

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales

Efecto del uso de láminas ultradelgadas en laminados de material compuesto ante carga de compresión

Autor: Leonardo Domínguez Escobar

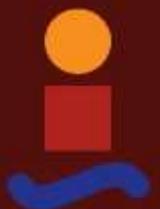
Tutores: Carlos Sandino de Benito

Elena Correa Montoto

**Dpto. Mecánica de Medios Continuos y Teoría
de Estructuras**

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Sevilla, 2024



Trabajo de Fin de Grado
Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales

Efecto del uso de láminas ultradelgadas en laminados de material compuesto ante carga de compresión

Autor:

Leonardo Domínguez Escobar

Tutores:

Carlos Sandino de Benito

Profesor sustituto

Elena Correa Montoto

Catedrática de Universidad

Dpto. Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024

Proyecto Fin de Grado: Efecto del uso de láminas ultradelgadas en laminados de material compuesto ante carga de compresión

Autor: Leonardo Domínguez Escobar

Tutores: Carlos Sandino de Benito
Elena Correa Montoto

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2024

El Secretario del Tribunal

Resumen

Estudio de la influencia de la secuencia de apilado en láminas de material compuesto fibra de carbono/matriz epoxi ante carga estática de compresión uniaxial. El trabajo consiste en la evaluación del comportamiento de láminas ultradelgadas orientadas a 90° con respecto a la dirección de la carga de compresión en laminados cross-ply. Para ello, se definirán diferentes secuencias de apilado compartiendo todos los tipos de laminados el mismo número de láminas de orientación de 0° y 90° respecto a la carga, manteniéndose por lo tanto los espesores de todos los tipos de laminados y teniendo la secuencia de apilado como único factor diferenciador.

Se comparará el comportamiento de los laminados haciendo énfasis en los fenómenos efecto escala y efecto borde, además de estudiar el inicio del daño y analizar su evolución hasta la rotura.

El estudio se realizará completamente de forma experimental, abarcando desde procesos manuales tales como la fabricación de laminados en autoclave, corte y mecanizado de probetas hasta ensayo de probetas ante carga estática e inspección microscópica óptica, concluyendo con un análisis de resultados.

Abstract

Study of the Influence of Stacking Sequence in Carbon Fiber/Epoxy Matrix Composite Laminates Under Uniaxial Compression Static Load. The work involves evaluating the behavior of cross-ply ultra-thin plies oriented at 90° with respect to the compression load direction. To this end, different stacking sequences will be defined, with all laminate types sharing the same number of plies oriented at 0° and 90° with respect to the load. Therefore, the thickness of all laminate types will remain the same, and the stacking sequence will be the only differentiating factor.

The behavior of the laminates will be compared with an emphasis on scale effect and edge effect phenomena, in addition to studying the initiation of damage and analyzing its progression until failure.

The study will be conducted entirely experimentally, encompassing manual processes such as autoclave laminate fabrication, cutting and machining of specimens, as well as testing specimens under static load and performing optical microscopic inspection, concluding with an analysis of the results.

Resumen	viii
Abstract	ix
Índice	x
Índice de Tablas	xii
Índice de Figuras	xiii
1 Introducción	1
1.1 <i>Reseña histórica</i>	1
1.2 <i>Definición de material compuesto</i>	1
1.2.1 Clasificación de los materiales compuestos	1
1.3 <i>Ventajas y limitaciones</i>	4
1.3.1 Ventajas	4
1.3.2 Limitaciones	4
1.4 <i>Aplicaciones</i>	5
1.4.1 Aplicación Aeroespacial	5
1.4.2 Aplicación transporte terrestre	6
1.4.3 Aplicación ocio y deporte	6
1.5 <i>Antecedentes</i>	6
1.6 <i>Motivación y objetivos</i>	7
1.7 <i>Estructura del documento</i>	7
2 Proceso de Fabricación	8
2.1 <i>Tipología de las probetas</i>	8
2.2 <i>Materiales empleados</i>	10
2.3 <i>Fabricación de los laminados</i>	10
2.3.1 Corte del material	10
2.3.2 Apilado y pre-compactación	11
2.3.3 Bolsa de vacío	11
2.3.4 Curado en la autoclave	12
2.4 <i>Preparación de las probetas</i>	13
2.4.1 Resanado y lijado	13
2.4.2 Aplicación y curado del adhesivo	14
2.4.3 Mecanizado de las probetas	15
2.4.4 Lijado y pulido de probetas	16
2.4.5 Inspección de las probetas antes de proceder al ensayo	17
3 Caracterización de las probetas	19
3.1.1 Máquina de Ensayo	19
3.1.2 Útil de compresión	20
3.1.3 Software informático.	20
3.2 <i>Ensayos de caracterización de las probetas ante carga cuasi-estática de compresión</i>	21
3.2.1 Caracterización del laminado tipo A	21
3.2.2 Caracterización del laminado tipo B	22
3.2.3 Caracterización del laminado tipo C	22

3.2.4	Caracterización del laminado tipo Z	23
3.3	<i>Conclusiones</i>	24
4	Inspección por microscopía óptica	26
4.1	<i>Tipos de daño en las capas orientadas a 90º</i>	26
4.2	<i>Equipo utilizado</i>	26
4.3	<i>Estado prístino</i>	27
4.3.1	Zona central	27
4.3.2	Zona de refuerzo	32
4.3.3	Conclusiones encontradas en el estado prístino	35
4.4	<i>Análisis de la evolución del daño</i>	36
4.4.1	Análisis del laminado A	36
4.4.2	Análisis del laminado B	38
4.4.3	Laminado C	40
5	Conclusiones y trabajos futuros	42
	Referencias	11

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades de las fibras de Carbono, Vidrio y Kevlar 49. [1]	3
Tabla 2. Propiedades típicas de las resinas epoxi y poliéster usadas en los materiales compuestos. [1]	3
Tabla 3. Diferentes aplicaciones de la fibra de carbono. [2]	6
Tabla 4. Secuencia de apilado de los diferentes laminados.	8
Tabla 5. Resultados ensayo de rotura laminado tipo A.	21
Tabla 6. Resultados ensayo de rotura laminado tipo B.	22
Tabla 7. Resultados ensayo de rotura laminado tipo C.	23
Tabla 8. Resultados ensayo de rotura laminado tipo Z	24
Tabla 9. Resultados de la resistencia a compresión de los laminados ensayados	25

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Clasificaciones materiales compuestos. [1]	2
Figura 2. Comparación de las diferentes resistencias específicas de cada material. [2]	4
Figura 3. Beechcraft Starship. [2]	5
Figura 4. Dimensiones probeta norma I+D+E-51 [8].	8
Figura 5. Laminado A.	9
Figura 6. Laminado B.	9
Figura 7. Laminado C.	9
Figura 8. A) Prepreg. B) Adhesivo.	10
Figura 9. Corte del prepreg.	11
Figura 10. Estructura bolsa de vacío. [2]	12
Figura 11. Bolsa de vacío para el curado del laminado [7].	12
Figura 12. La autoclave	13
Figura 13. Ciclo de curado de los laminados en autoclave.	13
Figura 14. A) Abrasión por rueda. B) Disco de corte refrigerado por agua.	14
Figura 15. Aplicación del adhesivo.	14
Figura 16. Colocación de varillas	15
Figura 17. Bolsa de vacío petaca	15
Figura 18. Laminados obtenidos tras el curado del adhesivo.	16
Figura 19. A) máquina de pulido. B) útil de pulido.	16
Figura 20. Máquinas de ensayo Instron, modelos A) 4482 y B) 4483	19
Figura 21. Útil de compresión.	20
Figura 22. Software informático.	20
Figura 23. Gráfica Carga - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo A.	21
Figura 24. Gráfica Fuerza - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo B.	22
Figura 25. Gráfica Fuerza - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo C.	23
Figura 26. Gráfica Fuerza - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo Z.	24
Figura 27. Resistencia a compresión de los cuatro laminados ensayados.	25
Figura 28. Microscopio utilizado en la inspección de las probetas. [7]	26
Figura 29. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-1.	27
Figura 30. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-2.	27

Figura 31. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-3.	28
Figura 32. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-4.	28
Figura 33. Despegues aislados en la zona central de la probeta de tipo B en estado prístino	29
Figura 34. Daño longitudinal cerca de la capa de 0° en la zona central de la probeta de tipo B en estado prístino.	29
Figura 35. Daño con cierta inclinación en zona central de la probeta de tipo B en estado prístino B-1.	30
Figura 36. Daño con cierta inclinación en zona central de la probeta de tipo B en estado prístino B-2.	30
Figura 37. Daño transversal en zona central de la probeta de tipo B en estado prístino	30
Figura 38. Despegues aislados y continuos longitudinales en la zona central de la probeta de tipo C en estado prístino C-1.	31
Figura 39. Despegues aislados y continuos longitudinales en la zona central de la probeta de tipo C en estado prístino C-2.	31
Figura 40. Despegues aislados transversales en la zona central de la probeta de tipo C en estado prístino C-3.	31
Figura 41. Despegues continuos transversales en la zona central en estado prístino C-4.	32
Figura 42. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-1.	32
Figura 43. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-2.	33
Figura 44. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-3.	33
Figura 45. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-4.	33
Figura 46. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A alejada de la capa de 0° A-1.	33
Figura 47. Grieta longitudinal en estado prístino en la en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A alejada de la capa de 0° A-2.	33
Figura 48. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.	34
Figura 49. Grupos de despegues en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.	34
Figura 50. Grupos de despegues aislados y continuos en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.	34
Figura 51. Grupos de despegues inclinados y transversales en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.	34
Figura 52. Grupos de despegues aislados y grietas longitudinales en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo C.	35
Figura 53. Grieta longitudinal trasversal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo C.	35
Figura 54 A) Grietas longitudinales después del curado. B) Grietas longitudinales a 93.5% de carga última.	36
Figura 55. A) Grietas longitudinales después del curado. B) Grietas longitudinales a 93.5% de carga última.	37
Figura 56. Daño capas orientadas a 0° al 93.5 % de σ_R , en probetas de tipo A.	37
Figura 57. Daño en capas a 0° y despegue del adhesivo en la zona central probetas A.: A) después del curado, B) 93.5 % de σ_R .	38

Figura 58. Nuevo daño en zona central de probeta B: A) Después del curado. B) 87.5% carga última. C) 90% carga última.	38
Figura 59. Avance del daño en la zona central de probeta B. A) Después del curado. B) 90% Carga última.	39
Figura 60. Daño en la zona central de probeta B en las capas orientadas a 0° al 90% de la carga última.	39
Figura 61. Daño en la zona central de probeta B en la capa de orientación 0° al 90% de la carga última	40
Figura 62. Daño en la zona central de probeta C en la capa orientada a 0° al 90% de la carga última.	41
Figura 63. Daño del adhesivo de la probeta C al 90% de la carga última.	41

1 INTRODUCCIÓN

Este primer capítulo está dedicado a realizar una breve introducción sobre la definición, aparición evolución, y aplicación de los materiales compuestos para justificar la importancia de seguir estudiando el comportamiento de este revolucionario material. Además, este capítulo incluye los antecedentes, los objetivos, la motivación y la estructura de este estudio.

1.1 Reseña histórica

El hombre descubrió hace mucho tiempo que los ladrillos de arcilla pueden ser más fuertes y duraderos al reforzar la arcilla con paja y palos. La madera está formada por fibras de celulosa, fuertes y unidas por una matriz de lignina. Los huesos son fibras de colágeno cortas y suaves incrustadas en una matriz mineral. Tanto la madera como los huesos demuestran la destacada adaptabilidad y capacidades de los materiales compuestos para soportar cargas en diversas condiciones.

Los compuestos sintéticos modernos que utilizan fibras de refuerzo (una fase) y matrices (otra fase) de diversos tipos se han introducido como materiales de reemplazo para los metales en aplicaciones civiles, militares y aeroespaciales. El punto de inflexión en la revolución de los compuestos se ha asociado con el desarrollo de fibras de carbono y boro en la década de 1960. Estas nuevas fibras, que tienen una mayor rigidez que las fibras de vidrio, dieron un aumento significativo en la rigidez de las estructuras compuestas. La capacidad para adaptar estos materiales a las necesidades específicas y sus propiedades superiores son la fuerza impulsora detrás de este aumento en la utilización.

1.2 Definición de material compuesto

La definición más habitual para el material compuesto es la combinación de dos o más materiales con interfases de separación entre ellos a escala macroscópica para formar un nuevo material. Este, tiene como objetivo obtener mejores propiedades que las que tendrían los constituyentes si actuaran de forma aislada.

1.2.1 Clasificación de los materiales compuestos

Hay numerosas formas de clasificar los tipos de material compuesto, en este caso, como se observa en la Figura 1. Clasificaciones materiales compuestos. , se va a realizar la clasificación según la geometría del refuerzo, diferenciando entre fibra, cuya longitud es mucho mayor que las otras dos dimensiones que caracterizan la sección transversal, y partículas, que abarcan una gran variedad de geometrías tales como esféricas, cúbicas, laminares e irregulares. Se ha hecho la clasificación de esta forma ya que la geometría del refuerzo es la principal responsable de modificar las propiedades mecánicas tales como resistencia, rigidez y tenacidad.

El objetivo de estudio será los materiales compuestos con fibra embebidas en matrices, la matriz da forma y une las fibras transfiriendo la carga, además de proteger contra agentes exteriores y daños derivados de su uso y manipulación.

En este estudio el material compuesto estará compuesto por varias capas (multicapas) en este caso, cross-ply (láminas orientadas a 0° y a 90°). Cada capa estará formada por varias láminas que comparten misma dirección de la fibra.



Figura 1. Clasificaciones materiales compuestos. [1]

1.2.1.1 Constituyentes

A continuación, se va a nombrar los constituyentes más utilizados en la industria y alguna de sus propiedades. En este estudio, se trabajará con fibras de carbono con resinas epoxi.

1.2.1.1.1 Fibras

Las fibras más utilizadas son las de carbono, vidrio y Kevlar. Las fibras de carbono son frágiles y presentan una total recuperación elástica cuando se someten a esfuerzos por debajo del de rotura. Las propiedades de esta fibra están fuertemente condicionadas por su longitud ya que al aumentar ésta, más posibilidad de existencia de un defecto, dando lugar a que experimentalmente se obtengan resistencias inferiores a las teóricas. Hay que destacar la gran inferioridad de las propiedades mecánicas trasversales a la orientación de la fibra.

Las fibras de vidrio tienen como base sílice con adiciones de óxidos, presentan buenas propiedades de resistencia, rigidez, eléctricas y de desgaste. A diferencia de la fibra de carbono, la red de vidrio es de estructura tridimensional dando lugar a que las fibras de vidrio sean isotrópicas. La resistencia a la rotura del vidrio está condicionada por el daño superficial que puede sufrir al manipularlo, para evitar este daño, se le aplica una capa protectora que une químicamente la superficie de vidrio y la matriz, dando lugar a una interfase de alta resistencia.

Las fibras orgánicas presentan altas resistencias y rigideces teóricas debido a que son obtenidos de polímeros completamente alineados. Al igual que las fibras de carbono, las fibras orgánicas presentan propiedades anisotrópicas.

Tabla 1. Propiedades de las fibras de Carbono, Vidrio y Kevlar 49. [1]

Propiedades	Unidades	Carbono Base PAN Tipo I	Carbono Base PAN Tipo II	Vidrio E	Kevlar 49 Poliamida
Diámetro	μm	7,0-9,7	7,6-8,6	8-14	11.9
Densidad	10^3 kgm^{-3}	1.95	1.75	2.56	1.45
Módulo de Young E_{11}	GPa	390	250	76	125
Módulo de Young E_{22}	GPa	12	20	76	
Resistencia a tracción	GPa	2.2	2.7	1.4-2.5 (típica) 3.5 (estirada recientemente)	2.8-3.6
Alargamiento de rotura	%	0,5	1,0	1,8 - 3,2	2,2 - 2,8
Coefficiente de dilatación térmica (0 a 100 ° C)	10^{-6} C^{-1}	-0.5 a -1.2 (paralelo) 7-12 (radial)	-0.1 a -0.5 (paralelo) 7-12 (radial)	4.9	-2 (paralelo) 59 (radial)
Conductividad térmica (paralela al eje de la fibra)	$\text{W m}^{-1} \text{ C}^{-1}$	105	24	1.04	0.04

1.2.1.1.2 Matriz

Las matrices más utilizadas son de tipo termoestables, las cuales no se funden al calentarlas, sin embargo, pierden su rigidez al alcanzar la temperatura de transición vítrea, la cual supone una limitación en su aplicación. Las materias primas más usadas como matriz en los materiales compuestos gracias a su gran variedad de propiedades mecánicas y químicas son las resinas epoxi y poliéster, teniendo como temperaturas de transición vítrea de 300 y 110 ° Celsius respectivamente.

Las matrices termoplásticas tienen su uso en aplicaciones que no exijan muy buenas propiedades mecánicas y no se produzcan altos gradientes de temperatura.

Tabla 2. Propiedades típicas de las resinas epoxi y poliéster usadas en los materiales compuestos. [1]

Propiedad	Unidades	Resinas Epoxy	Resinas Poliéster
Densidad	Mg m^{-3}	1.1-1.4	1.2-1.5
Módulo de Young	GPa	3-6	2-4,5
Coef. Poisson		0.38-0.4	0.37-0.39
Resist. Tracción	Mpa	35-100	40-90
Resist. Compresión	Mpa	100-200	90-250
Alarg. Rotura (Tracción)	%	1-6	2
Conduct. Térmica	$\text{W m}^{-1} \text{ C}^{-1}$	0.1	0.2
Coef. dilatación	$10^{-6} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$	60	100-200
Temp. distorsión	$^{\circ}\text{C}$	50-300	50-110
Contracción Curado	%	1-2	4-8
Absor. de Agua (24 h a 20 °C)	%	0.1-0.4	0.1-0.3

1.3 Ventajas y limitaciones

1.3.1 Ventajas

Al comparar las propiedades de los compuestos con los metales, la rigidez o resistencia de un material compuesto puede no ser muy diferente, e incluso menor. Pero cuando se consideran la resistencia específica (relación resistencia-peso) y la rigidez específica (relación rigidez-peso), los materiales compuestos generalmente superan a los metales.

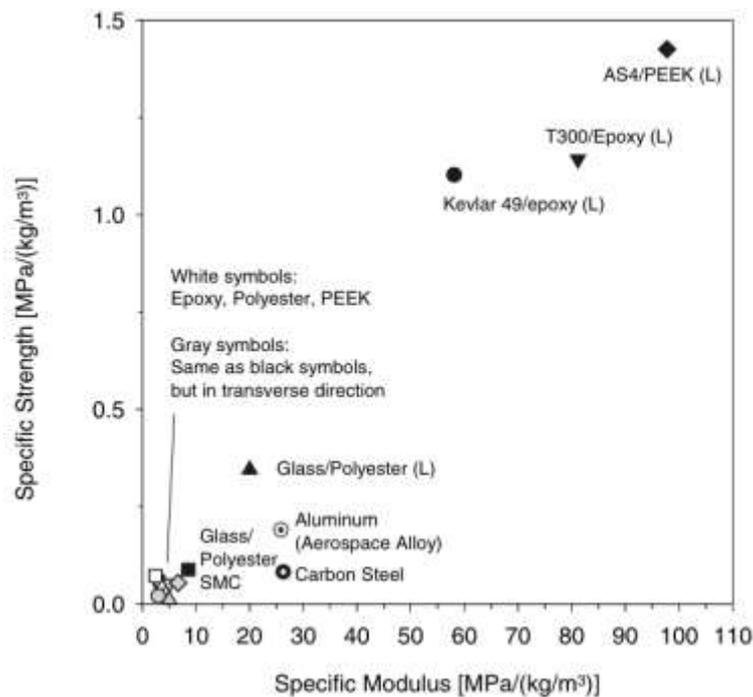


Figura 2. Comparación de las diferentes resistencias específicas de cada material. [2]

Además de mejorar las propiedades estructurales, en muchos casos, los materiales compuestos son mejores en resistencia a la corrosión, resistencia a la fatiga, aislamiento térmico, conductividad y aislamiento acústico que los metales.

Desde el punto de vista de la fabricación, el diseño con materiales compuestos resulta en una reducción significativa en piezas, herramientas y ensamblajes. Las complejas uniones de chapa metálica en muchos casos pueden ser convenientemente reemplazadas por piezas de material compuesto fabricadas de forma monolítica en un solo paso.

1.3.2 Limitaciones

Si bien las ventajas de los materiales compuestos sobre los materiales convencionales son evidentes, no se deben pasar por alto sus limitaciones. Al ser materiales relativamente nuevos, hay una aparente falta de conocimiento y experiencia que limita su rápida incorporación en diseños existentes y nuevos. El alto costo de los materiales y las complejidades en su fabricación son quizás los factores más limitantes en su utilización.

El costo de fabricación es alto en comparación con el de los metales, incluso cuando las herramientas pueden ser simples. Esto se atribuye al alto costo de los constituyentes, la dependencia de mano de obra cualificada y la falta de métodos de fabricación de alta productividad.

Debido a que los materiales compuestos son relativamente nuevos, también hay una falta de herramientas de análisis simples, bases de datos de propiedades de materiales confiables y reglas de diseño fáciles de implementar.

1.4 Aplicaciones

Los materiales compuestos han demostrado ser materiales de ingeniería flexibles y adaptables para muchas aplicaciones, incluyendo la aeroespacial, aviación, automotriz, construcción, marina, productos de consumo y deportes. Cada sector industrial busca características deseables que el material compuesto debe satisfacer. Las estructuras aeroespaciales, por ejemplo, requieren una alta rigidez y resistencia específicas y un grado muy alto de estabilidad dimensional bajo una amplia gama de temperaturas.

1.4.1 Aplicación Aeroespacial

La alta resistencia específica y rigidez de los materiales compuestos también los hacen atractivos para los componentes de aeronaves tanto militares como civiles. Las aeronaves militares, que están más centradas en el rendimiento que por el costo, han sido testigos de la mayor utilización de materiales compuestos avanzados. Los materiales compuestos de polímero y fibra se utilizan extensamente en las estructuras primarias, así como en las estructuras secundarias y superficies de control de las aeronaves militares.

La utilización del material compuesto en la fabricación de aeronaves civiles ha sido mucho más lenta, especialmente en el sector de aeronaves comerciales. Esto se debe principalmente al alto costo, dificultades en la fabricación y falta de datos de rendimiento requeridos para la certificación. Una excepción a esta tendencia se vio en el sector de aeronaves corporativas, donde se introdujeron aeronaves completamente hechas de compuestos. Ejemplos de aeronaves son el Beechcraft Starship, introducido por primera vez a finales de la década de 1980, y el jet empresarial Premier I de Raytheon, introducido unos 10 años más tarde.



Figura 3. Beechcraft Starship. [2]

La utilización de material compuesto en las aeronaves de transporte civiles ha aumentado lentamente desde algo menos del 5% del peso total en el Boeing 757/767 (década de 1980) hasta casi el 50% en el nuevo Boeing 787 Dreamliner. El Airbus A380, la aeronave más grande del mundo también utiliza aproximadamente el 25% de su peso total en material compuesto.

1.4.2 Aplicación transporte terrestre

En la industria del transporte terrestre, se utilizan compuestos de vidrio-polímero para paneles de carrocería, bastidores, componentes estructurales interiores y parachoques. Los compuestos de carbono-polímero se utilizan en hojas de resorte, árboles de transmisión y diversas partes del chasis.

1.4.3 Aplicación ocio y deporte

La industria del ocio y los deportes es el mayor beneficiario de los compuestos de polímeros después de las industrias aeroespacial y de aeronaves. Las estructuras y cascos de embarcaciones incorporan compuestos en gran medida. Los compuestos de vidrio-polímero dominan en la construcción de embarcaciones debido a su ligereza y resistencia a la corrosión. Los compuestos de carbono-epoxi también se utilizan en embarcaciones y autos de carreras de alto rendimiento. Los productos deportivos incluyen raquetas de tenis, marcos de bicicletas, palos de golf, esquís y cañas de pescar.

Tabla 3. Diferentes aplicaciones de la fibra de carbono. [2]

Application area	Examples
Aerospace	Space structures, satellite antenna, rocket motor cases, high pressure fuel tanks, nose cones, launch tubes
Aircraft	Fairings, access doors, stiffeners, floor beams, entire wings, wing skins, wing spars, fuselage, radomes, vertical and horizontal stabilizers, helicopter blades, landing gear doors, seats, interior panels
Chemical	Pipes, tanks, pressure vessels, hoppers, valves, pumps, impellers
Construction	Bridges and walkways including decks, handrails, cables, frames, grating
Domestic	Interior and exterior panels, chairs, tables, baths, shower units, ladders
Electrical	Panels, housing, switchgear, insulators, connectors
Leisure	Tennis racquets, ski poles, skis, golf clubs, protective helmets, fishing rods, playground equipment, bicycle frames
Marine	Hulls, decks, masts, engine shrouds, interior panels
Medical	Prostheses, wheel chairs, orthofies, medical equipment
Transportation	Body panels, dashboards, frames, cabs, spoilers, front end, bumpers, leaf springs, drive shafts

1.5 Antecedentes

Para contextualizar el trabajo realizado, la línea de investigación en la que se engloba este trabajo tiene su origen en la definición y estudio del *efecto escala* bajo carga cuasi-estática de tracción en laminados cross-ply [3]. Dicho efecto es un fenómeno que consiste en un inicio del daño menos significativo al disminuir el espesor de la capa orientada a 90° respecto a la carga. La aparición de láminas ultradelgadas de material compuesto supuso el punto de partida para este estudio, que trató de dar una explicación física a dicho fenómeno.

A continuación, con la motivación del uso del laminado ultradelgado debido a este fenómeno y la búsqueda de reducir peso en las aplicaciones del material compuesto, se realizó un estudio de laminados ultradelgados cross-ply bajo carga cíclica de tracción [4]. Además, los pequeños espesores de las capas ultradelgadas orientadas a 90° con respecto a la carga dieron lugar a fallos que no predice la teoría clásica de laminado: grietas longitudinales. Este fenómeno, que se denomina efecto borde y ha sido recientemente estudiado ante carga cíclica de tracción en [5], está producido por la alteración del estado tensional debido a la presencia de bordes libres.

Por otro lado, ante carga cuasi-estática de compresión, se han realizado distintos estudios en el Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla. El trabajo presentado en [6] se centra en el estudio experimental sobre la aparición y evolución de daños en laminados de material compuesto ante carga cuasi-estática de compresión. Posteriormente, en [7] se ha tratado de trasladar el trabajo anterior al estudio del uso de láminas ultradelgadas ante cargas de compresión, para tratar de encontrar indicios del efecto escala en laminados cross-ply sometidos a este tipo de carga.

1.6 Motivación y objetivos

En el contexto de los recientes avances en la investigación de materiales compuestos y las exigencias de la industria aeronáutica, y siguiendo la estela de los trabajos presentados en la Sección 1.5, este trabajo pretende continuar con el estudio del uso de láminas ultradelgadas de material compuesto fibra de carbono/resina epoxi sometido a carga cuasi-estática de compresión, con el objetivo de observar indicios del fenómeno conocido como efecto escala en laminados cross-ply. Comprender y caracterizar este fenómeno y sus implicaciones en el mecanismo de fallo es esencial para mejorar el diseño y la resistencia de las estructuras de material compuesto de fibra de carbono en la industria aeronáutica.

Más concretamente, en este trabajo se propone el estudio de tres diferentes configuraciones de laminado cross-ply, del mismo espesor, que contienen el mismo número de láminas orientadas a 0° y 90° pero con diferente distribución en la secuencia, obteniendo distintos espesores de las capas de 90° . El objetivo será el estudio de los posibles efectos al agrupar o separar las láminas de 90° dentro de la secuencia, en términos de resistencia a compresión y de aparición y evolución del daño originado por las cargas de compresión en las capas de 90° . Además, la posible aparición de daños no convencionales producidos tras el curado por el denominado *efecto de borde* será igualmente analizada.

1.7 Estructura del documento

El estudio será dividido en 5 capítulos:

- **Capítulo 1: Introducción.**

En este primer capítulo se ha realizado una breve introducción de los materiales compuestos, su historia y aplicaciones. A continuación, se ha contextualizado este trabajo dentro de las líneas de investigación del Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, además de haber presentado la motivación y objetivos del presente estudio.

- **Capítulo 2: Proceso de fabricación.**

En este capítulo se describe el proceso manual del proceso de fabricación de laminados de material compuesto fibra de carbono/resina epoxi curados en autoclave y la obtención de probetas para realizar ensayos cuasi-estáticos de compresión.

- **Capítulo 3: Ensayos.**

En este tercer capítulo se describe todo el proceso de caracterización de los diferentes laminados a través de ensayos cuasi-estáticos de compresión.

- **Capítulo 4: Análisis.**

A continuación, se detalla el proceso de análisis mediante microscopía óptica de las probetas ensayadas a distintos niveles de carga.

- **Capítulo 5: Conclusiones.**

Finalmente se expondrán las conclusiones finales dadas por el estudio y se sugieren futuros trabajos.

2 PROCESO DE FABRICACIÓN

En este capítulo se detallan todos los procesos y materiales utilizados para la fabricación de las probetas, desde el corte y apilado de las láminas de preimpregnado (prepreg) de fibra de carbono/resina epoxi en la sala limpia, hasta el curado en autoclave, así como los procesos posteriores de mecanizado y de preparación para la observación microscópica.

2.1 Tipología de las probetas

Para el diseño de las probetas se han seguido las especificaciones de la norma I+D-E-51, *Ensayo de compresión sobre estratificados de fibra de carbono*, acogiéndose a sus dimensiones, tolerancias y recomendaciones en la fabricación y ensayo de las probetas.

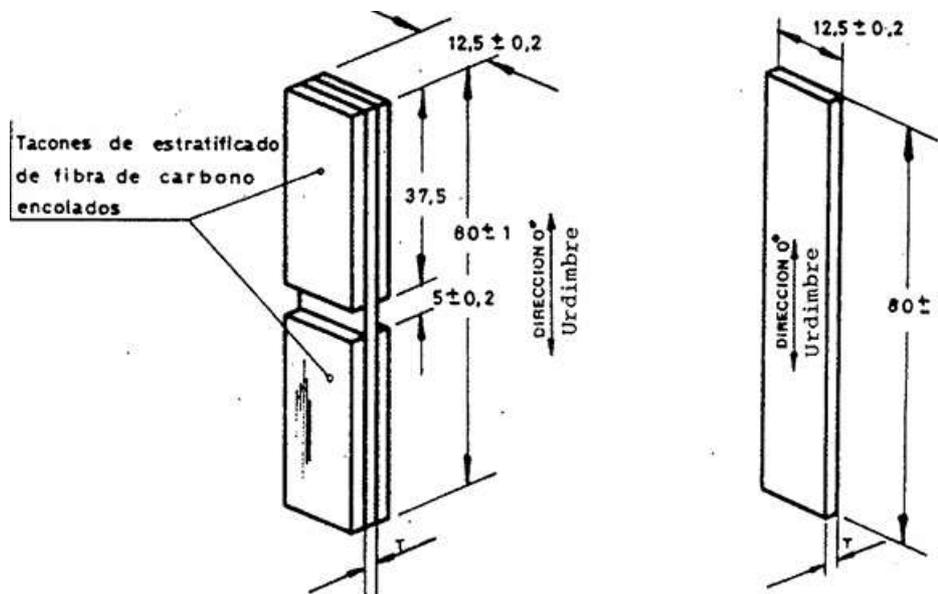


Figura 4. Dimensiones probeta norma I+D+E-51 [8].

En cuanto a la configuración de los diferentes laminados cross-ply, se ha empleado el mismo gramaje y cantidad de láminas de orientación 90° y 0° , teniendo como único factor diferenciador la secuencia de laminado. En la Tabla 4 se muestran las secuencias de apilado. La estrategia seguida, permite pasar de una secuencia en la que todas las láminas orientadas a 90° se encuentran agrupadas (A), a una secuencia en la que se encuentran distribuidas por separado (C), estableciendo también una secuencia intermedia en la que se agrupan 2 láminas (B).

Tabla 4. Secuencia de apilado de los diferentes laminados.

Denominación del laminado	Secuencia de apilado
A	$[0_3/90_2]_s$
B	$[0_2/90_2/0]_s$
C	$[0/90/0/90/0]_s$

Por otro lado, se han utilizado distintos gramajes para las capas orientadas a 0° y 90° . Las capas orientadas a 0°

están fabricadas a partir de láminas de 150 g/m² (lo cual corresponde a un espesor que se puede considerar estándar), mientras que las capas orientadas a 90° están constituidas a partir de láminas de 50 g/m² (espesor ultradelgado). De acuerdo con la norma, la zona libre de refuerzo, también llamado zona central, tendrá una longitud de 5 milímetros. Las Figura 5, Figura 6 y Figura 7, muestran imágenes obtenidas con microscopía óptica de la zona central de probetas curadas.

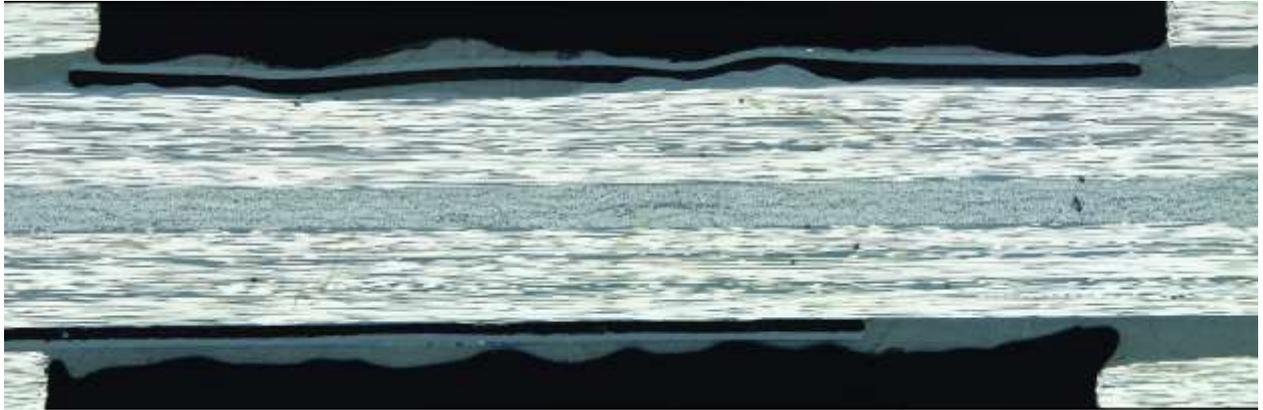


Figura 5. Laminado A.

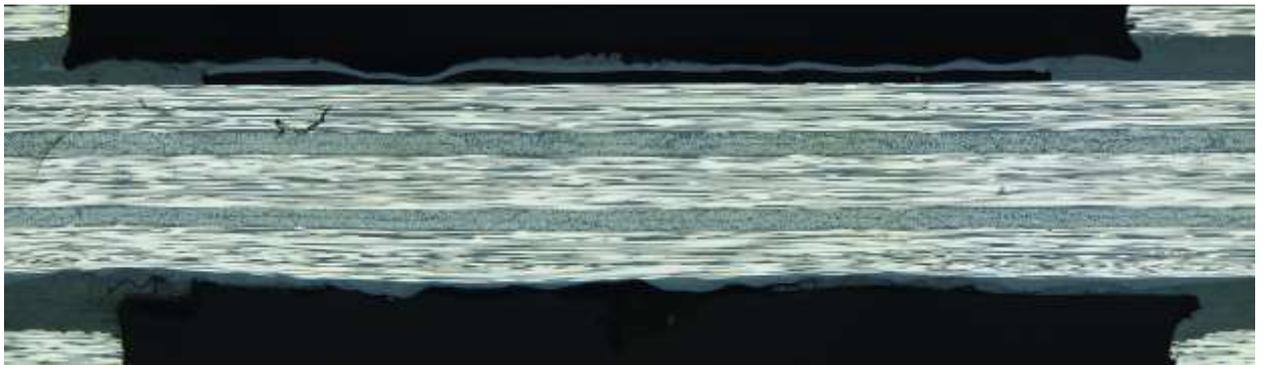


Figura 6. Laminado B.



Figura 7. Laminado C.

Siguiendo las especificaciones de la norma, se requiere el uso de una zona de refuerzo o de tacos en las probetas destinadas a ensayos de compresión. Estos se adhieren al laminado, incrementando la superficie de contacto en los extremos, previniendo así la aparición de fenómenos como la delaminación y garantizando que la rotura de las probetas se produzca en la zona libre de refuerzo. La norma recomienda que estén fabricados con el mismo material que la probeta y con misma orientación a la carga. De esta manera, se evita que los tacos sean demasiado gruesos o rígidos. En este caso, se ha decidido fabricar los tacos con una secuencia de apilado de [0₇] con láminas de 150 g/m².

2.2 Materiales empleados

El material compuesto utilizado para la fabricación de las probetas es el preimpregnado de fibra de carbono y resina epoxi TP 402/T700SC de gramajes 50 g/m² y 150 g/m², fabricado por la empresa North Thin Ply Technology.

Debido a que el prepreg de material compuesto utilizado está conformado por una resina sin polimerizar, debe ser conservado en un envoltorio sellado y guardado en una cámara frigorífica a una temperatura de -18°C, evitando así el curado de la resina. Antes de ser manipulado, debe dejarse fuera de la cámara frigorífica entre 2 y 3 horas a temperatura ambiente.

El Adhesivo utilizado es epoxi en película con un tejido “knit” de poliamida, denominado Adhesivo Film AF-163-2K.06. Al igual que el material compuesto, debe mantenerse en una cámara frigorífica a -18°C. Por lo tanto, es preciso esperar a que se atempere previamente a su manipulación.

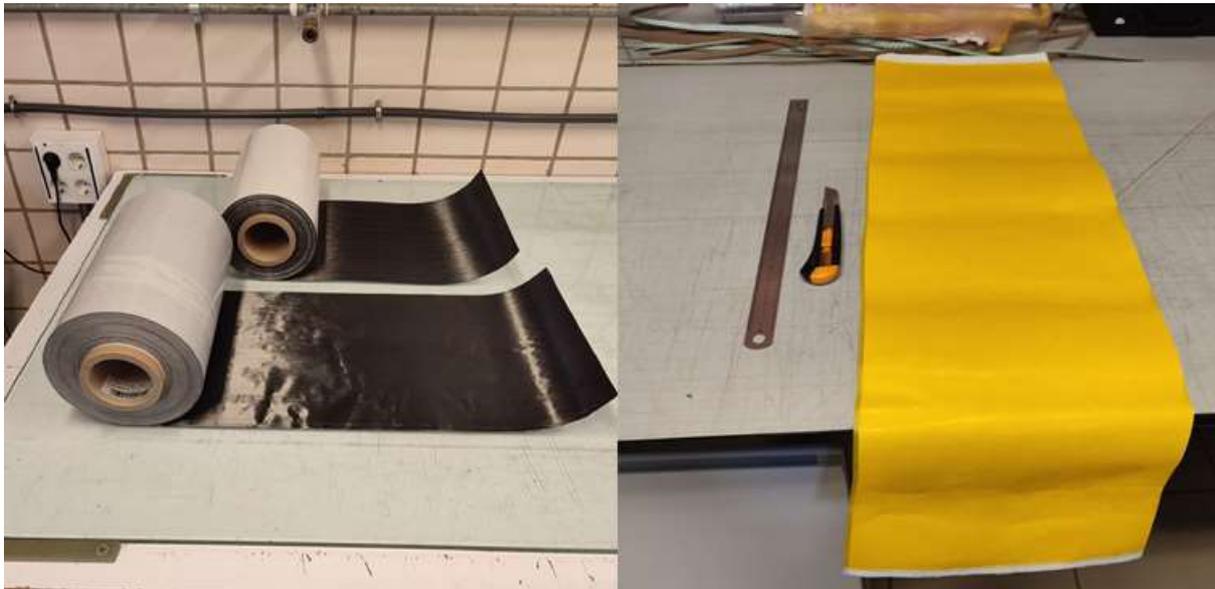


Figura 8. A) Prepreg. B) Adhesivo.

2.3 Fabricación de los laminados

A continuación, se detallan los procesos seguidos para la obtención de los laminados, desde el corte del prepreg hasta el curado en autoclave. Todo este proceso se ha realizado en una sala limpia, situada en el Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales, LERM, con el fin de tener controlado las condiciones de temperatura, presión, humedad y calidad del aire.

2.3.1 Corte del material

Con el fin de llegar a las dimensiones finales dadas en la norma I+D-E-51, se pretende obtener laminados de 300 mm x 100 mm. Para ello, aprovechando que el rollo del prepreg tiene de ancho 300 mm y con la ayuda de una placa metálica de dimensiones de 300 mm x 300 mm, se obtienen retales de 3 láminas cada uno con las dimensiones anteriormente mencionadas. Para el corte del preimpregnado, se utiliza un cúter y un juego de reglas metálicas.



Figura 9. Corte del prepreg.

2.3.2 Apilado y pre-compactación

Una vez se han obtenido todas las láminas, orientadas a 0° y 90° , se procede al apilado, respetando las tres secuencias descritas anteriormente. Para ello, se ha apoyado el laminado en una superficie lisa y limpia, se ha utilizado un bloque metálico que actúa como tope en el que apoyar los bordes de cada lámina, y así utilizarlo como referencia para asegurar el paralelismo y/o perpendicularidad de las fibras. A la hora de retirar el papel protector, se hace tirando de éste en la dirección de la fibra. Tras el apilado de cada lámina, se ha utilizado una espátula con la que se ejerce presión para sacar todo el aire que haya podido quedar atrapado entre capas. Por último, tras apilar 4 láminas del laminado, introduce el material en una bolsa de vacío presurizada para realizar una pre-compactación. El proceso se repite hasta el apilado de todas las láminas.

2.3.3 Bolsa de vacío

La bolsa de vacío tiene como objetivo resguardar los paneles de los agentes ambientales, asegurar el flujo uniforme de la resina y la extracción total de aire atrapado entre las distintas láminas, durante el proceso de curado del material en autoclave.

Su fabricación es un proceso totalmente manual en el que se envuelven los laminados con diferentes materiales para cumplir correctamente las funciones de la bolsa.

Para la creación de la bolsa, en primer lugar, se utiliza una plancha metálica sin imperfecciones limpiada previamente con acetona. Sobre la plancha, se coloca una lámina desmoldeante de teflón para evitar la adherencia de la resina y la plancha metálica. Encima del desmoldeante, se colocan los laminados apilados, suficientemente espaciados entre sí. A continuación, de nuevo una lámina desmoldeante de teflón y el airweave o tejido aireador, que facilita la evacuación de aire y de gases volátiles durante el curado y asegurar la correcta distribución presión y la temperatura en el laminado. Sobre el airweave se colocan unas tomas para aplicar el vacío y se envuelve el conjunto con una lámina de nailon, que cierra la bolsa de vacío y protege a los laminados de las altas temperaturas dadas por la autoclave. Finalmente, se asegurará la estanqueidad de la bolsa a través de su cierre mediante el uso de una masilla que sella la bolsa de nailon a la plancha metálica. La Figura 10 muestra un esquema de la bolsa de vacío.

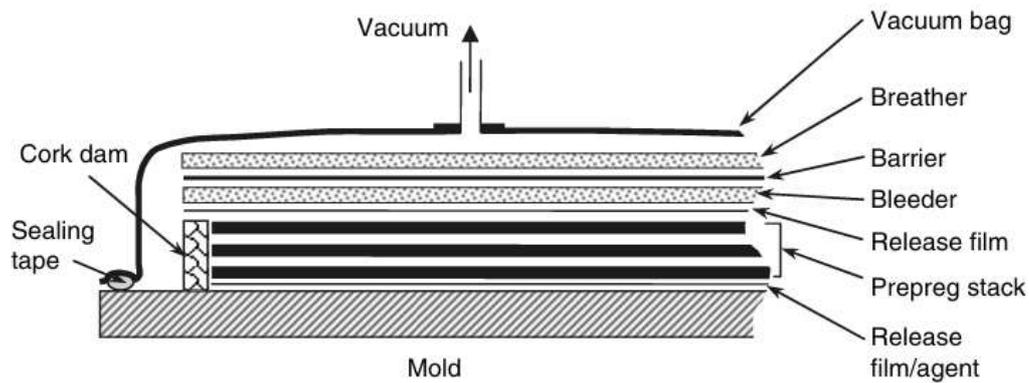


Figura 10. Estructura bolsa de vacío. [2]



Figura 11. Bolsa de vacío para el curado del laminado [7].

2.3.4 Curado en la autoclave

La autoclave es una cámara presurizada ampliamente utilizada en el sector de los materiales compuestos. Su labor es realizar la polimerización la resina a través de la aplicación de un ciclo donde se controla las variables presión y temperatura, además, aplicase un vacío a la bolsa que permite compactar los paneles del material.

La autoclave del Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales (Figura 12) corresponde al modelo SCHOLZ BA-E44313-1 con un rango de sobrepresiones desde 14.5 a 25.5 bar y con un rango de temperatura de -10 ° a 400 °C, utilizando el aire caliente como agente de carga y con velocidad máxima de calentamiento de 5 °C por minuto.

El ciclo de curado de la resina se caracteriza por los cambios de las variables presión y temperatura, aumentando ambos de forma gradual, llegado a un cierto valor y manteniéndose constantes durante casi todo el ciclo. Finalmente se procede al enfriamiento y disminución de la presión de forma gradual hasta llegar a condiciones ambiente.

Antes de comenzar el proceso de curado, y para asegurar de que no hay infiltraciones de aire en la bolsa, se le aplicará un pequeño vacío para verificar la ausencia de pérdidas. Para el curado de la resina, la duración del ciclo ha sido de unas cuatro horas con temperatura de 135 ° Celsius y presión de 7 bares. La gráfica presentada en la



Figura 12. La autoclave

Curing Process

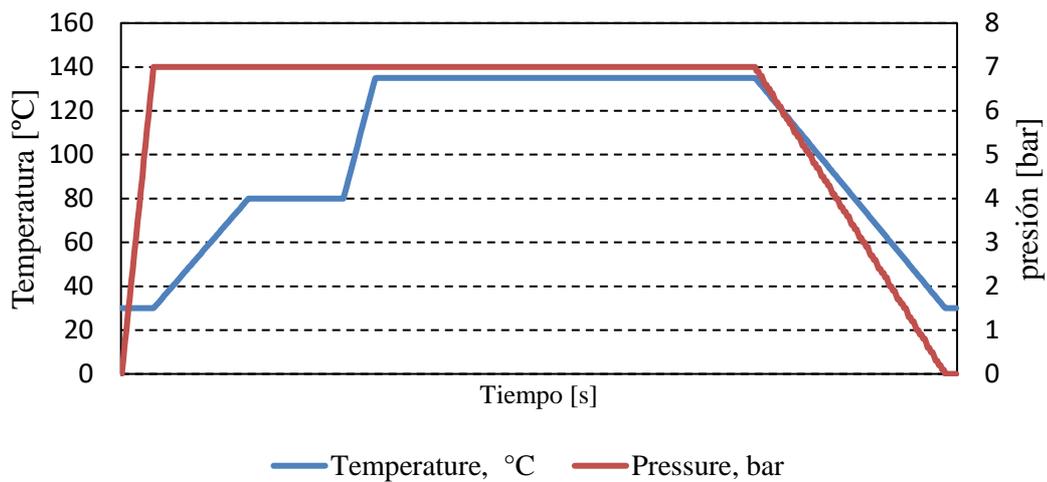


Figura 13. Ciclo de curado de los laminados en autoclave.

2.4 Preparación de las probetas

2.4.1 Resanado y lijado

Tras el curado de la resina, se procede al resanado de los paneles para eliminar la resina sobrante que ha fluido fuera del laminado, esto se hará por abrasión por rueda (Figura 14a).

El proceso de resanado y corte de los laminados se realizará utilizando un disco de corte de polvo de diamante, refrigerado con agua (Figura 14b). En primer lugar, se resanarán los paneles de dimensiones iniciales de 300 x 100 milímetros dándoles unas dimensiones finales de 290 x 90 milímetros para los paneles del laminado y 290 x 45 milímetros para los paneles correspondiente a la zona de refuerzo.



Figura 14. A) Abrasión por rueda. B) Disco de corte refrigerado por agua.

Una vez se han obtenido las dimensiones correctas de los paneles, se procede al lijado de la superficie de los paneles de refuerzo y por ambas caras los paneles del laminado (salvo la zona central, libre de tacos) con el fin de conseguir superficies óptimas de adherencia en las que se colocará el adhesivo.

En cuanto al lijado, se utiliza una máquina de chorro de arena, siendo protegida la zona libre de tacos con cinta de carroceros. A continuación, se procede a limpiar el material con agua e isopropanol para retirar el polvo generado.

2.4.2 Aplicación y curado del adhesivo

2.4.2.1 Aplicación del adhesivo

Se realiza un corte del adhesivo con dimensiones ligeramente inferiores a las del taco y se pegará en la zona del refuerzo dejando un margen de espacio con la zona central para evitar que rebose adhesivo sobre ésta durante el curado (Figura 15). Además, para evitar lo máximo posible este fenómeno y así no tener que realizar mecanizados posteriores, se cubrirá la zona libre de taco con cinta autoadhesiva resistente a altas temperaturas. Una vez puesto el adhesivo, se retirará su papel protector y se pegarán los tacos aplicando aire caliente con un secador. Posteriormente se utilizan pinzas para sujetar los paneles y evitar el desplazamiento relativo entre taco y adhesivo (Figura 15).



Figura 15. Aplicación del adhesivo.

2.4.2.2 Colocación de varillas y preparación de la bolsa de vacío

Para el curado de del adhesivo previamente se colocará una varilla plana de material compuesto de 5 milímetros cubriendo la zona libre de tacos, haciendo de tope entre los tacos. Se colocará una lámina de teflón desmoldeante para evitar que la varilla se quede pegada a la superficie del panel, tal y como se muestra en la Figura 16. El objetivo es garantizar que los tacos no se desplacen hacia la zona central durante el curado del adhesivo.

Tras esto, se realiza la bolsa de vacío de similares características a la bolsa de vacío utilizada para el curado de la resina, Figura 17, con la única diferencia es que no se necesitará una superficie plana metálica sin imperfecciones como apoyo, ya que la bolsa se cerrará sobre sí misma.

En cuanto al ciclo de curado del adhesivo se ha llevado durante 4 horas unas condiciones de temperatura de 120°C y presión de 2.5 bares.



Figura 16. Colocación de varillas

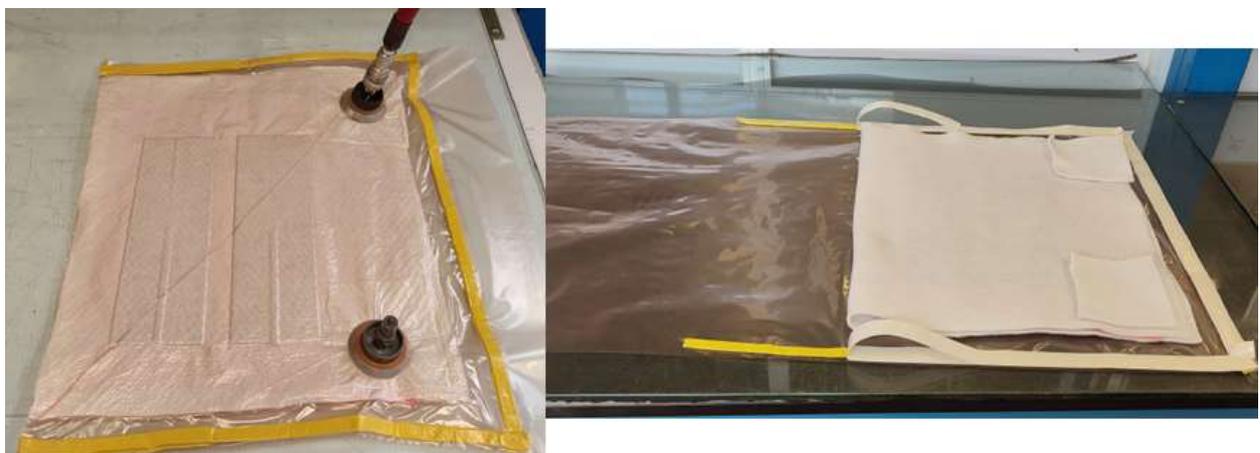


Figura 17. Bolsa de vacío petaca

2.4.3 Mecanizado de las probetas

Antes del mecanizado de las probetas, Figura 18, se realizará el resanado de los paneles, eliminando así el

adhesivo que ha fluido durante el curado, obteniendo la longitud final de las probetas dadas por la norma I+D-E-5. Dichas probetas deben tener una longitud de 80 milímetros con tolerancia de 1 mm, donde se buscará que las longitudes de los tacos en ambas partes sean de 37.5 mm. A continuación, se hará el corte de las probetas con ancho 12.5 mm con margen de 0.2 milímetros.

Es importante resaltar un detalle clave para el corte de las probetas. El corte debe realizarse de tal forma que las superficies superior e inferior de la probeta, sobre las que se aplica la carga, sean lo más paralelas posibles, con el fin de obtener una uniformidad en el reparto de carga a lo largo del área.



Figura 18. Laminados obtenidos tras el curado del adhesivo.

2.4.4 Lijado y pulido de probetas

Para una correcta inspección microscópica de las probetas, se realiza un lijado y pulido en los bordes libres. Para ello se utiliza una máquina pulidora automática que cuenta con un útil exclusivamente diseñado para el lijado y pulido de tres probetas para ensayos de tracción, por lo que se tuvo que adaptar el apoyo de las probetas de compresión añadiendo varillas de material compuesto, permitiendo duplicar el número de probetas pulidas a la vez. Este proceso de lijado y pulido consiste en varias etapas realizadas de forma consecutiva y de forma progresiva.



Figura 19. A) máquina de pulido. B) útil de pulido.

2.4.5 Inspección de las probetas antes de proceder al ensayo

Tal como menciona en el punto 6 de la norma [8], antes de proceder al ensayo, se identificará cada probeta y se las someterá a inspección para detectar posibles defectos dados por el proceso de fabricación.

Tras la inspección visual, se realizó repetidas mediciones en los espesores, longitudes y anchos de las probetas, teniendo como dimensiones finales la media aritmética, asegurando así que estuvieran dentro de las tolerancias exigidas.

3 CARACTERIZACIÓN DE LAS PROBETAS

En este capítulo se describen los ensayos de compresión realizados para caracterizar las diferentes configuraciones de apilado. Para ello se ensayan las probetas hasta su rotura para obtener los valores de la resistencia a compresión de cada laminado, para así, realizar posteriormente ensayos a un porcentaje de ésta y analizar mediante microscopía cuándo aparece y cómo evoluciona el daño.

Antes, se presentarán las herramientas utilizadas tales como la máquina de ensayo, el útil de compresión y el software informático.

3.1.1 Máquina de Ensayo

Se han empleado dos máquinas universales de ensayos del fabricante Instron, modelos 4482 y 4483 con células de carga de 100 kN y 150 kN en cada máquina respectivamente. Estas máquinas están compuestas por un bastidor, una unidad de accionamiento de la cruceta, un sistema de medida de carga y control montado en una consola y conectado a un ordenador con un software integrado para la extracción de datos y control del ensayo.

Para la máquina de ensayo universal Instron 4482, Figura 20a, se detalla el proceso de montaje a continuación. Se atornilla la célula de carga a la cruceta de la máquina, después se fija el adaptador con un perno y rosca a la célula de carga, del mismo modo se fija el plato superior de compresión al adaptador. Se emplea el mismo procedimiento para el fijado del plato de compresión inferior en el plato de base de la máquina.

La máquina de ensayo universal lleva incorporado una consola de control que se utilizará para comunicarse con el ordenador. Desde la consola se puede modificar la posición del plato superior y recalibrar la máquina justo antes de cada ensayo.



Figura 20. Máquinas de ensayo Instron, modelos A) 4482 y B) 4483

3.1.2 Útil de compresión

Los ensayos ante carga cuasi-estática de compresión necesitan de un útil que sujete y evite el pandeo por flexión de la probeta. Su diseño está definido por la norma ASTM-D695, *Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics*.

El proceso de colocación de la probeta en el útil es muy relevante ya que, si los aprietes de los tornillos y centrado de la probeta no son adecuados, el útil podría absorber carga, invalidando así los resultados obtenidos en el ensayo. Además, se debe de asegurar que las superficies de apoyo y laterales estén en contacto con la base y paredes del útil. Al inicio de cada ensayo, la mayor parte de los desplazamientos que se producen vienen dados por las partes del útil con holgura. Una vez asentadas todas las partes, la gráfica evolucionará con normalidad.

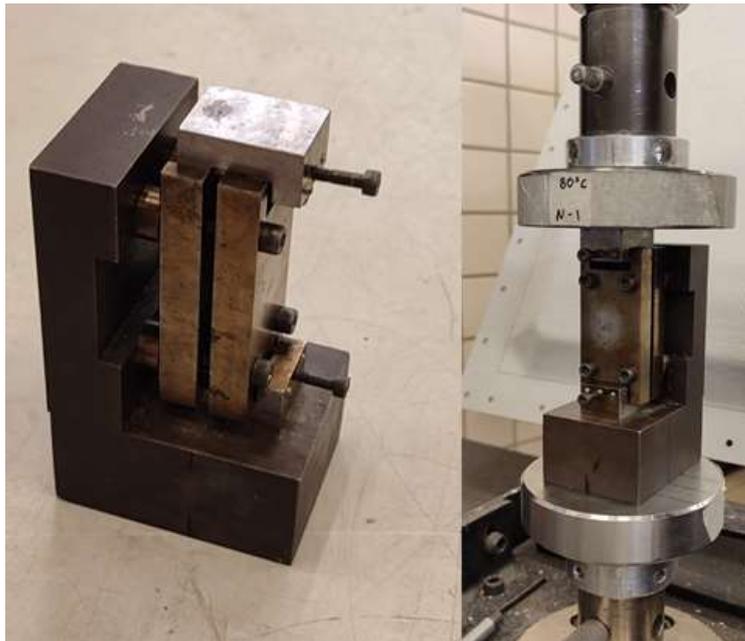


Figura 21. Útil de compresión.

3.1.3 Software informático.

Esta herramienta sirve para comunicar el ordenador con la máquina de ensayo. En ella, se introducen ciertos datos iniciales tales como el espesor, el ancho de la probeta y velocidad del ensayo, de manera que el programa realice los cálculos correspondientes y genere un informe del ensayo realizado.

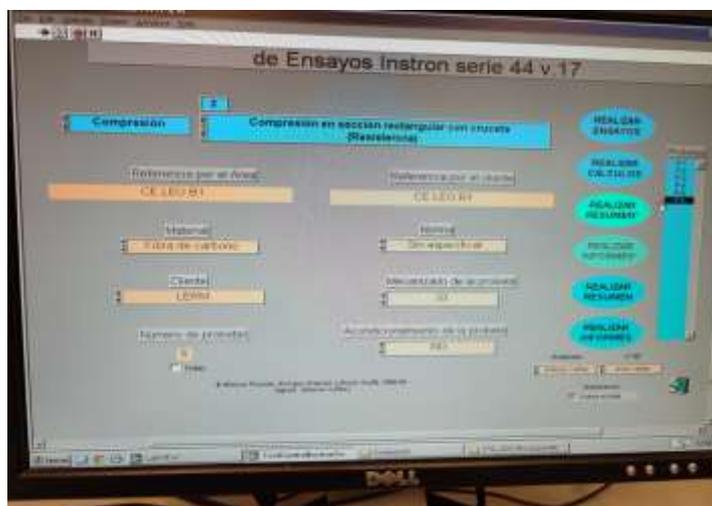


Figura 22. Software informático.

3.2 Ensayos de caracterización de las probetas ante carga cuasi-estática de compresión

Como se ha mencionado al principio del capítulo, se realiza el ensayo hasta la rotura de varias probetas de cada tipo de laminado para sacar la resistencia a compresión del laminado σ_R^x (siendo x el laminado ensayado) su desviación estándar y coeficiente de variación. Para ello, se mide previamente al ensayo, las dimensiones de cada probeta para posteriormente calcular la resistencia a la compresión. La velocidad del ensayo es de 0.5 mm/min.

3.2.1 Caracterización del laminado tipo A

Se ha llevado hasta la rotura 6 probetas, obteniéndose una resistencia a compresión media de 959.57 MPa, con una desviación típica de 83.50 MPa y coeficiente de variación del 8.7%. Los resultados obtenidos para cada probeta se muestran en la Tabla 5, mientras que la gráfica carga-desplazamiento se muestra en la Figura 23.

Tabla 5. Resultados ensayo de rotura laminado tipo A.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm ²)	Carga última (N)	σ_R^A (MPa)
A1.1	12.68	1.12	14.20	12556.8	884.30
A1.2	12.61	1.12	14.12	12390.03	877.40
A1.3	12.70	1.12	14.22	14607.09	1026.93
A1.4	12.64	1.12	14.16	12596.04	889.52
A1.5	12.68	1.12	14.20	14901.39	1049.14
A1.6	12.55	1.12	14.06	14479.56	1030.13

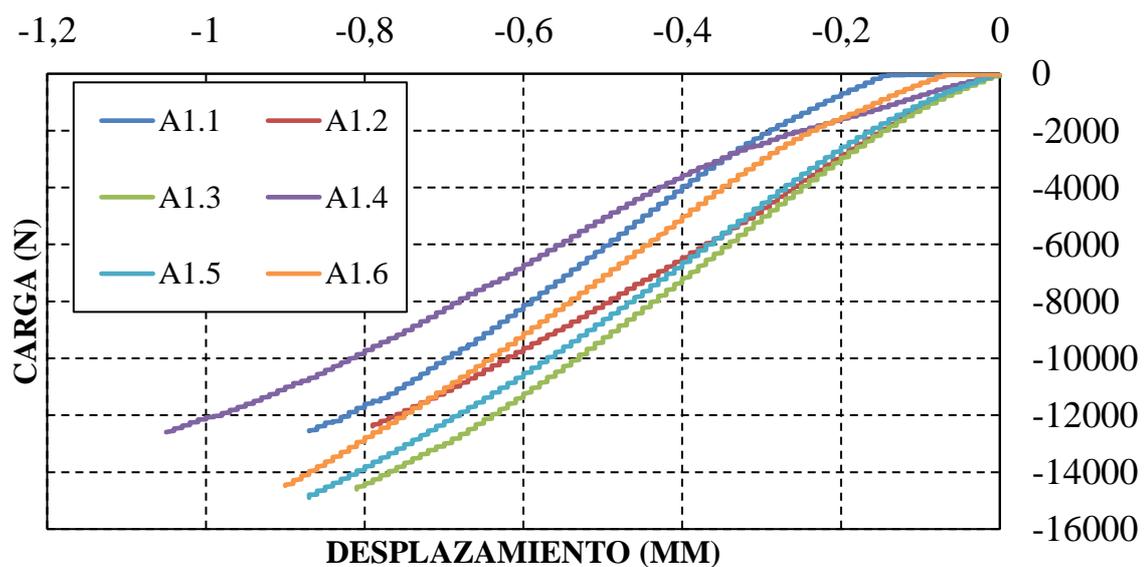


Figura 23. Gráfica Carga - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo A.

3.2.2 Caracterización del laminado tipo B

Se ha realizado el ensayo hasta la rotura de 7 probetas, aunque sólo se ha tenido en cuenta el valor proporcionado por 6 de ellas, ya que la probeta B1.9 tiene un despegue del taco ocasionado antes de la rotura. Se ha obtenido una carga media de rotura de 1002.98 MPa con desviación típica de 74.07 MPa y coeficiente de variación de 7.38. Los resultados obtenidos para cada probeta se muestran en la Tabla 6, mientras que la gráfica carga-desplazamiento se muestra en la Figura 24.

Tabla 6. Resultados ensayo de rotura laminado tipo B.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm ²)	Carga última (N)	σ_R^B (MPa)
B1.1	12.34	1.12	13.82	13390.65	969.14
B1.3	12.45	1.12	13.95	14175.45	1016.33
B1.5	12.33	1.12	13.81	15676.38	1135.33
B1.6	12.45	1.12	13.94	13910.58	997.87
B1.7	12.51	1.12	14.01	13832.1	987.48
B1.8	12.46	1.12	13.96	12723.57	911.74
B1.9	12.51	1.12	14.01	-	-

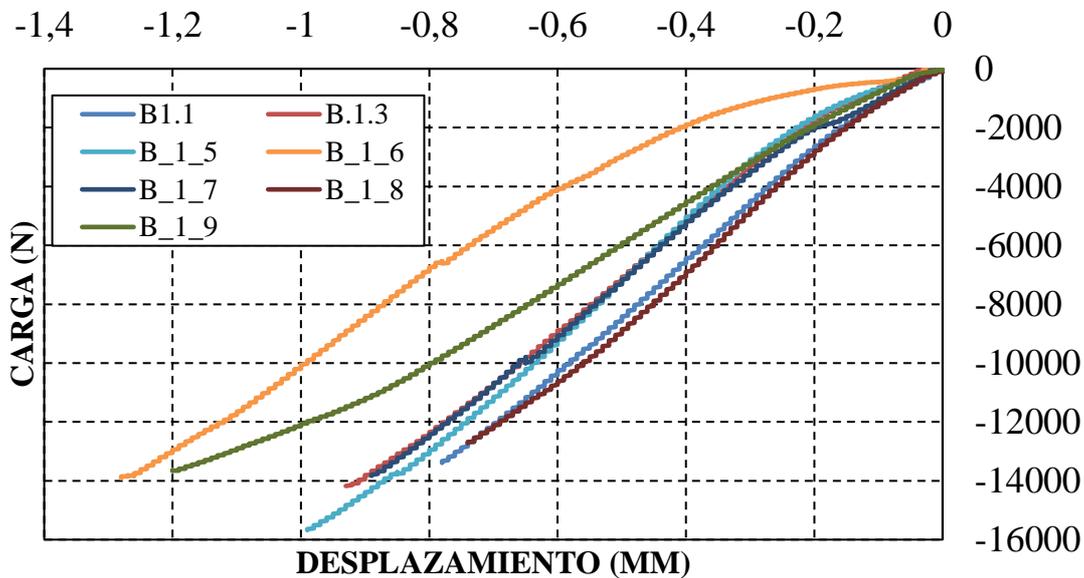


Figura 24. Gráfica Fuerza - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo B.

3.2.3 Caracterización del laminado tipo C

Se ha llevado hasta la rotura de nuevo 11 probetas, en este caso únicamente se ha tenido en cuenta el valor dado por 6 probetas, debido a que, en los 5 restantes, C1.1, C1.3, C1.7, C1.8, C1.9 se produjo el despegue del taco

antes de la rotura. Se ha obtenido una resistencia a compresión media de 1026.31 MPa con desviación típica de 56.18 MPa y coeficiente de variación del 5.5%. Los resultados obtenidos para cada probeta se muestran en la Tabla 7, mientras que la gráfica carga-desplazamiento se muestra en la Figura 25.

Tabla 7. Resultados ensayo de rotura laminado tipo C.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm ²)	Carga última (N)	σ_R^c (MPa)
C1.1	12.22	1.11	13.56	-	-
C1.2	12.2	1.11	13.56	12753	940.20
C1.3	12.27	1.11	13.62	-	-
C1.4	12.27	1.11	13.62	14479.56	1062.99
C1.5	12.51	1.11	13.88	14224.5	1024.78
C1.6	12.38	1.11	13.74	14499.18	1055.12
C1.7	12.50	1.11	13.88	-	-
C1.8	12.50	1.11	13.88	-	-
C1.9	12.41	1.11	13.78	-	-
C2.2	12.53	1.11	13.78	13488	978.6
C2.4	12.52	1.11	13.77	15097	1096.21

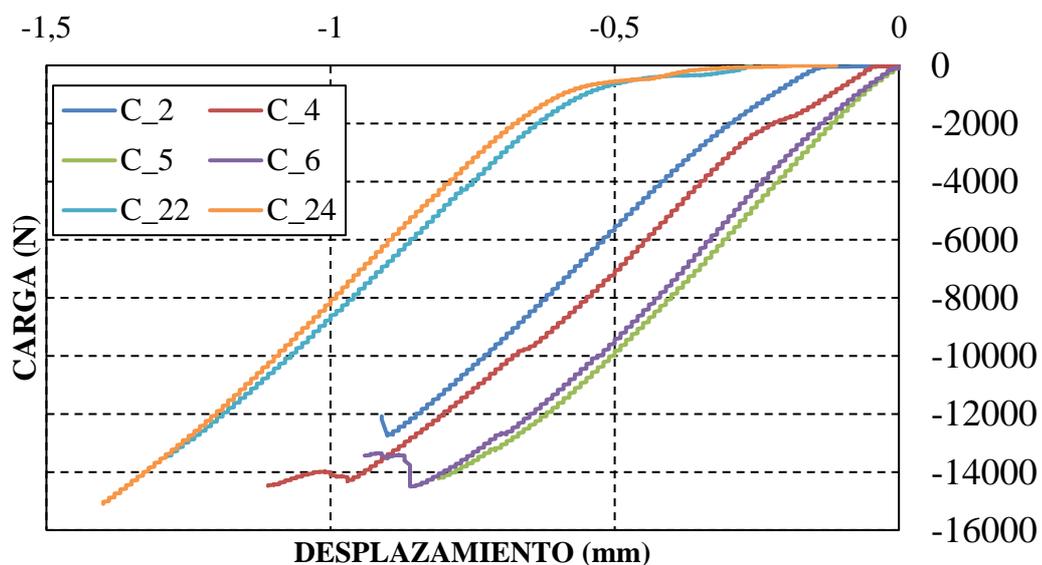


Figura 25. Gráfica Fuerza - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo C.

3.2.4 Caracterización del laminado tipo Z

Debido a la similitud de los valores obtenidos en las resistencias a compresión de los laminados de las tipologías

A, B y C (si bien, se observa que la resistencia a compresión disminuye ligeramente al agrupar las láminas orientadas a 90°) se han fabricado probetas unidireccionales con el mismo número de láminas orientadas a 0° que los laminados A, B, y C, es decir, con la secuencia [0]₇. Este laminado ha sido denominado *Laminado Z*. Para las probetas obtenidas de dicho laminado, se ha obtenido una carga media de rotura de 1054.74 MPa con una desviación típica de 84.6 MPa y un coeficiente de variación del 8.02%. Los resultados obtenidos para cada probeta se muestran en la Tabla 8, mientras que la gráfica carga-desplazamiento se muestra en la Figura 26.

Tabla 8. Resultados ensayo de rotura laminado tipo Z

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área (mm ²)	Carga última (N)	σ_R^Z (MPa)
Z1	12.7	1.02	12.95	12939	998.84
Z2	12.5	1.02	12.75	14057	1102.51
Z3	12.5	1.02	12.75	12213	957.88
Z4	12.55	1.02	12.80	15303	1195.45
Z5	12.47	1.02	12.72	13400	1053.51
Z6	12.5	1.02	12.75	13008	1020.24

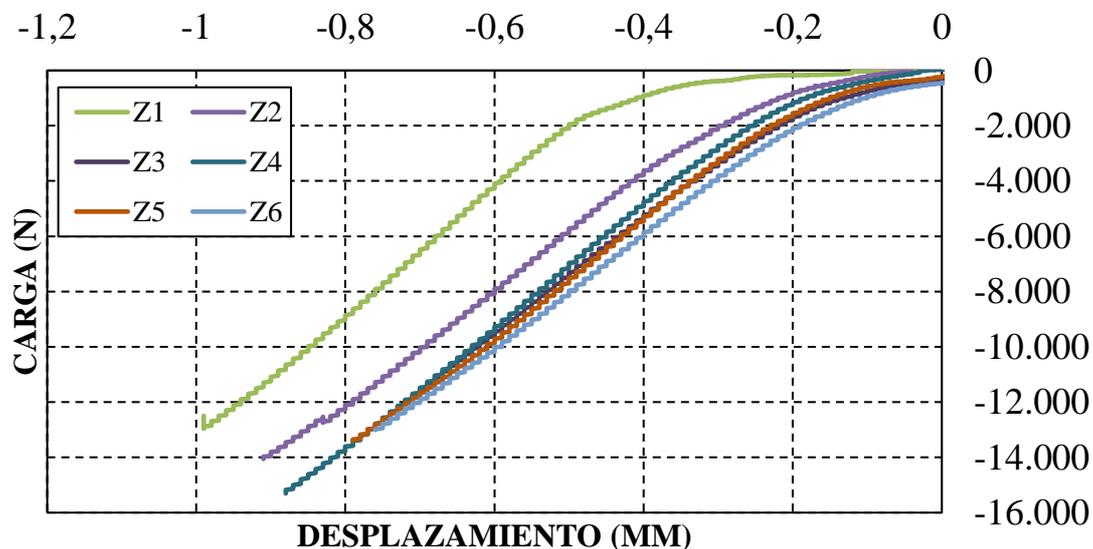


Figura 26. Gráfica Fuerza - Desplazamiento de los ensayos de las probetas de tipo Z.

3.3 Conclusiones

Tras la realización de los ensayos ante carga cuasi-estática de compresión y la obtención de los resultados, la Tabla 9 muestra los valores obtenidos para la resistencia a compresión σ_R^x para los 4 laminados fabricados. Además, los resultados se han representado en la figura 27, incluyendo los intervalos dados por la desviación

típica.

Tal y como se puede observar, cuando se analizan inicialmente los 3 laminados cross-ply empleados (A, B, y C), se puede observar una ligera tendencia de aumento de la resistencia a compresión conforme las láminas orientadas a 90° tienden a desagruparse, es decir, cuando pasamos del laminado A, al B y finalmente al C. Este hecho podría confirmar un indicio de un posible efecto escala ante carga de compresión. Sin embargo, al analizar los intervalos dados por la desviación típica, se observa que dichos intervalos se solapan y, por lo tanto, no se observa un efecto significativo del espesor de la capa con orientación 90° respecto a la carga en el valor de la resistencia a compresión.

Para confirmar este hecho, se fabricó un laminado con el mismo número de láminas de 0° que los laminados A, B, y C. Este laminado (Z) presenta un valor de la resistencia a compresión cuyo intervalo dado por la desviación típica también se solapa con la de los laminados A, B y C. Esto permite confirmar que, para las configuraciones estudiadas, no existe un efecto de la presencia de las láminas orientadas a 90° en la resistencia a compresión.

Tabla 9. Resultados de la resistencia a compresión de los laminados ensayados

Laminado	σ_R^x (MPa)	Desviación típica (MPa)	Coefficiente de variación (%)
A	959.57	83.50	8.70
B	1002.98	74.07	7.38
C	1020.77	56.18	5.50
Z	1054.74	84.6	8.02

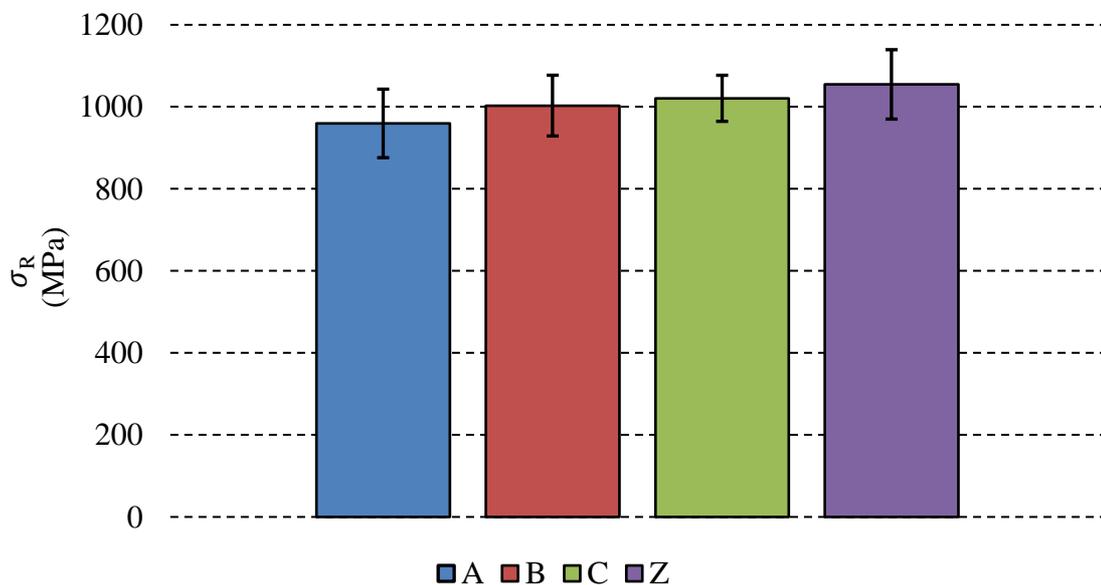


Figura 27. Resistencia a compresión de los cuatro laminados ensayados.

4 INSPECCIÓN POR MICROSCOPIA ÓPTICA

En este capítulo, se describe el proceso de inspección de las probetas mediante microscopía óptica tras el curado, es decir en estado prístino, y su posterior inspección al ser cargada a distintos porcentajes de la resistencia a compresión calculada en el capítulo anterior para los laminados A, B, y C.

4.1 Tipos de daño en las capas orientadas a 90°

Previamente al análisis de la inspección microscópica, se va a introducir los diferentes tipos de daño que se pueden observar en las capas orientadas a 90° de la dirección de la carga aplicada, en función de su estado de crecimiento y cómo este se desarrolla a lo largo de la capa.

- **Despegue aislado:** Despegue inicial que aparecen en la interfase fibra-matriz. Su aparición está definida por el tipo de carga a la que la probeta está sometida. En este caso, para cargas de compresión, los despegues ocurren en los puntos de la interfase orientados a 45 ° de dirección de la carga aplicada, donde las tensiones circunferenciales son máximas.
- **Despegue continuo:** Despegues aislados consecutivos en fibras muy cercanas.
- **Daño transversal generalizado:** Conjunto de despegues discontinuos a lo largo de la capa de 90 °
- **Grieta transversal:** Conjunto de daños en la dirección trasversal a la carga, unidos entre si alcanzando la totalidad del espesor de la capa de 90°.
- **Grieta longitudinal:** Conjunto de daños de orientación de forma paralela a la dirección de la carga generados por el estado tensional que se produce debido al curado del material. Aparecen en los bordes de las probetas, tras su mecanizado. En la literatura científica, este fenómeno es conocido como “efecto borde”.

4.2 Equipo utilizado

Se ha empleado un Microscopio modelo Epihot 200 Inverted Metallurgical Microscope para la inspección de las probetas. Éste, permite la regulación de la luminosidad y contraste de las imágenes, además, incluye diferentes lentes que permiten ver las probetas con diferentes aumentos.



Figura 28. Microscopio utilizado en la inspección de las probetas. [7]

4.3 Estado prístino

A continuación, se va a presentar el estado de los diferentes tipos de laminado antes de ser cargadas, diferenciando entre la zona central y la zona reforzada.

4.3.1 Zona central

4.3.1.1 Probeta A

En la zona libre de refuerzo se encontraron escasos daños, los cuales fueron grietas longitudinales en su mayoría, cercanos a la interfase con la capa orientada a 0° como se puede observar en las imágenes presentadas en las Figuras Figura 29, Figura 30, Figura 31 y Figura 32.

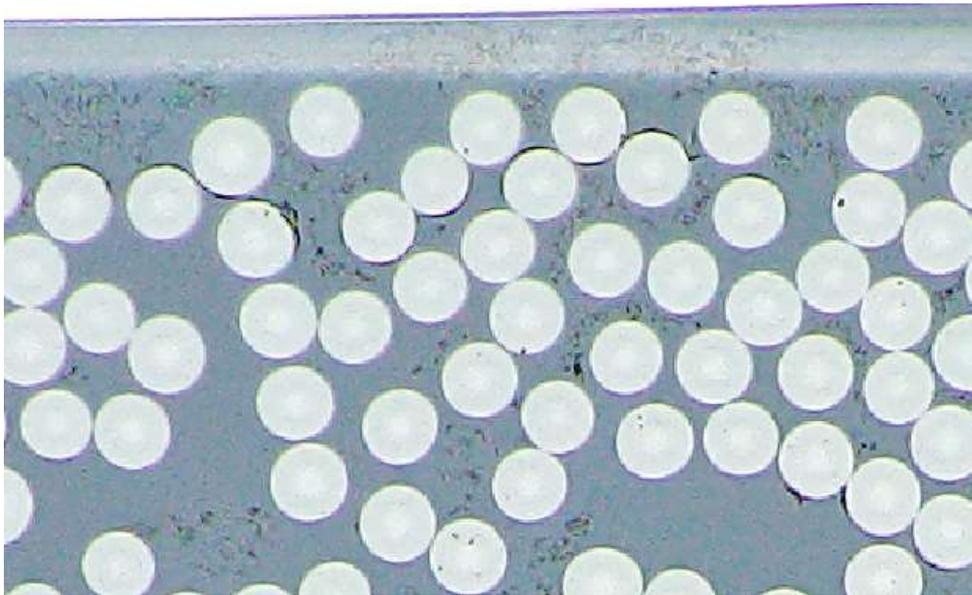


Figura 29. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-1.

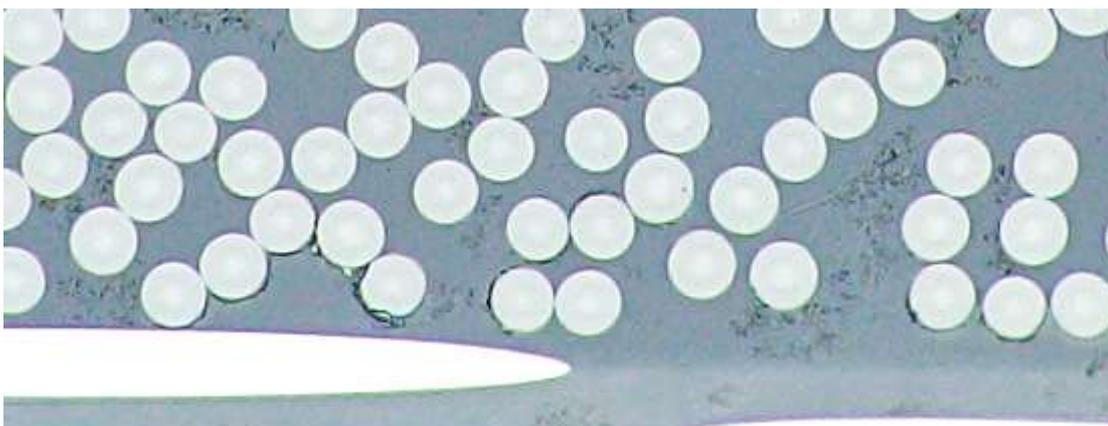


Figura 30. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-2.

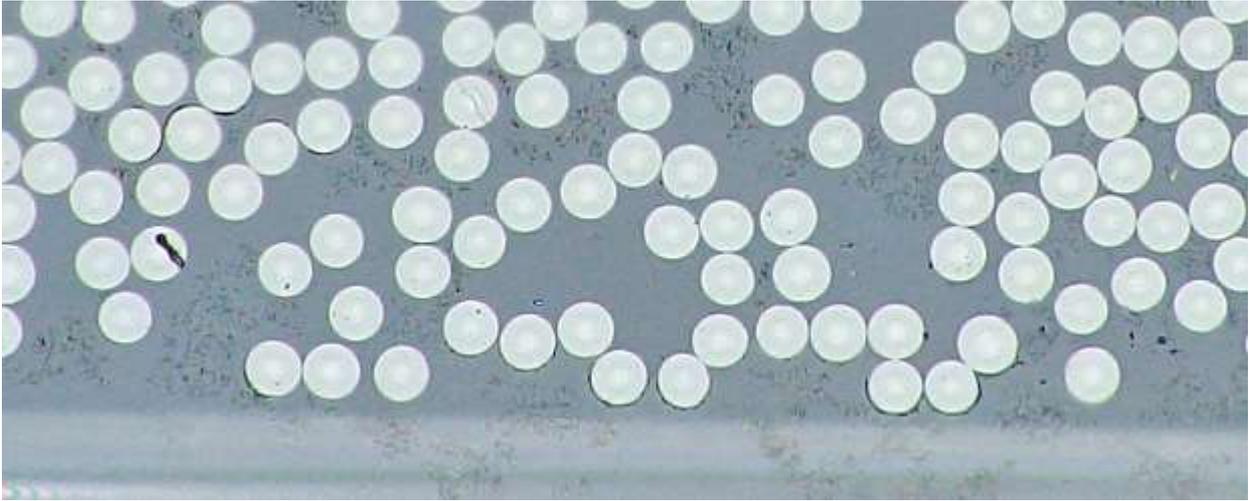


Figura 31. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-3.

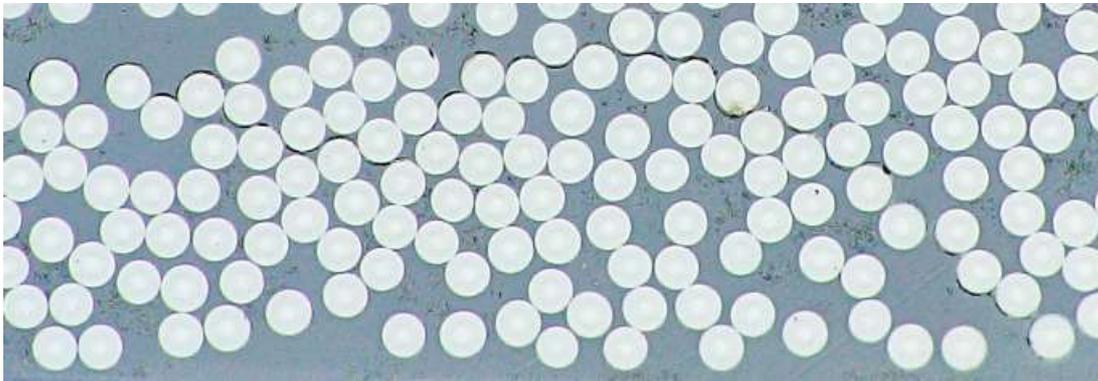


Figura 32. Daño longitudinal en la zona central en estado prístino A-4.

4.3.1.2 Probeta B

En el caso de la zona central del tipo de laminado B, el número y la extensión de los daños es considerablemente menor que en el caso de las probetas del laminado A. Los daños se encuentran frecuentemente como grupos de despegues aislados tales como los que se observan en la Figura 33 y cercanos a la zona de los tacos como se puede ver en la Figura 34. Algunos de estos daños, presentan una orientación inclinada como en las Figura 35 y Figura 36, e incluso transversal como el mostrado en la Figura 37. Estos cambios en la orientación no se han encontrado en ninguna probeta correspondiente a los laminados A, y podrían estar asociados a un cambio del estado tensional producido durante el curado, asociado al cambio de espesor de la capa orientada a 90° .

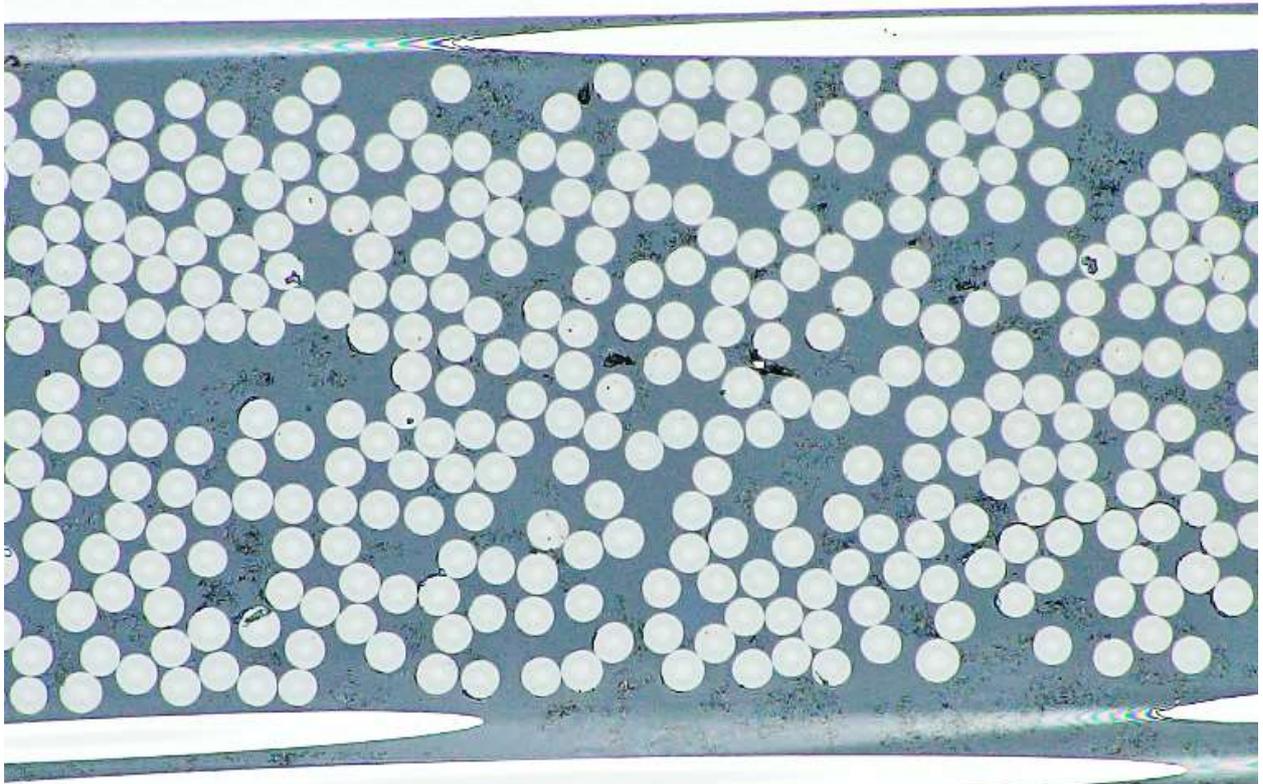


Figura 33. Despegues aislados en la zona central de la probeta de tipo B en estado prístino

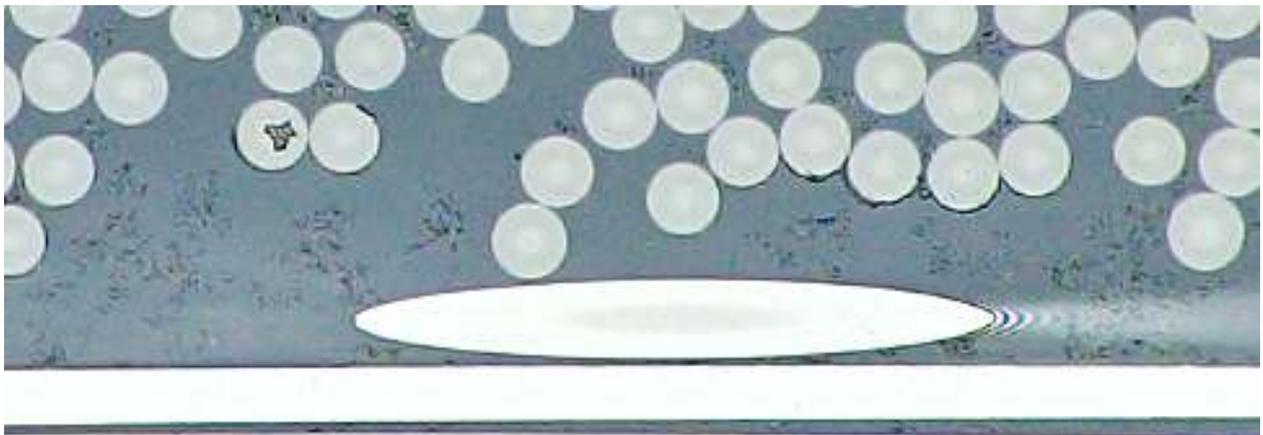


Figura 34. Daño longitudinal cerca de la capa de 0° en la zona central de la probeta de tipo B en estado prístino.

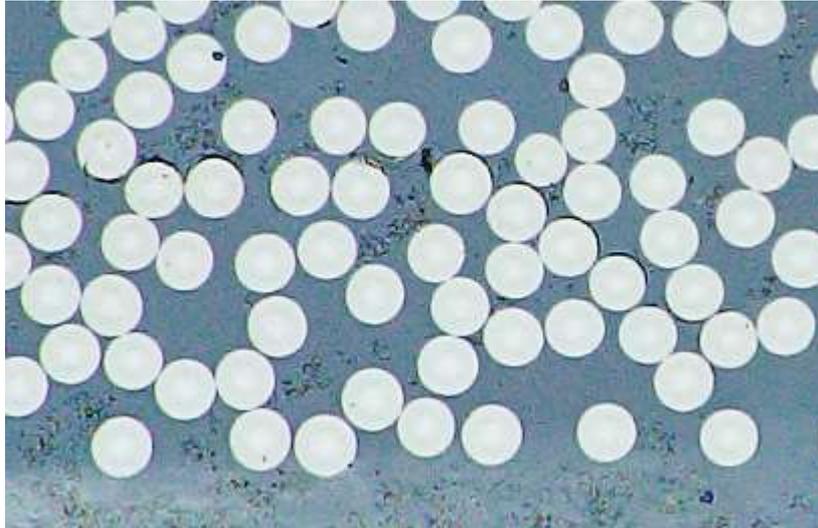


Figura 35. Daño con cierta inclinación en zona central de la probeta de tipo B en estado prístino B-1.

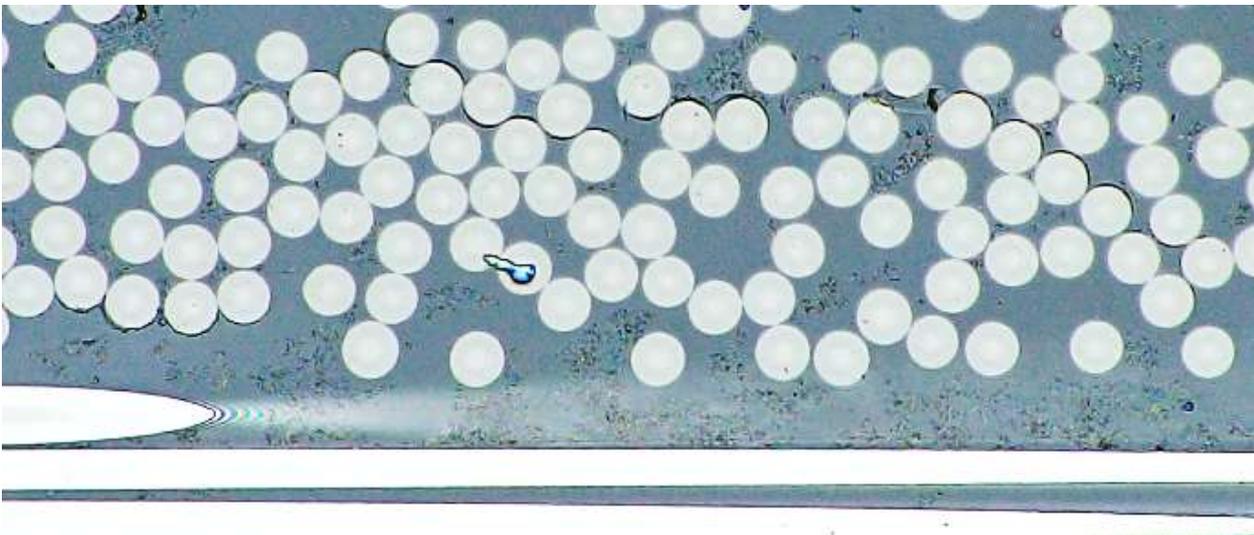


Figura 36. Daño con cierta inclinación en zona central de la probeta de tipo B en estado prístino B-2.

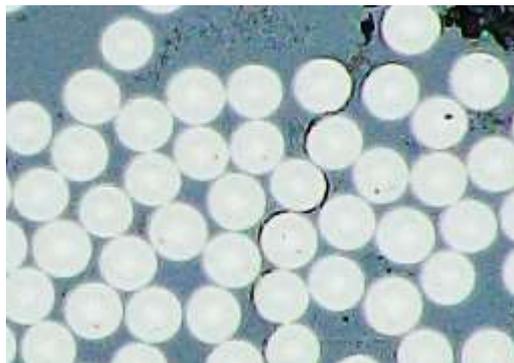


Figura 37. Daño transversal en zona central de la probeta de tipo B en estado prístino

4.3.1.3 Probeta C

En el caso del tipo de laminado C la aparición de daños en la zona central en el estado prístino es casi inexistente. Se encuentran algunos despegues aislados y continuos longitudinales, cercanos a la interfase con la capa orientada a 0° respecto a la carga, como se muestra en las Figura 38 y Figura 39. En las Figura 40 y Figura 41

se encuentran daños longitudinales transversales, en forma de despegues aislados y continuos, lo que confirma el cambio de orientación en los daños al disminuir el espesor de la capa de 90°.



Figura 38. Despegues aislados y continuos longitudinales en la zona central de la probeta de tipo C en estado prístino C-1.

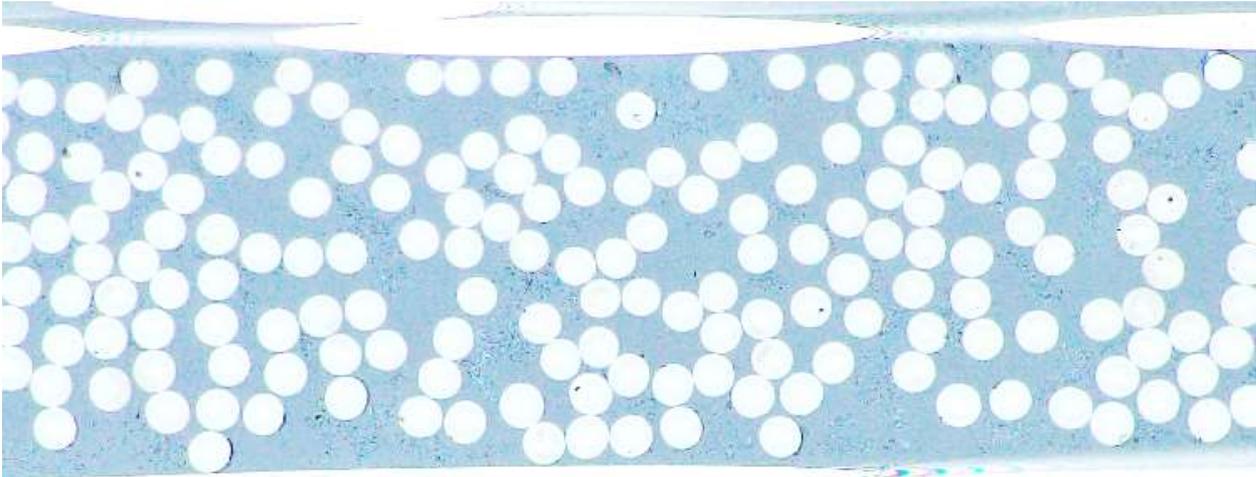


Figura 39. Despegues aislados y continuos longitudinales en la zona central de la probeta de tipo C en estado prístino C-2.

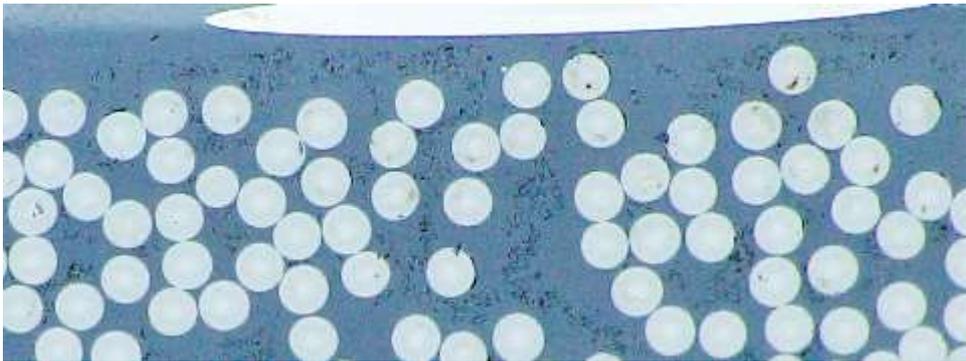


Figura 40. Despegues aislados transversales en la zona central de la probeta de tipo C en estado prístino C-3.



Figura 41. Despegues continuos transversales en la zona central en estado pristino C-4.

4.3.2 Zona de refuerzo

4.3.2.1 Probeta A

Se observa la aparición de grietas longitudinales en la capa de 90° producidas por el llamado “efecto borde” de manera considerable. Estas grietas aparecen fundamentalmente en las zonas cercanas a la interfase con la capa de 0°, como se observa en las Figura 42, Figura 43, Figura 44 y Figura 45. Aunque también pueden aparecer de eventualmente en la zona central de capa de 90°, como se muestra en las Figura 46 y Figura 47.

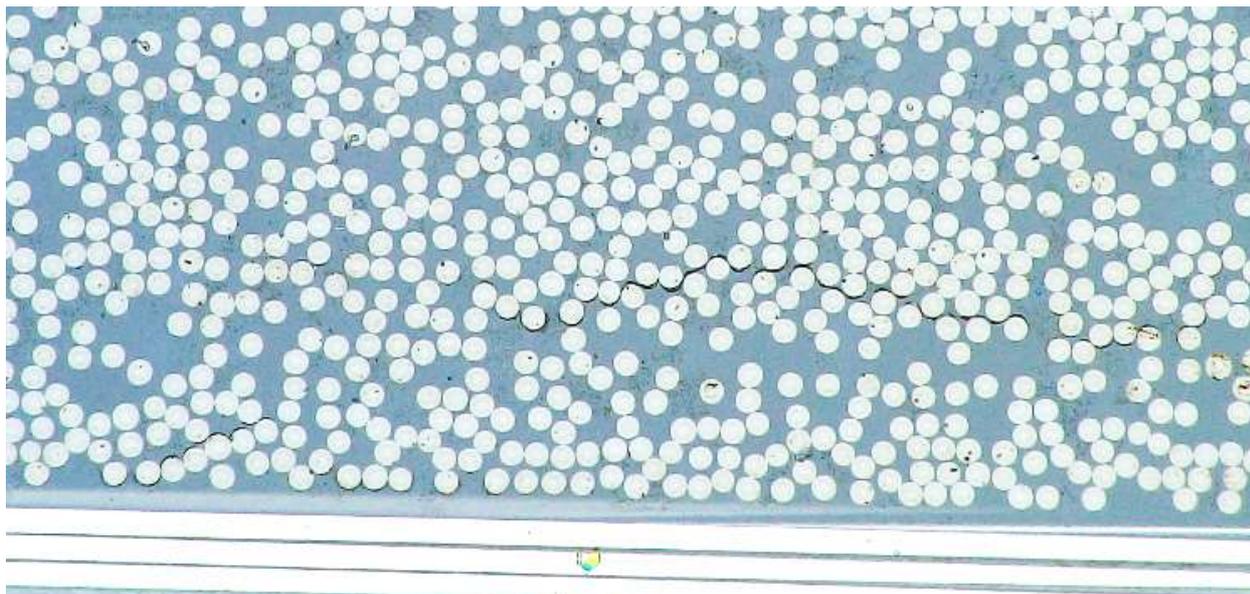


Figura 42. Grieta longitudinal en estado pristino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-I.

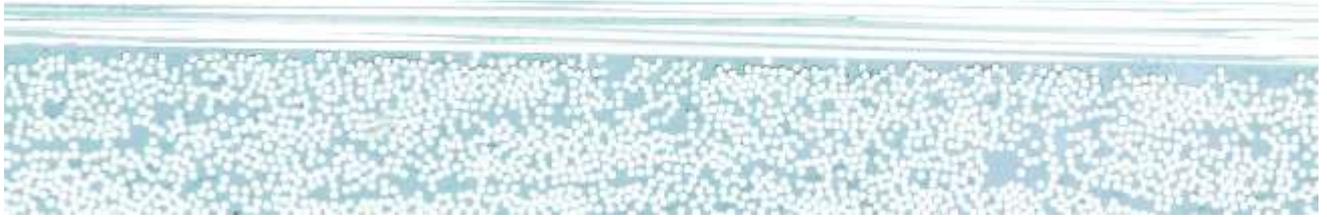


Figura 43. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-2.

o



Figura 44. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-3.



Figura 45. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A cerca de la capa de 0° A-4.

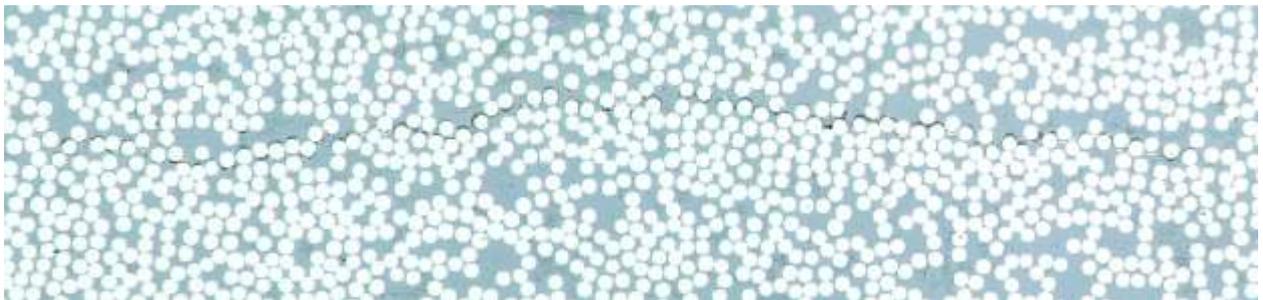


Figura 46. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A alejada de la capa de 0° A-1.



Figura 47. Grieta longitudinal en estado prístino en la en la zona de refuerzo de la probeta de tipo A alejada de la capa de 0° A-2.

4.3.2.2 Probeta B

En el caso del tipo de laminado B, se observan grietas longitudinales en menor cantidad que en el caso de las probetas A y de menor longitud, con despegues más cerrados. En el caso de grietas longitudinales, se muestra un ejemplo en la Figura 48. También se observan grupos de despegues continuos como los que se observan en la Figura 49. Además, en la Figura 50 se muestran grupos de despegues aislados y continuos. De forma excepcional, aparecen daños con otras orientaciones, como despegues continuos inclinados y transversales (Figura 51).

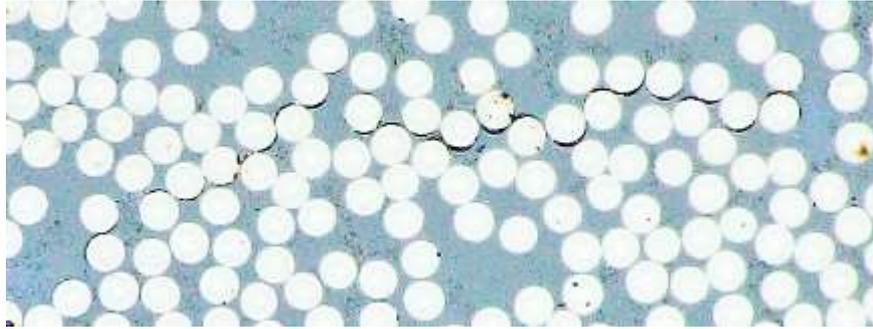


Figura 48. Grieta longitudinal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.

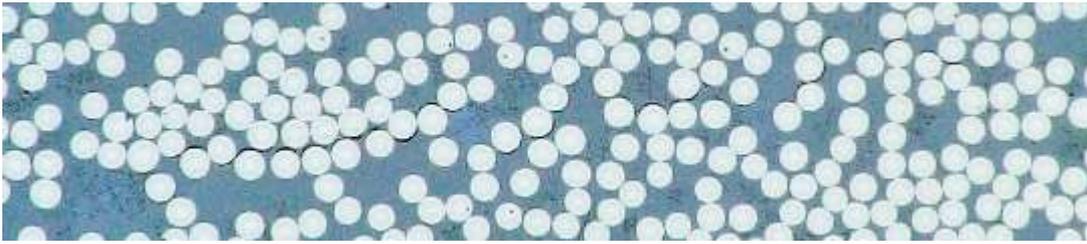


Figura 49. Grupos de despegues en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.

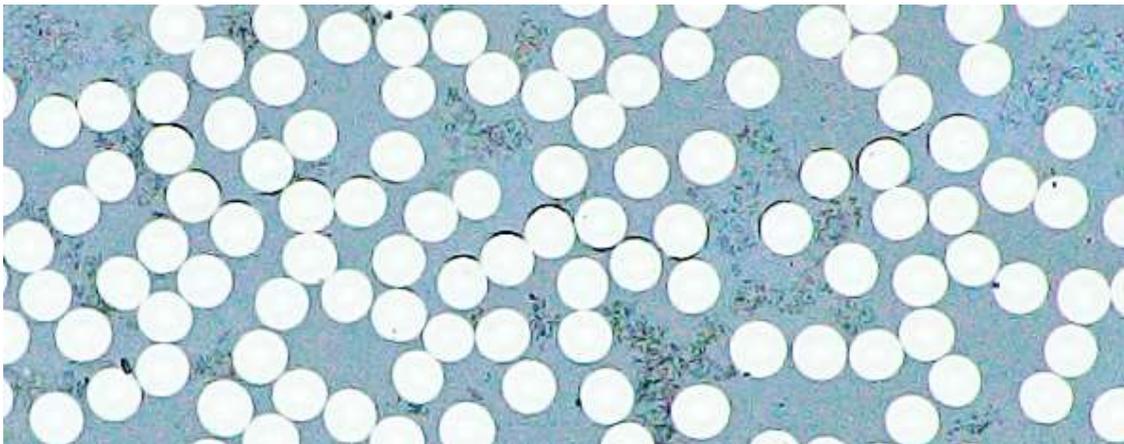


Figura 50. Grupos de despegues aislados y continuos en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.

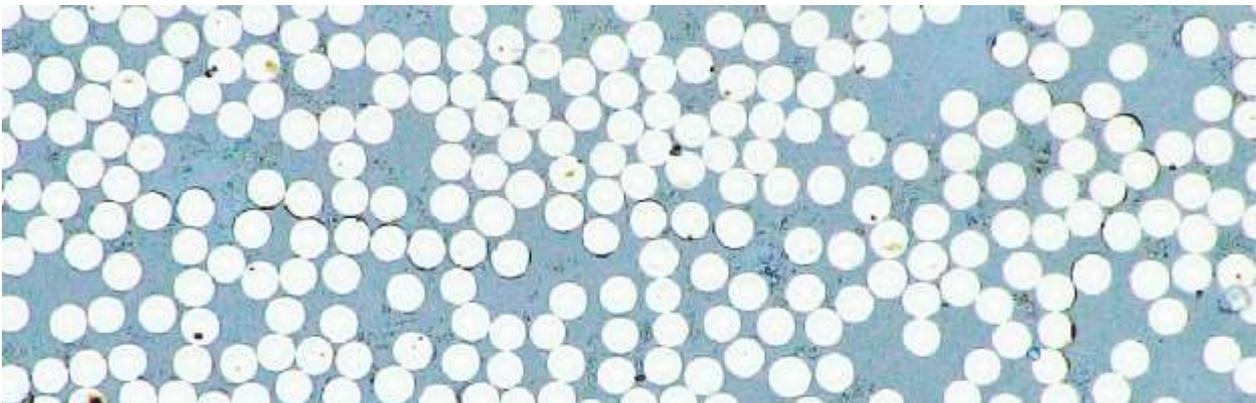


Figura 51. Grupos de despegues inclinados y transversales en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo B.

4.3.2.3 Probeta C

La aparición de daños en este tipo de configuración es casi inexistente. Aparecen algunos despegues aislados y continuos longitudinales como en los que se observan en la Figura 52. También aparecen daños inclinados y

transversales como es el caso de la imagen mostrada en la Figura 53

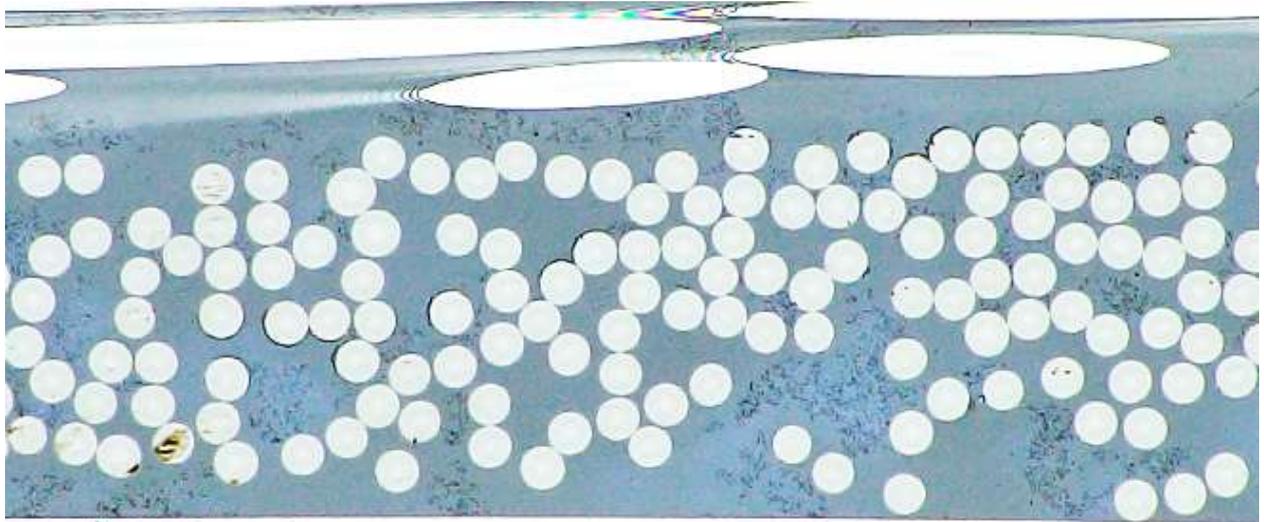


Figura 52. Grupos de despegues aislados y grietas longitudinales en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo C.

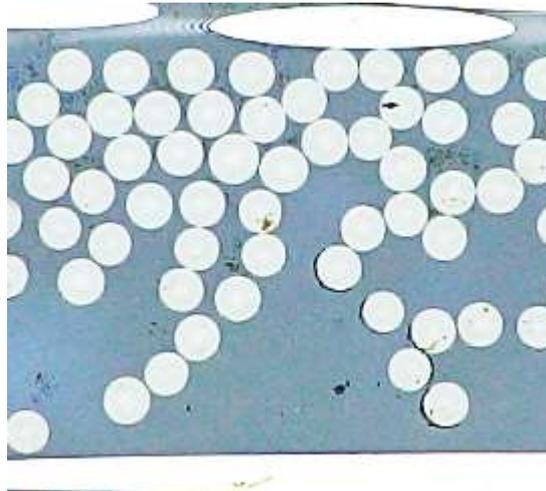


Figura 53. Grieta longitudinal trasversal en estado prístino en la zona de refuerzo de la probeta de tipo C.

4.3.3 Conclusiones encontradas en el estado prístino

Los daños en el laminado C son menos considerables y frecuentes en las capas de 90° zona central y de tacos que en B y que en A. Es decir, a menor espesor de la capa de 90° , menor número de daños y son menos considerables. Las dos posibles explicaciones que justifican este fenómeno son:

1. El estudio presentado en [5] en relación al efecto borde, sugiere distintos tipos de estados tensionales uniaxiales o biaxiales que generan distintos tipos de daño, según el espesor de la capa orientada a 90° respecto a la carga. Los daños encontrados en este trabajo sugieren que en las capas de 90° de los laminados de A, B y C, se producen distintos estados tensionales con distinta biaxialidad, que influyen tanto en la magnitud de los daños, como en su orientación (longitudinal, transversal o inclinada).
2. Además, el estudio presentado en [5] explica que la zona afectada por el efecto borde se extiende en la dirección del ancho de la probeta, en una longitud que es proporcional al espesor de las capas orientadas a 90° respecto a la carga. Esto implica que, como las probetas han sido lijadas y pulidas, y la cantidad de material extraído por dicho proceso es el mismo para los tres tipos de laminado, es razonable encontrar un daño menos significativo en las probetas del tipo C, ya que el espesor de las capas de 90° es menor.

4.4 Análisis de la evolución del daño

Para el análisis de la aparición y evolución del daño en los tres laminados al someterlos a carga de compresión, tomando como referencia la resistencia a compresión de cada laminado, se han ido realizando ensayos a distintos porcentajes de dicho valor. Todos los ensayos se han realizado con una velocidad de 0.2 mm/min segundo. Tras cada ensayo se ha inspeccionado la zona central mediante microscopía óptica, en busca de nuevos daños o el avance de daños previos.

4.4.1 Análisis del laminado A

Se ha analizado la probeta partiendo de ensayos realizados al 70% de la tensión de rotura σ_R , continuando con ensayos realizados al 75%, 80%, 85%, 87.5%, 90% y 93.5% de σ_R . Finalmente, la rotura de la probeta se ha producido al 95% de σ_R . A continuación, se muestran los daños encontrados en la probeta y su evolución al incrementar la carga del ensayo.

En general, no se observa la aparición de nuevos daños, o el avance de los daños encontrados tras el curado, en todos los ensayos realizados a distintos niveles de carga. En las Figura 54 y Figura 55, se aprecian ligeros indicios de avance de daños en grupos de despegues discontinuos longitudinales e inclinados, al llegar al 93.5% de la carga de rotura, sin ser muy significativos.

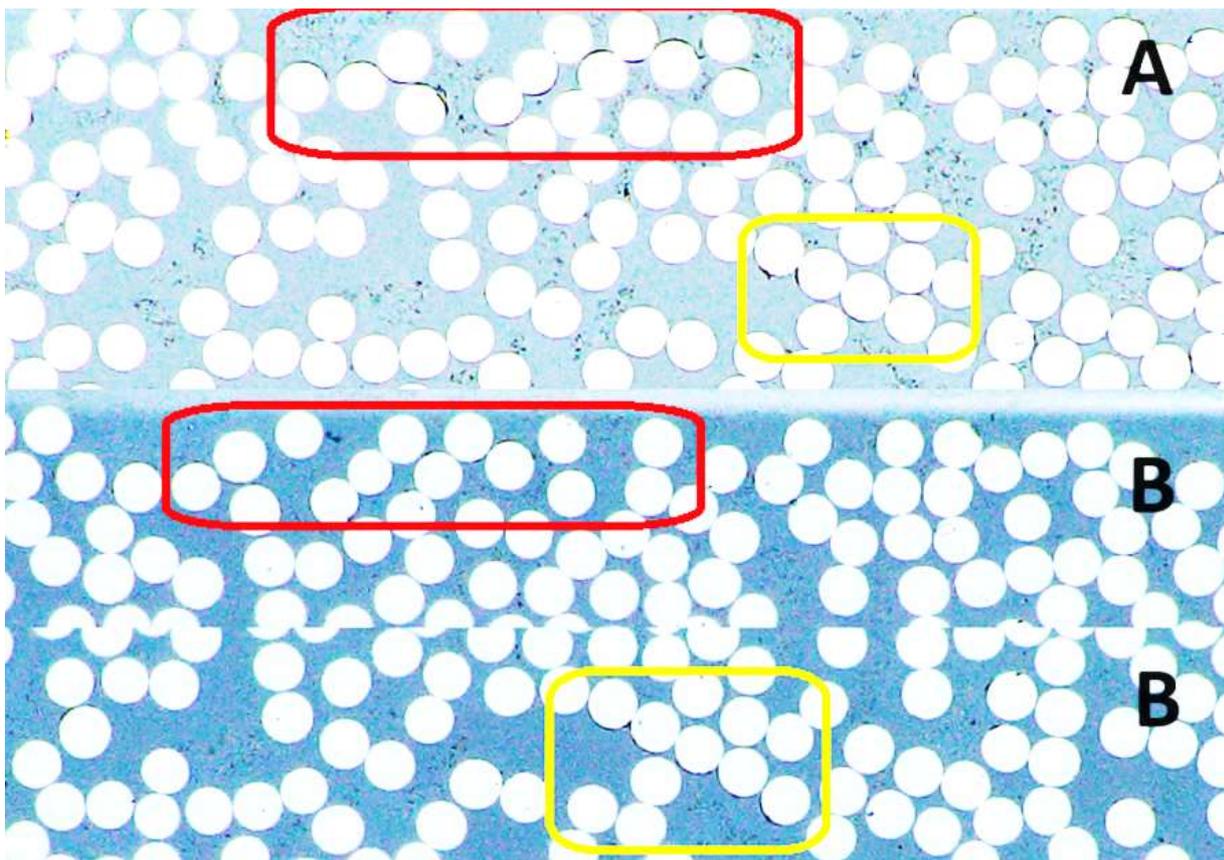


Figura 54 A) Grietas longitudinales después del curado. B) Grietas longitudinales a 93.5% de carga última.

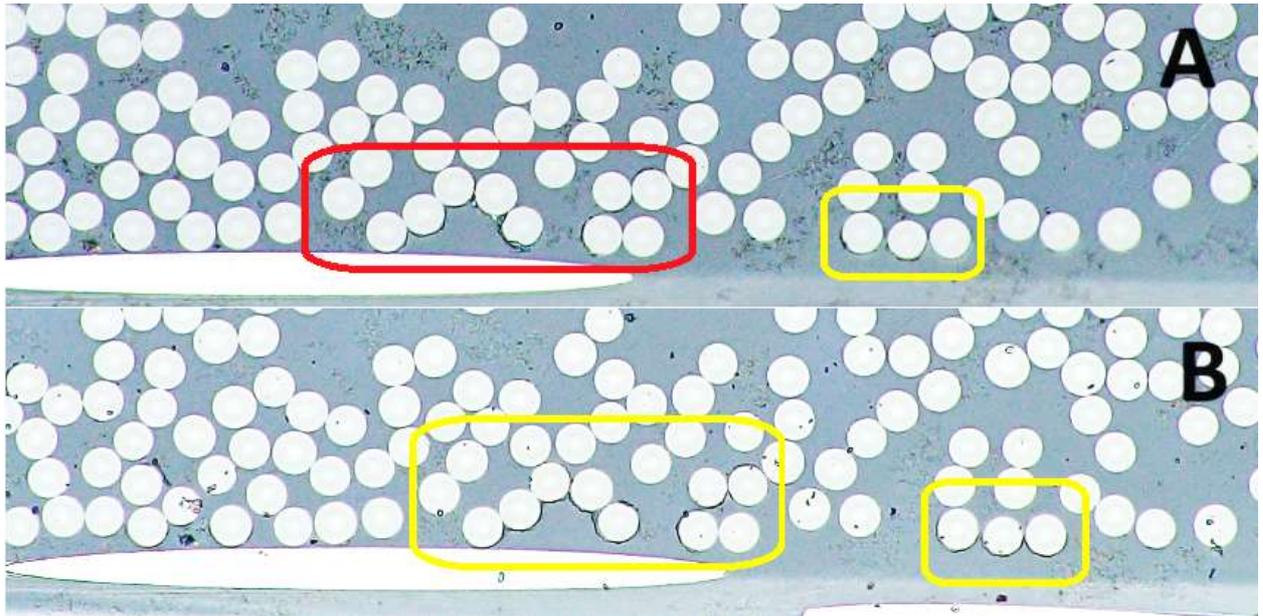


Figura 55. A) Grietas longitudinales después del curado. B) Grietas longitudinales a 93.5% de carga última.

Al aumentar la carga, y a pesar de no encontrar avances en los daños en la capa de 90°, en la capa de 0° sí se aprecia la aparición de daños, que indican la inminente rotura de la probeta, tal y como se observa en las Figura 56 y Figura 57, para un porcentaje de la carga de rotura del 93.5%. Además, en el caso de la Figura 57 se comienza a apreciar un daño en el adhesivo.

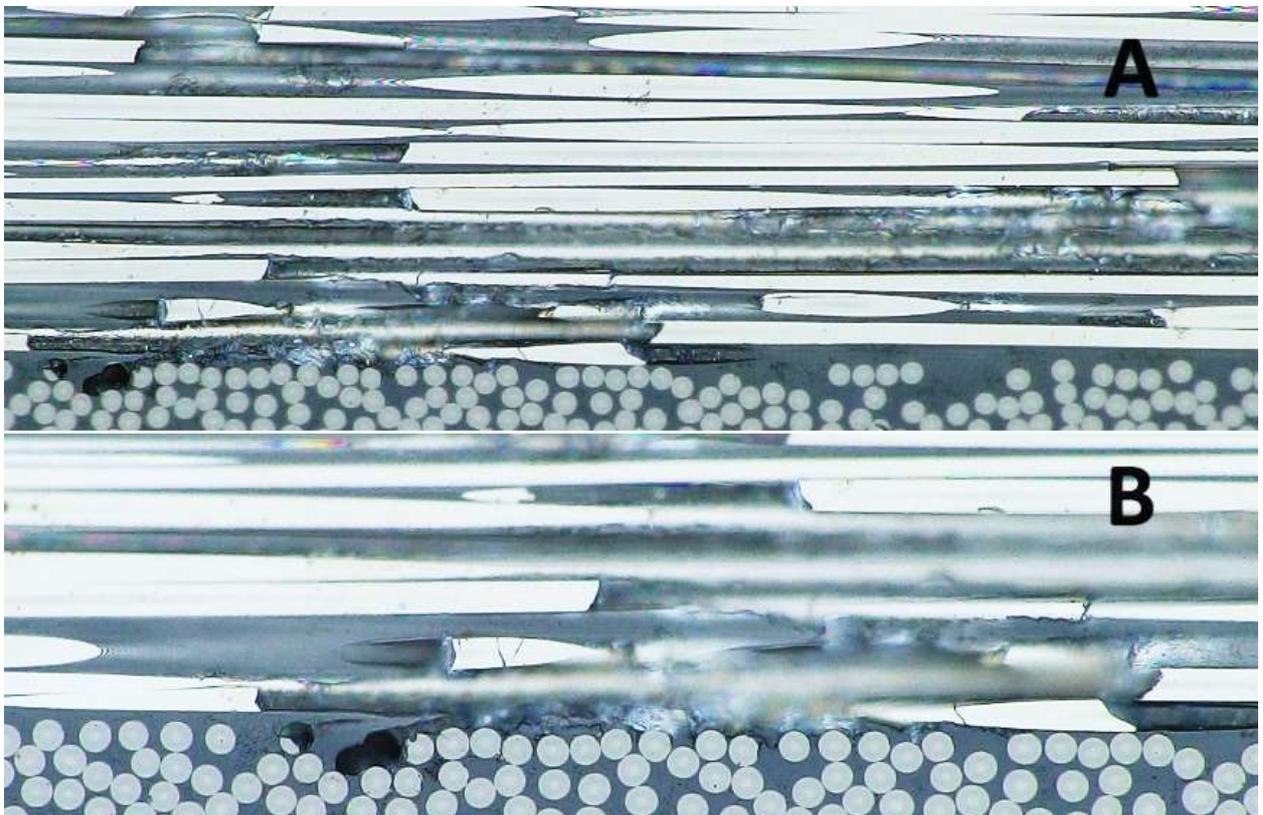


Figura 56. Daño capas orientadas a 0° al 93.5 % de σ_R , en probetas de tipo A.

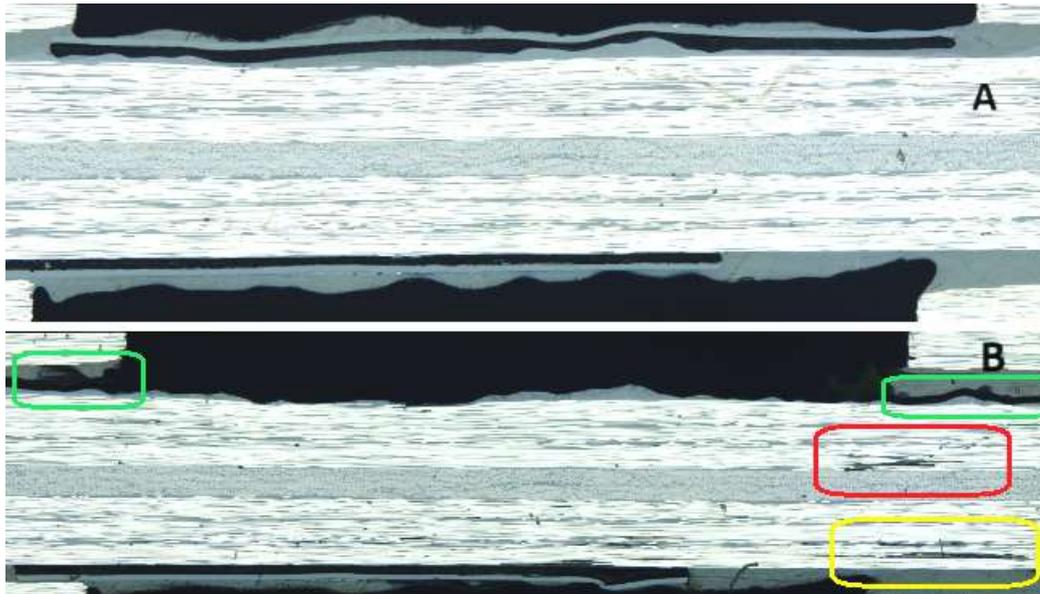


Figura 57. Daño en capas a 0° y despegue del adhesivo en la zona central probetas A.: A) después del curado, B) 93.5 % de σ_R .

4.4.2 Análisis del laminado B

Se han realizado los mismos ensayos a diferentes niveles de carga que en el apartado anterior, hasta alcanzar la rotura al 93.5% de la tensión de rotura del laminado B.

Para el caso de la capa orientada a 90°, en el estado prístino se encontró menor cantidad de daño que en el laminado A y al aumentar la carga, se observan de forma excepcional nuevos daños y una ligera evolución de dichos daños al 90% de la carga de rotura, como se muestra en las Figuras 58 y 59.

Al igual que en el caso del laminado A, a pesar de la escasez de la evolución del daño en la capa orientada a 90°, el daño aparece de forma considerable en la capa de 0°, previo a la rotura, como se observa en las Figuras 60 y 61.

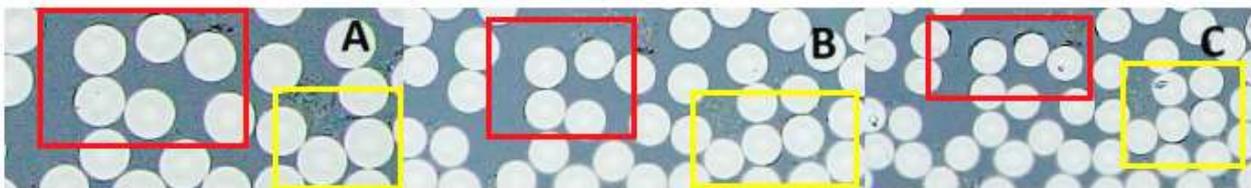


Figura 58. Nuevo daño en zona central de probeta B: A) Después del curado. B) 87.5% carga última. C) 90% carga última.

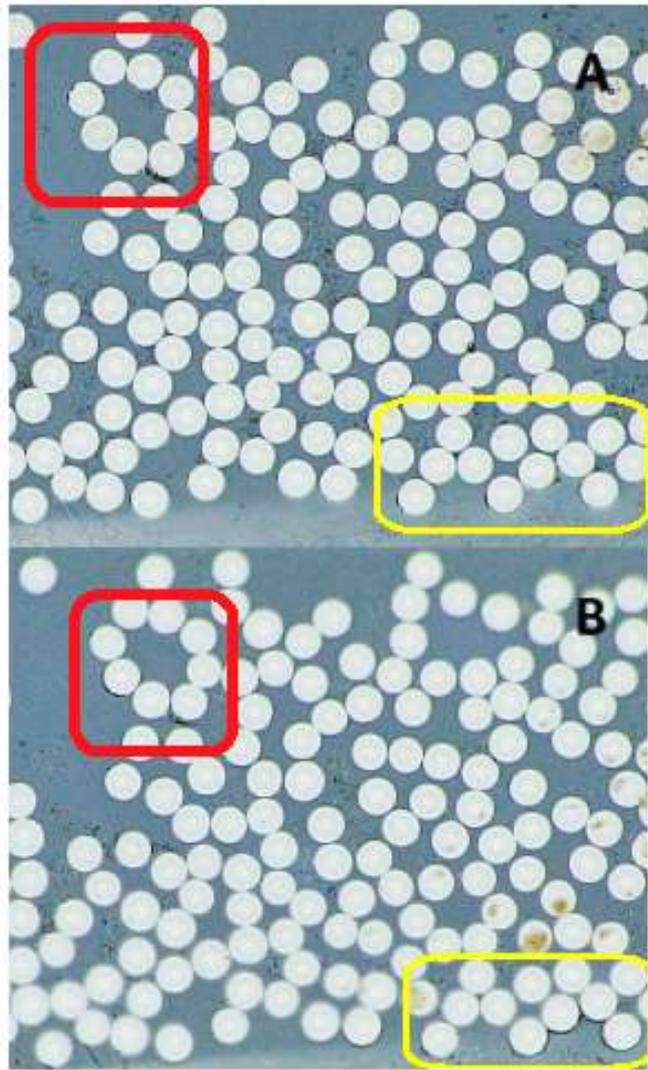


Figura 59. Avance del daño en la zona central de probeta B. A) Después del curado. B) 90% Carga última.

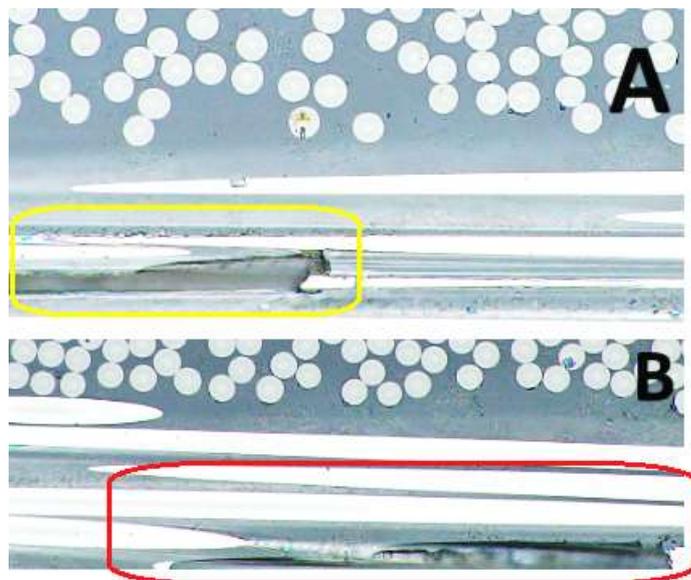


Figura 60. Daño en la zona central de probeta B en las capas orientadas a 0° al 90° de la carga última.

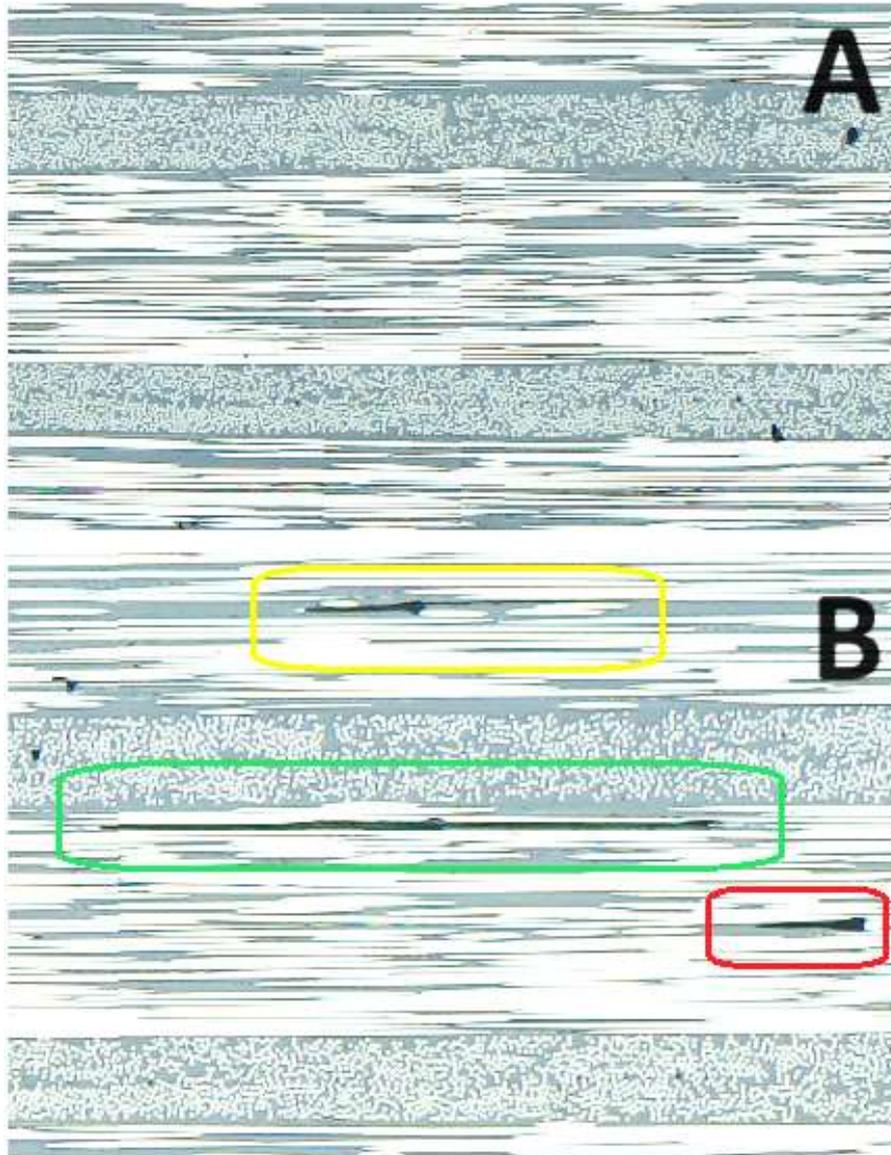


Figura 61. Daño en la zona central de probeta B en la capa de orientación 0° al 90% de la carga última

4.4.3 Laminado C

A diferencia de los laminados A y B, no se detectó ninguna aparición de daño, ni progresión de los daños existentes en las capas orientadas a 90°. En cambio, se observó la aparición de daños en las capas orientadas a 0° (Figura 62) y en el adhesivo (Figura 63), previos a la rotura de la probeta.

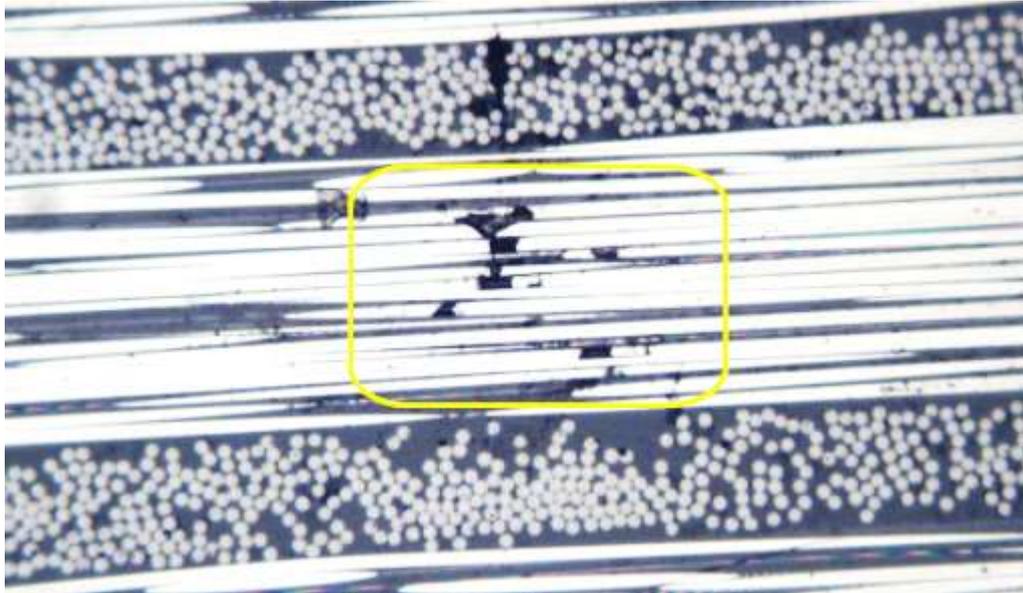


Figura 62. Daño en la zona central de probeta C en la capa orientada a 0° al 90% de la carga última.

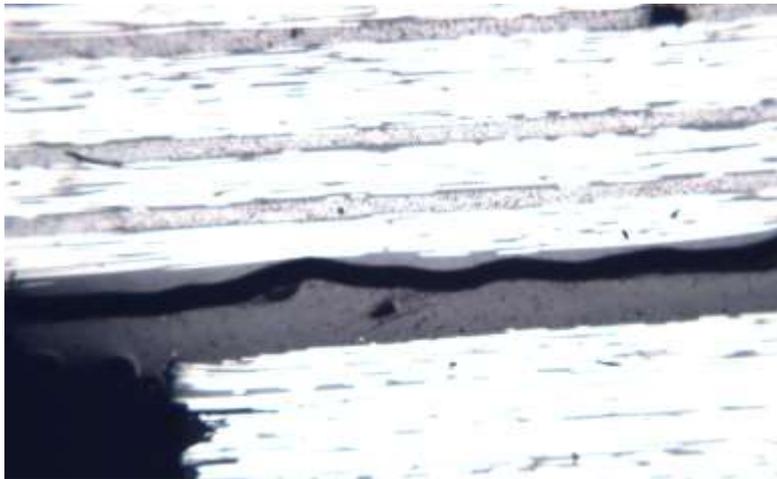


Figura 63. Daño del adhesivo de la probeta C al 90% de la carga última.

5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este trabajo se ha propuesto el estudio de tres diferentes configuraciones de laminado cross-ply, del mismo espesor, que contienen el mismo número de láminas orientadas a 0° y 90° pero con diferente distribución en la secuencia, obteniendo distintos espesores de las capas de 90° . El objetivo ha sido el estudio de los posibles efectos al agrupar o separar las láminas de 90° dentro de la secuencia, en términos de resistencia a compresión y de aparición y evolución del daño originado por las cargas de compresión en las capas de 90° . Además, la aparición de daños no convencionales producidos tras el curado por el denominado *efecto de borde* ha sido igualmente analizada. Las conclusiones que se pueden sacar del estudio realizado son:

- Con respecto a los resultados encontrados tras los ensayos de caracterización ante carga cuasi-estática de compresión de los tres laminados propuestos, se observa que las diferencias encontradas en la resistencia a compresión son pequeñas y los intervalos proporcionados por la desviación típica se solapan. Eso implica que, a pesar de suponer un ligero aumento de la resistencia a compresión conforme se pasa del laminado A, al B y al C, las evidencias no permiten afirmar que exista un efecto real al cambiar el espesor de las capas orientadas a 90° . Esto se confirma al comparar los resultados con los de un laminado unidireccional con capas orientadas a 0° (con el mismo número de láminas a 0° que los laminados A, B y C), ya que los resultados son similares. Por lo tanto, la presencia de la capa de 90° no afecta al valor de la resistencia a compresión.
- De acuerdo con el análisis del estado prístino, hay mucho más daño longitudinal debido al efecto borde en el laminado de tipo A, con respecto a los laminados B y C. Esto se cumple tanto en la zona central como en la zona de tacos. En el caso de los laminados B y C, se observa que, además de haber menos daños tras el curado, estos cambian frecuentemente de orientación, teniendo cierta inclinación e incluso siendo transversales. Estos daños y despegues no evolucionan al elevar la carga, no siendo los responsables de la rotura del laminado.
- En cuanto a los ensayos realizados a distintos porcentajes de la carga de rotura, no se aprecia una aparición de nuevos daños, ni evolución de los existentes en la capa orientada a 90° respecto a la carga de compresión, salvo en casos muy excepcionales. Los laminados acaban fallando por la rotura de las capas de 0° , sin haber observado la aparición y evolución de grietas en la capa de 90° . Por lo tanto, siguiendo la estrategia implementada en este trabajo, para los laminados seleccionados, no se observan indicios claros de la presencia de un efecto escala ante carga cuasi-estática de compresión.

Con respecto a este último punto, en paralelo a este estudio, miembros del Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales han realizado un estudio numérico utilizando la Teoría Clásica del Laminado para los tres laminados propuestos en este trabajo. Se ha llegado a la conclusión de que, cuando se alcanza la carga de rotura, las tensiones alcanzadas en las capas orientadas a 90° no alcanzan los valores de la resistencia a compresión del material en la dirección perpendicular a las fibras, Y_c . Por lo tanto, esto apoya las observaciones realizadas en este trabajo, ya que, con los espesores de las capas de 90° de los laminados A, B y C, el fallo se produce al producirse la rotura de las capas de 0° , sin que haya aparecido daño previo en las de 90° .

Como trabajo futuro, se propone hacer un cálculo numérico a través de la Teoría General del Laminado para estudiar cuál es el espesor necesario de la capa de 90° y su relación con el de las capas de 0° , para el cual se pueden encontrar daños ante carga cuasi-estática de compresión. A partir de dicho cálculo, se puede establecer una estrategia similar a la de este trabajo, basada en la distribución de las láminas de 90° para poder detectar comportamientos diferenciados entre laminados.

REFERENCIAS

- [1] P. Federico, A. Barroso y J. Cañas, Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos.
- [2] J. Y. Sheikh-Ahmad, Machining of Polymer Composites.
- [3] M. L. Velasco, E. Correa y F. París, The scale effect in composites: An explanation physically based on the different mechanisms of damage involved in failure.
- [4] S. Sanchez-Carmona, E. Correa, A. Barroso y F. París, Experimental observations of fatigue damage in cross-ply laminates using carbon/epoxy ultra-thin plies.
- [5] S. Sánchez-Carmona, A. Barroso, F. París y V. Mantic, Non-conventional failures caused by the edge effect in cross-ply laminates made of ultra-thin plies.
- [6] P. L. Zumaquero, E. Correa, J. Justo y F. París, Microscopical observations of interface cracks from inter-fibre failure under compression in composite laminates.
- [7] F. A. P. Lara, Efecto escala en materiales compuestos en laminados [04/90]s ante cargas de compresión.
- [8] TEAMS, I+D+E-51, Ensayo de compresión sobre estratificados de fibra de carbono..