamente por las componentes de tensión asociadas al plano de fallo.

$$\sqrt{\left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 + \left(1 - P_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{Y_T}{S}\right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2} + P_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{\sigma_2}{S} = 1 - \left(\frac{\sigma_1}{1.1 X_T}\right)^6$$

Manipulando la ecuación anterior, podemos llegar a la siguiente expresión:

$$\left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 + \left(1 - P_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{Y_T}{S}\right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + 2P_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{\sigma_2}{S} - \left[2P_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{\sigma_2}{S} - 2 + \left(\frac{\sigma_1}{1.1 X_T}\right)^6\right] \left(\frac{\sigma_1}{1.1 X_T}\right)^6 = 1$$

Donde  $P_{\perp\parallel}^{(+)}$  toma un valor de 0.35.

Una vez presentados los criterios procederemos a la evaluación de los mismos para los laminados  $\pm 10^\circ$ . Cabe destacar que como se ha observado de la rotura de los mismos, el criterio de Puck a utilizar es el correspondiente al fallo de la fibra.

Tabla 8 Criterios de fallo laminado  $\pm 10^\circ$

Probetas	Criterio	Valor
Probetas 4 capas	Tsai-Wu	0.0446
	Puck	0.4835
Probetas 8 capas	Tsai-Wu	0.1234
	Puck	0.5467

Podemos observar que los criterios no predicen el fallo del material. En el caso de Tsai-Wu, la componente de tensión  $\sigma_2$ , puesto que en nuestro caso es negativa, reduce el valor del criterio. Esto implica que esta componente de compresión en dirección perpendicular a la fibra está retrasando el fallo de la matriz, pero en nuestro caso estamos aplicando el criterio con el objetivo de prever un fallo de fibra, por lo que dicha componente esta promoviendo el fallo de la fibra y reduciendo el criterio.

## 5.4 Probetas $\pm 45^\circ$

Como ya se ha mencionado, puesto que no resulta práctico fabricar laminados con un ángulo que dependa de las propiedades de los mismos y además que estén en el entorno de los  $45^\circ$ , se van a fabricar probetas con una orientación de fibras tal y como propone la norma ASTM D-3518.

A continuación, se muestran las medidas de cada una de las probetas de  $\pm 45^\circ$  fabricadas.

Tabla 9 Medidas probetas  $\pm 45^\circ$

Identificación	Ancho medio (mm)	Espesor medio (mm)
45-1	15,14	0,894
45-2	15,07	0,903
45-3	15,13	0,902
45-4	15,13	0,916
45-5	15,09	0,904
45-6	15,12	0,903
45-7	15,08	0,898
45-8	15,12	0,897

Se muestran también las roturas de las diferentes probetas del laminado fabricado. Cabe destacar que prácticamente todas han roto por la zona central, y que, aunque en algunas se aprecian rotura de fibras, se puede observar que en la mayoría el fallo característico es el fallo de la matriz.



Figura 5-1 Rotura probetas  $\pm 45^\circ$

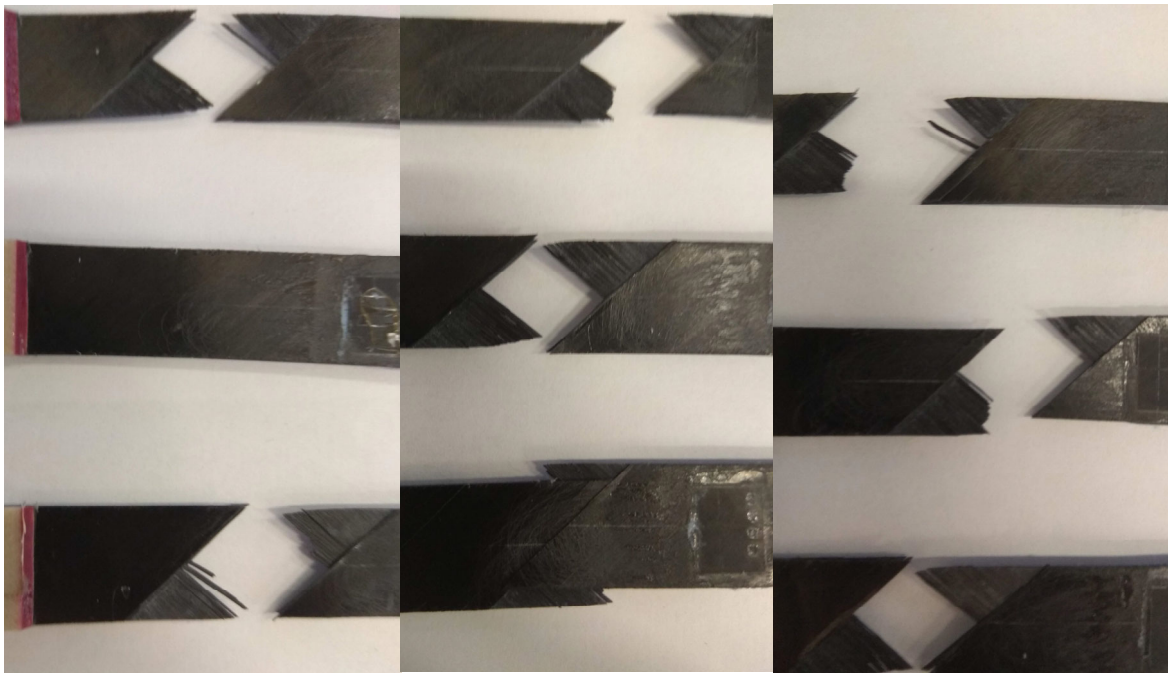


Figura 5-2 Detalles de rotura

Para calcular la resistencia a cizalladura, vamos a representar el diagrama  $\sigma_{12} - \gamma_{12}$ . Para ello, sustituyendo los valores del seno y coseno de  $45^\circ$ , obtenemos fácilmente:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}^{1,4} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} + \frac{eb - cf}{ab - c^2} \\ \frac{1}{2} - \frac{eb - cf}{ab - c^2} \\ -\frac{1}{2} \end{bmatrix} \frac{N_x}{t}$$

Se observa que la tensión  $\sigma_{12}$  es independiente de las propiedades del material, es decir, que la matriz de  $\overline{Q}_{ij}$  no interviene en el problema. Para este caso concreto, se han utilizado galgas de dos bandas únicamente, obteniendo



una expresión también bastante sencilla para calcular la deformación  $\gamma_{12}$ :

$$\gamma_{12} = -(\varepsilon_x - \varepsilon_y)$$

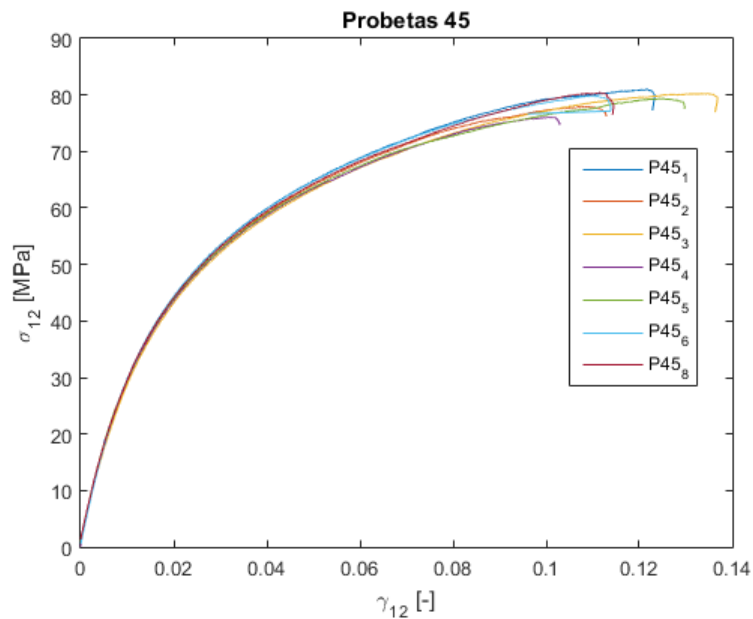


Figura 5-3 Tensión de cizalladura probetas 45°

De acuerdo a la figura obtenida de la norma (Figura 1-2 Curva típica ASTM D-3518), se puede observar que en nuestro caso concreto las probetas no presentan un elevado incremento de resistencia una vez se ha producido el fallo, es decir, no se observa el denominado “efecto tijera”, rompiendo las probetas prácticamente en el instante del fallo (esto se ha podido comprobar a la hora de realización de los ensayos). Las propiedades obtenidas se muestran a continuación:

Tabla 10 Propiedades probetas  $\pm 45^\circ$

Identificación	$\sigma_x$ de rotura (MPa)	$\varepsilon_x$ de rotura (-)	$\sigma_{12}$ de rotura (GPa)	$\gamma_{12}$ de rotura (-)	$G_{12}$ secante (GPa)	$G_{12}$ tangente (GPa)
45-1	162.0606	0.0589	81.0303	0.1217	0.6660	3.8945
45-2	155.7840	0.0558	77.8920	0.1066	0.7308	3.8490
45-3	160.5856	0.0682	80.2928	0.1316	0.6100	3.7357
45-4	152.1854	0.0543	76.0927	0.1004	0.7582	3.8201
45-5	158.8573	0.0635	79.4286	0.1247	0.6370	3.9502
45-6	159.7235	0.0551	79.8618	0.1091	0.7323	3.7659
45-8	160.7919	0.0557	80.3960	0.1107	0.7261	3.9374
Media	158.57	0.058790	79.285	0.11496	0.69433	3.8504
SD	3.4420	0.0051957	1.7214	0.011206	0.056345	0.082351

De acuerdo a los resultados obtenidos, se han evaluado los criterios de fallo tal y como se realizó para las probetas de  $\pm 10^\circ$ , empleando el valor de  $S=77.353$  MPa estimado en base a los ensayos off-axis previamente referidos.

Tabla 11 Criterios de fallo laminado  $\pm 45^\circ$ 

Criterio	Valor
Tsai-Wu	1.2083
Puck	1.0939

En este caso, se puede observar que los criterios si han predecido un fallo del material. No obstante, si tenemos en cuenta los valores obtenidos, preciden que el fallo se produce a una carga algo inferior a la de rotura. En una primera estimación, podríamos evaluar S como la tensión  $\sigma_{12}$  de rotura en el ensayo anterior (debido a que en nuestro caso la rotura se produce prácticamente después del fallo del material y no continúa resistiendo carga). No obstante, sería más correcto dejar en la ecuación del criterio el parámetro S libre y calcularlo imponiendo que el criterio se cumple, es decir, que valga la unidad, ya que el estado tensional es completo, es decir, tiene las tres componentes ( $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_{12}$ ).

Si hacemos eso obtenemos un valor de S:

Tabla 12 Cálculo de S mediante criterios de fallo

Criterio	S (MPa)
Tsai-Wu	86.3883
Puck	85.2832
Media	85.8359

Dada la coherencia de los valores de S predichos por ambos criterios, el valor medio de ambos sería una buena estimación de la resistencia a cizalladura evaluada con el ensayo de tracción  $\pm 45^\circ$ .

# 6 MODELO EN ELEMENTOS FINITOS

## 6.1 Introducción

Con el objetivo de comprender el estado tensional del laminado  $[10, -10, -10, 10]$ , se ha realizado un modelo en elementos finitos de dicho laminado. El software utilizado ha sido ABAQUS versión estudiante, por lo que tenemos un límite de 1000 nodos a la hora de realizar el mallado. Se ha decidido implementar un modelo 3D, con elementos tipo *Shell*.

## 6.2 Geometría, cargas y condiciones de contorno

La geometría analizada ha sido una probeta de longitud 150 mm y un ancho de 15 mm, al igual que han sido fabricadas en el laboratorio. Por otro lado, el espesor se ha fijado a 0.2mm por lámina, obteniendo un espesor total del laminado de 0.8 mm.

Para evitar movimientos como sólido rígido, es necesario aplicar restricciones de desplazamiento a nuestro problema. Con el propósito de obtener resultados fidedignos a los experimentales, las condiciones impuestas son las que se muestran:

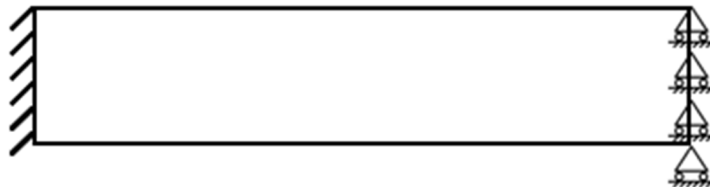


Figura 6-1 Condiciones de contorno

Hemos impuesto un empotramiento simulando la mordaza que permanece fija en la máquina del ensayo de tracción e impedido la contracción de la probeta en la mordaza móvil. Por otro lado, como carga ha sido impuesta una fuerza por unidad de longitud de  $-0.8 \text{ N/mm}$ . Esto se ha realizado así debido a que los elementos tipo *Shell* no permiten una carga de presión en sus bordes, por lo que hemos tenido que imponer una carga por unidad de longitud.

## 6.3 Material

Como material se han introducido los valores correspondientes al AS4-8552, las cuales son:

$$E_{11} = 125159 \text{ MPa}$$

$$E_{22} = 8112 \text{ MPa}$$

$$\nu_{12} = 0.3$$

$$G_{12} = 2700 \text{ MPa}$$

Cabe destacar que se ha realizado un Composite Layup de cuatro láminas con las propiedades antes descritas y que han sido orientadas según la secuencia de apilado ya descrita. Además, el valor de  $G_{12}$  está definido como el módulo secante, es decir, no el inicial del material, sino el que se obtiene al unir el punto de rotura con el origen de coordenadas.

## 6.4 Resultados

Debido a que vamos a resolver un problema elástico, solo vamos a aplicar un paso de carga. Del mismo modo, apliquemos mayor o menor carga, debido a que estamos en régimen elástico, la solución no será más que un escalado, ya que no contamos con régimen plástico. Es por ello que se ha decidido aplicar una tensión de 1 MPa en los extremos de la probeta, y así obtener en la zona regularizada las tensiones que predice la Teoría General de Laminados.

A continuación se representan las tensiones  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$  y  $\sigma_{12}$ , en la dirección de la fibra, de la matriz y la cortadura, respectivamente, para la lámina exterior de  $10^\circ$ .

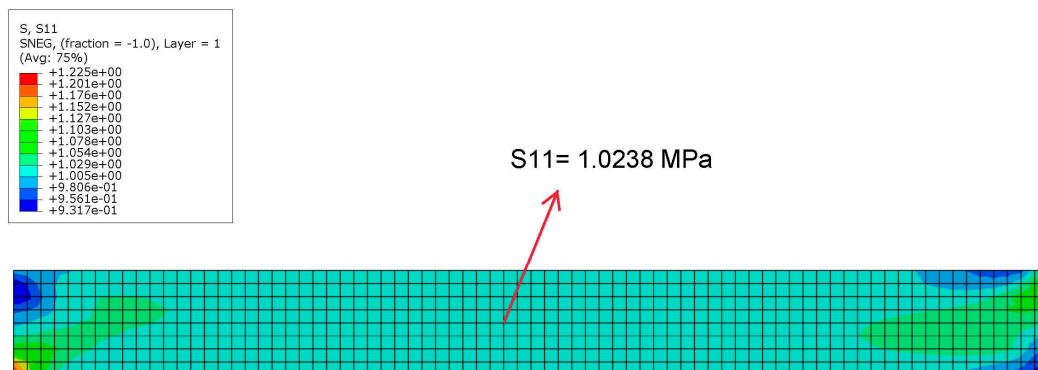


Figura 6-2 Tensión en la dirección de la fibra lámina  $10^\circ$

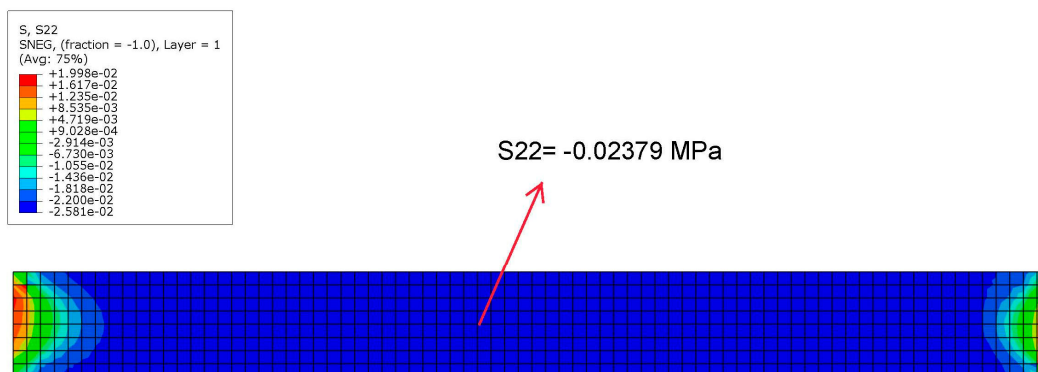


Figura 6-3 Tensión en la dirección perpendicular a la fibra lámina  $10^\circ$

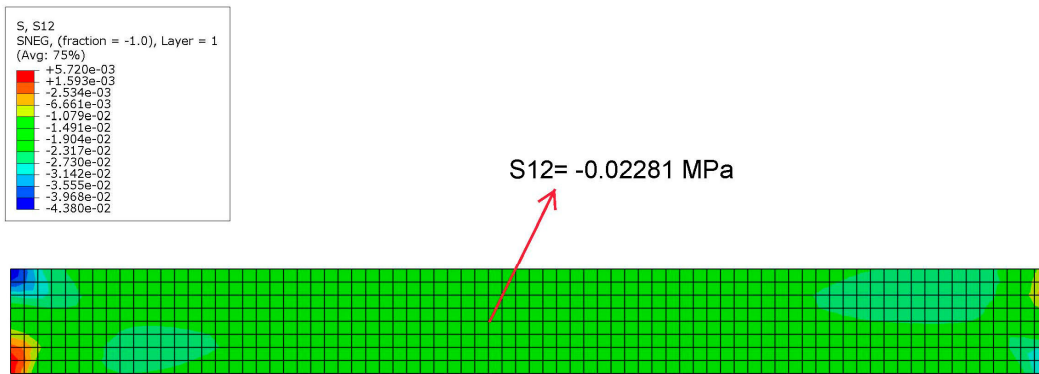


Figura 6-4 Tensión de cortadura lámina 10°

Podemos observar que los resultados obtenidos en la zona regularizada coinciden con los calculados previamente según la Teoría General de Laminados (Tabla 7 Tensiones de las láminas exteriores). Existen concentradores de tensión en las zonas cercanas a los tacos, pero debido a que estos relajan las condiciones de contorno, la probeta podrá fallar por cualquier zona, sin tener una zona preferente.

Por último, se procede a realizar la misma resolución, pero ahora con el laminado de 45°. A continuación, se representan las tensiones  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$  y  $\sigma_{12}$ , en la dirección de la fibra, de la matriz y la cortadura, respectivamente, para la lámina exterior de 45°.

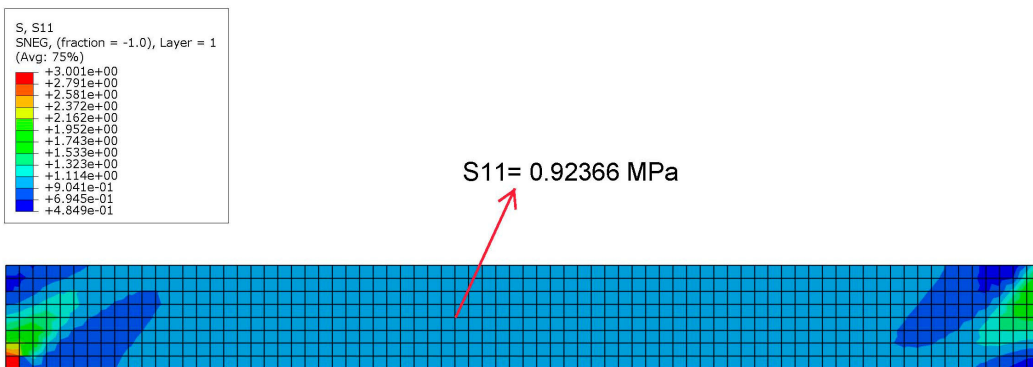


Figura 6-5 Tensión en la dirección de la fibra lámina 45°

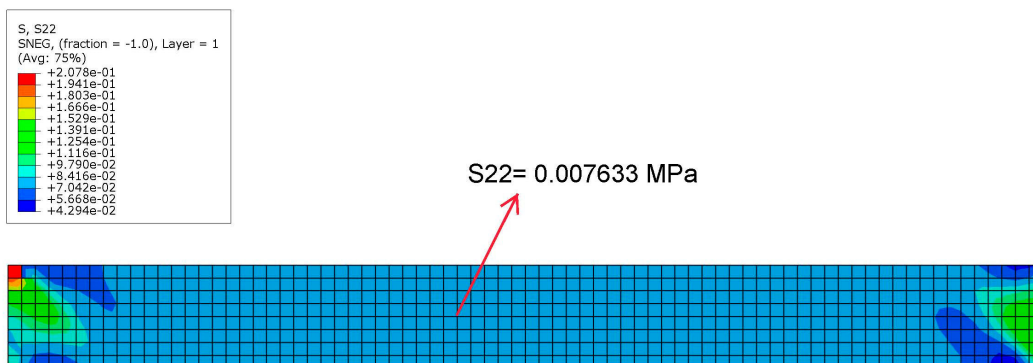


Figura 6-6 Tensión en la dirección perpendicular a la fibra lámina 45°

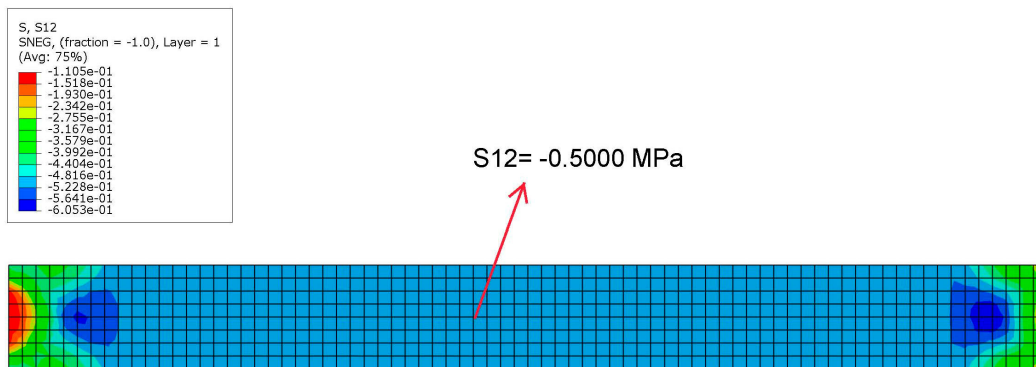


Figura 6-7 Tensión de cortadura lámina 45°

Al igual que las probetas de 10°, existen concentradores de tensión en las zonas de los tacos, sin embargo, la zona central es uniforme. Esto hará que no haya una zona preferente de rotura del laminado.

# 7 CONCLUSIONES

---

## 7.1 Introducción

Este trabajo se centra en la caracterización a cizalladura de materiales compuestos y a la obtención de propiedades a partir de ensayos equiangulares. Este tipo de ensayos es relativamente sencillo, ya que, tanto la fabricación como el ensayo en sí, no presentan una gran complejidad. Por tanto, tras el análisis llevado a cabo durante todo el trabajo, se procede a la interpretación del mismo. Diferenciaremos las conclusiones en dos apartados, uno centrado en las probetas de 10° y otro en las de 45°.

## 7.2 Probetas 10°

Se han realizado ensayos de tracción equiangulares a 10° sobre probetas de un material AS4/8552 empleando un ratio de 10. Tras analizar el estado tensional que se produce en la zona central de la probeta y en vista al tipo de rotura observada, se determinó que se producía una rotura prematura de la probeta, según los valores que esperábamos. Es por ello, que no podemos obtener una caracterización del material a cizalladura empleando este ángulo de orientación de fibras en concreto.

En cuanto al estado tensional en la zona central se observa que es uniforme y solo aparecen concentradores de tensión en la zona de agarre de las mordazas. Es por ello que la mayoría de las probetas han roto por la zona central.

Respecto a los criterios de Tsai-Wu y Puck, no predicen el fallo para el caso concreto de nuestro laminado. Esto se debe principalmente a la tensión perpendicular a la fibra, la cual solo tiene en cuenta que un estado de compresión retrasa el fallo de la matriz, pero no tiene en cuenta que promueve el fallo de la fibra, que es lo que está ocurriendo en nuestro caso.

## 7.3 Probetas 45°

Se han realizado ensayos de tracción equiangulares a 45° sobre probetas de un material AS4/8552 empleando un ratio de 10. Este ángulo se estableció como ángulo óptimo para la realización del ensayo, puesto que la tensión  $\sigma_{12}$  no depende del material que utilizemos y, además, no resulta práctico la fabricación de probetas con la diferencia de 2 o 3 grados respecto a los 45°. En vista a los resultados obtenidos, esta orientación de fibra sí que resulta factible para la caracterización de materiales compuestos a cizalladura.

En cuanto al estado tensional, al igual que ocurre con las otras probetas, es uniforme en la zona central y aparecen concentradores de tensión en la zona de agarre, lo cual es normal. Del mismo modo, las probetas han roto por la zona central.

Observando los criterios de Tsai-Wu y Puck, podemos considerar que predicen el fallo de nuestro laminado, con valores un tanto superiores a la unidad. Esto se debe a que en este caso la tensión perpendicular a la fibra es de tracción, lo que hace que sume dicho término a la hora de evaluar el criterio.

En nuestro caso particular, no obtenemos un comportamiento general como el que se describe en la norma ASTM D-3518 (Figura 1-2 Curva típica ASTM D-3518), sino que el material falla cuando se alcanza la tensión de rotura y no sigue soportando carga, con el ya comentado “efecto tijera” en el que las fibras se orientan con ángulos más próximos a los de la dirección de la carga. Por tanto, se recomienda usar dicho ensayo, pero, teniendo especial cuidado en el cálculo de la resistencia a cizalladura. Es habitual tomar como valor de  $S$ , la mitad de la tensión  $\sigma_{12}$  de rotura, pero por ejemplo para nuestro caso, no tendría sentido.

Por ello, como solución se propone la evaluación de un criterio de fallo, que como hemos visto sí que predicen el fallo a primera lámina, y dejar como parámetro libre la resistencia a cizalladura. De este modo, resolveríamos la ecuación del criterio elegida y obtendríamos el valor de  $S$ , el cual es el que se quiere determinar.



---

## REFERENCIAS

---

- [1] F. París, J. Cañas, J. C. Marín y A. Barroso, Introducción al análisis y diseño de materiales compuestos, Sevilla, 2008.
- [2] Hexcel Corporation, 2016. [En línea]. Available: [http://www.hexcel.com/user\\_area/content\\_media/raw/HexPly\\_8552\\_eu\\_DataSheet.pdf](http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf). [Último acceso: 2017].
- [3] Juan Carlos Marín, Determinación del módulo de cortadura intralaminar en compuestos grafito-epoxy mediante el ensayo "off-axis", Sevilla, 1998
- [4] ASTM D3518: Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a  $\pm 45^\circ$  Laminate
- [5] Marín J.C., Justo J., Barroso A., Cañas J., París F., On the optimal choice of fibre orientation angle in off-axis tensile test using oblique end-tabs: Theoretical and experimental studies, 2019, Composites Science and Technology, 178, pp. 11-25

