

Trabajo Fin de Máster
Máster en Ingeniería Industrial

Estudio de la respuesta ante carga cíclica T-T de láminas ultradelgadas en probetas con taladro fabricadas con laminados cuasi-isótropos de material compuesto

Author: Roberto Prieto García

Tutores: Elena Correa Montoto

Carlos Sandino de Benito

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

Sevilla, 2024



Trabajo Fin de Máster
Máster Universitario en Ingeniería Industrial

Estudio de la respuesta ante carga cíclica T-T de láminas ultradelgadas en probetas con taladro fabricadas con laminados cuasi-isótropos de material compuesto

Autor:

Roberto Prieto García

Tutores:

Elena Correa Montoto

Carlos Sandino de Benito

Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024

Estudio de la respuesta ante carga cíclica T-T de láminas ultradelgadas en probetas con taladro fabricadas con laminados cuasi-isótropos de material compuesto

Autor: Roberto Prieto García

Tutores: Elena Correa Montoto
Carlos Sandino de Benito

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

A los que están

A los que se fueron

A los que vendrán

Agradecimientos

Con este trabajo termino mis estudios como Ingeniero Industrial. Han sido un total de siete años en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, cuatro de Grado y dos de Máster, además de un año en el extranjero, llenos de increíbles personas y experiencias que me acompañarán por toda mi vida.

Académicamente ha supuesto todo un reto para mí el finalizar estos estudios de Máster. Desde que lo comencé he compaginado el asistir a clases y prepararme los exámenes con la realización de prácticas, estancias y trabajos que me han llevado de Sevilla a Ginebra. Son inolvidables las experiencias que he tenido en el Instituto de Ciencia de Materiales de Sevilla del CSIC, la propia Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla y el CERN.

Este reto lo he podido superar gracias en gran parte al apoyo que he recibido de todos mis compañeros, responsables y supervisores en cada una de las instituciones, además de mis amigos y familia. Por este motivo, me gustaría agradecer:

A mis tutores de este Trabajo Fin de Máster, Elena y Carlos, por su tutela en la realización de este trabajo y su apoyo a lo largo de estos años.

A mis compañeros del Laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales, Antonio, José Ramón y Miguel por hacer los días en el laboratorio mucho más ameno.

A mis profesores del Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, Serafín y María Luisa por un sinfín de conversaciones y consejos a la hora del desayuno y el almuerzo.

A mis compañeros y supervisores del CSIC, por enseñarme la paciencia que se debe tener para aprender acerca de un campo completamente nuevo para mí mismo.

A mis compañeros y supervisores del CERN, por darme la oportunidad y confianza de demostrar de qué soy capaz.

A mis padres, por haberme acompañado a lo largo de todos estos años.

A mi hermana Patricia, por haberme soportado en todo momento.

A mi perra Canela, por darme cariño y fuerza incondicionalmente.

A mis amigas, Julia, Andrea, MJ, Carmen, Chiara y Claudia, por apoyarme ya sea en Sevilla o Ginebra.

A mis amigos, Daniel, Ismael, Juan, Javier, José, Manuel, Alejandro y Juanjo por acompañarme en este viaje desde el primer día.

A mis profesores, todos los que han estado a mi lado desde primaria hasta la vida adulta.

Roberto Prieto García.

Ingeniero Industrial.

Sevilla, 2024

El presente trabajo nace con el objetivo de determinar la respuesta ante carga cíclica T-T de probetas con taladro fabricadas a partir de laminados cuasi-isótropos que contienen láminas ultradelgadas. Dicha respuesta tratará de establecer si el empleo de láminas ultradelgadas afecta o no al comportamiento de estructuras y componentes de material compuesto en presencia de un concentrador de tensiones, en este caso agujero. Para ello se emplea un material de fibra de carbono y resina epoxi para la fabricación de las probetas bajo cuya denominación es “*NTPT THINPREGTM 402*”.

Con este objetivo, la organización de este Trabajo Fin de Máster se ha dividido en 5 capítulos. El primero introduce el estado del arte asociado al estudio de la respuesta de probetas con agujero de fibra de carbono, sometidas a carga cuasi-estática o cíclica de tracción. El segundo detalla la fabricación de las distintas probetas y laminados empleados en el presente estudio. El tercero consiste en la caracterización ante carga cuasi-estática de tracción, así como la observación de la aparición de daño a nivel macroscópico en el agujero y en el borde libre de la probeta. El cuarto capítulo analiza en detalle el comportamiento ante carga cíclica de tracción de los cuatro tipos de probetas estudiadas, empleándose como principal parámetro la determinación del área dañada mediante inspección por ultrasonidos. Finalmente, el quinto capítulo presenta las conclusiones del trabajo, así como los desarrollos futuros del mismo.

Este trabajo incluye un minucioso proceso de fabricación que incluye el corte del preimpegnado, el apilado y posterior curado del laminado en una autoclave, el corte de las probetas y el taladrado de estas para obtener el agujero centrado, según las recomendaciones de la norma correspondiente. Los ensayos mecánicos han seguido igualmente las recomendaciones de las normativas para la caracterización de probetas de material compuesto con agujero ante cargas cuasi-estáticas y cíclicas de tracción. Finalmente se ha procedido a visualizar e inspeccionar el daño producido por dichas cargas mediante diversas técnicas, como el empleo de una cámara digital y un equipo de inspección por ultrasonidos.

Índice

Agradecimientos	ix
Resumen	xi
Índice	xii
Índice de Tablas	xiv
Índice de Figuras	xv
Índice de gráficas	xvi
1 Introducción	17
1.1 <i>El uso de los materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.</i>	17
1.1.1 Definición de un material compuesto.	17
1.1.2 Motivación del uso de materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.	19
1.1.3 Motivación y objetivos del trabajo.	21
1.2 <i>Estado del arte.</i>	21
2 Proceso de fabricación	23
2.1 <i>Preimpegnado.</i>	23
2.2 <i>Probetas fabricadas.</i>	23
2.3 <i>Proceso de fabricación.</i>	23
2.4 <i>Ciclo de curado.</i>	26
2.5 <i>Mecanizado del agujero central de la probeta.</i>	26
3 Caracterización ante carga estática de las probetas con agujero. Estudio de la aparición del daño	27
3.1 <i>Ensayos ante carga cuasi-estática de tracción.</i>	27
3.1.1 Equipo de ensayo.	27
3.1.2 Probetas sin agujero.	27
3.1.3 Probetas A.	30
3.1.4 Probetas B.	31
3.1.5 Probetas C.	32
3.1.6 Probetas D.	33
	34
3.2 <i>Aparición y evolución del daño</i>	34
3.2.1 Probetas A.	35
3.2.2 Probetas B.	35
3.2.3 Probetas C.	36
3.2.4 Probetas D.	36
3.3 <i>Morfología de la rotura de las probetas.</i>	37
4 Respuesta ante carga cíclica de tracción de probetas con agujero	37
4.1 <i>Equipo utilizado.</i>	38
4.2 <i>Condiciones de ensayo.</i>	38
4.3 <i>Primera etapa.</i>	39
4.3.1 Probeta OH.A1.	39
4.3.2 Probeta OH.B1.	40

4.3.3	Probeta OH.C2.	41
4.3.4	Probeta OH.D1.	42
4.4	<i>Segunda etapa.</i>	42
4.4.1	Probetas A.	43
4.4.2	Probetas B.	45
4.4.3	Probetas C.	47
4.4.4	Probetas D.	49
5	Conclusiones y estudios futuros	52
5.1	<i>Secuencia de laminado empleada.</i>	52
5.2	<i>Empleo de láminas ultradelgadas.</i>	52
5.3	<i>Desarrollos y estudios futuros.</i>	53
5.3.1	Estudio a nivel microscópico de la aparición y progresión del daño.	53
5.3.2	El rol de la capas de 45º externas.	56
5.3.3	Desarrollo de un modelo numérico.	56
	Referencias	59

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Propiedades de materiales convencionales y laminados <i>cross-ply</i> de materiales compuestos [1].	18
Tabla 2: Características principales de las probetas fabricadas.	24
Tabla 3: Caracterización ante carga estática en probetas sin agujero del laminado A y B.	27
Tabla 4: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas sin agujero.	28
Tabla 5: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado A.	30
Tabla 6: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado A.	30
Tabla 7: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado B.	31
Tabla 8: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado B.	32
Tabla 9: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado C.	32
Tabla 10: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado C.	33
Tabla 11: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado D.	33
Tabla 12: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado D.	34
Tabla 13: Probetas utilizadas en la campaña experimental a fatiga.	39

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Esquematación de diversas configuraciones matriz-refuerzo [1].	18
Figura 2: Pirámide de ensayos [1].	19
Figura 3: Evolución del uso de materiales compuestos en la industria aeronáutica [2].	20
Figura 4: Rotura producida en el fuselaje de aviones Comets [3].	20
Figura 5: Rotura a fatiga en un avión Comet [3].	21
Figura 6: Proceso de fabricación.	25
Figura 7: Ciclo de curado del material compuesto.	26
Figura 8: Mecanizado del agujero mediante taladrado.	26
Figura 9: Aparición del daño ante carga cuasi-estática de tracción en las probetas A.	35
Figura 10: Aparición de daño ante carga cuasi-estática de tracción en las probetas B.	35
Figura 11: Aparición de daño ante carga cuasi-estática de tracción en las probetas D.	36
Figura 12: Rotura ante carga cuasi-estática de tracción de las distintas probetas ensayadas.	37
Figura 13: Aparición y evolución del daño en probeta con agujero del laminado A.	40
Figura 14: Aparición y evolución del daño en probeta con agujero del laminado B.	41
Figura 15: Aparición y evolución del daño detallada en probeta con agujero del laminado C.	41
Figura 16: Aparición y evolución del daño en probeta con agujero del laminado D.	42
Figura 17: Aparición y evolución del daño en probeta OH.A2.	43
Figura 18: Aparición y evolución del daño en probeta OH.A3.	44
Figura 19: Aparición y evolución del daño en probeta OH.A4.	44
Figura 20: Aparición y evolución del daño en probeta OH.B2.	45
Figura 21: Aparición y evolución del daño en probeta OH.B3.	46
Figura 22: Aparición y evolución del daño en probeta OH.B4.	46
Figura 23: Aparición y evolución del daño en probeta OH.C1.	47
Figura 24 : Aparición y evolución del daño en probeta OH.C3.	48
Figura 25: Aparición y evolución del daño en probeta OH.C4.	48
Figura 26: Aparición y evolución del daño en probeta OH.D2.	49
Figura 27: Aparición y evolución del daño en probeta OH.D3.	50
Figura 28: Aparición y evolución del daño en probeta OH.D4.	50
Figura 29: Daños transversales en el borde libre alrededor del agujero (50X).	53
Figura 30: Daños transversales alrededor del agujero (500X).	54
Figura 31: Ausencia de daños transversales a la altura del agujero (50X).	55
Figura 32: Daños transversales en capas de 90° ultradelgadas.	55
Figura 33: Tensiones $\sigma_z T$ para los diferentes laminados.	57
Figura 34: Tensiones σ_z en el agujero para los diferentes laminados.	58

ÍNDICE DE GRÁFICAS

Gráfica 1: Ensayos a estática de las probetas A sin agujero.	29
Gráfica 2: Ensayos a estática de las probetas B sin agujero.	29
Gráfica 3: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado A.	31
Gráfica 4: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado B.	32
Gráfica 5: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado C.	33
Gráfica 6: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado D.	34

1 INTRODUCCIÓN

Los materiales compuestos han supuesto una de las mayores revoluciones a nivel de posibilidades de diseño en un gran número de industrias. Estos amplían el abanico de posibilidades de los ingenieros encargados de desarrollar nuevos productos. Originalmente el enfoque principal del diseño ha sido el de la obtención de unas mejores prestaciones con respecto a otros materiales empleados comúnmente en la industria, como el acero, los plásticos o la cerámica. Hoy en día, el diseño se ve influenciado cada vez más por la sostenibilidad, la economía circular y la obtención de una mínima huella de carbono a lo largo del ciclo de vida del producto. Es por estos motivos, entre otros, por los que los materiales compuestos han tomado un rol protagonista en algunas de las industrias más importantes durante las últimas décadas, como la industria aeronáutica o la automovilística.

1.1 El uso de los materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.

La industria aeronáutica supone en la actualidad uno de los principales motores económicos y sociales. En este marco, la introducción de los materiales compuestos ha implicado la fabricación de aeronaves más ligeras y seguras, dos aspectos fundamentales en la industria. Sin embargo, debido a su relativa novedad con respecto a otros materiales como los metales, o a la gran diversidad de materiales y configuraciones que representan, los métodos de fabricación y validación de éstos, y sus posibles aplicaciones, representan un gran reto para la ingeniería. A esto se añaden los complejos procesos de manufactura de estos materiales y los exhaustivos controles de calidad requeridos para su utilización en la fabricación de aeronaves, convirtiéndose en un importante foco de investigación.

1.1.1 Definición de un material compuesto.

A pesar de que la definición de los materiales compuestos está constantemente en revisión, se puede definir un material compuesto como la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfases de separación entre ellos para formar un nuevo material [1]. Dicho material exhibirá algunas de las propiedades de los materiales implicados, a la vez de presentar nuevas propiedades no presentes en ninguno de éstos.

Teniendo en cuenta la geometría del refuerzo, estos materiales se pueden clasificar entre aquellos reforzados por fibras y aquellos reforzados por partículas (Figura 1). Sin embargo, son aquellos reforzados por fibras, en concreto por fibras de carbono embebidas en una matriz polimérica, los que se usan predominantemente dentro de la industria aeronáutica.

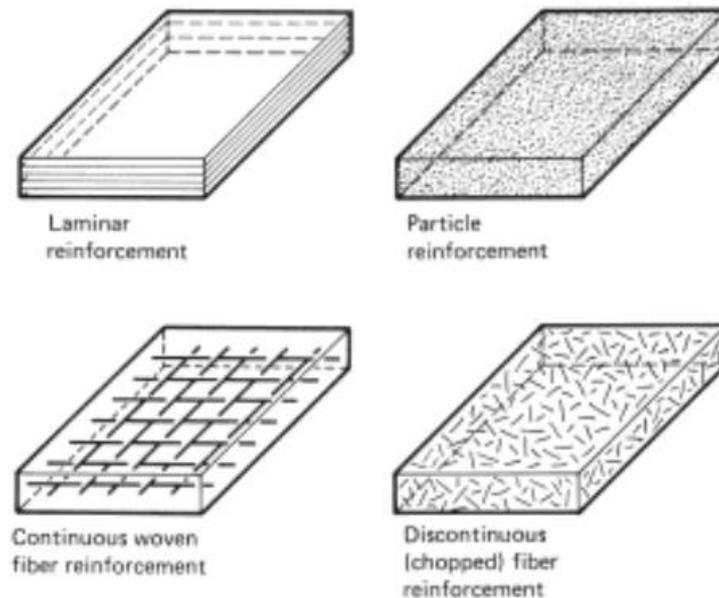


Figura 1: Esquemización de diversas configuraciones matriz-refuerzo [1].

Los materiales compuestos reforzados con fibras poseen una serie de propiedades que los hacen destacar sobre otros materiales convencionales utilizados en componentes estructurales. La Tabla 1 permite comparar de manera sencilla las propiedades específicas de rigidez y resistencia de diversos materiales. Para el caso de materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio, kevlar y carbono embebidas en resina epoxi, dichas propiedades son superiores a los de otros materiales metálicos empleados comúnmente en la industria, el acero y las aleaciones de aluminio.

Tabla 1: Propiedades de materiales convencionales y laminados *cross-ply* de materiales compuestos [1].

Material	Fración en volumen de fibra (V_f) (%)	Módulo de Elasticidad (E) (GPa)	Resistencia a la tracción (σ_u) (GPa)	Densidad (ρ) (g/cm^3)	Módulo específico (E/ ρ)	Resistencia específica (σ_u/ρ)
Acero	---	210	0.45-0.83	7.8	26.9	0.058-0.106
Aluminio						
2024-T4	---	73	0.41	2.7	27.0	0.152
6061-T6	---	69	0.26	2.7	25.5	0.096
Vidrio(E)-Epoxy	57	21.5	0.57	1.97	10.9	0.26
Kevlar 49-Epoxy	60	40	0.80	1.40	29.0	0.57
Carbono-Epoxy	60	83	0.97	1.54	53.9	0.63

Los materiales compuestos presentan además un buen comportamiento frente a la abrasión, la degradación y la vida a fatiga, si bien es cierto que estos mecanismos no se han estudiado de manera tan exhaustiva como en el caso de materiales metálicos.

El proceso de fabricación de los materiales compuestos presentes en la industria aeronáutica, normalmente formado por láminas donde las fibras reforzadas embebidas en una matriz polimérica parcialmente curada se orientan en diversas direcciones, se divide en dos etapas fundamentales:

- En primer lugar, la obtención del laminado, diseñándose la configuración final en base a las propiedades deseadas en función de cómo se orienten entre sí las láminas que lo componen. Estos laminados no presentan un comportamiento isótropo, a diferencia de los materiales metálicos comentados previamente, por lo que será necesario considerar cómo se van a orientar los refuerzos en forma de fibra con respecto a la carga, para así diseñar de manera efectiva el laminado final.
- La segunda, el curado del material, en el que la matriz polimeriza y da lugar la unión entre ésta y las fibras.

Este proceso productivo es sometido a un control de calidad exhaustivo. Además de que la matriz polimérica es un componente perecedero, durante dicho proceso pueden aparecer numerosos defectos que afecten a la integridad y/o el comportamiento mecánico del laminado. Algunos de estos defectos son:

- Porosidad en la matriz.
- Orientación incorrecta de los refuerzos.
- Inclusiones.
- Variaciones del espesor o de la geometría final con respecto a sus dimensiones nominales.
- Delaminaciones y otros daños producidos durante la fabricación.
- Discontinuidades entre láminas.

Finalmente, es conveniente introducir un concepto transversal durante cualquier diseño que implique el uso de materiales compuestos, la pirámide de ensayos (Figura 2), donde se representa el proceso de validación de un producto mediante ensayos que certifiquen la aptitud de los componentes que lo integran. Dichos ensayos pueden ser tanto destructivos como no-destructivos, en función de si se quiere estudiar cómo se produciría el fallo en un determinado componente, o de si se pretende validar el comportamiento de este bajo una serie de cargas y condiciones determinadas.

Son numerosos los recursos empleados, en tiempo y en dinero, para la validación y certificación de un diseño en la industria aeronáutica. Por este motivo, la investigación en busca de nuevos ensayos más efectivos, o el desarrollo de un marco teórico que permita a los ingenieros obtener y extrapolar resultados seguros con un menor número de estos, tiene un impacto directo en el coste final del producto.

Comprender los mecanismos de fallo de los materiales compuestos y de los componentes fabricados a partir de éstos es fundamental para poder reducir el empleo de estos recursos, así como para diseñar un mejor producto.



Figura 2: Pirámide de ensayos [1].

1.1.2 Motivación del uso de materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.

Los costes operacionales de una aeronave están considerablemente afectados por el peso total de ésta, puesto que determina la cantidad de combustible necesaria para poder realizar un determinado vuelo. Una aeronave más ligera supone una mayor rentabilidad al mismo tiempo que reduce considerablemente sus emisiones a la atmósfera.

La introducción de los materiales compuestos han implicado una reducción considerable de peso, motivando una tendencia al alza en el uso de este tipo de materiales en la fabricación de aeronaves durante las últimas décadas (Figura 3).

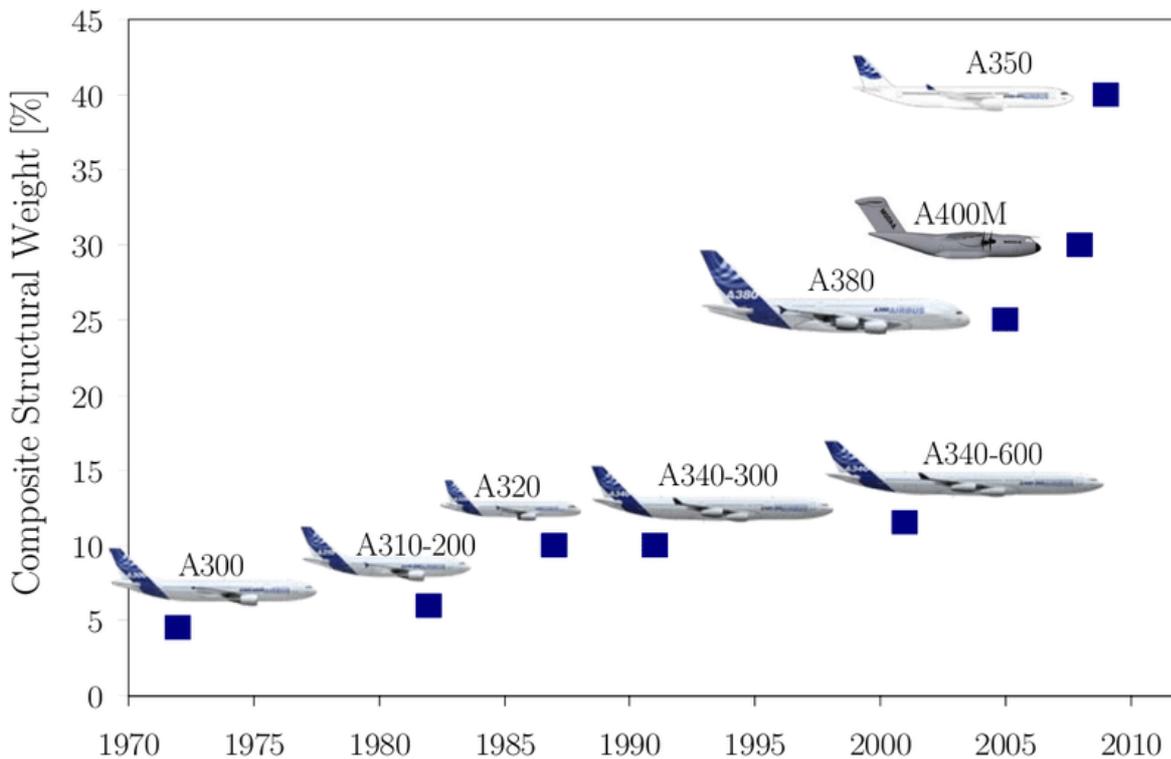


Figura 3: Evolución del uso de materiales compuestos en la industria aeronáutica [2].

Otros de los aspectos fundamentales en la industria aeronáutica es el de la seguridad. En la década de los 50 se dieron los primeros pasos de la aviación en el terreno de los vuelos comerciales con pasajeros a bordo, de mano de los aviones Comets, diseñados por de Havilland Aircraft Company. Dos de estas aeronaves sufrieron una serie roturas catastróficas en el fuselaje de la aeronave (Figura 4), construido en aleación de aluminio [3].

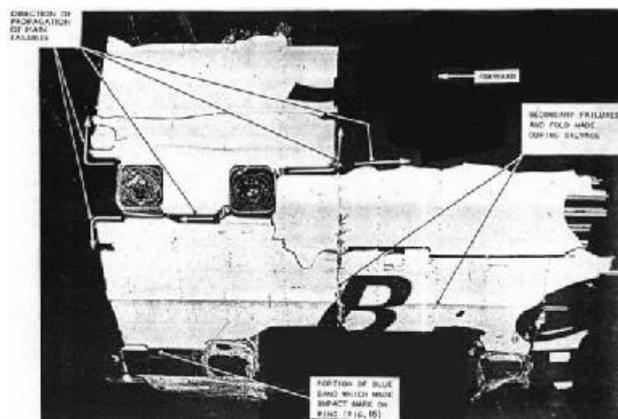


Figura 4: Rotura producida en el fuselaje de aviones Comets [3].

Las consecuencias económicas, sociales e incluso penales cuando se produce un accidente en una aeronave son mayúsculas. Grandes empresas han quebrado debido a un mal diseño de su aeronave. Hoy en día, aunque se produzca un fallo no crítico en una aeronave, las consecuencias derivadas de este, los costes derivados de la inspección y reparación del fallo, y sobre todo la pérdida de la confianza impactan enormemente en la empresa responsable de éste.

Estas mismas consecuencias motivaron un posterior estudio exhaustivo del comportamiento de estos fuselajes frente a la aparición de grietas u otros defectos, conduciendo a la realización de ensayos ante carga cíclica o ensayos de fatiga que verificaron nuevamente la propagación de grietas de manera catastrófica (Figura 5). Se observó un comportamiento frágil del material debido a la presencia de bajas temperaturas, además de la presencia de concentradores de tensión en el origen de las grietas. Esto supuso un cambio radical en la estrategia

a seguir en la industria aeronáutica, introduciéndose las filosofías de diseño tolerante al fallo y al daño en los diversos componentes que componen una aeronave, así como la incorporación de un extenso programa de revisión y mantenimiento que supone unos costes considerables durante la vida útil de esta.

Si bien la presencia de concentradores se puede reducir, pero no evitar en su totalidad, los materiales compuestos admiten mecanismos de fallo no presentes en los materiales metálicos, mejorando el comportamiento en presencia de grietas u otros daños. El estudio de dichos mecanismos supone una de las principales líneas de investigación en el campo de los materiales compuestos, encontrándose este trabajo enmarcado en dicha área.

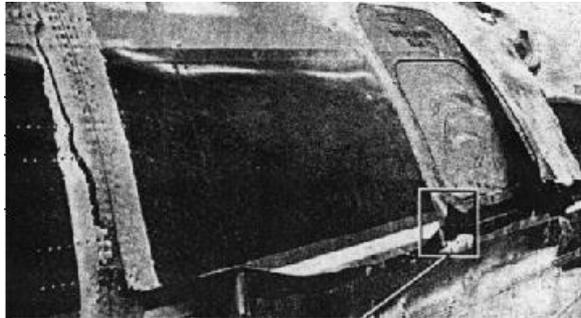


Figura 5: Rotura a fatiga en un avión Comet [3].

1.1.3 Motivación y objetivos del trabajo.

Recientemente se ha desarrollado una nueva técnica de manufactura que permite la obtención de láminas de preimpregnado que reducen significativamente su espesor con respecto al de una lámina convencional (entre $120\ \mu\text{m}$ y $240\ \mu\text{m}$), llegando a alcanzar hasta $20\ \mu\text{m}$. Estas láminas se conocen comúnmente como láminas ultradelgadas. Este hecho ha motivado la realización de estudios experimentales que analicen el comportamiento de estas láminas sometidas a distintos tipos de cargas, así como el efecto de la introducción de éstas en los laminados empleados en la industria.

Esta es una de las principales líneas de investigación actuales en el seno del Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales (GERM) de la Universidad de Sevilla. Uno de los resultados obtenidos, [4], ha consistido en el análisis del conocido como “efecto escala”, que consiste fundamentalmente en el retraso de la aparición del primer daño detectado en la capa de 90° en laminados *cross-ply* a medida que se consigue reducir el espesor de dicha capa. Dicho fenómeno se ha estudiado fundamentalmente bajo solicitaciones estáticas y cíclicas en laminados *cross-ply*.

Este trabajo engloba por tanto el estudio del comportamiento frente a carga cíclica T-T en laminados quasi-isótropos en presencia de un concentrador de tensiones, concretamente un agujero. El efecto de un agujero en dichos laminados ha sido estudiado frente a carga estática y de fatiga en la literatura, aunque estos se fabricaron o bien empleando únicamente láminas de espesor convencional, o bien siguiendo una estrategia de manufactura del laminado empleando láminas ultradelgadas distinta a la empleada en este trabajo. Con el objetivo de ampliar estos estudios a otros tipos de laminados, se pretende analizar el uso de estas láminas ultradelgadas en las capas de 90° de laminados quasi-isótropos (QI) en presencia de un agujero.

Los objetivos de este trabajo se pueden resumir en:

- El análisis de la influencia del uso de láminas ultradelgadas orientadas a 90° en la aparición y evolución del daño en laminados $[45/-45/0/90]_{2s}$ de material compuesto fibra de carbono/resina epoxi con un agujero, sometidos a cargas cuasi-estáticas y cíclicas de tracción.
- La realización de la misma estrategia en laminados $[45/90/-45/0]_{2s}$.

1.2 Estado del arte.

En esta sección se presentan algunas de las publicaciones y estudios más relevantes para el desarrollo de este trabajo. Es importante realizar un comentario acerca de una diferencia fundamental entre los estudios que presentados a continuación con respecto a este trabajo.

En ellos, al trabajar con láminas ultradelgadas, todas las láminas empleadas durante el apilado del laminado son del mismo gramaje, definiéndose, por ejemplo, un laminado mediante la siguiente nomenclatura (para una

secuencia de laminado QI): [45m/0m/-45m/90m]ns. Los respectivos autores identifican por tanto un laminado formado por “láminas finas” como aquel en el cual el valor de m es normalmente igual a 1, dando lugar a un espesor de lámina muy pequeño, del entorno de 50 μm . Un laminado formado por “láminas gruesas o convencionales” sería por tanto aquel en el que el valor de m = 2,3,4,5..., de forma que el espesor de cada “lámina” sería 100,150,200,250... μm . Finalmente los autores ajustan el valor de n de tal forma que todos los laminados tengan el mismo espesor final.

La estrategia empleada en este trabajo difiere de la de otros autores. Esto es debido a que se reemplaza una lámina ultradelgada ($\sim 50 \mu\text{m}$) por cada lámina convencional ($\sim 150 \mu\text{m}$) para una orientación dada. Por este motivo, en los laminados fabricados para este trabajo se emplean 2 preimpregnados de distinto gramaje, de 50 g/m^2 para las láminas ultradelgadas y de 150 g/m^2 para las láminas convencionales. Del mismo modo, para una misma secuencia de apilado, una probeta que solo contenga láminas convencionales respecto a una probeta que contenga también láminas ultradelgadas, tiene un espesor mayor.

La publicación realizada por Galos [5] presenta en líneas generales las numerosas ventajas que pueden derivar del empleo de láminas ultradelgadas en laminados de material compuesto de fibra de carbono, identificando de igual manera algunas de las desventajas de su uso respecto a láminas convencionales. Se reconoce la sensibilidad a la entalla, especialmente en probetas con agujero, cómo una de las principales desventajas de dichos laminados.

En lo relativo al estudio de dicha sensibilidad a la entalla en probetas con agujero, Sihm et al. [6] presentan un extenso estudio experimental, donde se evalúa la aparición de daño en la probeta en forma de microgrietas, delaminaciones y rotura de fibras, así como una introducción al efecto borde en los bordes libres de la probeta. Se estudian dos laminados QI [45m/0m/-45m/90m]ns, siendo en el caso del “laminado fino” n=10 y m=1 mientras que en el caso del “laminado grueso” n=2 y m=5.

Esta misma secuencia ha sido estudiada más recientemente para diversas configuraciones de cargas y frecuencia, analizándose su comportamiento para diversas casuísticas, cómo la influencia del ratio de capas de 0°, la resistencia a tracción de probetas con agujero frente a probetas “filled-hole” (en presencia de una unión atornillada con tornillo, tuerca y arandela) [7], la realización de modelos numéricos [8] o la resistencia residual ante carga estática tras ser sometidas a cargas de fatiga [9].

Además, el mecanismo de fallo ante carga estática y cíclica a nivel micro y macroscópico ha sido estudiado en detalle en probetas con agujero fabricadas con laminados con láminas convencionales, para la secuencia de apilado [45m/90m/-45m/0m]ns. Green et al. [10] estudian el efecto de escalar probetas con agujero, al variar el espesor de la probeta, el diámetro del agujero o ambos, de manera que la geometría de la probeta siga manteniendo la proporcionalidad y semejanza de unas a otras. Se identifican tres mecanismos de fallo a nivel macroscópico en función del tipo de escalado y probeta, “pull-out”, frágil y por delaminación. Se identifican y secuencian también los daños subcríticos presentes en el agujero y la propagación de estos hasta el borde libre lateral de la probeta. Hallet et al. [11] amplían el estudio relativo al mecanismo de daño en el entorno del agujero mediante el empleo de rayos X, así como la aparición de delaminaciones en el agujero y en el borde lateral de la probeta. Nixon-Pearson et al. [12] realizan un estudio similar en el laminado [45₂/90₂/-45₂/0₂]s ante carga cíclica, evaluando el crecimiento del daño y las distintas delaminaciones entre cada una de las capas mediante el empleo de tomografía computarizada 3D mediante rayos X.

2 PROCESO DE FABRICACIÓN

El proceso de fabricación de laminados de material compuesto de fibra de carbono, empleando láminas ultradelgadas, sigue el mismo procedimiento de fabricación que en el caso de emplear laminas convencionales. Una de las principales desventajas que surge como consecuencia del empleo de láminas ultradelgadas frente al uso de láminas convencionales, es que, para obtener un laminado con el mismo espesor, sería necesario apilar un número mayor de láminas. Sin embargo, como se ha comentado previamente, en este trabajo se pretende analizar los cambios producidos en el comportamiento del laminado al cambiar una lámina convencional por una lámina ultradelgada. Esto implica que, al contener el mismo número de láminas, se reduce el espesor total del laminado.

En este capítulo se explica en detalle el proceso de fabricación de cada uno de los laminados y probetas empleados.

2.1 Preimpegnado.

El preimpegnado de fibra de carbono y resina epoxy empleado ha sido “*NTPT THINPREG™ 402*” del fabricante North Thin Ply Technology, con gramajes de 50 g/m² y 150 g/m².

2.2 Probetas fabricadas.

Las probetas consideradas en este trabajo siguen las dimensiones especificadas en la norma “*Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates*”, ASTM D5766/D5766M-11 [13], la norma “*Standard Practice for Open-Hole Fatigue Response of Polymer Matrix Composite Laminates*”, ASTM D7615/D7615M-11 [14], y la norma “*Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*”, ASTM D3039/D3039-14 [15], desarrolladas por la “*American Society for Testing and Materials*”. Los laminados, que han sido fabricados empleando el mismo preimpegnado de resina epoxy con dos diferentes gramajes, 50 g/m² y 150 g/m², se describen a continuación:

- Laminado A: [+45/-45/0/90]_{2s} con láminas del mismo gramaje (150 g/m²).
- Laminado B: [+45/-45/0/90]_{2s} con láminas de 150 g/m² orientadas a +45°, -45° y 0°, y láminas de 50 g/m² para las capas orientadas a 90°.
- Laminado C: [+45/90/-45/0]_{2s} con láminas del mismo gramaje (150 g/m²).
- Laminado D: [+45/90/-45/0]_{2s} con láminas de 150 g/m² orientadas a +45°, -45° y 0°, y láminas de 50 g/m² para las capas orientadas a 90°.

2.3 Proceso de fabricación.

El proceso de fabricación de los laminados de material compuesto mencionados previamente sigue el proceso genérico para la fabricación de cualquier laminado a partir de preimpegnados de material compuesto curados en autoclave. Los pasos a seguir son:

- Corte de las láminas a partir del material preimpegnado.
- Apilado de las láminas según la secuencia deseada.
- Precompactación del laminado cada 4 láminas durante 15 minutos.
- Preparación de la bolsa de vacío para el curado.
- Ciclo de curado en autoclave.
- Mecanizado de las probetas.

La Figura 6 muestra de manera esquemática todo el proceso de fabricación.

Además de las etapas mencionadas, es preciso destacar un paso adicional que se ha seguido durante el proceso de fabricación. Debido a problemas de porosidad encontrados en trabajos previos sobre laminados con este

preimpegnado, se procede a realizar una compactación de la totalidad del apilado durante 12 horas, previas al ciclo de curado.

La Tabla 2 recoge las dimensiones y características fundamentales de cada una de las probetas fabricadas.

Tabla 2: Características principales de las probetas fabricadas.

Probeta	L [mm]	W [mm]	t [mm]	∅ [mm]	Secuencia de apilado	Láminas	Gramaje de la lámina de 90° [g/m ²]	Gramaje del resto de las láminas [g/m ²]
OH.A	200	36	2.68	6	[+45/-45/0/90] _{2s}	16	150	150
OH.B	200	36	2.22	6	[+45/-45/0/90] _{2s}	16	50	150
OH.C	200	36	2.55	6	[+45/90/-45/0] _{2s}	16	150	150
OH.D	200	36	2.12	6	[+45/90/-45/0] _{2s}	16	50	150

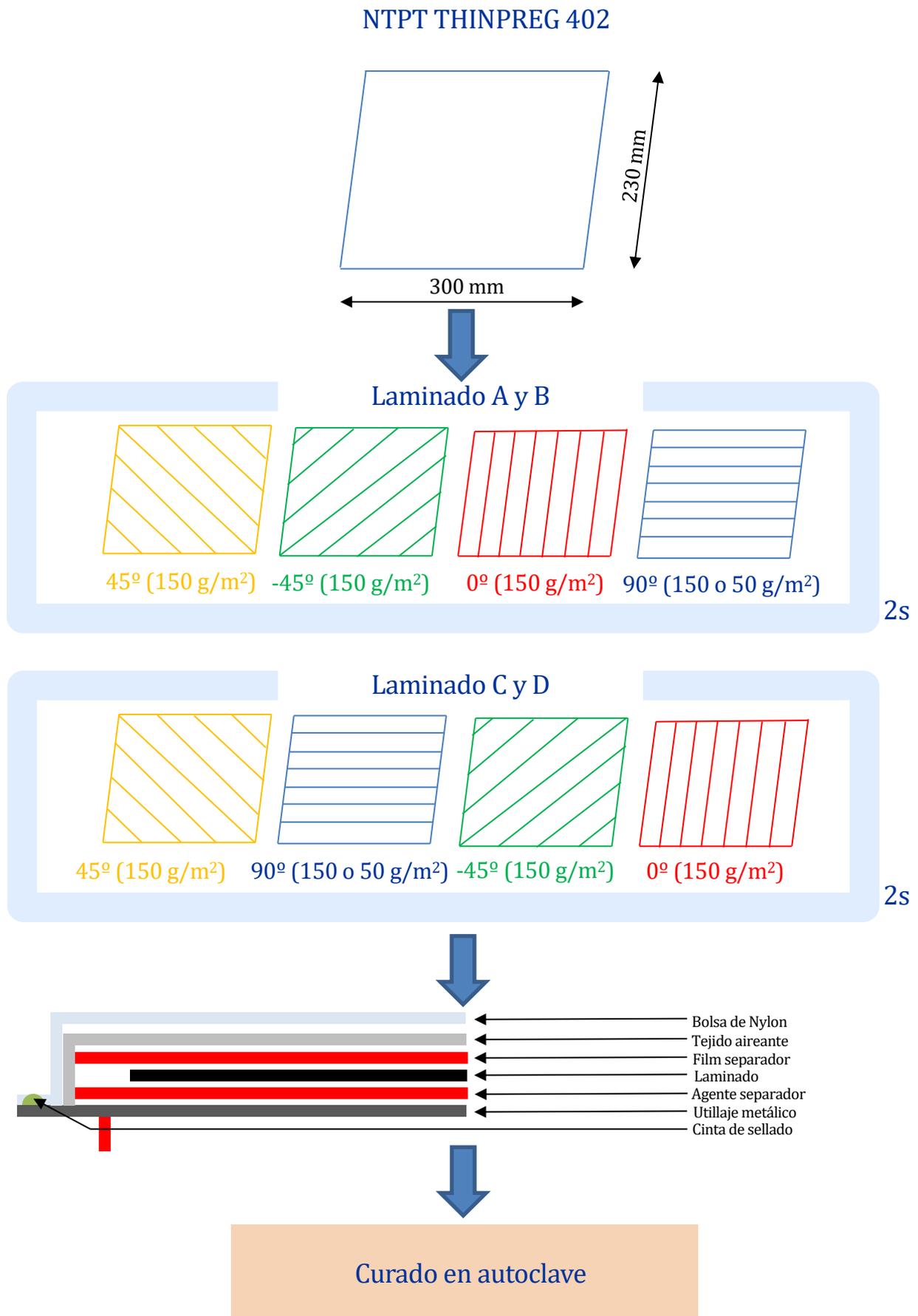


Figura 6: Proceso de fabricación.

2.4 Ciclo de curado.

El curado de los laminados se ha realizado de acuerdo con el ciclo recomendado por el fabricante, el cual se muestra en la Figura 7.

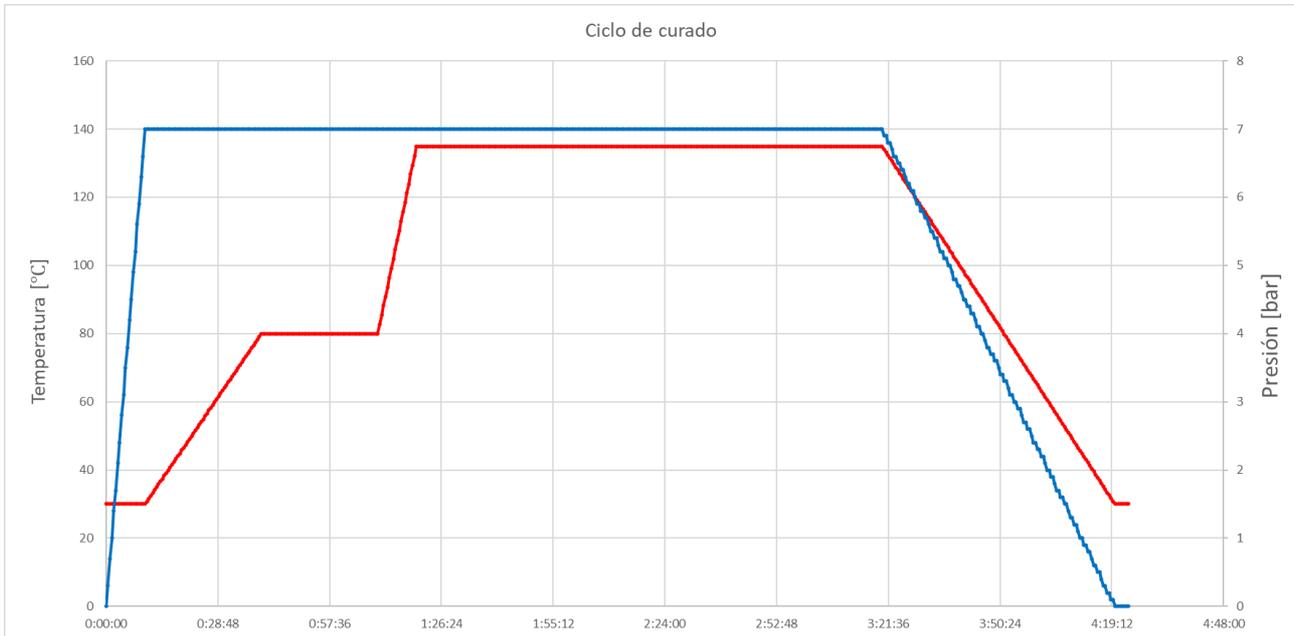


Figura 7: Ciclo de curado del material compuesto.

2.5 Mecanizado del agujero central de la probeta.

El último paso del proceso de fabricación consiste en la realización del taladro central de la probeta. La ejecución de dicho taladro (Figura 8) resulta fundamental para la obtención de una probeta sin grandes daños en el entorno del agujero derivados del proceso de fabricación. Diversos estudios han analizado cualitativa y cuantitativamente el efecto de diversos procesos en la aparición del daño derivado de la mecanización del agujero [16].



Figura 8: Mecanizado del agujero mediante taladrado.

3 CARACTERIZACIÓN ANTE CARGA ESTÁTICA DE LAS PROBETAS CON AGUJERO. ESTUDIO DE LA APARICIÓN DEL DAÑO

En este capítulo, se analizan los ensayos de caracterización ante carga cuasi-estática de tracción de las probetas con taladro fabricadas. Con estos ensayos se pretende observar la respuesta de este tipo de probetas bajo carga estática, además de determinar los parámetros necesarios para los ensayos ante carga cíclica de tracción que se realizarán posteriormente. Por tanto, el resultado que se pretende obtener con estos ensayos es la obtención de la carga última de rotura para cada tipo de laminado, así como una posible visualización de la iniciación y propagación del daño a nivel macroscópico.

3.1 Ensayos ante carga cuasi-estática de tracción.

Los ensayos para determinar la respuesta ante carga cuasi-estática de tracción han seguido el procedimiento propuesto por la ASTM, según recogen las normas ASTM D3030/3039M – 14 [15] para las probetas sin agujero y ASTM D5766/D5766M-11 [13] para las probetas con agujero.

3.1.1 Equipo de ensayo.

La maquinaria empleada para el ensayo de las probetas mencionadas se recoge a continuación:

- Máquina de ensayos universal Instron 4483.
- Célula de carga de ± 150 kN.
- Mordazas tipo cuña.
- Cámara digital.
- Marcador permanente blanco.

No se han empleado bandas extensométricas ni extensómetro debido a la naturaleza preliminar de estos ensayos. Como resultado de los ensayos, se ha obtenido la tensión última de rotura (σ_U) y se han realizado vídeos de dichas roturas para cada una de las probetas ensayadas.

3.1.2 Probetas sin agujero.

Tabla 3: Caracterización ante carga estática en probetas sin agujero del laminado A y B.

Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Carga última [kN]	σ_U [MPa]
TE.AST-1	24.832	2.665	47.010	710.304
TE.AST-2	24.842	2.700	39.073	582,458
TE.AST-3	24.96	2.680	45,626	681.979
TE.AST-4	24.942	2.670	44.861	673.740
TE.AST-5	25.160	2.670	50.463	751.300
TE.AST-6	25.064	2.639	41.928	633.842

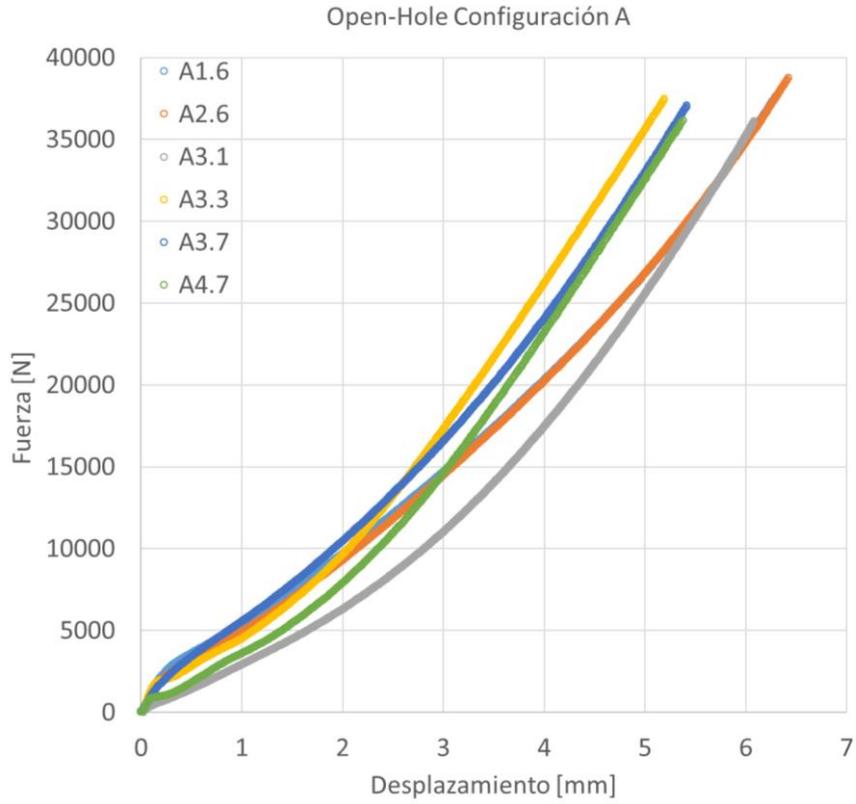
TE.BST-1	24.860	2.199	47.716	872.843
TE.BST-2	25.098	2.238	44.017	783.587
TE.BST-3	25.232	2.225	47.981	854.720
TE.BST-4	25.146	2.241	45.332	804.369
TE.BST-5	25.130	2.237	44.508	791.805
TE.BST-6	24.876	2.229	47.853	862.941

El valor medio, la desviación típica y el coeficiente de variación para cada una de estas propiedades de resistencia de los distintos laminados (superíndices A y B) se recogen a continuación, habiéndose calculado con los 5 valores que presentan un menor coeficiente de variación entre ellos:

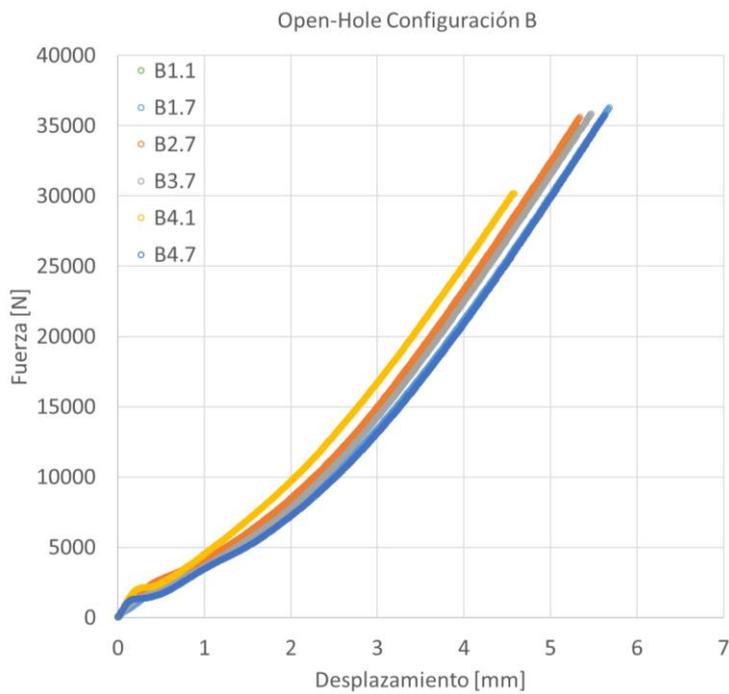
Tabla 4: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas sin agujero.

Propiedad	Valor medio [MPa]	Desviación típica [MPa]	Coeficiente de variación [%]
σ_U^A	690.23	43.74	6.34
σ_U^B	837.34	36.67	4.38

Para poder visualizar adecuadamente los resultados obtenidos, la Gráfica 1 y la Gráfica 2 muestran la relación fuerza-desplazamiento para las probetas de la configuración A y B respectivamente:



Gráfica 1: Ensayos a estática de las probetas A sin agujero.



Gráfica 2: Ensayos a estática de las probetas B sin agujero.

3.1.3 Probetas A.

Tabla 5: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado A.

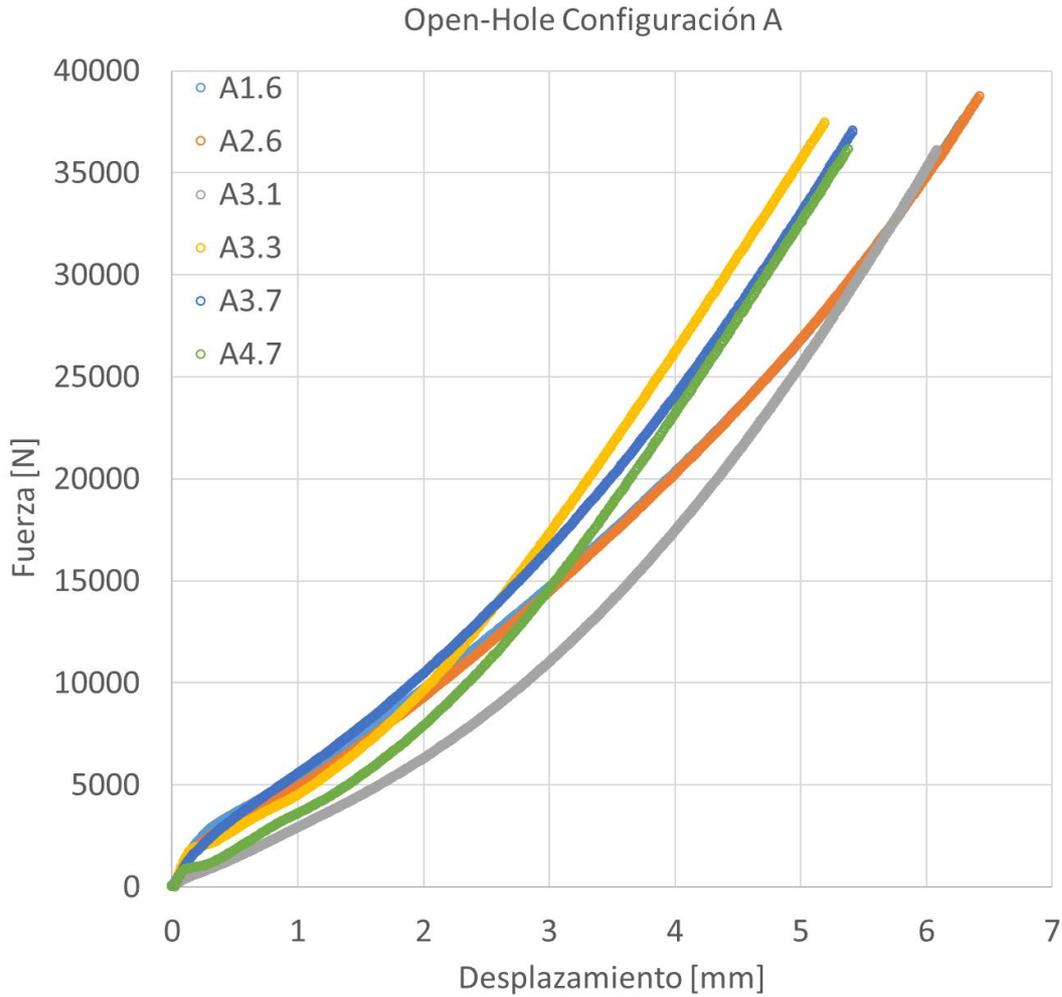
Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Carga última [kN]	σ_U^∞ [MPa]
A1.6	35.776	2.6902	37.709	391.8038
A2.6	35.914	2.711	38.769	398.1909
A3.1	36.064	2.648	36.12	378.2299
A3.3	35.916	2.6916	37.484	387.7461
A3.7	35.902	2.6984	37.091	382.8632
A4.7	35.982	2.653	36.189	379.1002

El valor medio, la desviación típica y el coeficiente de variación para la tensión última de rotura para las probetas con agujero del laminado A se recogen a continuación:

Tabla 6: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado A.

Propiedad	Valor medio [MPa]	Desviación típica [MPa]	Coeficiente de variación [%]
$\sigma_U^{OH.A}$	387.94	7.48	1.93

Para poder visualizar adecuadamente los resultados obtenidos, la Gráfica 3 muestra la relación entre la fuerza y el desplazamiento durante los ensayos:



Gráfica 3: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado A.

3.1.4 Probetas B.

Tabla 7: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado B.

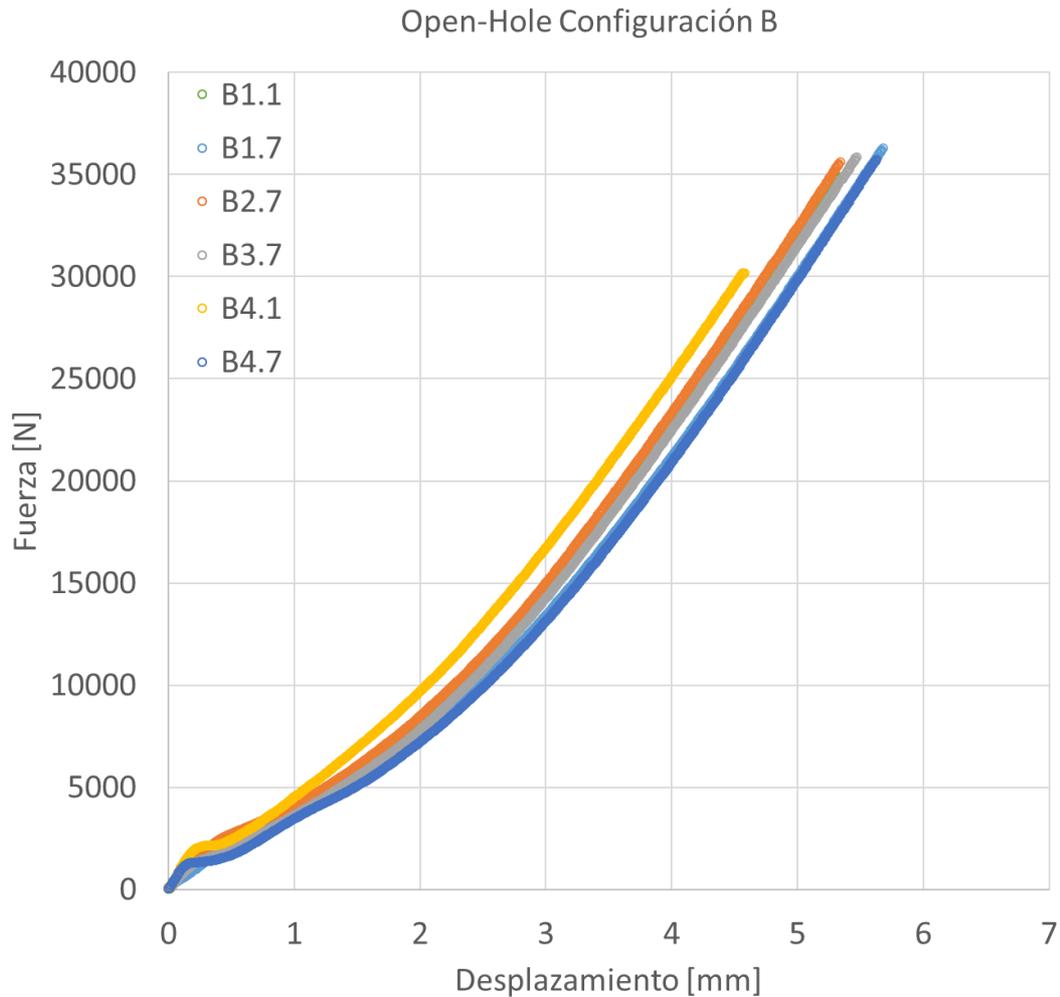
Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Carga última [kN]	σ_U^∞ [MPa]
B1.1	35.888	2.2112	34.903	439.8306
B1.7	35.96	2.2184	36.287	454.8744
B2.7	35.958	2.2348	35.61	443.1368
B3.7	35.95	2.2108	35.845	451.0038
B4.1	35.866	2.1862	30.175	384.8349
B4.7	36.046	2.2294	35.747	444.8305

El valor medio, la desviación típica y el coeficiente de variación para la tensión de rotura para las probetas con agujero del laminado B se recogen a continuación:

Tabla 8: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado B.

Propiedad	Valor medio [MPa]	Desviación típica [MPa]	Coefficiente de variación [%]
$\sigma_U^{OH.B}$	446.74	6.10	1.36

La Gráfica 4 muestra la relación entre la fuerza y el desplazamiento durante los ensayos:



Gráfica 4: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado B.

3.1.5 Probetas C.

Tabla 9: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado C.

Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Carga última [kN]	σ_U^∞ [MPa]
C1	36.316	2.6486	37.886	393.8804
C4	36.194	2.6218	41.947	442.0433
C7	35.802	2.6368	38.7	409.9458

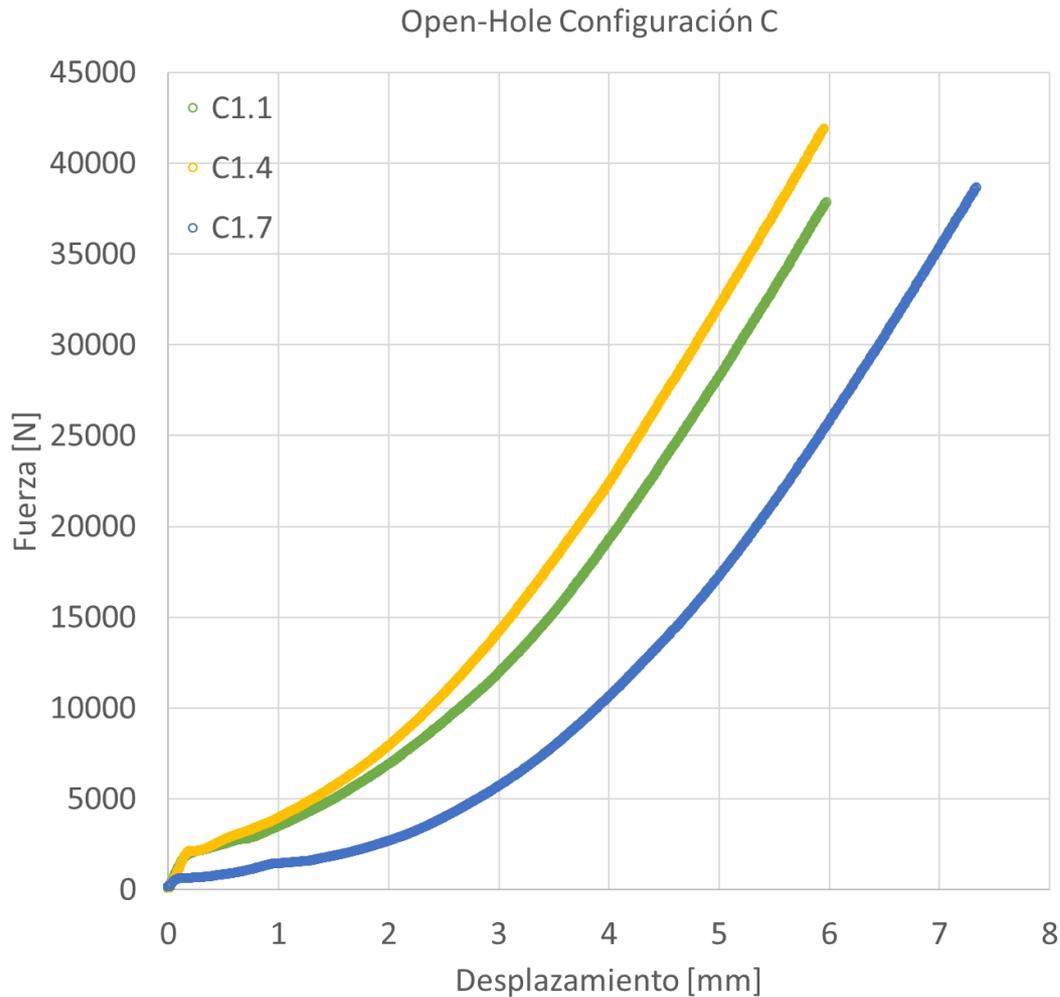
El valor medio, la desviación típica y el coeficiente de variación para la tensión última de rotura para las probetas

con agujero del Laminado C se recogen a continuación:

Tabla 10: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado C.

Propiedad	Valor medio [MPa]	Desviación típica [MPa]	Coefficiente de variación [%]
$\sigma_U^{OH.C}$	415.29	24.52	5.90

La Gráfica 5 muestra la relación entre la fuerza y el desplazamiento durante los ensayos:



Gráfica 5: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado C.

3.1.6 Probetas D.

Tabla 11: Caracterización ante carga estática en probetas con agujero del laminado D.

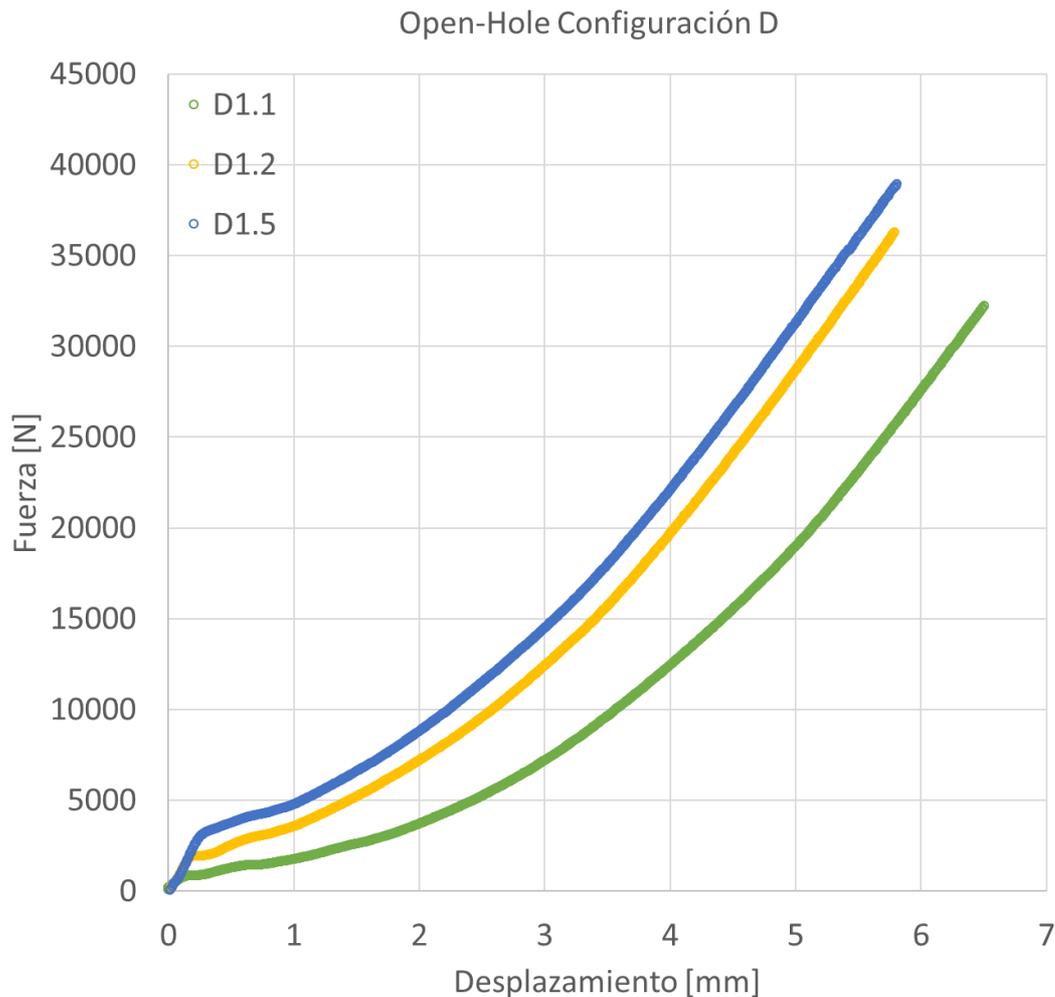
Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Carga última [kN]	σ_U^{∞} [MPa]
D1	35.506	2.151	32.27	422.4638
D2	36.084	2.1398	36.306	470.2086
D5	36.084	2.1398	36.306	470.2086

El valor medio, la desviación típica y el coeficiente de variación para la tensión última de rotura para las probetas con agujero del laminado D se recogen a continuación:

Tabla 12: Resultados de la resistencia última a tracción en probetas con agujero del laminado D.

Propiedad	Valor medio [MPa]	Desviación típica [MPa]	Coefficiente de variación [%]
$\sigma_U^{OH.D}$	465.36	40.69	8.74

Para poder visualizar adecuadamente los resultados obtenidos, la Gráfica 6 la relación entre la fuerza y el desplazamiento durante los ensayos:



Gráfica 6: Ensayos a estática de las probetas con agujero del laminado D.

3.2 Aparición y evolución del daño

La aparición del daño se ha intentado captar en el agujero mediante el empleo de una cámara de video digital, pintándose de blanco el borde del agujero para poder apreciar mejor la posibles diferentes roturas que se produzcan.

De manera genérica, los daños que se han podido observar en el agujero han sido a niveles muy elevados de carga (superiores al 90% de la carga última de rotura), observándose daño a nivel macroscópico. A pesar de que mediante este método no es posible observar la aparición del daño a nivel microscópico, el cual debe aparecer en la capa de 90°, sí permite identificar posibles capas donde haya presente un alto nivel de daño previo a la rotura catastrófica de la probeta.

Una observación relativa a la diferencia entre los laminados convencionales y los laminados con láminas ultradelgadas es que estos últimos han permitido la captación del daño de manera más gradual. Mientras que la

mayoría de las probetas convencionales (A y C) han presentado una rotura más explosiva en el entorno del agujero, las probetas con láminas ultradelgadas (B y D) han permitido observar un daño previo en el agujero, en las capas de 90° , $+45^\circ$ y -45° , en un mayor número de ensayos.

3.2.1 Probetas A.

Para el caso de las probetas A, sólo ha sido posible la observación de daño en el borde del agujero en 1 de los 6 ensayos ante carga cuasi-estática realizados. Normalmente, este tipo de probetas presenta una gran delaminación en el borde libre lateral de la probeta para altos niveles de carga, rompiéndose de manera explosiva sin presenciarse daño en el agujero. Dichos daños aparecen recogidos en la Figura 9.



a) Daño en el borde libre lateral

b) Borde libre del agujero sin
daño visible

c) borde libre del agujero con
daño visible

Figura 9: Aparición del daño ante carga cuasi-estática de tracción en las probetas A.

3.2.2 Probetas B.

Para el caso de las probetas B, se ha podido visualizar la aparición de daño en el agujero en 3 de los 6 ensayos realizados. Además, se ha podido observar la aparición de manera consecutiva de varios daños macroscópicos para la misma probeta (Figura 10), lo que sugiere un mecanismo más progresivo con respecto al caso de las probetas A. El daño en el borde libre lateral sigue estando presente para el caso de las probetas B, si bien es cierto que este es menor debido a que el espesor de las capas de 90° es inferior con respecto al caso de las probetas A.



a) Daño en el borde libre lateral y
borde del agujero sin daño

b) Primer daño visible en el
agujero

c) Segundo daño visible en el
agujero

Figura 10: Aparición de daño ante carga cuasi-estática de tracción en las probetas B.

3.2.3 Probetas C.

A diferencia de las probetas A y B, para el caso de C se han ensayado 3 probetas en vez de 6, debido a que se contaba con un menor número inicial de probetas. Para el caso de la configuración C y D, la aparición de daño en el agujero y en el borde lateral es mucho menos significativa que en el caso de las dos configuraciones anteriores. De hecho, para el caso de la C, no se han podido capturar imágenes de la aparición de daño en el agujero o en el borde hasta la rotura de la probeta.

3.2.4 Probetas D.

De manera idéntica al caso C, las probetas D han presentado una aparición de daño menos significativa con respecto a las probetas A y B. En esta configuración, parece repetirse el efecto de que, al emplear láminas ultradelgadas, la aparición del daño se vuelve más progresiva, al igual que ocurría en las probetas de tipo B. Se ha podido recoger la aparición de daño de manera progresiva en 2 de 3 probetas ensayadas siguiendo la técnica mencionada anteriormente (Figura 11 a-c y d-f). De hecho, se puede apreciar que los daños que aparecen tienen más una apariencia menos significativa sobre el borde del agujero, en comparación con los daños que aparecían en el caso de A y B. Para terminar de comprobar si esta aparición del daño es más suave para esta configuración, se volvieron a ensayar 3 probetas, esta vez sin pintura blanca en el agujero, de forma que la luz incidiera directamente sobre las diferentes láminas presentes en este. La luz incide con un ángulo distinto antes y después de la aparición del daño, lo cual es captado mediante la cámara digital (Figura 11 g-i).

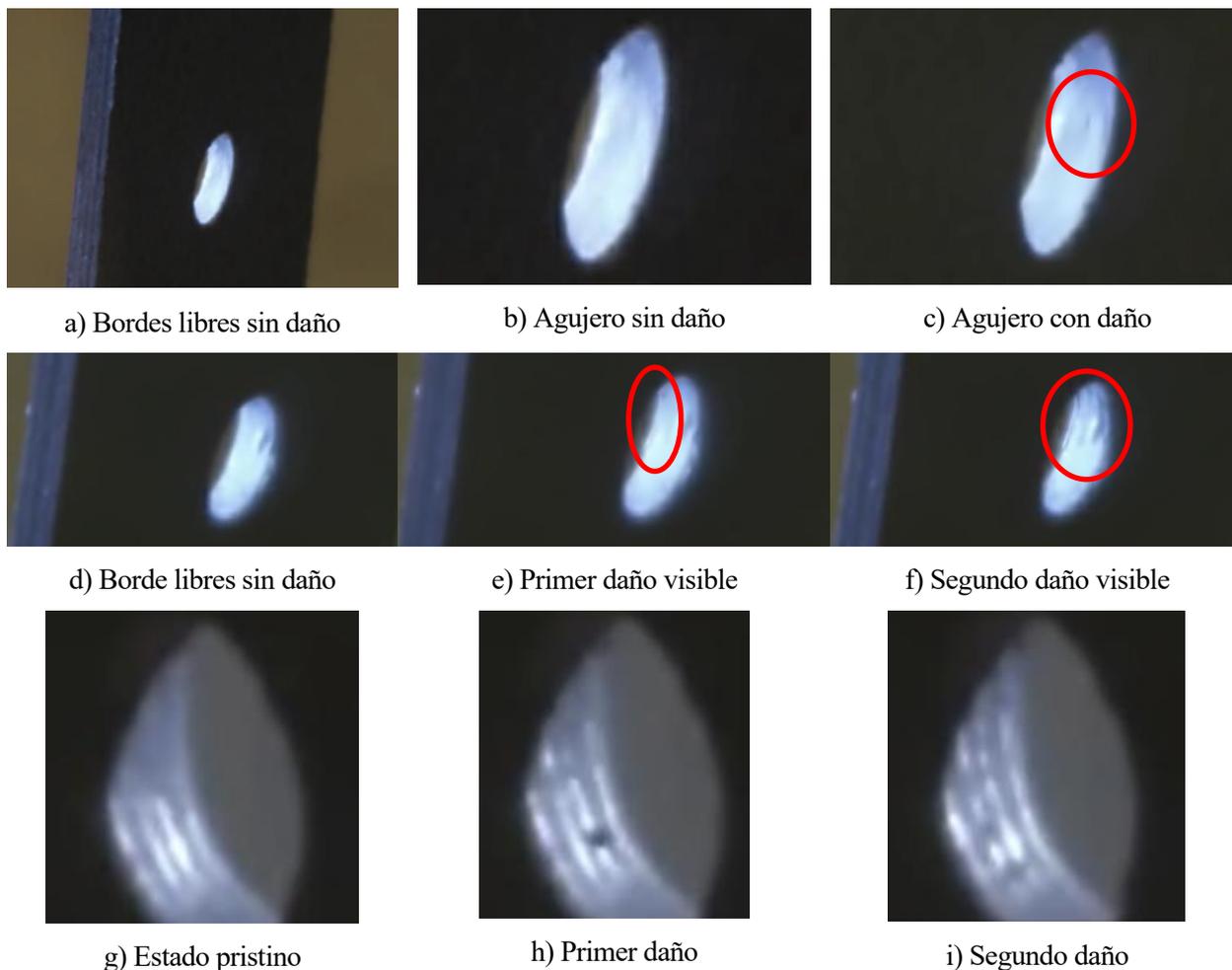


Figura 11: Aparición de daño ante carga cuasi-estática de tracción en las probetas D.

3.3 Morfología de la rotura de las probetas.

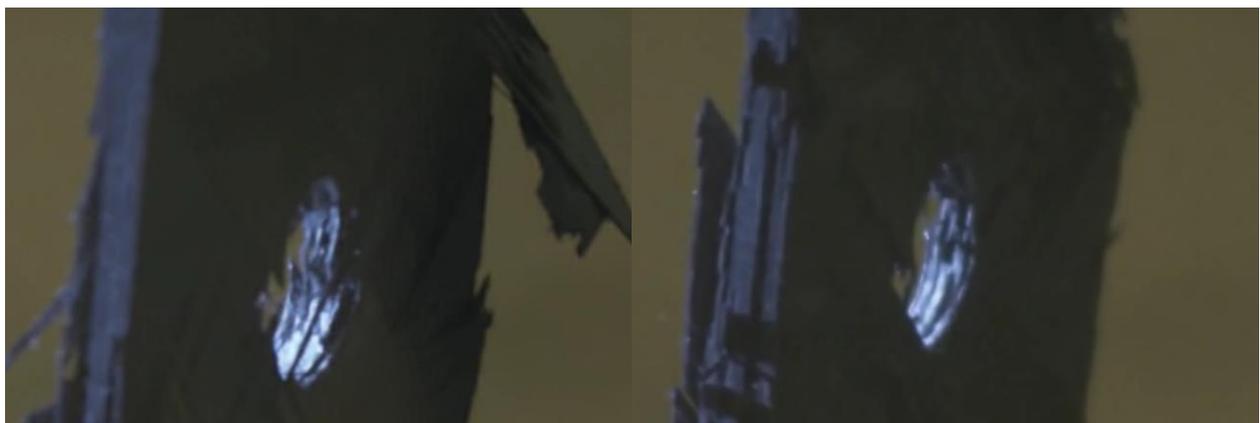
Finalmente, se muestran las diferentes roturas que se produjeron en las probetas sometidas a carga cuasi-estática de tracción. De manera general, se puede observar en la Figura 12 cómo el daño está mucho más desarrollado en el borde lateral y en el agujero para el caso de las probetas A y B con respecto al caso de las probetas C y D.

En todos los casos, la rotura parece ser de tipo “*pull-out*”, adaptando la misma terminología empleada en [10] y [11]. En dichos documentos además se ensaya un laminado [45m/90m/-45m/0m]_{ns}, que para el caso $m=1$ y $n=2$ resulta en la misma secuencia de apilado que para el caso de las probetas C y D. Es importante recalcar que, en este estudio, a diferencia del caso de Sihm et al. [6], si se sustituye solo una lámina convencional por una lámina ultradelgada para una orientación dada, el tipo de rotura se mantiene. En [6] se produce un cambio de mecanismo de rotura de tipo “*pull-out*” a frágil, mientras que, en los ensayos realizados en este trabajo, parece ser que el tipo de rotura “*pull-out*” se mantiene al cambiar de las configuraciones A y C a las configuraciones B y D respectivamente. Tal y cómo se comentó en el Sección 1.2, la estrategia respecto al uso de láminas ultradelgadas de este documento difiere del encontrado comúnmente en la literatura. Esto podría significar una nueva estrategia para afrontar una de las principales desventajas documentadas [5] al emplear láminas ultradelgadas.



a) Rotura en las probetas A

b) Rotura en las probetas B



c) Rotura en las probetas C

d) Rotura en las probetas D

Figura 12: Rotura ante carga cuasi-estática de tracción de las distintas probetas ensayadas.

4 RESPUESTA ANTE CARGA CÍCLICA DE

TRACCIÓN DE PROBETAS CON AGUJERO

En este capítulo se analiza en detalle el comportamiento de las probetas con agujero mostradas previamente cuando éstas son sometidas a una carga de fatiga.

Para realizar este análisis, se compara la respuesta en probetas fabricadas con láminas convencionales respecto a probetas fabricadas con láminas ultradelgadas, siguiendo la estrategia de apilado comentada previamente en este documento (mismo número total de láminas en los laminados, por lo que da lugar a una diferencia de espesores entre unas probetas y otras).

A priori, tras el análisis de los resultados ante carga cuasi-estática, se espera que la inclusión de láminas ultradelgadas en la capa de 90° produzca un retraso en la aparición del daño en el entorno del agujero y del borde libre, así como en la progresión de este, con respecto al caso del laminado que emplea exclusivamente láminas convencionales.

El parámetro que se emplea para evaluar la aparición y evolución del daño es el área dañada de la probeta. Dicha área es delimitada mediante el uso de la inspección por ultrasonidos. Debido a la complejidad y el alto grado de experiencia que se debe tener con el equipo para ser capaz de visualizar el daño a distintas profundidades (diferentes capas), el estudio se realiza sin analizar en profundidad la localización de los daños a lo largo del espesor. En otras palabras, se proyecta en el mismo plano aquellas partes de la probeta que se encuentren prístinas o dañadas, pudiendo existir daños presentes en distintas capas.

4.1 Equipo utilizado.

- Máquina Universal de Ensayos Dinámicos Instron 8801 100 kN y Máquina Universal de Ensayos Dinámicos Instron 8802 250 kN.
- Equipo de inspección por ultrasonidos.

4.2 Condiciones de ensayo.

A continuación, se detallan los parámetros empleados en los ensayos a fatiga para todas las probetas ensayadas:

- Ensayos a T-T con un cociente de tensiones $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = 0.1$
- $\sigma_{\max} = 0.8\sigma_U$, siendo σ_U la resistencia a tracción de las probetas caracterizadas en el capítulo 3 para cada una de las probetas fabricadas. Dicha tensión se calcula para las probetas A, B, C y D empleando el valor medio recogido en la Tabla 6, la Tabla 8, la Tabla 10 y la Tabla 12 respectivamente. El valor de la fuerza máxima aplicada durante el ensayo se calcula multiplicando σ_{\max} por el ancho (sección bruta) y el espesor de cada probeta.
- $f = 3$ [Hz]
- Los ensayos se han dividido en dos etapas.
 1. Se estudia en detalle la evolución del daño de una probeta de cada tipo, realizándose inspecciones por ultrasonidos para los siguientes números de ciclos totales:
N=2500, 5000, 10000, 20000, 50000, 75000, 100000, 150000, 200000, 250000, 300000
 2. Se estudia la evolución del daño de 3 probetas adicionales de cada tipo, esta vez realizándose inspecciones por ultrasonidos para los siguientes números de ciclos totales:
N=2500, 10000, 50000, 100000, 200000, 300000.

La Tabla 13 resume las condiciones de los ensayos realizados para cada una de las probetas, destacándose aquellas probetas que han sido empleadas en el estudio en detalle de la primera etapa frente a las que han sido utilizadas en la segunda etapa del estudio.

Tabla 13: Probetas utilizadas en la campaña experimental a fatiga.

Probeta	Ancho [mm]	Espesor [mm]	$F_{M\acute{a}x}^{0.8}$ [kN]	$F_{M\acute{i}n}^{0.8}$ [kN]	$F_a^{0.8}$ [kN]
OH.A1	36.04	2.67	29.88	2.99	13.45
OH.A2	36.17	2.72	30.54	3.05	13.74
OH.A3	35.97	2.68	29.93	2.99	13.47
OH.A4	36.13	2.66	29.82	2.98	13.42
OH.B1	36.11	2.20	28.39	2.84	12.77
OH.B2	35.98	2.23	28.69	2.87	12.91
OH.B3	36.00	2.23	28.72	2,87	12.92
OH.B4	35.96	2.21	28.39	2.84	12.78
OH.C1	36.17	2.65	31.81	3.18	14.31
OH.C2	36.10	2.62	31.46	3.15	14.16
OH.C3	36.06	2.50	29.97	3.00	13.48
OH.C4	36.02	2.48	29.73	2.97	13.38
OH.D1	36.08	2.14	28.75	2.88	12.94
OH.D2	35.97	2.13	28.55	2.86	12.85
OH.D3	35.97	2.15	28.85	2.89	12.98
OH.D4	36.04	2.17	29.07	2.91	13.08

4.3 Primera etapa.

En esta sección se muestra para cada uno de los laminados fabricados, el estudio en detalle de una probeta, llegando a inspeccionarse por ultrasonidos un total de 11 veces. El objetivo que se persigue es la captura en detalle la iniciación y evolución del daño en la probeta. El equipo de ultrasonidos empleado permite captar daños de un tamaño mínimo en torno a 1 mm², por lo que delaminaciones que afecten a un área inferior a la misma no podrán ser visualizadas.

Además, es preciso tener en cuenta que el daño, de acuerdo con la literatura y los ensayos a estática realizados, se origina en el entorno del agujero y en los bordes laterales de la probeta, propagándose a lo largo del ancho y el espesor de esta. Este hecho dificulta la determinación exacta de la iniciación del daño, debido a que el palpador del equipo de ultrasonidos se encuentra con los bordes de la probeta. Por tanto, es necesario que el daño alcance un cierto tamaño en el borde para poder garantizar su captura.

4.3.1 Probeta OH.A1.

La Figura 13 muestra la evolución de la extensión del daño en la probeta con agujero correspondiente al laminado A.

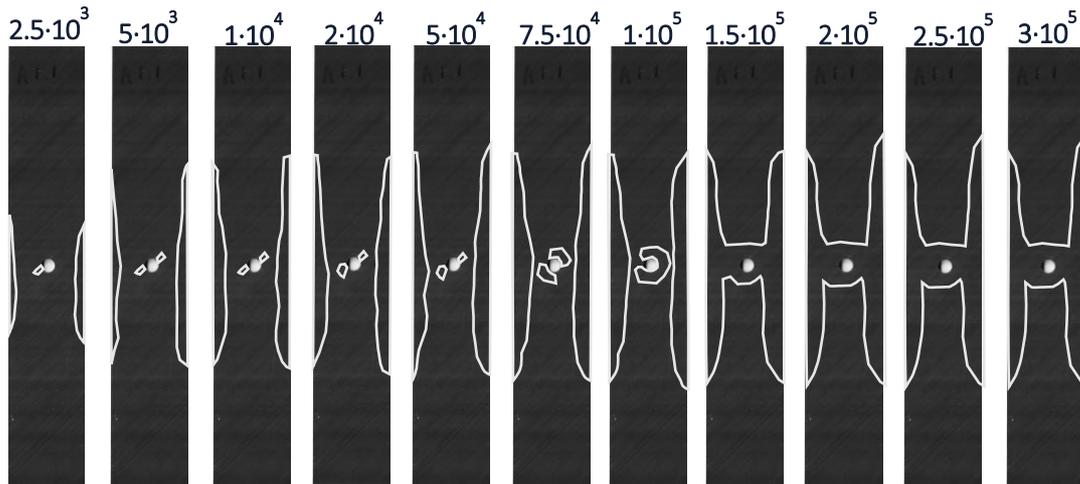


Figura 13: Aparición y evolución del daño en probeta con agujero del laminado A.

La aparición de daño en el borde libre y el agujero se observa desde los primeros 2500 ciclos ensayados. Durante las primeras etapas se produce un crecimiento del daño en el borde, hasta alcanzar toda la longitud no abarcada por las mordazas. En estas etapas, aparece daño en el entorno del agujero, pero sin apreciarse un crecimiento considerable. Cuando el ensayo lleva 75000 ciclos, se aprecia el crecimiento del daño en el agujero. Los resultados parecen indicar que el crecimiento de la extensión del daño en el agujero se produce una vez que el daño en los bordes libres de la probeta está totalmente desarrollado a lo largo de la longitud no abarcada por las mordazas. Una vez se produce la superposición de las áreas delaminadas en ambas regiones de la probeta (150000 ciclos), el crecimiento de la extensión del daño parece pausarse. Esto puede ser debido a que se están produciendo otra serie de daños en la probeta que no pueden ser capturados por la técnica de medición por ultrasonidos empleada, tales como la rotura de fibras en la capa de 0° , o se produzcan más daños dentro de la extensión delimitada.

4.3.2 Probeta OH.B1.

La Figura 14 muestra la evolución de la extensión del daño en la probeta con agujero correspondiente al laminado B.

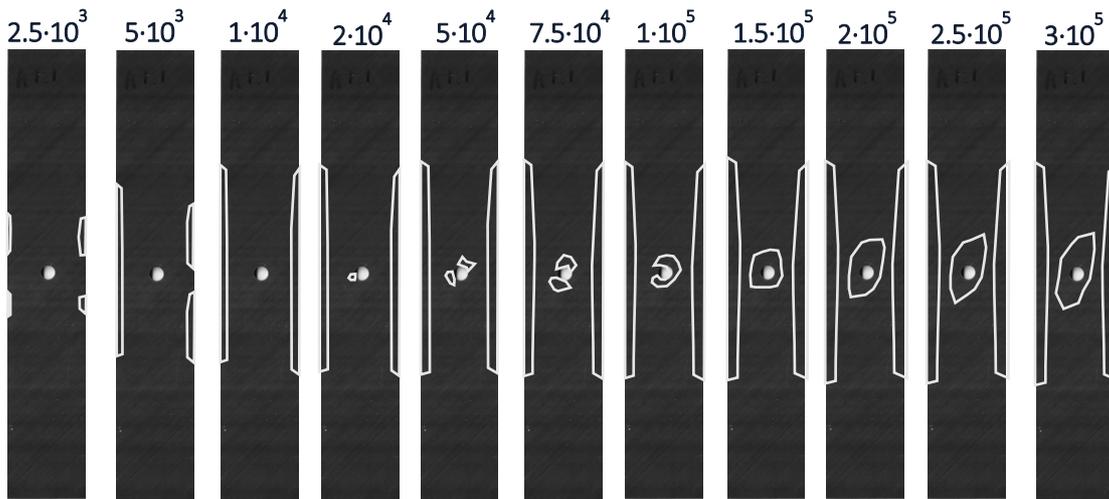


Figura 14: Aparición y evolución del daño en probeta con agujero del laminado B.

A diferencia del caso de la probeta A, el daño en el borde libre lateral se ve ampliamente reducido por la introducción de las láminas ultradelgadas. Con respecto a la aparición del daño en el entorno del agujero, ésta se produce a los 20000 ciclos, es decir, retrasada con respecto a la probeta del laminado A. Los resultados obtenidos parecen seguir la tendencia observada en la probeta del laminado A, es decir, el daño en el entorno del agujero evoluciona tras el desarrollo del daño en el borde libre lateral de la probeta hasta que éste alcanza el límite con las mordazas de la máquina de ensayo. Es por ello que, como el daño en los bordes libres laterales crece de manera más lenta en las probetas B, la estrategia de introducir láminas ultradelgadas orientadas a 90° parece retrasar el mecanismo de daño. A partir de los 75000 ciclos, el daño en el agujero crece hasta alcanzar el número máximo de ciclos ensayados, no llegando a superponerse la extensión del daño del agujero con la del borde libre.

4.3.3 Probeta OH.C2.

La Figura 15 muestra la evolución de la extensión del daño en la probeta con agujero correspondiente al laminado C.

Una de las principales diferencias que se puede observar entre esta probeta y las correspondientes a la secuencia de apilado anterior (A y B) es el evidente retraso en la aparición y evolución del daño en el borde libre lateral de la probeta. Este resultado coincide con lo observado en los ensayos ante carga cuasi-estática. Además, el avance de dichos daños en relación con el ancho de la probeta es inferior en el caso de la probeta C con respecto a la probeta A.

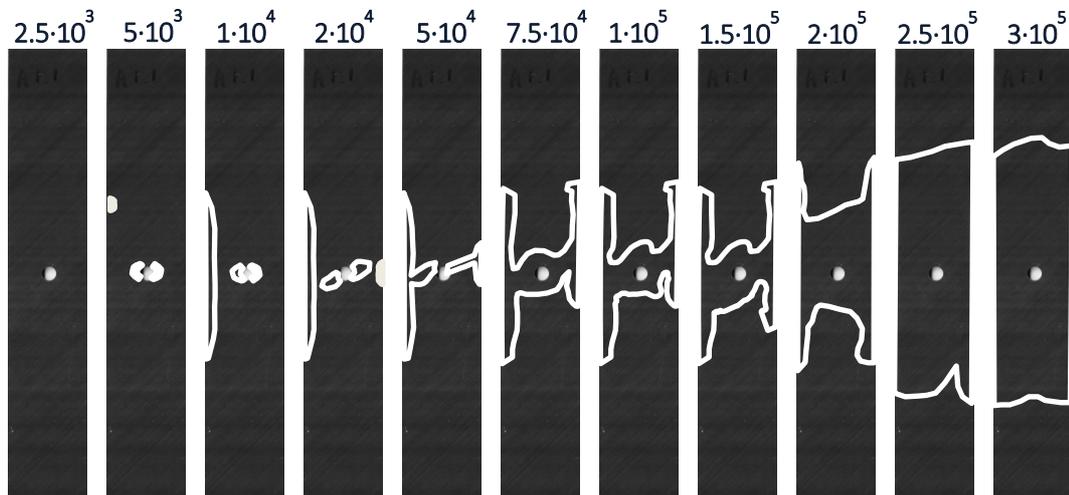


Figura 15: Aparición y evolución del daño detallada en probeta con agujero del laminado C.

Esta situación se mantiene hasta alcanzar un número elevado de ciclos ($\sim 10^5$ ciclos), para los cuales se superponen los daños originados en el borde lateral con los originados en el agujero y la extensión del daño de la probeta crece a un ritmo superior al caso de la probeta A. Para el caso de la probeta C, la extensión del daño ocupa la totalidad de la probeta, hasta llegar aproximadamente a las zonas por las cuales la probeta es agarrada por las mordazas de la máquina de ensayos.

El daño alrededor del agujero se desarrolla en las primeras etapas observadas y de forma independiente al daño observado en los bordes libres laterales. En el entorno del agujero, el daño parece desarrollarse siguiendo un patrón circular, sin embargo, a partir de los 20000 y 50000 ciclos se produce un daño en las capas de 45° externas, que sigue dicha orientación de la fibra, de manera idéntica a cómo se recoge en [10], [11] y [12]. La evolución de la extensión del daño en el agujero parece seguir esa tendencia, hasta encontrarse con el borde libre de la probeta.

4.3.4 Probeta OH.D1.

La Figura 16 muestra la evolución de la extensión del daño en la probeta con agujero correspondiente al laminado D.

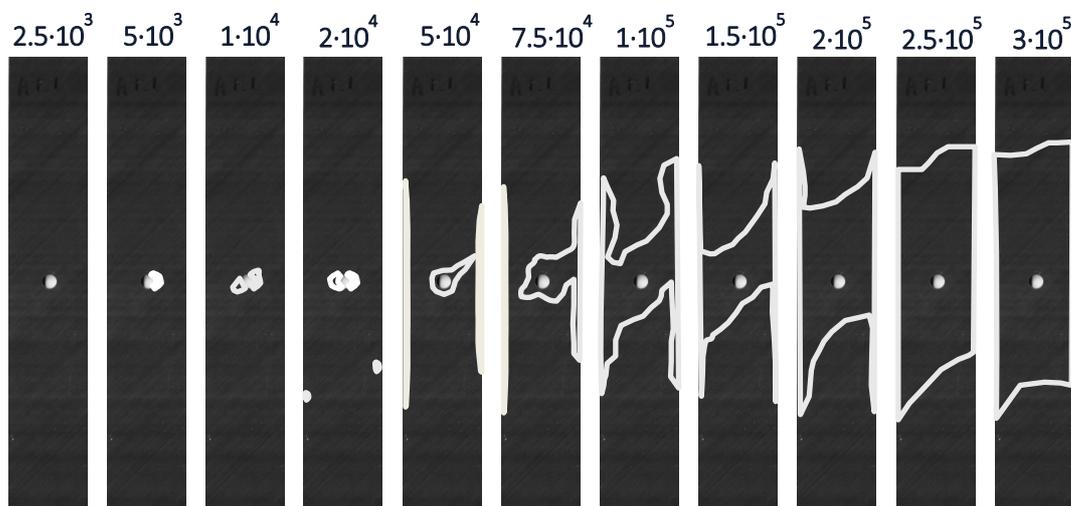


Figura 16: Aparición y evolución del daño en probeta con agujero del laminado D.

En ella puede identificarse un patrón muy similar al mostrado en el caso de la probeta C, si bien es cierto que se observa un menor avance del daño en el borde libre lateral. Con respecto al daño en el entorno del agujero, puede observarse que la evolución es muy similar en ambos tipos de probetas.

Si se realiza una comparación con respecto a la probeta B (siendo B y D las configuraciones que incluyen láminas ultradelgadas orientadas a 90°), la probeta D no presenta daños en los bordes laterales hasta alcanzarse los $5 \cdot 10^4$ ciclos, mientras que la probeta B presenta dichos daños desde los primeros ciclos ensayados.

Debido a la rápida propagación del daño en la capa de 45° que nace en el agujero hacia el borde libre, los resultados parecen indicar que el comportamiento entre probetas C y D es muy similar, por lo que el empleo de láminas ultradelgadas no promovería un cambio significativo en el mecanismo de fallo en probetas con agujero con la secuencia de laminado empleada en ellas ($[+45/90-45/0]_{2s}$).

4.4 Segunda etapa.

En esta etapa se estudia de manera conjunta tres probetas de cada laminado, para verificar si el comportamiento observado en la etapa anterior se mantiene o no. Tal y como se comentó al comienzo de esta sección, las probetas se someten al mismo número de ciclos máximo, $3 \cdot 10^5$ ciclos, aunque en esta ocasión el número de inspecciones será reducido, pasando de 11 revisiones a 6 en esta etapa.

4.4.1 Probetas A.

Las Figura 17, Figura 18 y Figura 19 muestran la evolución de la extensión del daño para cada una de las probetas revisadas durante esta segunda etapa para el caso del laminado A.

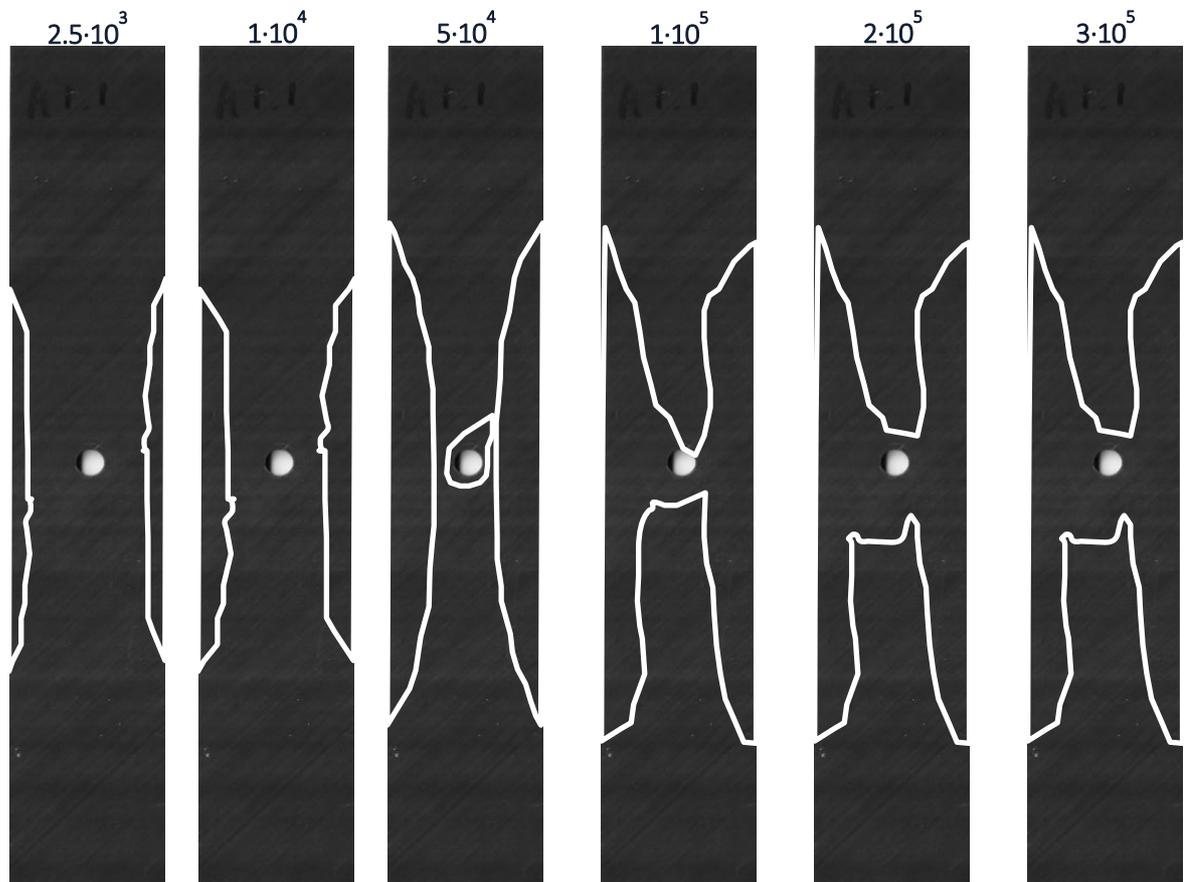
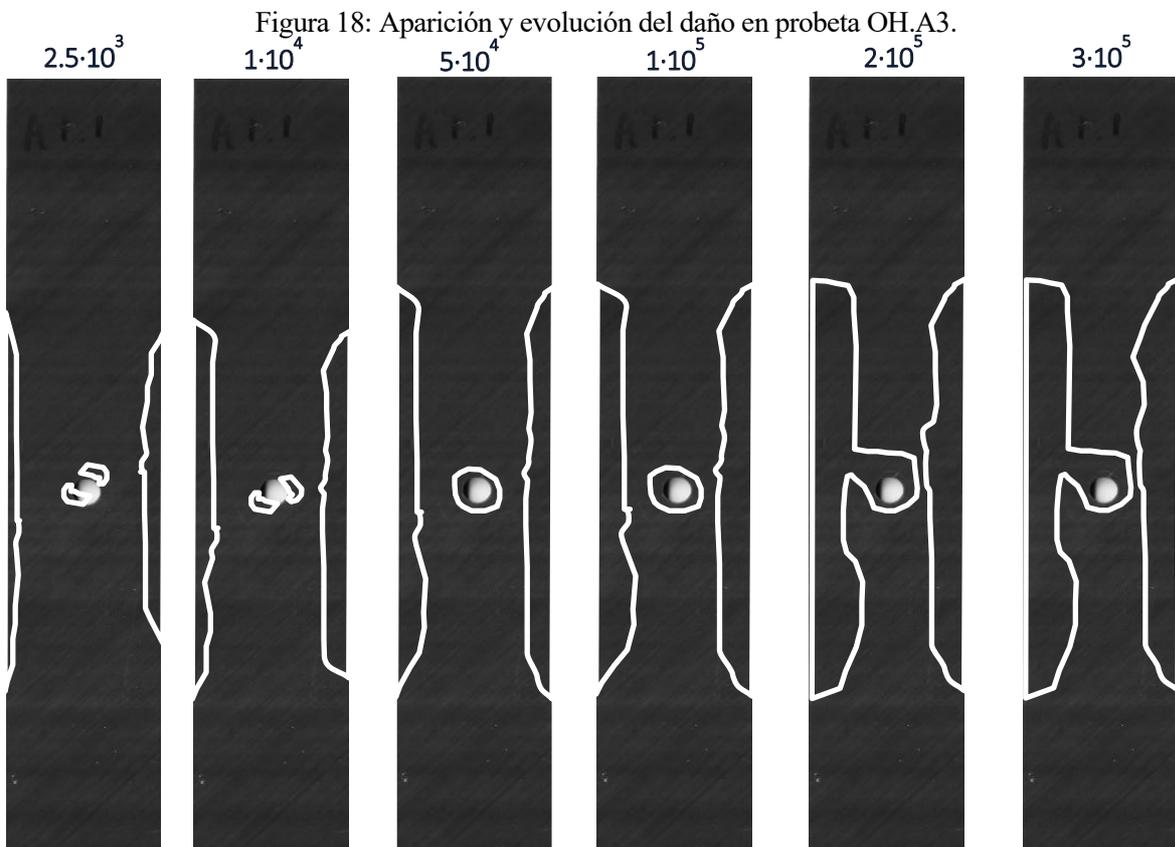
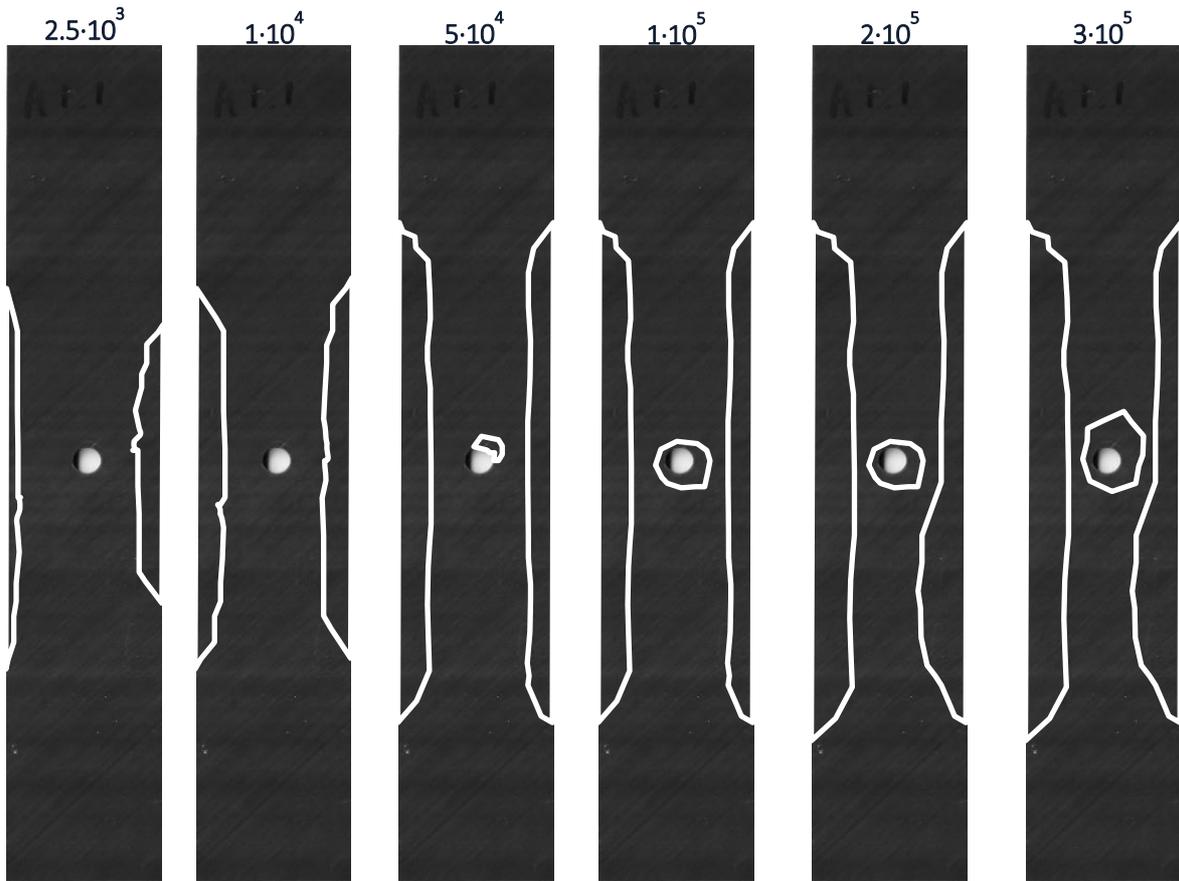


Figura 17: Aparición y evolución del daño en probeta OH.A2.



Se observa en todas ellas un daño considerable en el borde libre desde las etapas más tempranas del ensayo de la probeta. El daño en el agujero aparece también durante estas etapas iniciales y crece tras el desarrollo del daño en el borde, siguiendo la tendencia encontrada en la probeta analizada con más paradas. A partir de un número elevado de ciclos ($\sim 10^5$) se produce la superposición de áreas dañadas en el entorno del agujero y en el borde libre. El crecimiento de la extensión del daño en las probetas a partir de este punto parece seguir un ritmo moderado, tal y como se puede observar en el caso de las probetas OH.A2 y OH.A4.

4.4.2 Probetas B.

Las Figura 20, Figura 21 y Figura 22 muestran la evolución de la extensión del daño para cada una de las probetas inspeccionadas correspondientes al del laminado B durante esta segunda etapa.

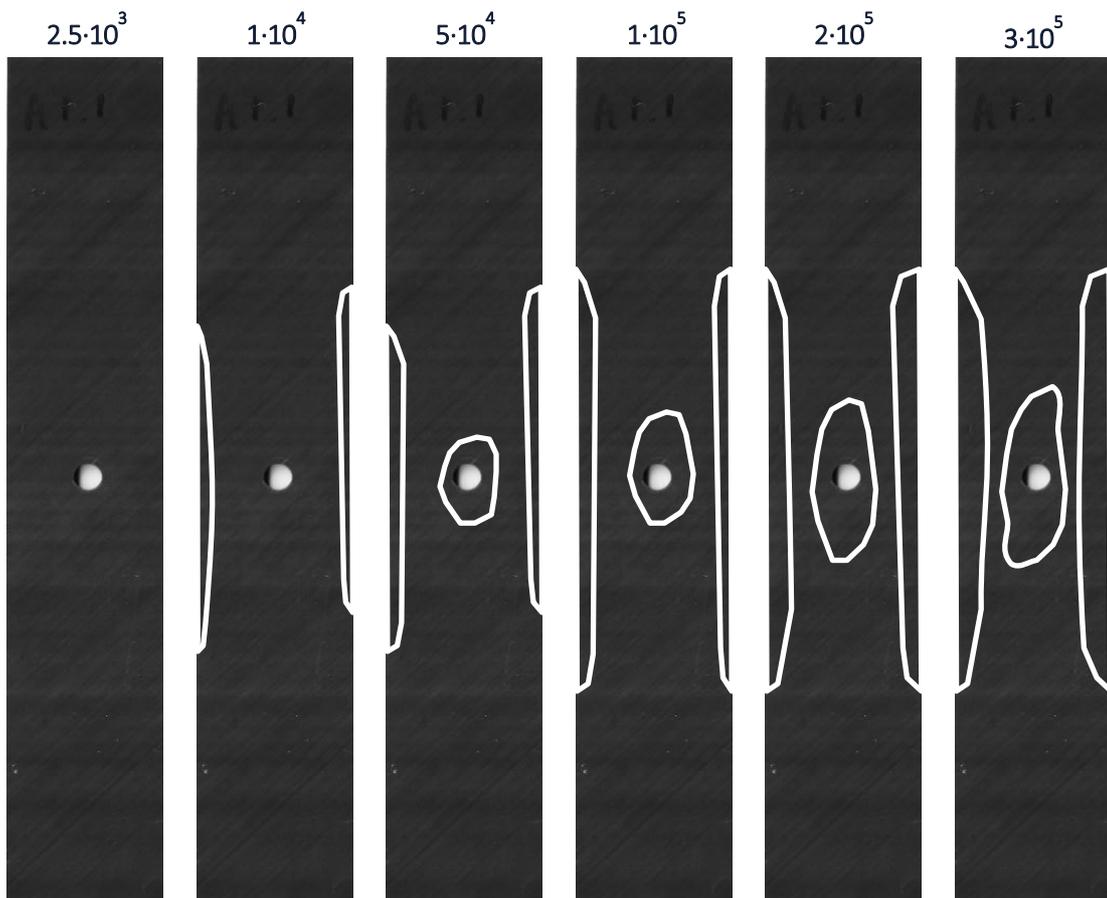


Figura 20: Aparición y evolución del daño en probeta OH.B2.

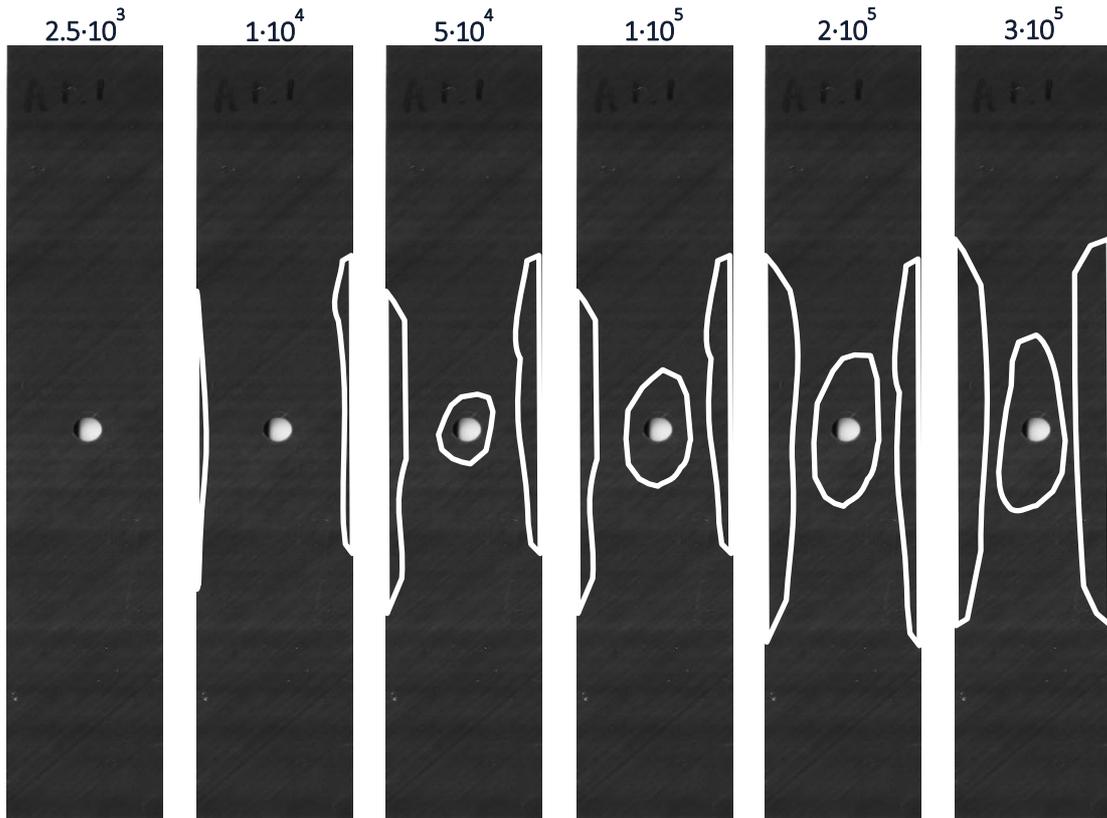


Figura 21: Aparición y evolución del daño en probeta OH.B3.

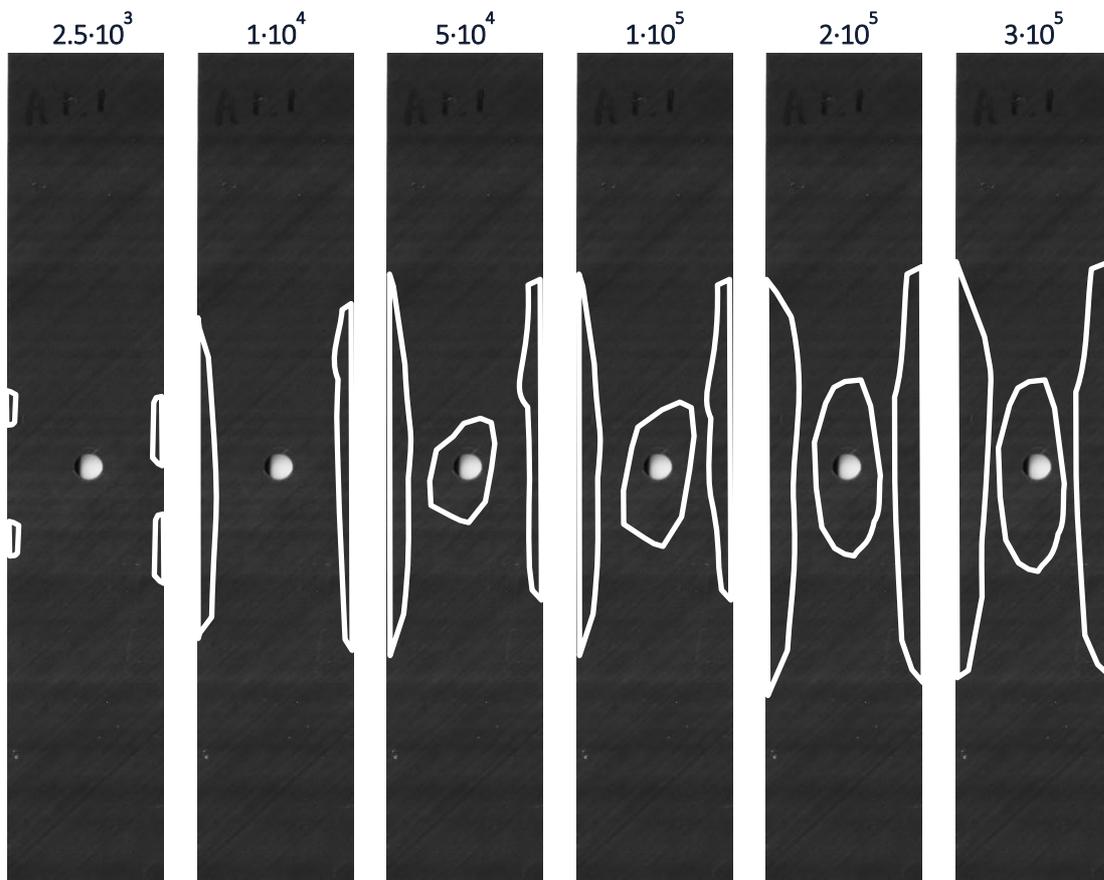


Figura 22: Aparición y evolución del daño en probeta OH.B4.

Se observa en estas probetas cómo el daño en el borde libre lateral evoluciona más lentamente durante las etapas iniciales ($\sim 10^3$) con respecto al laminado A, de la misma manera que el daño en el agujero parece retrasarse ($\sim 10^4$) al igual que ocurría con la probeta B analizada anteriormente.

Además, a diferencia de las probetas A previamente mostradas, no se produce la superposición de las extensiones del daño originadas en el agujero con las del borde libre al llegar al máximo número de ciclos previsto para todas las probetas ($3 \cdot 10^5$).

4.4.3 Probetas C.

Las Figura 23, Figura 24 y Figura 25 muestran la evolución de la extensión del daño para cada una de las probetas revisadas durante esta segunda etapa para el caso de las probetas correspondientes al laminado C.

Se confirma una vez más el retraso de la aparición de daños en el borde libre de la probeta debido al cambio de la secuencia de apilado (laminados A y B), pasando de daños presentes en las primeras etapas para las probetas A ($\sim 10^3$ ciclos) a la detección de los primeros daños en estados más tardíos para las probetas C ($\sim 10^4$ ciclos). Se produce una aparente inhibición de daño por delaminación en el borde libre lateral que se encuentra en la misma posición longitudinal del agujero para las primeras paradas del ensayo, ya que se puede observar cómo no hay daño al lado del agujero en las tres probetas para un número de $5 \cdot 10^4$ ciclos. Una vez la delaminación en el agujero y borde libre se superponen, el crecimiento del daño por delaminación en la probeta se acelera considerablemente con respecto al caso de las probetas A.

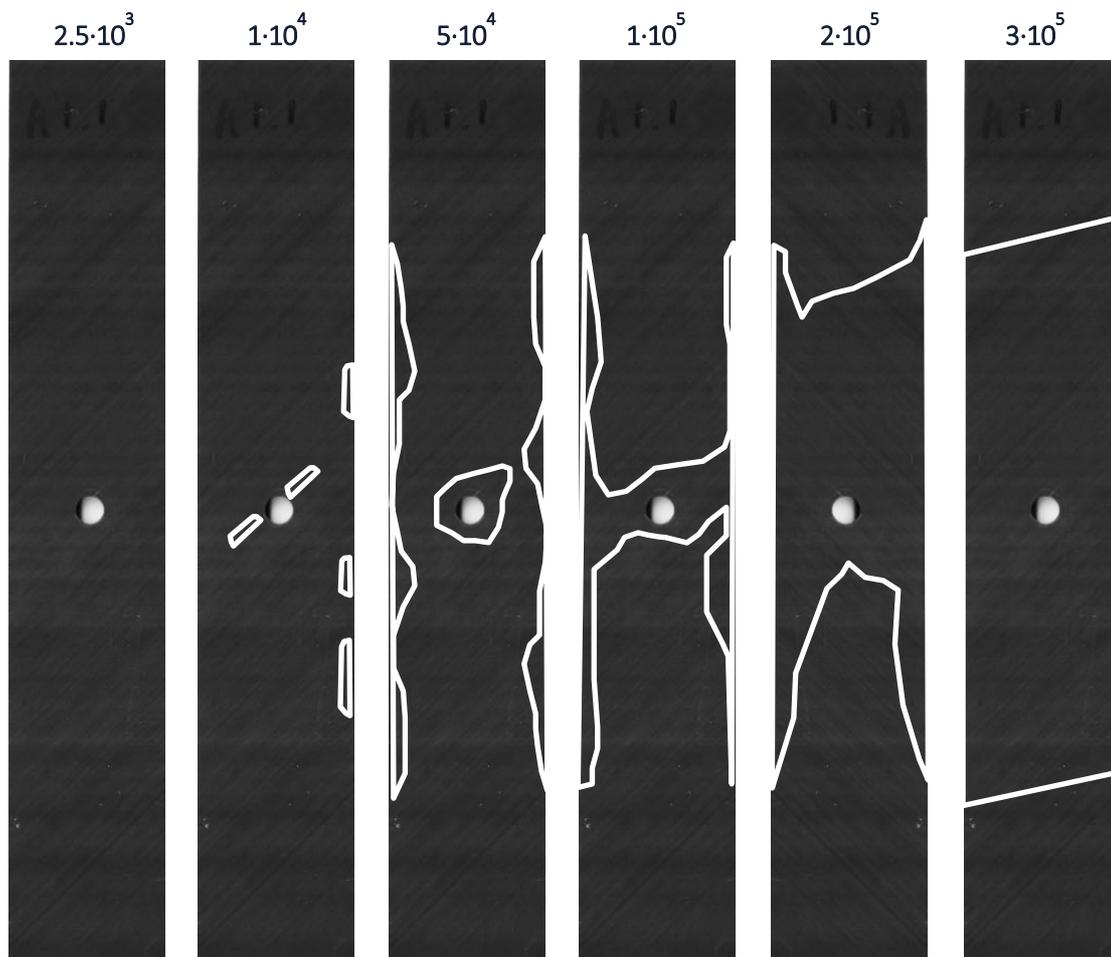


Figura 23: Aparición y evolución del daño en probeta OH.C1.

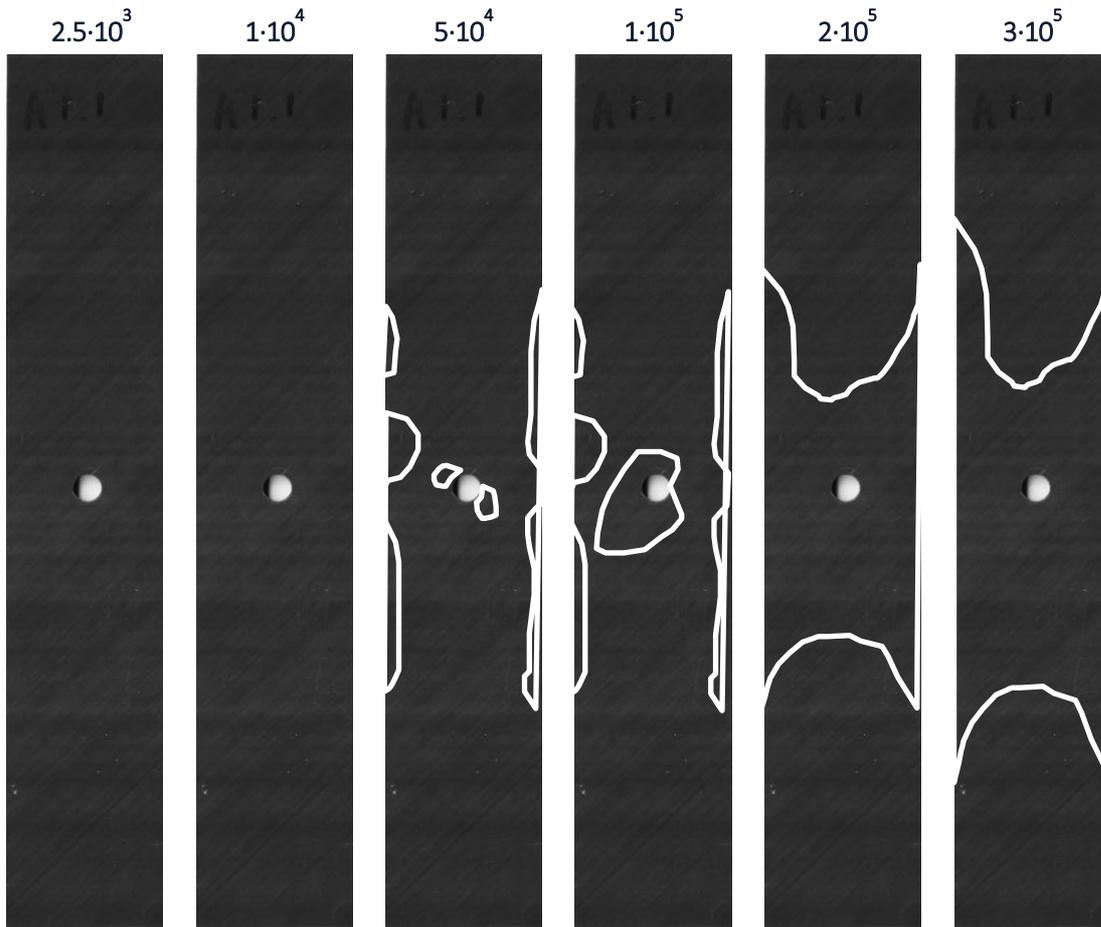


Figura 24 : Aparición y evolución del daño en probeta OH.C3.

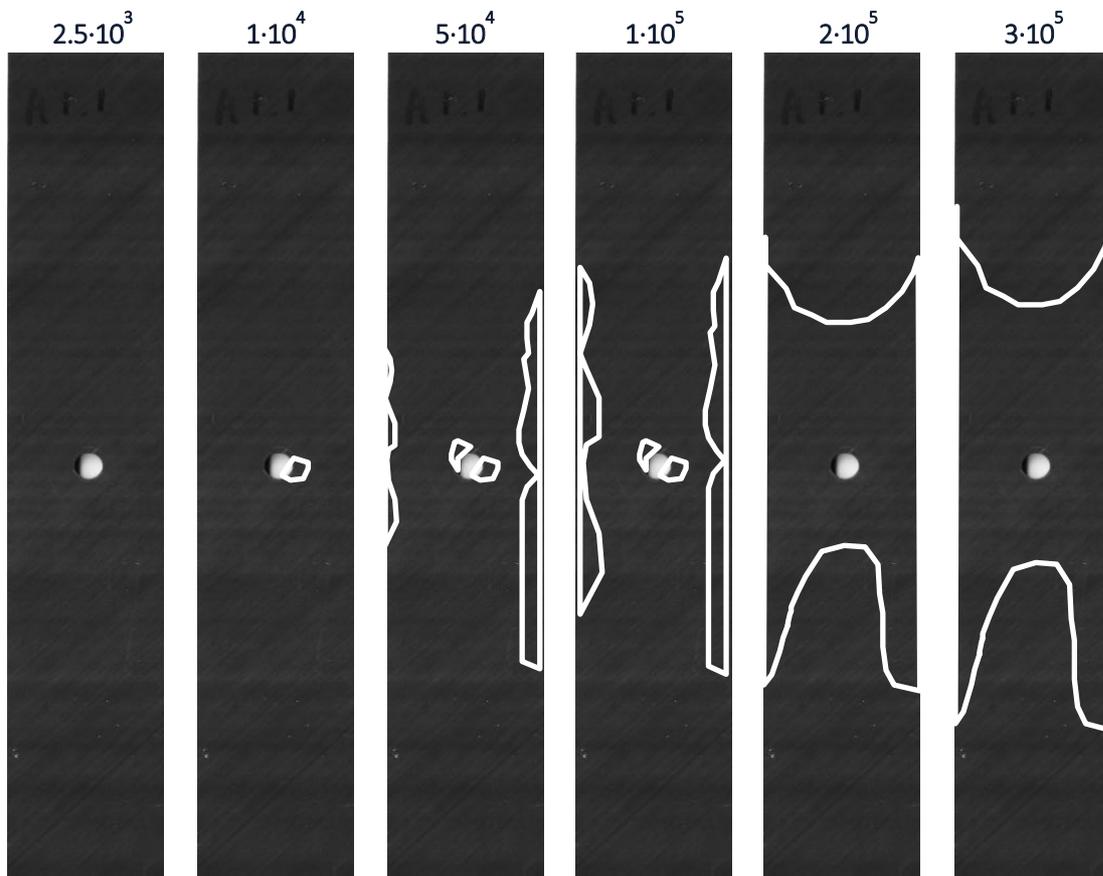


Figura 25: Aparición y evolución del daño en probeta OH.C4.

4.4.4 Probetas D.

Las Figura 26, Figura 27 y Figura 28 muestran la evolución de la extensión del daño para cada una de las probetas ensayadas para el caso de las probetas fabricadas con del laminado D durante esta segunda etapa.

Se observan diferencias entre estas probetas con respecto a la probeta D estudiada en la etapa anterior. En los cuatro casos, se observa daño alrededor del agujero para los $5 \cdot 10^4$ ciclos, pero en el caso de la probeta OH.D1, estudiada en la sección anterior, cuando se alcanzan los 10^5 ciclos, se ha producido la superposición de áreas delaminadas, creciendo la delaminación a un ritmo elevado en la totalidad de la probeta.

Este no es el caso para las probetas aquí expuestas. En este caso se observa cómo para los 10^5 ciclos, se ha desarrollado daño en el agujero, aunque no se detecta daño en el borde libre lateral. Dicho daño crece hasta que alcanza el borde libre en la capa externa de 45° , siguiendo dicha dirección y produciéndose la superposición de áreas dañadas. El hecho de que dicha superposición se produzca antes en la probeta OH.D1 parece explicar por qué la extensión del daño es mayor con respecto a las probetas aquí expuestas. Las probetas OH.D2 y OH.D3 muestran una morfología del daño distinta respecto a ésta, produciéndose la superposición de áreas dañadas de un solo borde libre con el agujero. La probeta OH.D4 parece ser un caso intermedio entre los dos anteriores y la probeta analizada en detalle con 11 paradas. Se produce la propagación del daño del agujero hacia el borde para los $5 \cdot 10^4$ ciclos, aunque dicho avance no parece seguir la trayectoria de la capa de 45° , siendo más bien horizontal. La superposición no se produce hasta los $2 \cdot 10^5$ ciclos, momento en el cual el daño comienza a crecer en toda la probeta. Analizando el comportamiento de las probetas ensayadas en esta segunda etapa y comparando con respecto a la respuesta de las probetas del laminado C, esta vez sí parece ser que al introducir láminas ultradelgadas en la capa de 90° , se promueve un cambio en el mecanismo de daño del laminado, a diferencia de las observaciones realizadas en la probeta D analizada en detalle.

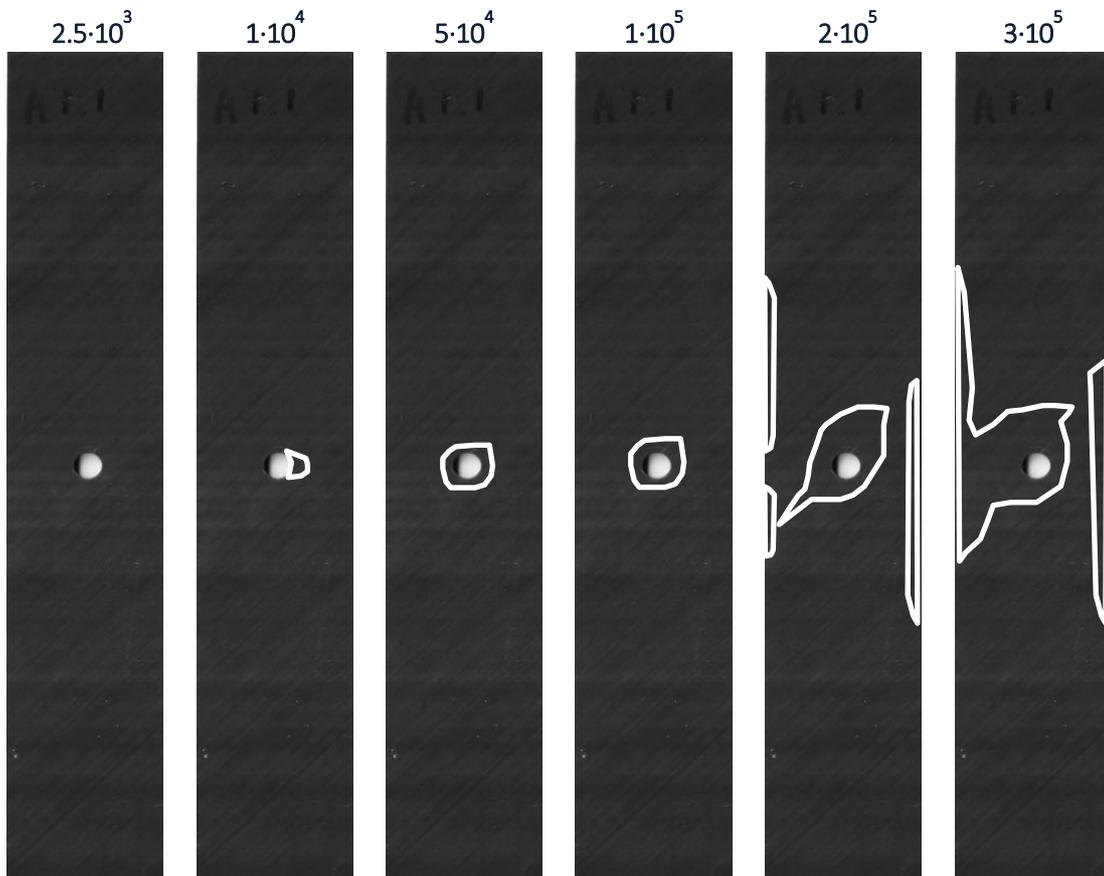


Figura 26: Aparición y evolución del daño en probeta OH.D2.

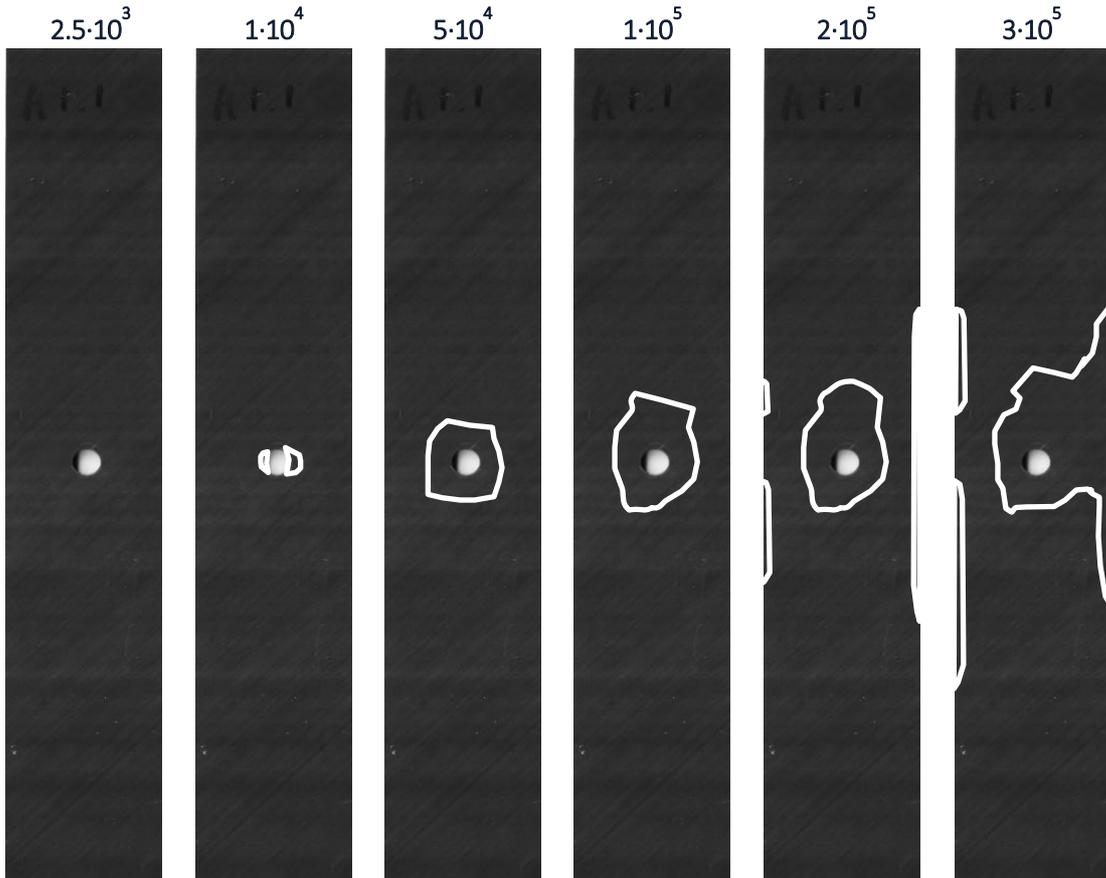


Figura 27: Aparición y evolución del daño en probeta OH.D3.

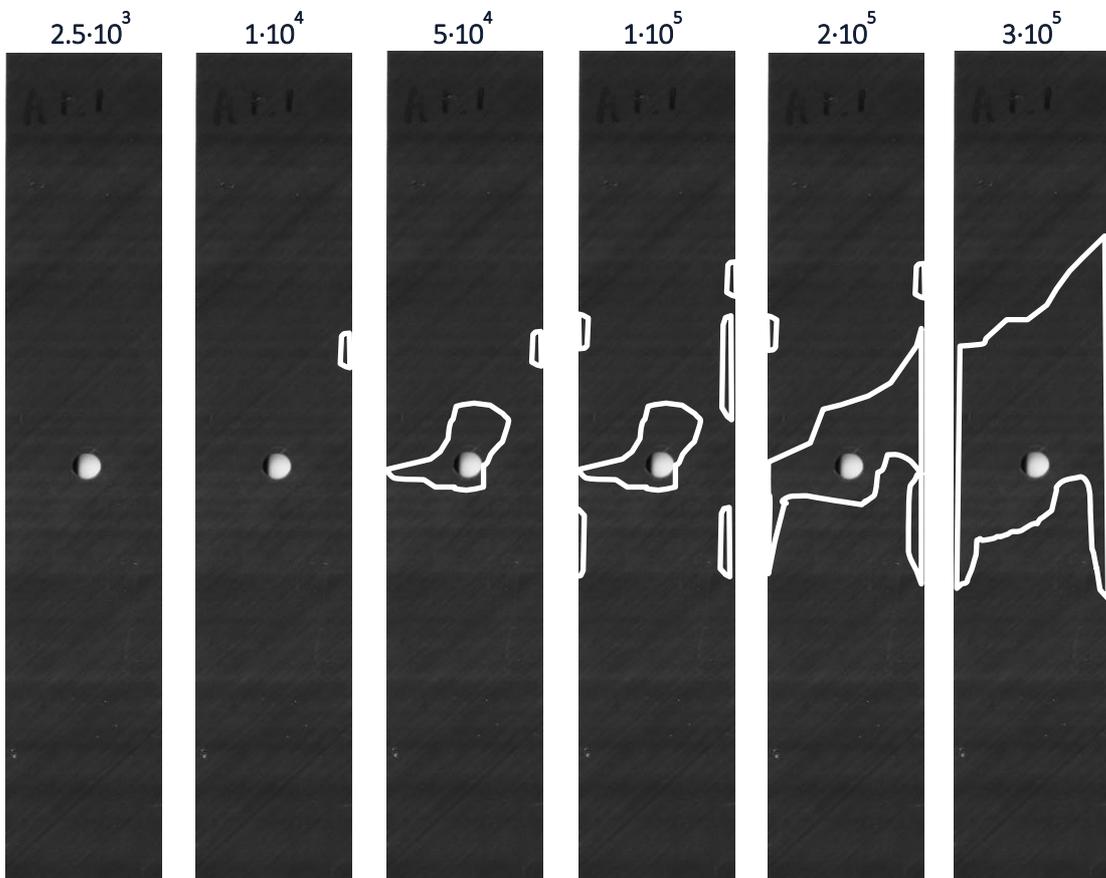


Figura 28: Aparición y evolución del daño en probeta OH.D4.

Por otro lado, si se compara la respuesta de las probetas de tipo D con respecto al de las probetas de tipo B (ambas conteniendo láminas ultradelgadas orientadas a 90° , pero con diferente secuencia de apilado), es evidente una vez más la supresión del daño en el borde libre lateral de la probeta a un bajo número de ciclos. El avance del daño alrededor del agujero para el caso de las probetas B parece ser menor que para el caso de las probetas D, no llegándose a producir la superposición de áreas dañadas. Por otro lado, la evolución de la extensión del daño alrededor del agujero, antes de que se produzca la superposición, es similar en el caso de las probetas B y D.

Por último, es importante recalcar la diferencia de la respuesta de las probetas del laminado D analizadas con 6 paradas con respecto a la probeta analizada en detalle (11 paradas). Los resultados sugieren que el avance del daño es muy sensible al número de paradas que se realizan, y, por lo tanto, sería conveniente revisar la estrategia del ensayo.

5 CONCLUSIONES Y ESTUDIOS FUTUROS

5.1 Secuencia de laminado empleada.

Una de las principales conclusiones de este trabajo es la importancia de la secuencia de apilado del material en la generación de daño y en particular en los bordes libres de éste. Este es un resultado que no puede ser explicado por la teoría general del laminado y que ya fue puesto de manifiesto experimentalmente por Foye y Baker [16], que registraron variaciones en resistencia a fatiga al modificarse la secuencia de apilado en laminados [+45/-45/+15/-15]_s frente a laminados [+15/-15/+45/-45]_s. Pipes y Pagano [17] estudiaron en detalle dicho fenómeno y pusieron de manifiesto la importancia de las tensiones interlaminares σ_z , σ_{xz} y σ_{yz} , y en especial de la componente normal σ_z en el borde libre del laminado. En efecto, la utilización de una secuencia u otra llega a promover estados de tracción o compresión en el borde, lo cual promueve o inhibe la aparición de delaminaciones.

La secuencia de apilado [45/-45/0/90]_{2s}, correspondiente a los laminados A y B, presenta un mayor daño producido en los bordes libres laterales de la probeta, frente a la secuencia [45/90/-45/0]_{2s}, presente en los laminados C y D. Este hecho no necesariamente implica que el comportamiento de estas sea peor ante carga de fatiga T-T con respecto a las últimas. Esto podría estar asociado a la presencia del agujero, cuyo daño tiene un avance ligeramente más acusado en las probetas C y D, y al fenómeno que se produce en la probeta al superponerse las distintas áreas dañadas a lo ancho de la probeta. Una vez se produce la superposición, el crecimiento del daño parece ser mucho más comedido en el caso de las probetas A y B con respecto al de las probetas C y D. Por lo tanto, posicionar las láminas de 90° de forma más externa en el laminado, acelera el avance de la extensión del daño en la probeta, a pesar de un inicio del daño en los bordes menos pronunciado.

Dicho de otra forma, se podría concluir que el comportamiento de las probetas A y B con agujero, parece ser mejor a fatiga a alto número de ciclos ($N > 10^5$ ciclos) y en presencia de daños considerables en la probeta, mientras que el comportamiento de las probetas C y D parece tolerar mejor la aparición de daño en los bordes libres laterales de la probeta a bajo número de ciclos ($N < 10^3$ ciclos), para un mismo nivel de carga.

5.2 Empleo de láminas ultradelgadas.

La introducción de láminas ultradelgadas en ambas secuencias de laminado parece mejorar el comportamiento de los laminados frente a la aparición y propagación del daño en probetas con agujero, tanto ante carga cuasi-estática como ante carga cíclica de tracción.

Esto difiere de los resultados y conclusiones presentes en la literatura, debido fundamentalmente al cambio en la estrategia de implementación de las láminas ultradelgadas en el laminado que se ha seguido durante la realización de este trabajo, consistente en la sustitución única de las láminas a 90°.

Además, el empleo de estas láminas tiene importantes consecuencias en la morfología del daño y el fallo en las probetas. En el caso de carga estática, tal y como se mostró en el Sección 3.3, el tipo de fallo para todas las probetas es de tipo “*Pull-out*”, evitando el cambio a un comportamiento frágil, el cual ha sido atribuido en la literatura al empleo de láminas ultradelgadas.

Ante carga cíclica, se observa cómo la introducción de láminas ultradelgadas causa cambios importantes en el comportamiento de la probeta. En primer lugar, si se analizan las probetas estudiadas en detalle, con 11 paradas, la utilización de láminas ultradelgadas parece retrasar la aparición y evolución del daño en el borde libre, para ambas secuencias de apilado. Con respecto al daño en el entorno del agujero, la estrategia de sustitución de las láminas orientadas a 90° por láminas ultradelgadas parece ser especialmente conveniente para la secuencia [+45/-45/0/90]_{2s} (laminados A y B), ya que la aparición y evolución del daño se retrasa. Para la secuencia

[+45/90/-45/0]_{2s}, en la que las láminas orientadas a 90° son más externas, si se analiza el comportamiento de las probetas inspeccionadas en 11 paradas, la respuesta del laminado en términos de avance de la zona dañada en el entorno del agujero es similar para ambos laminados (C y D).

Por otro lado, en el caso de la secuencia [+45/-45/0/90]_{2s}, el daño en el entorno del agujero avanza tras el desarrollo completo del daño en el borde libre lateral. Esto parece indicar que la estrategia de reemplazo de láminas convencionales por ultradelgadas provoca que, en el caso de las probetas del laminado B, el daño en el borde se desarrolle de manera más progresiva hasta alcanzar un alto número de ciclos, promoviendo el crecimiento retardado del daño en el agujero. En consecuencia, dicho daño crece sin llegar a producirse la superposición de áreas dañadas en el ancho de la probeta (para el número de ciclos completados).

En el caso de las probetas D, la aparición de daño alrededor del agujero parece ser similar con respecto al caso de las probetas C, aunque la aparición de daños en el borde lateral es inhibida de manera significativa. Esto produce la coalescencia entre ambos daños en etapas más tardías del ciclado, lo que promueve a grandes rasgos que la extensión del daño sea menor en el caso de D respecto a C para un mismo número de ciclos.

Es importante recalcar, que la diferencia de resultados encontrados entre las probetas ensayadas con 11 paradas y aquellas en las que se han realizado 6 paradas, especialmente en las probetas del laminado D, sugieren una revisión del proceso de ensayo, ya que el daño está más extendido conforme más paradas se realizan para un número similar de ciclos de fatiga realizados.

5.3 Desarrollos y estudios futuros.

Se presentan a continuación líneas de continuación de este trabajo que se encuentran ya en proceso:

5.3.1 Estudio a nivel microscópico de la aparición y progresión del daño.

Uno de los fenómenos observados es la aparente inhibición o reducción de daño en el borde libre lateral de la probeta a la altura del agujero, para un número bajo de ciclos, pudiendo observarse por ultrasonidos en algunos casos de las probetas B, C y D.

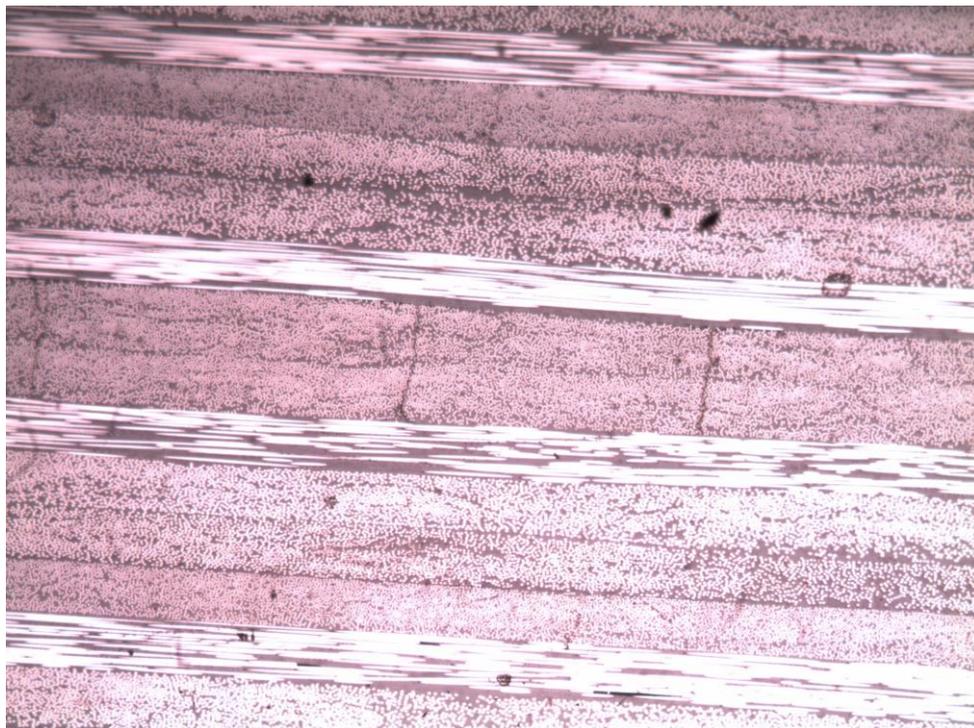


Figura 29: Daños transversales en el borde libre alrededor del agujero (50X).

De manera preliminar al estudio ante cargas de fatiga, se realizaron una serie de observaciones a nivel microscópico en el borde libre lateral de la probeta, el cual fue lijado y pulido previamente. Éstas se hicieron en probetas A y B, las cuales fueron llevadas hasta un 70% de su carga última a rotura. La Figura 29 evidencia la aparición de daños transversales en las capas de 90° internas en el borde libre lateral de la probeta. Dicha imagen está tomada en el borde libre, en la zona alrededor del agujero, pero no en la posición longitudinal situada sobre el mismo.

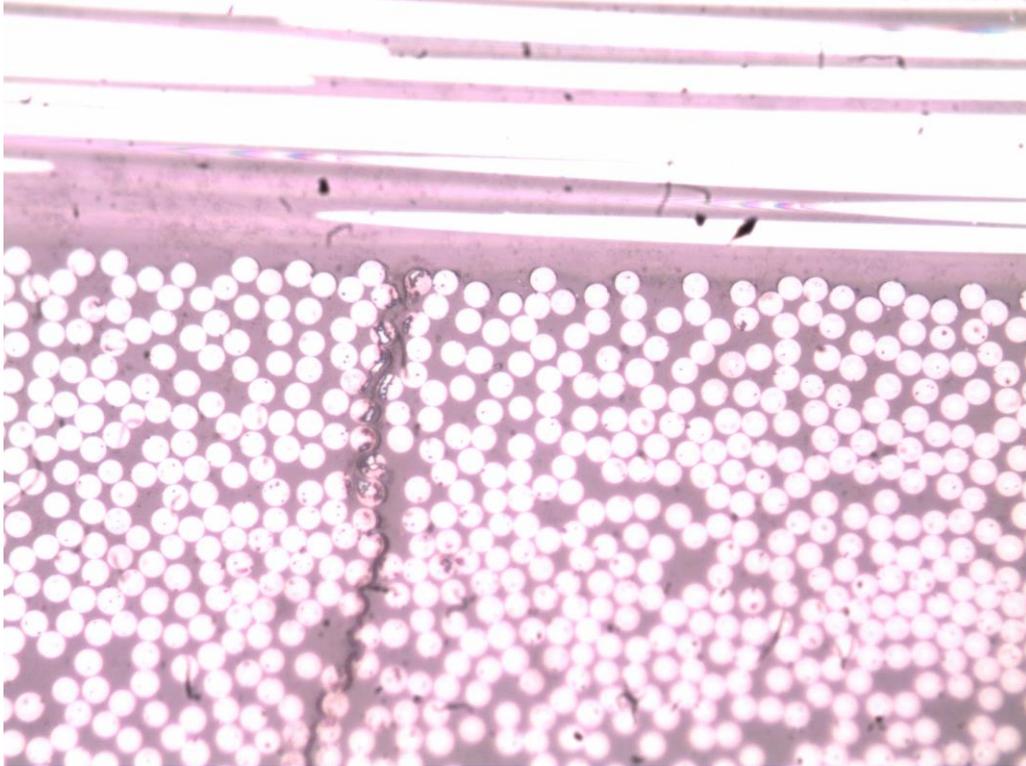


Figura 30: Daños transversales alrededor del agujero (500X).

La Figura 30 muestra además cómo dicho daño cerca de la interfase 0/90 empieza a tomar la forma de trazas de delaminación que posteriormente puede llegar a evolucionar en una delaminación entre ambas capas.

Sin embargo, una imagen similar al posicionar el microscopio a la altura del agujero (Figura 31) no parece mostrar indicios de daños transversales. Un posible motivo detrás de este fenómeno es que el daño se estaría desarrollando en el contorno del agujero, no en el borde libre lateral de la probeta, para esta posición.

Para el caso de las probetas B, la aparición de daños transversales en las capas de 90° internas se ve muy reducida, habiéndose llegado a observar solo daños muy poco avanzados a nivel de despegues entre fibra y matriz (Figura 32), nada similar a las grietas transversales observadas en el caso de las probetas A.

Si bien es cierto que no se puede concluir mucho a raíz de estas imágenes, parecen justificar que se realice un estudio a nivel micromecánico en el borde libre de la probeta para esclarecer que parámetros rigen la aparente supresión del daño en el borde libre a la altura del agujero. Además, sería recomendable realizar este mismo estudio microscópico en probetas C y D.

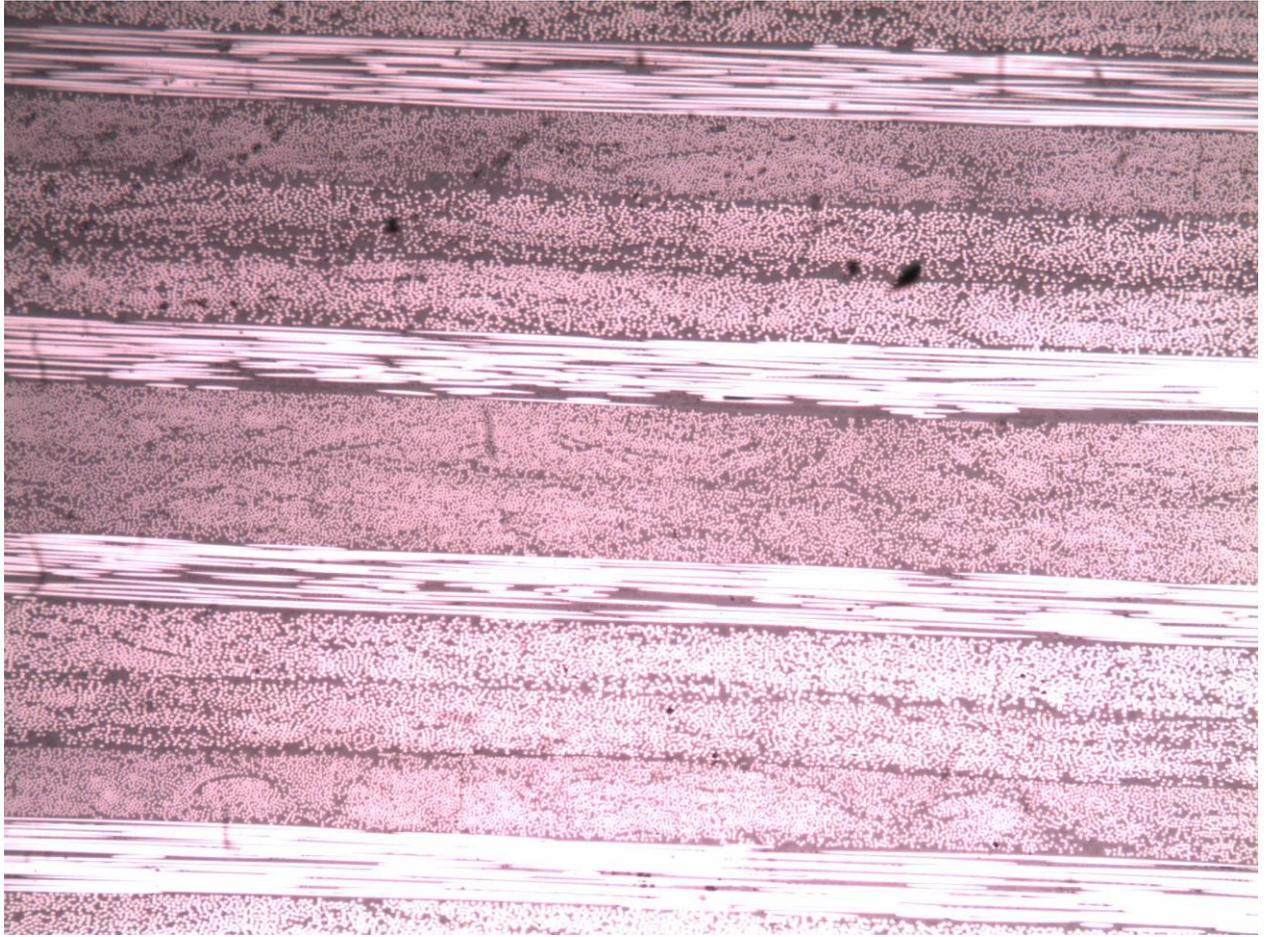


Figura 31: Ausencia de daños transversales a la altura del agujero (50X).

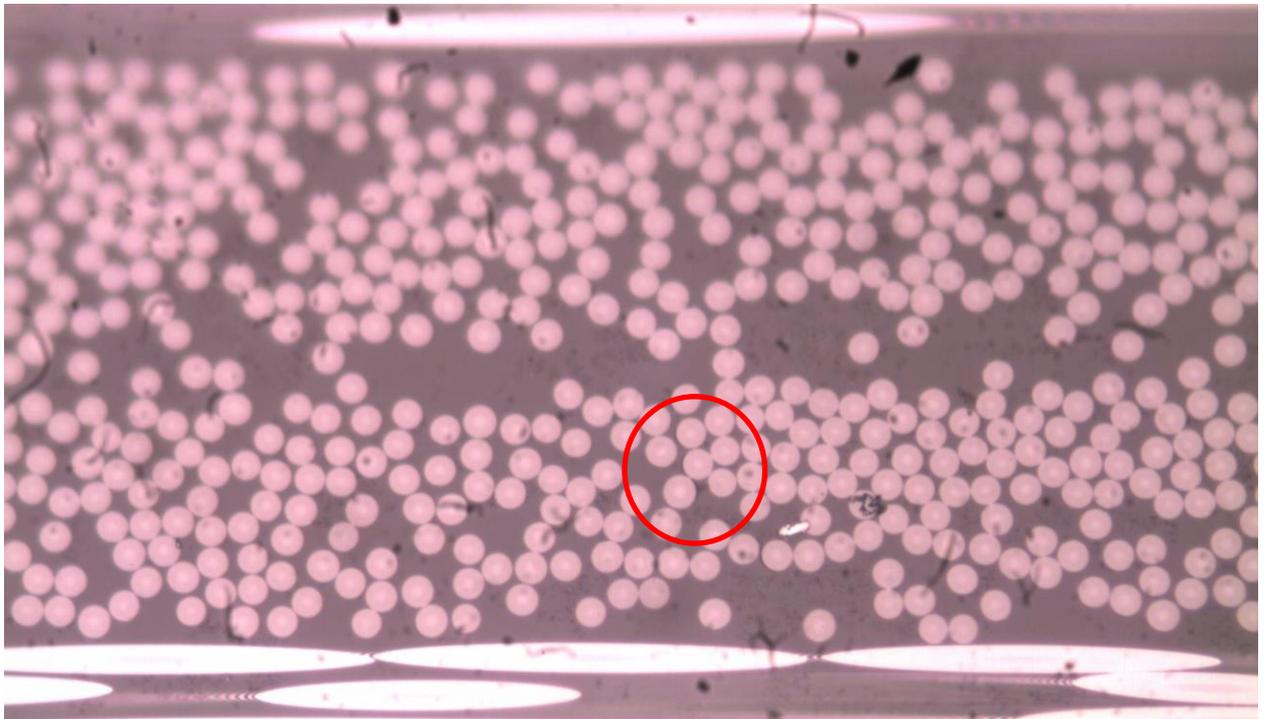


Figura 32: Daños transversales en capas de 90° ultradelgadas.

5.3.2 El rol de la capas de 45° externas.

Uno de los resultados más llamativos en este trabajo es la aparente falta de mejora en el comportamiento del laminado D durante la primera etapa del estudio a fatiga de los laminados, cuando las observaciones realizadas durante la segunda etapa parecen indicar que en efecto dicha mejora se produce.

En la probeta OH.D1, se observa cómo el daño procedente desde el agujero hasta el borde libre lateral, a través de la capa de 45° externa, aparece de manera acelerada, comparándola con respecto a las otras probetas del laminado D ensayadas. Dicha aparición parece acelerar en gran medida el mecanismo de fallo general de la probeta, llegando a un estado de daño mucho más avanzado en la probeta OH.D1 con respecto al resto de las probetas para los $3 \cdot 10^5$ ciclos.

Este resultado parece poner de manifiesto que las capas de 45° externas en todas las probetas ensayadas con la secuencia $[+45/90/-45/0]_{2s}$ juegan un rol fundamental, actuando de puente entre los daños presentes en el agujero y los bordes libres de la probeta. La aparición y evolución del daño en las capas de 45° en probetas con agujero ya ha sido estudiada en la literatura ([9], [10] y [11]), por lo que se propone realizar un estudio similar al realizado en este documento para dos nuevos laminados:

- Laminado E: $[+45/-45/0/90]_{2s}$ con láminas del mismo gramaje (150 g/m^2) en cada lámina de 0° y 90° apilada y lámina ultradelgada (50 g/m^2) en cada capa de $\pm 45^\circ$ apilada.
- Laminado F: $[+45/90/-45/0]_{2s}$ con láminas del mismo gramaje (150 g/m^2) en cada lámina de 0° y 90° apilada y lámina ultradelgada (50 g/m^2) en cada capa de $\pm 45^\circ$ apilada.

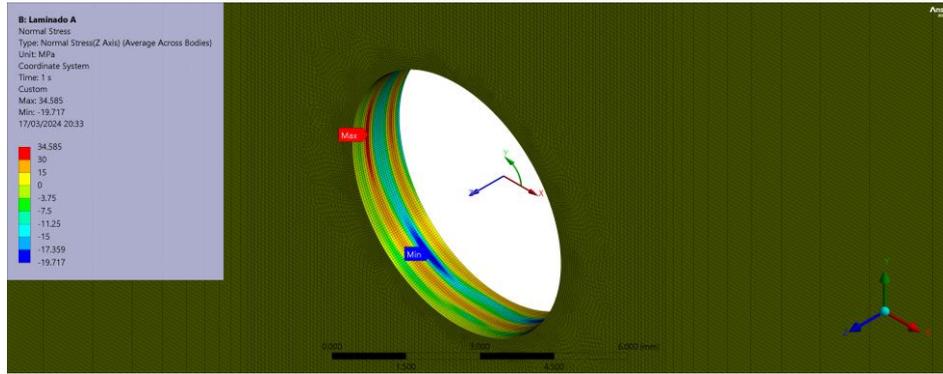
5.3.3 Desarrollo de un modelo numérico.

El desarrollo de un modelo numérico permitiría esclarecer qué parámetros influyen en los fenómenos comentados previamente. De manera paralela al estudio experimental recogido en este trabajo, se ha realizado un modelo numérico preliminar en el software comercial de Elementos Finitos ANSYS®. Dicho modelo estudia en primera aproximación la respuesta frente a carga estática de los diferentes laminados fabricados y sus resultados se encuentran en estos momentos en proceso de análisis

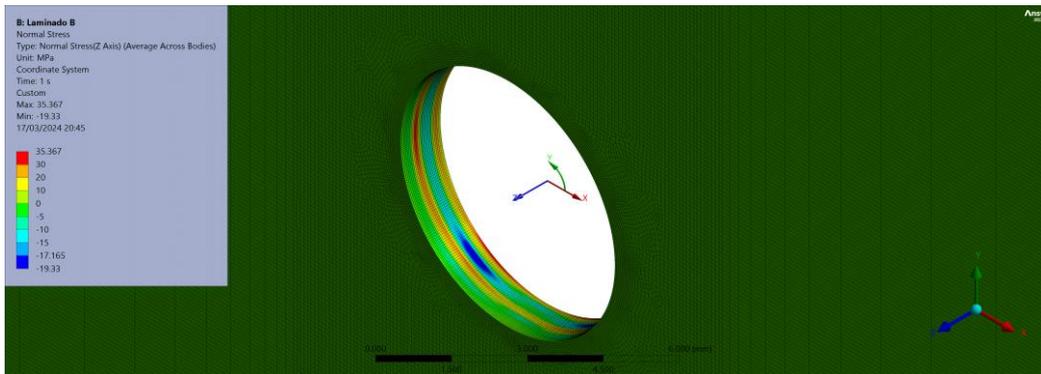
En él no hay presente ningún tipo de elemento que permita identificar la aparición de daño o la progresión de este. Para poder estudiar además el efecto de la introducción de láminas ultradelgadas, sería necesaria la introducción de criterios de fallo y propiedades aparentes de la interfase entre la lámina ultradelgada y las láminas adyacentes. Además, si se quisiera ampliar dicho modelo para el estudio bajo sollicitaciones de fatiga, la dificultad y el alcance final de este justificaría la realización de otro trabajo futuro complementario al estudio recogido en este documento.

El modelo preliminar sí que permite identificar cualitativamente, al menos antes de que se produzca el primer fallo, cuáles son las capas en las cuales se producen los máximos y mínimos en tensiones. En concreto, la Figura 33 y la Figura 34 muestran las tensiones normales interlaminares considerando el decremento térmico del curado (σ_z^T) y considerándose carga estática además del efecto de dicho decremento térmico (σ_z) respectivamente.

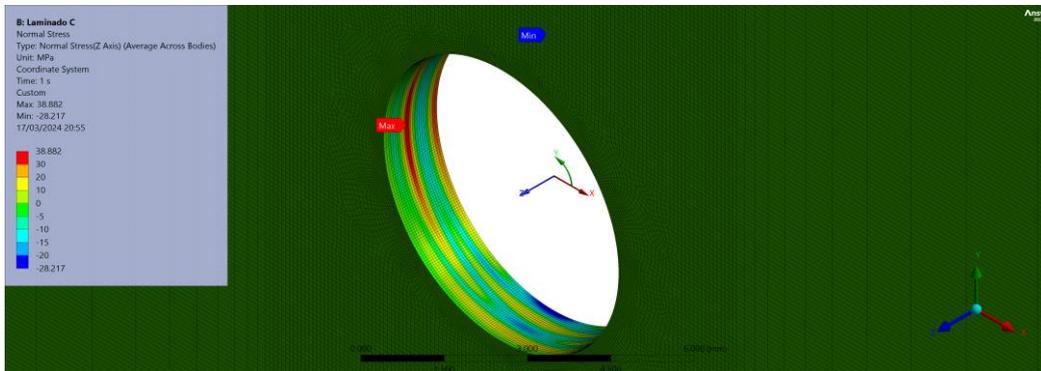
Como resultado actual destacado se identifican en el modelo las capas a 90° (siguiendo la carga la dirección del eje X representado en el centro del agujero) como aquellas capas más sollicitadas en lo respectivo a la tensión interlaminar σ_z . Se ha comentado previamente el rol de dicha tensión según Pipes y Pagano [17] a la hora de acelerar o inhibir la aparición y propagación de delaminaciones, por lo que el desarrollo de un modelo robusto capaz de cuantificar el efecto de σ_z podría esclarecer en gran medida el efecto de las láminas ultradelgadas y el cambio de la secuencia de apilado.



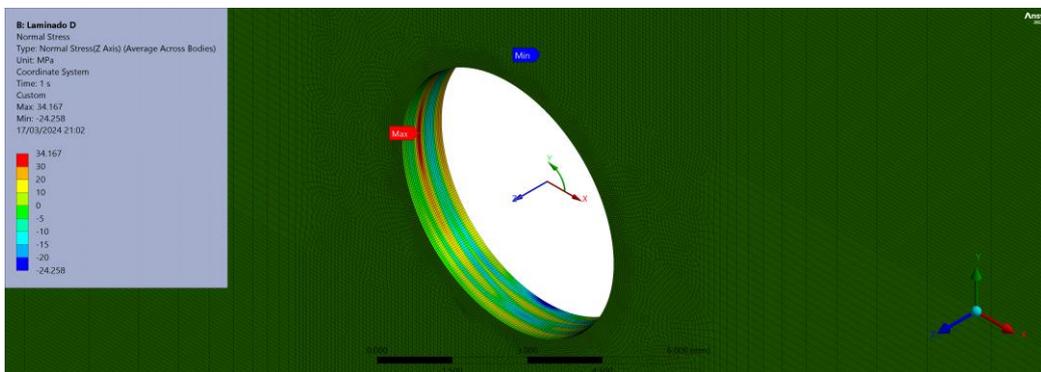
Laminado A



Laminado B

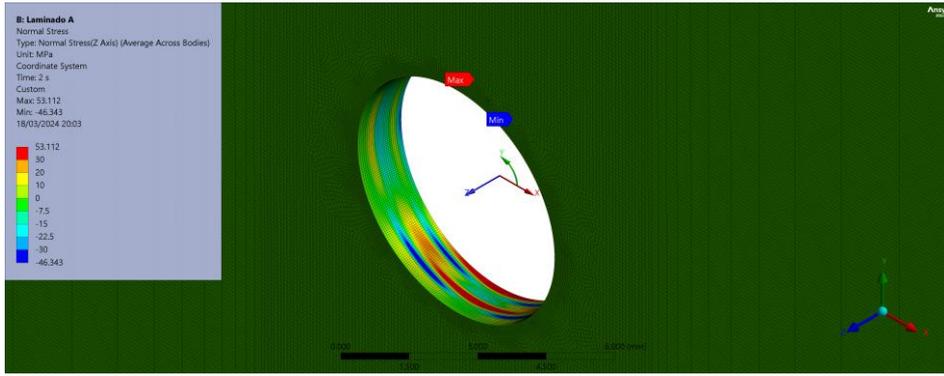


Laminado C

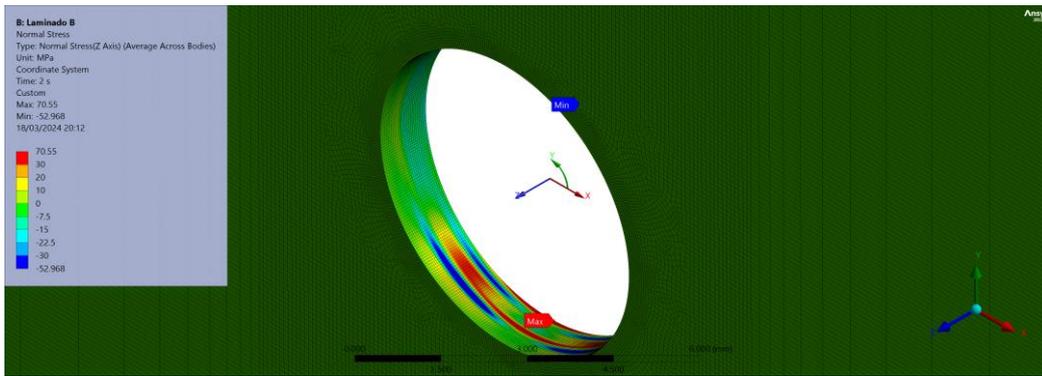


Laminado D

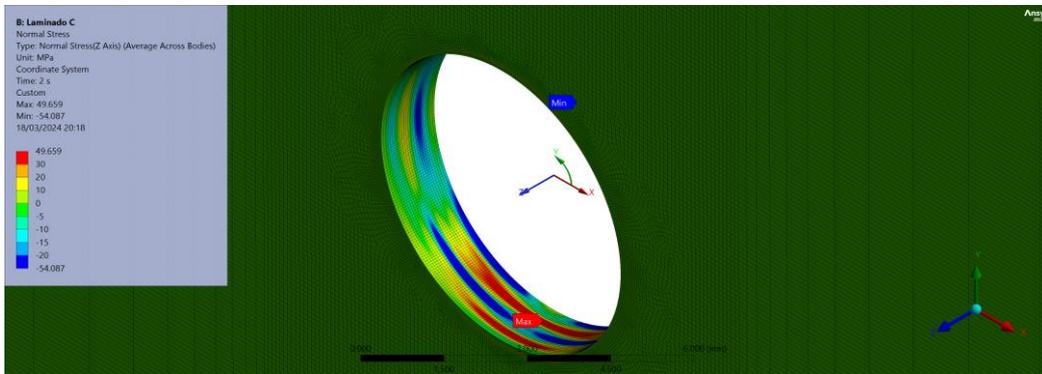
Figura 33: Tensiones σ_z^T para los diferentes laminados.



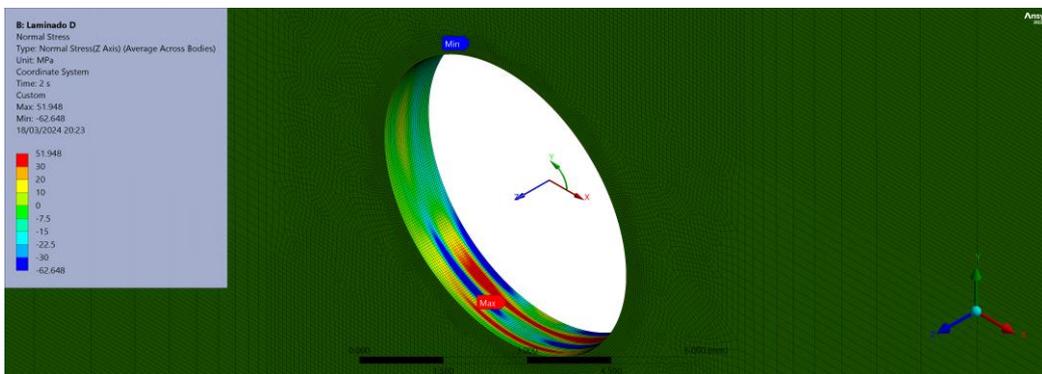
Laminado A



Laminado B



Laminado C



Laminado D

Figura 34: Tensiones σ_z en el agujero para los diferentes laminados.

REFERENCIAS

- [1] F. Paris, J. Cañas, J.C. Marín, A. Barroso, *Introducción al Análisis y Diseño con Materiales Compuestos*, Sevilla: Sección de Publicaciones. Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Universidad de Sevilla.
- [2] D. Bettebghor, S. Grihon, J. Morlier, «Bilevel optimization of large composite structures based on lamination parameters and post-optimal sensitivities. Part 1: Theoretical aspects.,» 2018.
- [3] F. Paris, V. Mantic, *Mecánica de la Fractura*, Sevilla: Sección de Publicaciones. Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Universidad de Sevilla, 2017.
- [4] F. Paris, M.L. Velasco, E. Correa, The scale effect in composites: An explanation physically based on the different mechanisms of damage involved in failure, vol. 257, *Compos. Struct.*, Feb. 2021.
- [5] Galos, J., «Thin-ply composite laminates: a review,» *Composite Structures* 2020, vol. 236.
- [6] S. Sihm, R.Y. Kim, K. Kawabe, S.W. Tsai, «Experimental studies of thin-ply laminated composites,» *Composites Science and Technology*, vol. 67, nº 6, 2007.
- [7] R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki, K. Aoki, S. Uchiyama, T. Owasawara, «Effects of ply thickness and 0°-layer ratio on failure mechanism of open-hole and filled-hole tensile tests of thin-ply composite laminates,» *Composite Structures*, vol. 280, 2022.
- [8] R. Higuchi, R. Aoki, S. Onodera, X. Lu, J. Zhi, K.H. Leong, T. Yokozeki, T. Okabe, T.E. Tay, «Multi-fidelity progressive damage simulation of notched composite laminates with various ply thicknesses,» *International Journal of Solids and Structures*, vol. 242, 2022.
- [9] R. Aoki, R. Higuchi, T. Yokozeki, «Progressive damage and residual strength of open-hole thin-ply CFRP laminates under tensile fatigue loading,» *Composite Structures*, vol. 314, 2023.
- [10] B.G. Green, M.R. Wisnom, S.R. Hallett, «An experimental investigation into the tensile strength scaling of notched composites,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 38, nº 3, 2007.
- [11] S.R. Hallett, B.G. Green, W.G. Jiang, M.R. Wisnom, «An experimental and numerical investigation into the damage mechanisms in notched composites,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 40, nº 5, 2009.
- [12] O.J. Nixon-Pearson, S.R. Hallett, P.J. Withers, J. Rouse, «Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 1: Experimental investigation,» *Composite Structures*, vol. 106, pp. 882-889, 2013.
- [13] Standard Practice for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates. ASTM D5766/D5766M-11. American Society for Testing and Materials (ASTM), West Conshohocken, PA.
- [14] Standard Practice for Open-Hole Fatigue Response of Polymer Matrix Composite Laminates. ASTM D7615/D7615M-11. American Society for Testing and Materials (ASTM), West Conshohocken, PA.

- [15] Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM D3039/D3039M - 14. American Society for Testing and Materials (ASTM), West Conshohocken, PA.
- [16] Masahito Ueda, Vu Manh Cuong, Atsushi Yamanaka, Kazuhiro Sakata, «Tensile, compressive, and fatigue strength of a quasi-isotropic carbon fiber reinforced plastic laminate with a punched hole,» *Heliyon*, vol. 6, n° 12, 2020.
- [17] R. L. Foyer, D. J. Baker, «Design of Orthotropic Laminates,» de *AIAA/ASME 11th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Denver, Colorado, 22-24 April 1970.
- [18] N. J. Pagano, R. Byron Pipes, «The Influence of Stacking Sequence on Laminate Strength,» *Journal of Composite Materials*, pp. 50-57, January 1971.
- [19] S. Sánchez-Carmona, M.L. Velasco, A. Barroso, E. Correa, «Thermomechanical characterisation data of 30 g/m² and 150 g/m² cured unidirectional carbon/epoxy tape prepreg TP 402/T700S,» *Data in Brief*, vol. 47, 2023.
- [20] M.C. Lafarie-Frenot, C. Hénaff-Gardin, D. Gamby, Matrix cracking induced by cyclic ply stresses in composite laminates, ELSEVIER, 2001.
- [21] Tomohiro Yokozeki, Takahira Aoiki, Takashi Ishikawa, Fatigue growth of matrix cracks in the transverse direction of CFRP laminates, ELSEVIER, 2002.