

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura interlaminar de uniones encoladas no simétricas composite-composite mediante el ensayo DCB

Autor: Cristina Peñuela Ruiz

Tutor: José Cañas Delgado

Co-tutor: Jesús Justo Estebaranz

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

Sevilla, 2022





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

**Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a  
fractura interlaminar de uniones encoladas no  
simétricas composite-composite mediante el ensayo  
DCB**

Autora:

Cristina Peñuela Ruiz

Tutor:

José Cañas Delgado

Catedrático de Universidad

Co-tutor:

Jesús Justo Estebananz

Profesor Contratado Doctor Interino

Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2022



Proyecto Fin de Carrera: Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura interlaminar de uniones encoladas no simétricas composite-composite mediante el ensayo DCB

Autor: Cristina Peñuela Ruiz

Tutor: José Cañas Delgado

Co-tutor Jesús Justo Estebaranz

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2022

El Secretario del Tribunal



*A José y María José, mis padres.*





# Agradecimientos

---

Quiero agradecer en primer lugar a mis tutores José Cañas y Jesús Justo por darme la oportunidad de realizar este trabajo junto a ellos y permitir que conozca más a fondo el gran mundo de los materiales compuestos. Al GERM por abrirme las puertas de sus laboratorios y porque sin ellos no estaría escribiendo ahora mismo esta memoria, en especial a Antonio Cañas, Encarnación y Miguel. Quisiera agradecer también a los grandes profesores del departamento que me han hecho disfrutar de la especialidad como una niña, en especial al Profesor Federico París por mostrarnos en sus clases la sencillez en un mundo lleno de complejidades y a los Profesores Israel García, Serafin y María Luisa Velasco por su amabilidad y paciencia.

También agradecer a mis profesores del departamento de materiales, quienes me han transmitido su pasión y curiosidad por la increíble naturaleza de los materiales, en especial a Jesús Cintas, Ranier Sepúlveda, Laureano Soria y Juan Gabriel Lozano.

A esta Universidad por regalarme a la persona que me ha acompañado desde el primer momento en este viaje y de la que estaré eternamente agradecida, mi gran amiga Sofía.

Por supuesto a mi Ángel, por ser mi apoyo incondicional y demostrarme día a día que el esfuerzo y la constancia es lo más importante. Eres un ejemplo a seguir.

Quisiera agradecer también a mis compañeros de ALESTIS con quienes he compartido estos últimos meses y quienes han dedicado su tiempo en formarme y mostrarme la maravilla de la industria aeronáutica y los materiales compuestos.

Por supuesto a quienes me han dado la vida y me han enseñado a apreciar las pequeñas cosas, a trabajar duro, la humildad y la empatía entre muchas otras cosas. Gracias Papá, Gracias Mamá.

No podría olvidarme de mi hermano, quien ha soportado mi mal humor en época de exámenes y que, a pesar de ser tan diferentes, no podría irme a dormir sin sus saludos de buenas noches desde el otro lado del pasillo.

Finalmente agradecer a mi seguidora número uno, mi Manuela, mi abuela. Gracias por confiar en mí siempre y sentirte tan feliz como yo o incluso más por cada logro que consigo.

Jamás podré agradecer a todos los que han seguido de la mano conmigo y que han hecho que estos años hayan sido los más felices. Gracias a todos.

*Cristina Peñuela Ruiz*

*Sevilla, 2022*



# Resumen

---

El auge de los materiales compuestos en la industria aeronáutica, al igual que en otros sectores, ha dado pie a realizar numerosas investigaciones. En concreto, se están realizando gran cantidad de estudios acerca de las uniones encoladas debido a que estas están cobrando cada vez mayor importancia en esta industria, y, aunque presentan ciertas ventajas frente a las uniones remachadas, que han sido empleadas tradicionalmente, aún generan desconfianza. Evaluar, por lo tanto, la calidad de las uniones encoladas es un trabajo necesario para poder extender su uso con seguridad. La evaluación de este tipo de uniones se lleva a cabo mediante la obtención de la tenacidad a la fractura interlaminar, cuyos ensayos (DCB y CDP) están ampliamente recogidos en las normas, aunque solo para casos simétricos.

Debido a la gran cantidad de uniones no simétricas encontradas en la industria y a que el proceso de curado es un factor importante en de este tipo de uniones, se ha propuesto como objetivo de este proyecto, conocer la influencia del proceso de curado en la tenacidad a la fractura interlaminar en probetas de ensayo no simétricas. Para ello se ha llevado a cabo una campaña de ensayos Double Cantilever Beam (DCB) en la que se han empleado probetas con distinto espesor en ambos adherentes y que han sido obtenidas mediante distintas configuraciones de unión: co-encolado, co-curado y encolado secundario. Además, se ha estudiado el modo de fallo de cada una de dichas probetas.

---

# Abstract

---

The rise of composite materials in the aeronautical industry, as in other sectors, has given rise to a great deal of research. In particular, a large number of studies are being carried out on bonded joints because they are becoming increasingly important in this industry and, although they have certain advantages over the riveted joints that have traditionally been used, they still generate mistrust. Evaluating the quality of bonded joints is therefore a necessary task in order to extend their use safely. The evaluation of this type of joints is carried out by obtaining the interlaminar fracture toughness, whose tests (DCB and CDP) are widely included in the standards, although only for symmetrical cases.

Due to the large number of non-symmetrical joints found in the industry and to the fact that the curing process is an important factor in this type of joints, the objective of this project was to determine the influence of the curing process on the interlaminar fracture toughness in non-symmetrical test specimens. For this purpose, a Double Cantilever Beam (DCB) test campaign has been carried out using specimens with different thickness in both adhesives and obtained by different bonding configurations: co-bonding, co-curing and secondary bonding. In addition, the failure mode of each of these specimens has been studied.



<b>Agradecimientos</b>	<b>ix</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>Abstract</b>	<b>xiii</b>
<b>ÍNDICE</b>	<b>xv</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xvii</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xix</b>
<b>Notación</b>	<b>xxi</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 <i>Materiales compuestos</i>	1
1.2 <i>Uniones encoladas</i>	3
1.3 <i>Motivación</i>	4
1.4 <i>Objetivos</i>	5
1.5 <i>Contenido y estructura del trabajo</i>	5
<b>2 Tenacidad a la fractura interlaminar</b>	<b>7</b>
2.1 <i>Introducción a la mecánica de la fractura</i>	7
2.1.1 <i>Modos de fractura</i>	7
2.1.2 <i>Definición de la tenacidad a la fractura</i>	8
2.2 <i>Obtención de <math>G_c</math> mediante ensayo DCB</i>	9
<b>3 Caracterización del material</b>	<b>15</b>
3.1 <i>Definición del material</i>	15
3.2 <i>Fabricación de probetas</i>	15
3.2.1 <i>Corte de telas</i>	15
3.2.2 <i>Apilado</i>	16
3.2.3 <i>Preparación ciclo de autoclave: Bolsa de vacío.</i>	16
3.2.4 <i>Pegado de tacos y resanado de probetas</i>	18
3.3 <i>Definición de probetas de caracterización y cálculo de propiedades</i>	19
3.3.1 <i>Ensayo de tracción paralelamente a la dirección de la fibra</i>	20
3.3.2 <i>Ensayo de tracción perpendicular a la dirección de la fibra</i>	22
3.3.3 <i>Determinación de la rigidez a cortadura <math>G_{12}</math></i>	24
3.3.4 <i>Determinación del módulo de flexión</i>	26
3.4 <i>Validación de resultados de caracterización</i>	27
<b>4 Ensayo DCB</b>	<b>29</b>
4.1 <i>Probetas para el ensayo DCB no simétrico</i>	29
4.1.1 <i>Geometría</i>	29
4.1.2 <i>Configuraciones de probetas</i>	32
4.1.3 <i>Fabricación de probetas de ensayo</i>	32
2.3 <i>Procedimiento de ensayo</i>	34
<b>5 Análisis de resultados</b>	<b>35</b>

---

<b>5.1</b>	<b><i>Obtención de resultados</i></b>	<b>35</b>
5.1.1	Resultados configuración Fresco-Fresco	36
5.1.2	Resultados ensayo DCB-Fresco-Adhesivo-Fresco	38
5.1.3	Resultados ensayo DCB-Fresco-Adhesivo-Adhesivo-Fresco	39
5.1.4	Resultados ensayo DCB- Fresco-Adhesivo-Curado	40
5.1.5	Resultados ensayo DCB- Fresco-Adhesivo-Adhesivo-Curado	42
5.1.6	Resultados ensayo DCB- Curado-Adhesivo-Fresco	43
5.1.7	Resultados ensayo DCB-Curado-Adhesivo-Adhesivo-Fresco	45
5.1.8	Resultados ensayo DCB-Curado-Adhesivo-Curado	46
5.1.9	Resultados ensayo DCB-Curado-Adhesivo-Adhesivo-Curado	47
<b>5.2</b>	<b><i>Conclusiones</i></b>	<b>48</b>
<b>5.3</b>	<b><i>Trabajos futuros</i></b>	<b>50</b>
<b>Referencias</b>		<b>53</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1-1: Propiedades de materiales convencionales y compuestos [1].	2
Tabla 3-1: Ciclo de curado del prepeg [23].	18
Tabla 3-2: Datos del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (I).	21
Tabla 3-3: Resultados del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (I).	21
Tabla 3-4: Datos del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (II).	22
Tabla 3-5: Resultados del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (II).	22
Tabla 3-6: Datos del ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras.	24
Tabla 3-7: Resultados del ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras.	24
Tabla 3-8: Datos del ensayo equiangular $\pm 45^\circ$ .	26
Tabla 3-9: Resultados del ensayo equiangular $\pm 45^\circ$ .	26
Tabla 3-10: Datos del ensayo de flexión a 3 puntos.	27
Tabla 3-11: Resultados del ensayo de flexión.	27
Tabla 3-12: Validación de resultados obtenidos con respecto a AIMS05-27-002 e IPS05-27-002 [28] [23].	28
Tabla 5-1: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_FF	37
Tabla 5-2: Ángulos experimentales vs numéricos.	37
Tabla 5-3: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_FAF	39
Tabla 5-4: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_FAAF	39
Tabla 5-5: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_FAC	42
Tabla 5-6: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_FAAC	43
Tabla 5-7: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_CAF	45
Tabla 5-8: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_CAAF	46
Tabla 5-9: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_CAC	46
Tabla 5-10: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2_CAAC	47
Tabla 5-11: Resumen valores obtenidos de $G_c$	49



# ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1: Evolución de los materiales compuestos en la industria aeronáutica [4].	2
Figura 1-2: Composición del A350 [5].	3
Figura 1-3: Tipos de uniones encoladas en materiales compuestos [6].	3
Figura 1-4: (a) Ensayo DCB; (b) Ensayo CDP [8].	4
Figura 1-5: (a) Ensayo HDP [9] ; (b) Ensayo HOD [10].	5
Figura 2-1: Modos de fractura [14].	8
Figura 2-2: Efecto de la no simetría en una probeta de ensayo DCB [8].	9
Figura 2-3: Área para la obtención de $G_c$ según [16] [9].	10
Figura 2-4: Definición de parámetros para la obtención de los factores de corrección [18].	11
Figura 2-5: Deformada de uno de los adherentes de las probetas del ensayo DCB [20].	12
Figura 2-6: Deformada de una probeta no simétrica durante el ensayo DCB [20].	13
Figura 3-1: Corte de telas	16
Figura 3-2: Composición de la bolsa de vacío [24].	17
Figura 3-3: Preparación del autoclave.	17
Figura 3-4: Preparación para el pegado de tacos de vidrio en probetas de caracterización.	18
Figura 3-5: Sujeción de los tacos de vidrio con cinta de alta resistencia.	19
Figura 3-6: (a) Sierra de disco de diamante; (b) Corte de las probetas de caracterización.	19
Figura 3-7: Probeta para el ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras [25].	20
Figura 3-8: Posicionamiento de galgas en el ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras [1].	20
Figura 3-9: Probeta para el ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras [26].	22
Figura 3-10: Posicionamiento de galgas en el ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras [1].	23
Figura 3-11: Configuración del ensayo equiangular $\pm 45^\circ$ [1].	25
Figura 3-12: Posicionamiento de galgas en el ensayo equiangular $\pm 45^\circ$ .	25
Figura 3-13: Ensayo de flexión a 3 puntos EN 14125.	26
Figura 4-1: Geometría de la probeta para el ensayo DCB (caso no simétrico) [20].	29
Figura 4-2: (a) Probeta de flexión en adherente de 4 capas; (b) Probeta con taco de aluminio [29].	30
Figura 4-3: Bloque de cogida para el adherente de 2 capas.	30
Figura 4-4: Bloques de cogida para el adherente de 8 capas [16].	31
Figura 4-5: Colocación de los bloques de cogida sobre una probeta para ensayo DCB no simétrico.	31
Figura 4-6: Nomenclatura de las probetas de ensayo.	32
Figura 4-7: Posición de las capas de adhesivo y PTFE en las probetas. (a) Sin adhesivo; (b) Con una capa de adhesivo; (c) Con dos capas de adhesivo.	33
Figura 4-8: Curva de carga-desplazamiento típica del ensayo DCB [19].	34
Figura 5-1: Modos de fallo: (a) Fallo adhesivo, (b) Fallo mixto: cohesivo-adhesivo, (c) Fallo cohesivo; (d) Fallo por delaminación.	35

---

Figura 5-2: Modo de fallo configuración 8+2_FF	36
Figura 5-3: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_FF	36
Figura 5-4: Medición de ángulos a distintas longitudes de grieta.	37
Figura 5-5: Modo de fallo configuración 8+2_FAF	38
Figura 5-6: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_FAF	38
Figura 5-7: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_FAAF	40
Figura 5-8: Modo de fallo configuración 8+2_FAAF	40
Figura 5-9: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_FAC	41
Figura 5-10: Modo de fallo configuración 8+2_FAC	41
Figura 5-11: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_FAAC	42
Figura 5-12: Modo de fallo configuración 8+2_FAAC	43
Figura 5-13: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_CAF	44
Figura 5-14: Modo de fallo configuración 8+2_CAF	44
Figura 5-15: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_CAAF	45
Figura 5-16: Modo de fallo configuración 8+2_CAAF	46
Figura 5-17: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_CAC	47
Figura 5-18: Modo de fallo configuración 8+2_CAC	47
Figura 5-19: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2_CAAC	48
Figura 5-20: Modo de fallo configuración 8+2_CAAC	48
Figura 5-21: Mecanismo de fallo. Propagación de la grieta.	49
Figura 5-22: Efecto de la diferencia entre espesores en el modo de fallo.	50
Figura 5-23: Micrografía de la interfase: (a) FAAF, (b) FAF, (c) CAAF, (d) CAF.	51
Figura 5-24: Micrografía de la interfase: (a) FAC, (b) FAAC, (c) CAC, (d) CAAC.	51

# Notación

---

CDP	Climbing Drum Peel
DCB	Double Cantilever Beam
HOD	Horizontal Open Displacement
HDP	Horizontal Drum Peel
END	Ensayos no destructivos
PCS	Process Control Specimens
J	Julio
mm	Milímetros
$G_c$	Tenacidad a la fractura interlaminar
$G_{Ic}$	Tenacidad a la fractura interlaminar en modo I
N	Newtons



# 1 INTRODUCCIÓN

---

*“La ciencia, muchacho, está hecha de errores, pero de errores útiles de cometer, pues poco a poco, conducen a la verdad.”*

*- Julio Verne -*

El auge de los materiales compuestos en las últimas décadas ha llevado a los científicos a investigar en este campo, pues sus propiedades son en cierta manera “peculiares” e incluso, en ciertos casos, contrarias a la razón. Ello es debido a su naturaleza heterogénea y anisótropa.

Además, es importante destacar que esta naturaleza es la responsable de la gran diferencia existente entre estos novedosos materiales y los clásicos, tales como el acero o el aluminio. Es por ello por lo que se considera necesario el estudio exhaustivo de su comportamiento.

Aunque es cierto que los materiales compuestos han convivido siempre con la sociedad como, por ejemplo, en la madera, huesos o músculos, no consideramos a estos como tal, ya que los composites han sido concebidos como aquellos que nacen artificialmente de la mano del hombre.

## 1.1 Materiales compuestos

Los composites se definen como la combinación de dos o más componentes con una interfase entre ellos y cuyo objetivo es el de obtener propiedades que son inalcanzables por cada uno de sus constituyentes por separado. Así pues, estos materiales se componen generalmente de dos fases: un material base conocido como matriz, que normalmente será una resina termoestable; y las fibras (o partículas) que se encuentran embebidas en dicha matriz actuando como refuerzo [1] [2]. De este modo, al incorporar las fibras en una matriz polimérica se ganaría cierta rigidez y resistencia que dicha matriz no posee, o bien en el caso de una matriz cerámica el empleo de estas fibras permitiría aumentar la tenacidad a la fractura de dicha cerámica, haciéndola menos frágil.

Gracias a esta unión macroscópica y a la gran variedad de materiales disponibles actualmente y otras cuestiones como su geometría y las diferentes proporciones posibles de los constituyentes, se puede llegar a considerar una infinidad de materiales compuestos. En este trabajo se empleará en concreto el carbono-epoxi, uno de los más comunes utilizados industrialmente.

La idea de realizar esta unión entre componentes distintos surge de la necesidad del ser humano de avanzar tecnológicamente. Así pues, en la antigüedad surgieron grandes inventos como puede ser el arco mongol, cuya estructura fue pensada para soportar las tracciones en la parte externa y compresiones en su parte interna. De este modo, combinando dos materiales distintos: cuernos de búfalo y tendones de ciervo, cuyas fibras son muy elásticas, consiguieron construir un arco que fuera capaz de soportar dos solicitudes externas que eran también muy diferentes.

Otra razón por la que surgen los materiales compuestos es por la necesidad de cubrir las altas exigencias del

mercado. Tanto es así, que estos han cobrado una gran relevancia a lo largo de los últimos años en industrias tan importantes como la aeronáutica o la automovilística, entre otras. Su empleo en tales industrias ha sido motivado por las propiedades que estos poseen: resistencia mecánica, resistencia a la corrosión, buena vida a fatiga, rigidez, y lo que es más determinante para este tipo de aplicaciones: el peso. Gracias a su reducido peso, se han conseguido mejores valores de resistencia y rigidez específica frente a materiales convencionales como el acero, como se muestra en la Tabla 1-1.

Tabla 1-1: Propiedades de materiales convencionales y compuestos [1].

Material	Fracción en volumen de fibra ( $V_f$ ) (%)	Módulo de Elasticidad (E) (GPa)	Resistencia a la tracción ( $\sigma_u$ ) (GPa)	Densidad ( $\rho$ ) (g/cm <sup>3</sup> )	Módulo específico (E/ $\rho$ )	Resistencia específica ( $\sigma_u/\rho$ )
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

Especialmente en la industria aeronáutica es de gran importancia la reducción del peso de las aeronaves, pues así se consiguen otros objetivos como es la reducción del consumo de combustible y con ello, la contaminación que supone el transporte aéreo. Las grandes empresas han optado también por otras alternativas como es la de conservar el peso, pero consiguiendo a cambio un aumento en la capacidad del transporte de pasajeros o incluso mejoras en las prestaciones de la aeronave [3]. La importancia de estos materiales en el sector aeronáutico se refleja en la Figura 1-1, donde se observa cómo empresas como Airbus o Boeing apostaron hace años por estos materiales hasta que han conseguido actualmente una implementación de estos en más de la mitad del porcentaje en peso de las aeronaves (ver Figura 1-2).

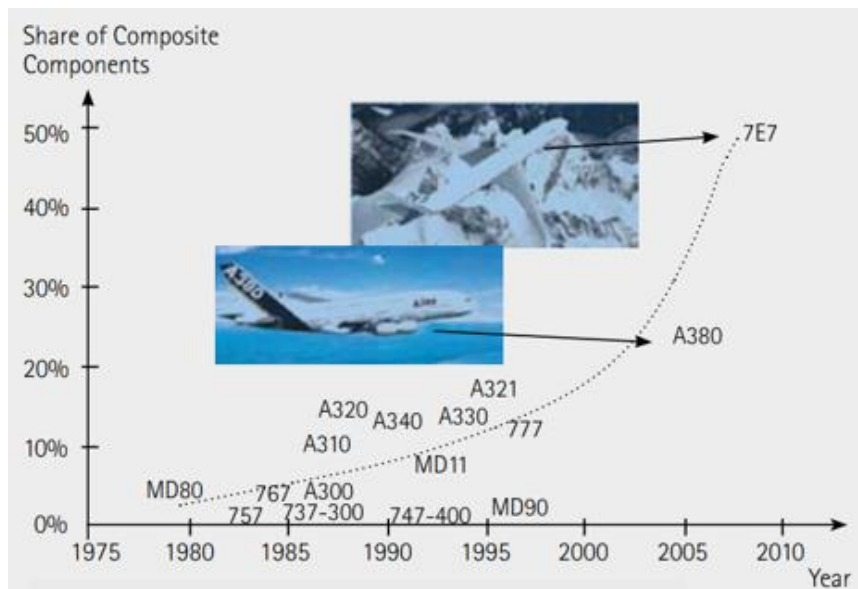


Figura 1-1: Evolución de los materiales compuestos en la industria aeronáutica [4].



## A350 advanced materials composition

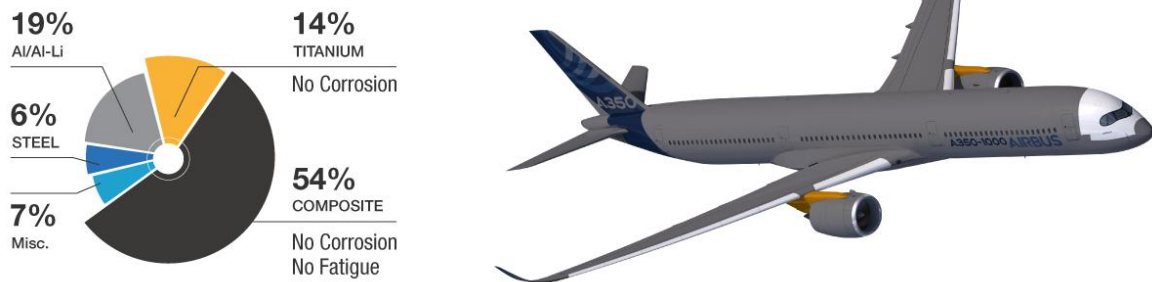


Figura 1-2: Composición del A350 [5].

## 1.2 Uniones encoladas

En este tipo de materiales es bastante común el empleo de adhesivos como método de unión, algo que, a priori, puede generar desconfianza frente al uso de uniones mecánicas. A pesar de ello, se ha demostrado que las uniones adhesivas presentan ciertas ventajas frente al uso de remaches o bulones. Entre ellas están la posibilidad de unir diferentes materiales sin que de lugar a una corrosión posterior, la distribución uniforme de tensiones que favorece la vida a fatiga y la reducción considerable del peso y costes [1].

En cuanto a sus inconvenientes, cabe destacar la necesidad de emplear tratamientos superficiales para conseguir una correcta adhesión en los adherentes. Gracias a los ensayos no destructivos (END) realizados, en concreto la inspección ultrasónica, es posible conocer si la unión ha sido satisfactoria o si por el contrario, han quedado zonas descoladas. Es decir, estos ensayos indican si la unión se ha realizado correctamente pero no proporcionan información acerca de la calidad de esta.

Los distintos tipos de uniones encoladas que se dan en la industria se pueden clasificar dependiendo del estado en el que se encuentren sus adherentes:

- Encolado secundario (Fig 1-3 (a)): Ambos adherentes han sido curados previamente.
- Uniones co-encoladas (Fig 1-3 (b)): Uno de los adherentes se encuentra ya curado, mientras que el otro está fresco.
- Uniones co-curadas (Fig 1-3 (c) y (d)): Ambos adherentes se encuentran en estado fresco.

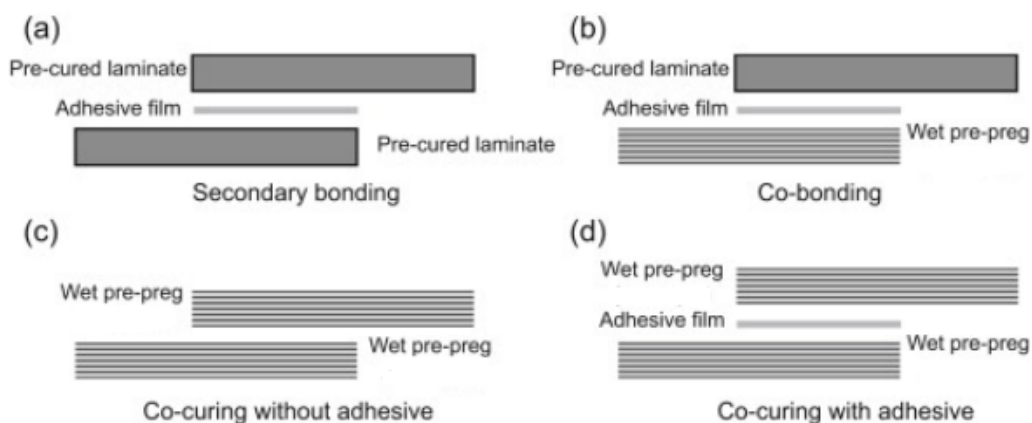


Figura 1-3: Tipos de uniones encoladas en materiales compuestos [6].

### 1.3 Motivación

Este trabajo surge de la necesidad de conocer la calidad de las uniones encoladas, en concreto se quiere estudiar las uniones entre paneles no simétricos, ya que esta situación se encuentra con facilidad en la industria aeronáutica como por ejemplo en la unión entre un rigidizador (pequeño espesor) y la piel de un ala (espesor mayor).

Actualmente la calidad de la unión se evalúa mediante la obtención de la tenacidad a la fractura interlaminar experimentalmente, empleando para ello ensayos mecánicos tales como el Climbing Drumb Peel (CDP) o el Double Cantilever Beam (DCB) [7], aunque debido a sus peculiares inconvenientes, se están desarrollando nuevos métodos como se verá más adelante. Un ejemplo de estos dos ensayos son los mostrados en la Figura 1-4 (a) y (b).

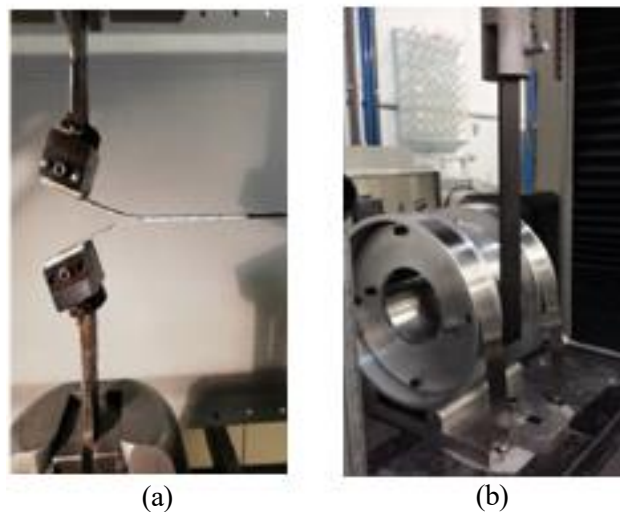


Figura 1-4: (a) Ensayo DCB; (b) Ensayo CDP [8].

Industrialmente se fabrican unas probetas de control de procesos (PCS) con las que se intenta representar al máximo la fabricación y el curado de la pieza original, pues estas probetas, fabricadas con los materiales representativos del panel original, acompañarán a dicha pieza en el mismo ciclo de autoclave. Sin embargo, este procedimiento tiene ciertos inconvenientes. En primer lugar, las probetas después de ser recanteadas son enviadas al laboratorio, retrasando así, el proceso de producción. Además, con este tipo de ensayos no es posible garantizar al 100% que las piezas originales tengan la misma calidad de la unión que los especímenes ensayados.

Los inconvenientes anteriormente presentados dieron pie a nuevas investigaciones. En concreto, el GERM desarrolló en estudios previos, procesos como el Horizontal Drum Peel (HDP) (ver Figura 1-5 (a)) con patente No 201730163 [9] y el Horizontal Open Displacement (HOD) (ver Figura 1-5 (b)) con los que es posible realizar el ensayo de la tenacidad a la fractura interlaminar de manera in-situ y sin necesidad de fabricar PCS. Esto es debido a que el ensayo se realiza sobre el panel original en la zona de recanteo, de modo que, ahora sí, es posible conocer con mayor seguridad la calidad de la unión encolada. Además, estos dos métodos, al igual que el CDP, presentan la ventaja frente al DCB de que no es necesario medir la longitud de la grieta durante el ensayo, algo que es realmente complicado como se verá en Capítulos posteriores.



(a)

(b)

Figura 1-5: (a) Ensayo HDP [9] ; (b) Ensayo HOD [10].

## 1.4 Objetivos

El interés de este trabajo es conocer experimentalmente la influencia del proceso de curado sobre la tenacidad a la fractura interlaminar que será obtenida mediante el ensayo DCB sobre probetas de carbono-epoxi no simétricas. Además, será interesante comprobar el modo de fallo en cada caso para obtener mayor información acerca de la propagación de la grieta en los distintos especímenes.

Para abordar el problema se han fabricado un total de 9 paneles no simétricos (cada uno de ellos con distintas configuraciones) que serán descritos con mayor detalle en el Capítulo 4, y a partir de los cuales se van a obtener las distintas probetas necesarias para llevar a cabo con éxito la campaña de ensayos realizada en el laboratorio del GERM.

Por último, como objetivo secundario pero igualmente necesario para el desarrollo del trabajo, se tiene la obtención de las propiedades de rigidez del material de manera experimental como se verá en el Capítulo 3, ya que estos valores serán empleados posteriormente en el cálculo de la tenacidad a la fractura interlaminar.

## 1.5 Contenido y estructura del trabajo

Tras esta introducción se procederá a dar una explicación en el Capítulo 2 sobre las expresiones que permiten la obtención del valor de  $G_{Ic}$  para el caso simétrico dentro del marco de la mecánica de la fractura elástica lineal, así como el planteamiento para obtener  $G_c$  en el caso no simétrico.

En el Capítulos 3 se podrá ver tanto el proceso de fabricación de las probetas de caracterización como los ensayos llevados a cabo para la propia caracterización junto con los resultados obtenidos.

El Capítulo 4 tiene como objetivo presentar el ensayo llevado a cabo en la campaña (DCB) junto con las probetas empleadas para ello y las distintas configuraciones de estas.

Finalmente, en el Capítulo 5 se mostrarán los resultados obtenidos en la campaña de ensayos y se realizará una conclusión a partir de ellos, además de presentar los futuros trabajos.



# 2 TENACIDAD A LA FRACTURA INTERLAMINAR

---

*"Hay una fuerza motriz más poderosa que el vapor, la electricidad y la energía atómica: la voluntad"*

*-Albert Einstein-*

El ensayo empleado en este proyecto (DCB) es comúnmente empleado en la industria para conocer el valor de la tenacidad a la fractura interlaminar y está ampliamente recogido en normas tales como la AITM1-0053, ISO 15024 y ASTM-D5228-13. Todas ellas recogen toda la información acerca del ensayo, como pueden ser la geometría de las probetas, los detalles del procedimiento, cálculos, y, por lo tanto, el rango de aplicación de estas, donde se pone de manifiesto que el ensayo está definido únicamente para configuraciones simétricas.

El caso no simétrico es el objeto de estudio de este trabajo, y a pesar de que las normas no contemplan esta configuración en concreto, se van a extrapolar tanto la geometría de las probetas como el procedimiento de ensayo al caso no simétrico.

## 2.1 Introducción a la mecánica de la fractura

### 2.1.1 Modos de fractura

Los modos de fractura surgen de los posibles desplazamientos relativos que pueden experimentar los puntos de ambas caras de una grieta [11], pudiendo distinguirse tres casos posibles definidos por la UNE 7540:1998: Modo I, II y III (Ver Figura 2-1).

- Modo I o modo de apertura: La apertura de la grieta se produce por las tensiones normales al plano de fractura.
- Modo II o modo deslizamiento: Debido a los cortantes aplicados en el plano de la grieta, se produce el desplazamiento longitudinal de las caras de dicha grieta en el mismo plano.
- Modo III o de desgarramiento: En este caso los cortantes están en el mismo plano de la grieta, pero perpendicularmente a la dirección de propagación de esta [12] [13].

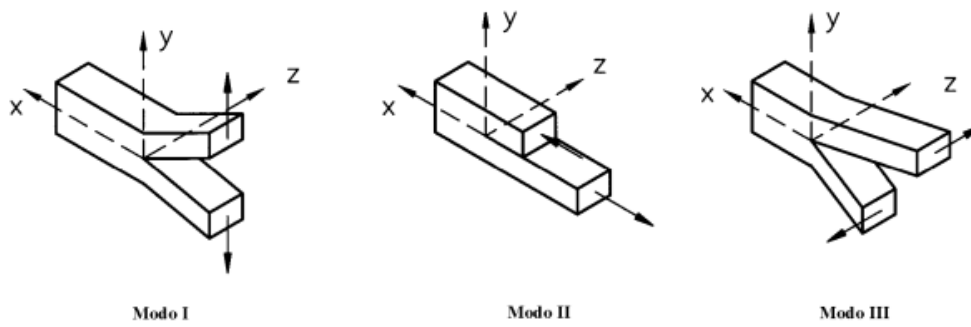


Figura 2-1: Modos de fractura [14].

### 2.1.2 Definición de la tenacidad a la fractura

En la mecánica de la fractura elástica lineal se propone realizar un balance energético durante la propagación de la grieta ya existente en el material, para lo que se recurre a la primera ley de la termodinámica. Este balance obtenido (2.1) está referido al instante en el que la propagación se produce, por ello mismo se denomina balance de energía instantáneo.

$$\dot{W} + \dot{Q} = \dot{E} + \dot{K} + \dot{\Gamma} \quad (2.1)$$

Siendo:

- $\dot{W}$  el trabajo de las fuerzas externas por unidad de tiempo.
- $\dot{Q}$  la energía térmica transferida al cuerpo por unidad de tiempo.
- $\dot{E}$  la variación de la energía interna por unidad de tiempo.
- $\dot{K}$  la variación de energía cinética del cuerpo por unidad de tiempo.
- $\dot{\Gamma}$  la energía necesaria por unidad de tiempo para romper los enlaces internos del material.

Es importante recalcar que todos estos términos están referidos al instante de tiempo durante el cual ocurre la propagación de la grieta. Debido a ello mismo, este mismo balance se puede encontrar igualmente en la forma mostrada en la expresión (2.2), donde se ha supuesto que no hay transferencia de energía térmica y que la grieta propaga de manera cuasiestática.

$$-\frac{\partial \Pi}{\partial A} = \frac{\partial U^P}{\partial A} + \frac{\partial \Gamma}{\partial A} \quad (2.2)$$

Siendo  $\Pi (= U^e - W)$  la energía potencial del sistema, de manera que el balance se puede entender como: “el decremento de la energía potencial del sistema se emplea en deformación plástica y/o en la energía necesaria para romper los enlaces internos del material”.

A partir de este balance e introduciendo la teoría de Griffith, donde dicho balance está planteado para materiales en los que la deformación plástica es nula, esto es,  $U^P = 0$ , se llega a la expresión (2.3).

$$G = \frac{\partial W}{\partial A} - \frac{\partial U^e}{\partial A} = \frac{\partial \Gamma}{\partial A} \quad (2.3)$$

Donde  $G$  es la energía disponible para la propagación de una grieta existente en el material, por lo que, cuando esta energía alcanza un valor crítico  $G_c$ , la grieta propaga, denominándose dicho valor crítico como tenacidad a

la fractura. Esta propiedad se puede definir, por lo tanto, como la resistencia que presenta un material a la propagación de grietas ya existentes en él [11] [15].

La expresión (2.3) particularizada para el caso en el que haya un control en el desplazamiento, es decir, que el desplazamiento sea constante durante la propagación de la grieta, da lugar a la expresión (2.4), la cual es equivalente a la proporcionada por la ASTM D5528-13. La forma de dicha expresión se obtiene asumiendo que el trabajo realizado por las cargas externas puede despreciarse en este caso.

$$G = -\frac{\partial U^e}{\partial A} = -\frac{1}{b} \frac{\partial U^e}{\partial a} \quad (2.4)$$

Siendo “a” y “b” los valores de la longitud de la grieta y el ancho de la probeta, respectivamente.

## 2.2. Obtención de $G_c$ mediante ensayo DCB

Los ensayos más comúnmente empleados para obtener la tenacidad a la fractura interlaminar ( $G_c$ ) son el DCB y CDP [7], aunque este trabajo se centra concretamente en el DCB. Este ensayo, recogido en las normas AITM1-0053, ISO 15024 y ASTM-D5228-13 [16] [17] [18], consiste en aplicar una carga de pelado sobre una probeta en la que se ha introducido previamente una grieta de manera artificial como se verá en el Capítulo 4, de modo que se consiga la propagación de tal grieta.

A través de los datos obtenidos mediante este ensayo (diagrama carga-desplazamiento de la cruceta y la longitud de la grieta a ciertos niveles de carga), es posible calcular el valor de  $G_{Ic}$  siempre y cuando las rigideces de ambos adherentes sean iguales, ya que cuando esto ocurre, se asegura que la propagación se da en el modo I de fractura y, por lo tanto, el valor de la tenacidad a la fractura obtenido puede asociarse directamente a la tenacidad a la fractura interlaminar en modo I ( $G_c=G_{Ic}$ ).

El caso que aquí se plantea es el caso en el que los adherentes no tienen la misma rigidez debido a la diferencia considerable de espesores entre ellos, lo que supone que la probeta ya no presente ninguna simetría y que, por lo tanto, el valor de  $G_c$  obtenido en el ensayo ya no pueda atribuirse directamente a  $G_{Ic}$ , puesto que la grieta estaría propagándose con un cierto grado de mixicidad de los modos de fractura. Esto puede ocurrir, además, en el caso simétrico cuando la grieta, que en principio propagaba en modo I, emigra hacia alguno de los adherentes produciéndose una delaminación, perdiendo así, la simetría que poseía inicialmente [19]. Durante la realización de los ensayos puede apreciarse con claridad el efecto de la no simetría, como se muestra en la Figura 2-2.

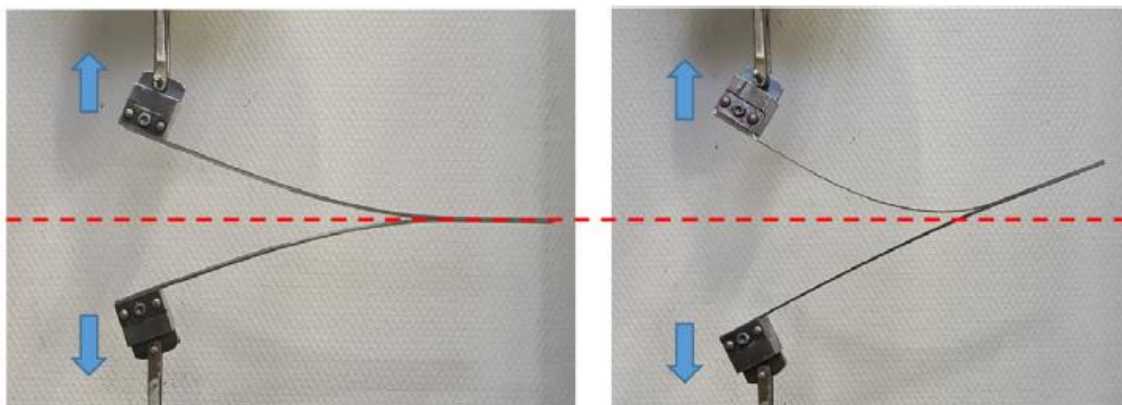


Figura 2-2: Efecto de la no simetría en una probeta de ensayo DCB [8].

El objetivo del ensayo es obtener la energía disipada por unidad de área al propagarse la grieta. Esta energía, la cual está asociada a la tenacidad a la fractura interlaminar y cuyas unidades de medida son  $J/m^2$ , puede ser determinada mediante diversos métodos contemplados en las normas para el caso simétrico. Uno de estos métodos es mediante el cálculo del área encerrada bajo la curva (2.5) entre dos longitudes de grieta como propone la AITM1-0053 (ver Figura 2-3).

$$G_{1c} = \frac{A}{aB} \times 10^6 \quad (2.5)$$

Donde:

- A el área encerrada bajo la curva de la Figura 4-9 en J.
- a la longitud de propagación de la grieta.  $a = a_{i+n} - a_i$  en mm.
- B el ancho de la probeta en mm.

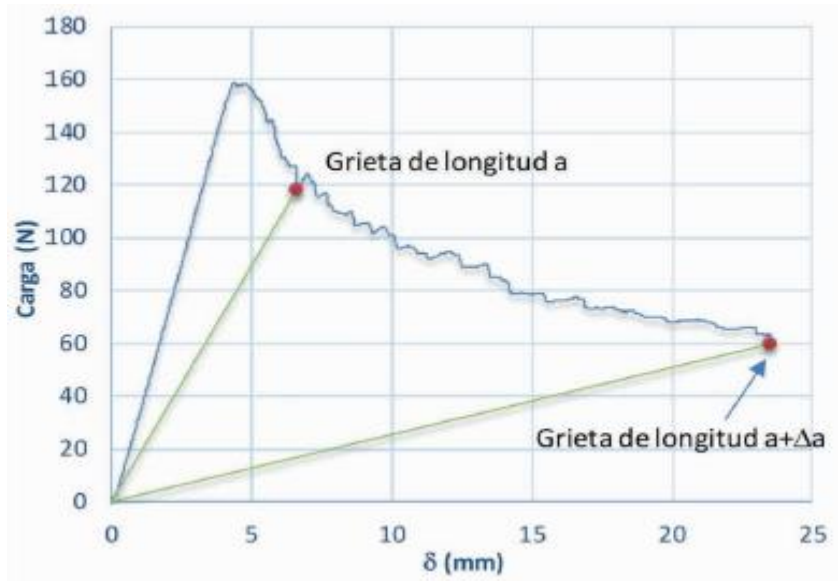


Figura 2-3: Área para la obtención de  $G_c$  según [16] [9].

Los inconvenientes de este ensayo son dos principalmente. Uno de ellos es debido a la complejidad que supone medir la longitud de la grieta durante el ensayo por razones que se explicarán más adelante, y el segundo de ellos es debido a que el cálculo del área bajo la curva puede complicarse en caso de que los adherentes sean de pequeño espesor, ya que la hipótesis de pequeños desplazamientos ya no sería válida y las descargas (línea que une un punto de la curva con el origen) en cualquier punto de la curva de propagación, ya no sería lineal.

Otra norma de ensayo es la ASTM D5528, donde se propone el cálculo de la tenacidad a la fractura interlaminar mediante la teoría de vigas, empleando para ello la expresión (2.6) donde se han despreciado las deformaciones debido a los axiles y cortantes.

$$G_{1c} = \frac{M^2}{BEI} \quad (2.6)$$

Siendo:

- M es el momento flector en cada laminado en la punta de la grieta.
- EI es la rigidez a flexión de cada laminado.

Suponiendo pequeños desplazamientos, esto es,  $\delta/a < 0.4$  según la ASTM D5528, la solución al problema de la viga en voladizo proporcionaría la expresión (2.7) para el cálculo de  $G_{1c}$ .

$$G_{1c} = \frac{3 P \delta}{2 a B} \quad (2.7)$$



En caso de que los espesores de los laminados fuesen inferiores a 1.5 mm [18], entonces habría que tener en cuenta los grandes desplazamientos. La ASTM D5528 contempla esta posibilidad y recoge una serie de correcciones referentes tanto a grandes desplazamientos como al efecto de bloques y otra más que considera que el borde de la grieta no está empotrado, haciendo una corrección sobre la longitud de dicha grieta. Con todas ellas, la norma propone la expresión (2.8) para el valor de  $G_{1c}$  corregido.

$$G_{1c}^* = \frac{3}{2} \frac{P}{B} \frac{\delta}{a + \Delta a} \frac{F}{N} \quad (2.8)$$

Donde F y N son las correcciones sobre los grandes desplazamientos (2.9) y el efecto de bloques (2.10), respectivamente.

$$F = 1 - \frac{3}{10} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 - \frac{3}{2} \left(\frac{\delta t}{a^2}\right) \quad (2.9)$$

$$N = 1 - \left(\frac{L'}{a}\right)^3 - \frac{9}{8} \left[1 - \left(\frac{L'}{a}\right)^2\right] \left(\frac{\delta t}{a^2}\right) - \frac{9}{35} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 \quad (2.10)$$

Siendo  $L'$  y  $t$  los parámetros definidos en la Figura 2-4.

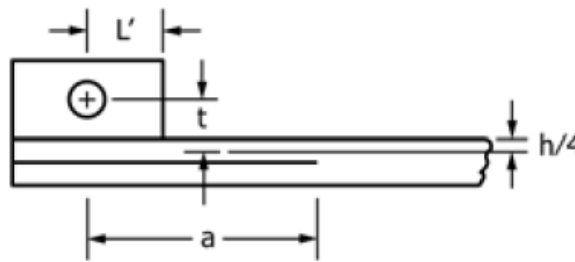


Figura 2-4: Definición de parámetros para la obtención de los factores de corrección [18].

Como se ha podido observar, la dependencia con longitud de la grieta sigue presente, lo cual supone un problema debido a la complejidad que tiene su medición, ya que esta ha de hacerse durante la realización del ensayo, donde puede producirse el fenómeno conocido como “stick-slip”. Este fenómeno, contemplado en la AITM1-0053, se manifiesta cuando se produce un crecimiento inestable de la grieta, representándose como saltos en la curva de propagación. Otra razón por la cual puede ser complicado la medición de la longitud de grieta es porque el ensayo se realice a una temperatura distinta a la del ambiente, para lo que la AITM1-0053 propone otras alternativas.

Debido a estos inconvenientes en el cálculo de  $G_{1c}$ , se han propuesto otras expresiones derivadas de (2.7), de las cuales, una de ellas no depende de la longitud de la grieta (2.11), presentando una gran ventaja frente al resto de expresiones. Sin embargo, la dependencia con “a” vuelve a aparecer en caso de que se tengan en cuenta los grandes desplazamientos y/o el efecto de bloques, ya que F y N dependen de este valor.

$$G_{1c}(P, \delta, EI) = \frac{P^2}{BEI} \sqrt[3]{\left(\frac{3EI\delta}{2P}\right)^2} \quad (2.11)$$

La solución propuesta para proporcionar un método que no conlleve la obtención de la longitud de la grieta incluso en el caso de las correcciones por grandes desplazamientos y el efecto de bloques, está desarrollada en J. Cañas et al. [20]. Este método, basado en la teoría de vigas, ha podido determinar a partir del cálculo del momento flector de la expresión (2.6), una expresión para el caso simétrico que es completamente independiente de la longitud de la grieta (2.12).

$$G_{1c} = \frac{2P}{B} \text{sen}\alpha_0 \quad (2.12)$$

Donde el parámetro  $\alpha_0$  queda definido por la Figura 2-5.

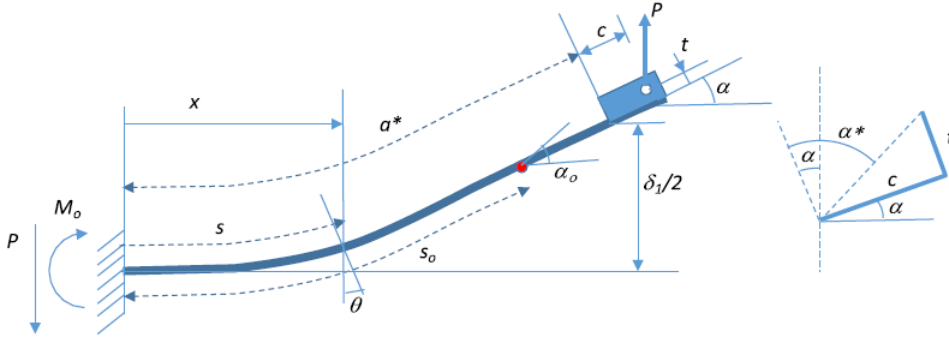


Figura 2-5: Deformada de uno de los adherentes de las probetas del ensayo DCB [20].

En cuanto al caso no simétrico, objeto de estudio de este trabajo, este fue planteado por Sundararaman [21], aunque no contempló en su formulación el efecto de bloques. Al igual que en el caso simétrico, se plantea un problema basado en la teoría de vigas donde se tiene en cuenta únicamente el momento flector, obteniendo así, una expresión para  $G_c$  análoga al caso simétrico (2.13), donde aparece una nueva propiedad que se define como el módulo de flexión ( $E_f$ ) que será determinada experimentalmente en el Capítulo 3.

$$G_c = \frac{1}{2B} \left( \frac{M_1^2}{E_f I_1} + \frac{M_2^2}{E_f I_2} \right) \quad (2.13)$$

En el trabajo de J. Cañas et al [20] se propone la resolución de un sistema de ecuaciones obtenido a partir del problema planteado en la Figura 2-6, en el que se tiene en cuenta tanto el efecto de bloques como los grandes desplazamientos. Este sistema surge de la obtención de los momentos flectores de (2.13) y cuya resolución proporciona una expresión (2.14) que permite la obtención de  $G_c$  con independencia de la longitud de la grieta.

$$G_c = \frac{P}{B} (\text{sen}\alpha_{01} + \text{sen}\alpha_{02}) \quad (2.14)$$

Es importante recalcar que el valor obtenido en este caso no puede atribuirse directamente a la tenacidad a la fractura interlaminar en modo I, para lo que habría que aplicar los procedimientos propuestos por Hutchinson y Suo [22] ((2.15) y (2.16)) para tener en cuenta la mixicidad ( $\psi$ ) de los modos de fractura que aparece por la no simetría del problema. La obtención de la expresión de dicho grado de mixicidad queda fuera del alcance del proyecto.

$$\frac{G_c}{G_{1c}} = \frac{1}{1 + (\zeta - 1)\text{sen}^2\psi} \quad (2.15)$$

$$\frac{G_c}{G_{1c}} = 1 + \tan^2(1 - \zeta)\psi \quad (2.16)$$

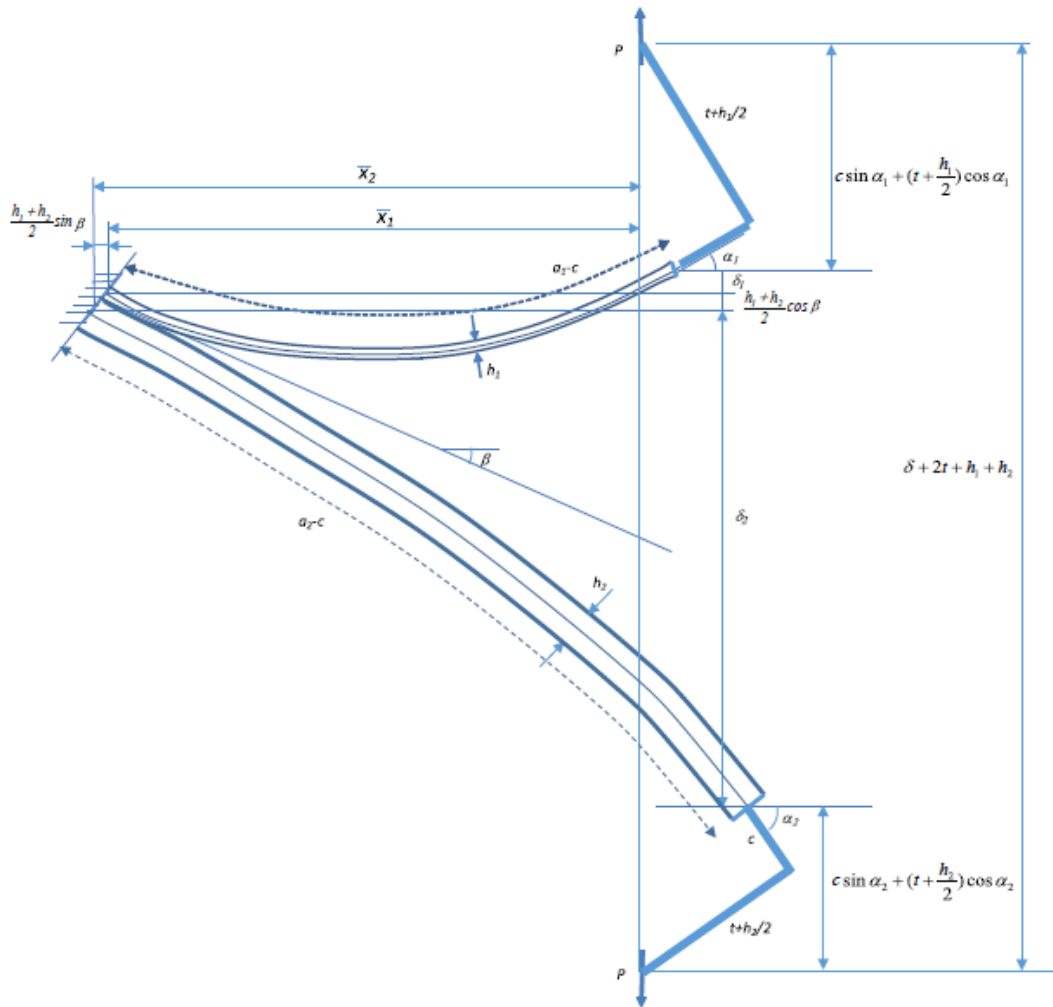


Figura 2-6: Deformada de una probeta no simétrica durante el ensayo DCB [20].



# 3 CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL

---

*“La vida no es fácil, para ninguno de nosotros. Pero ¡qué importa! Hay que perseverar y, sobre todo, tener confianza en uno mismo. Hay que sentirse dotado para realizar algo y ese algo hay que alcanzarlo, cueste lo que cueste.”*

*-Marie Curie-*

A diferencia de los materiales convencionales, en los composites es común realizar ensayos de caracterización tras su recepción, ya que sus propiedades pueden variar debido a su composición interna. Por ello mismo, para poder llevar a cabo el cálculo de la tenacidad a la fractura interlaminar, es necesario un estudio previo de las propiedades de rigidez del material a emplear.

En este Capítulo se detallará, por lo tanto, la obtención de dichas propiedades, así como el proceso de fabricación de las probetas de caracterización.

## 3.1 Definición del material

El material que se emplea en este trabajo es un prepeg unidireccional de carbono-epoxi suministrado por Hexcel Composites. S. L recogido según la IPS05-27-002-01 [23] y cuya designación es M21E/34%/UD194/IMA-12K.

Esta designación está dispuesta de manera que quede detallado brevemente el material como sigue [23]:

- M21E: Designación de la resina.
- 34%: Contenido de resina.
- UD194: Unidireccional y peso de fibra en g/cm<sup>2</sup>.
- IMA-12K: Designación de la fibra. Tipo y número de filamentos por fibra.

## 3.2 Fabricación de probetas

Para la caracterización del material se definen distintos tipos de probetas, aunque todas ellas siguen los mismos pasos para su fabricación que a continuación se describen. Es importante recalcar que el proceso que aquí se detalla es completamente manual y representativo del proceso de fabricación empleado en la industria.

### 3.2.1 Corte de telas

El fabricante proporciona las telas dispuestas en rollos de grandes longitudes, con protectores en ambas caras de la tela cuya función principal es evitar que posibles impurezas puedan quedar adheridas a ellas. Además, estos rollos han de almacenarse, según la IPS05-27-002-01, en cámaras frigoríficas a -18 °C o menos para frenar así la polimerización de la resina en la que viene impregnada. Por lo tanto, el primer paso para comenzar con la fabricación es extraer el material de dicha cámara y dejarlo atemperar a temperatura ambiente.

Como se comentó anteriormente, se han definido distintos tipos de probetas de caracterización según el ensayo a realizar. En concreto: laminado con orientaciones de las fibras a  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  y  $\pm 45^\circ$  simétrico.

El corte de las telas se ha realizado en la sala limpia del GERM (ver Figura 3-1), teniendo de este modo, un control de partículas, temperatura y humedad como requiere la norma del material. Dichos cortes se han realizado, independientemente de la orientación de la fibra, en una mesa de corte, empleando para ello un cúter y una regla.

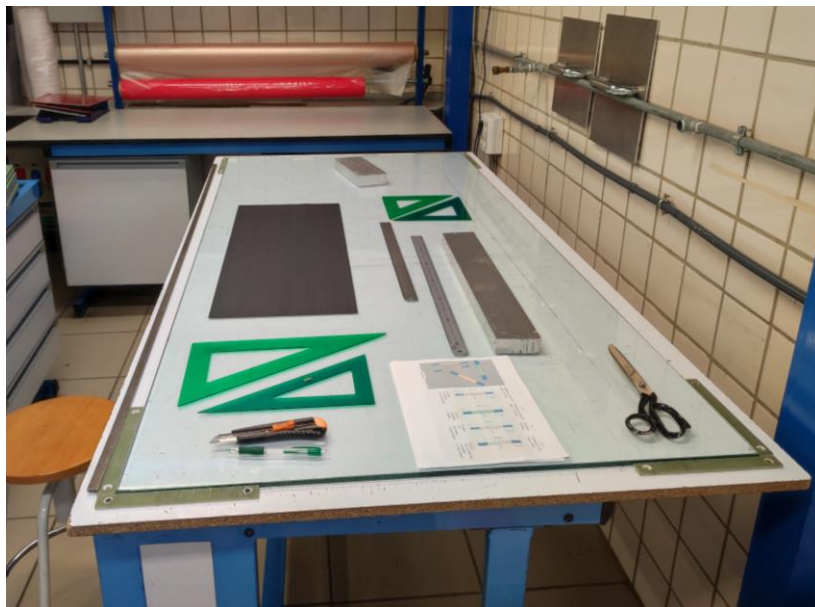


Figura 3-1: Corte de telas

### 3.2.2 Apilado

Una vez se tienen todas las telas cortadas se procede al apilado de estas. En este paso de la fabricación es importante ser minucioso, pues una colocación indebida de dichas telas puede originar defectos irreversibles.

Para proceder al apilado, se retiran los protectores de la tela, ya que su única función es proteger al carbono durante su almacenamiento y manejo. En cuanto a esto último, es recomendable evitar todo contacto físico con el material, por lo que se deben emplear guantes durante este paso.

Una vez colocada una tela sobre otra, se aplica calor sobre estas mientras se ejerce presión con la ayuda de una espátula, de modo que se consigue una mejor adherencia entre capas, además de extraer el aire que haya podido quedar atrapado entre ellas. Para ello también es necesario realizar precompactaciones cada 3 ó 4 capas en una bolsa de vacío que generalmente será distinta a la empleada como bolsa final, quedando así el apilado más compacto.

### 3.2.3 Preparación ciclo de autoclave: Bolsa de vacío.

La bolsa de vacío cumple diversas funciones, entre ellas están la de eliminar el aire que haya podido quedar atrapado, evitar que el carbono se quemé en el autoclave y eliminar volátiles.

Esta bolsa, como se ve en la Figura 3-2, se forma como sigue:

1. Para la base se emplea una plancha metálica, la cual debe estar completamente limpia para evitar que las probetas copien posibles marcas que se encuentren en dicha base o útil.
2. Alrededor de la plancha se coloca una cinta de cromato que servirá finalmente como cierre de la bolsa.
3. Se comienza a colocar sobre el útil una capa de film separador, en el que se van a situar las probetas a

curar.

4. Una vez posicionadas las probetas sobre dicho útil, se coloca una nueva capa de film separador y sobre él, una capa de airwave con el que se distribuirá el vacío por toda la bolsa.
5. Para terminar, se colocan las tomas de vacío y la bolsa final de nylon, sellando el cierre con el cromato que se situó alrededor de la plancha al comienzo de la preparación.

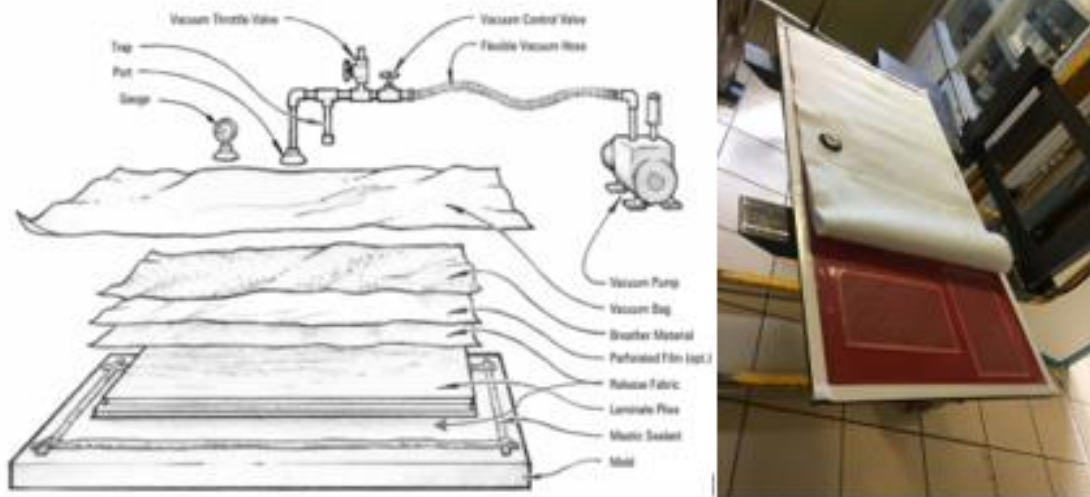


Figura 3-2: Composición de la bolsa de vacío [24].

Una vez terminada la bolsa se conecta al vacío, se comprueba que no hay pérdidas y se introduce en el autoclave como se muestra en la Figura 3-3, empleando para el curado de las probetas en cuestión, el ciclo del prepeg definido en la IPS05-27-002-01 (Tabla 3-1).

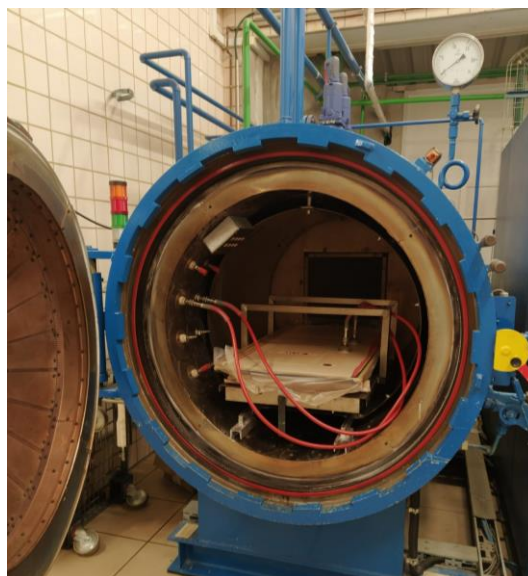


Figura 3-3: Preparación del autoclave.

Tabla 3-1: Ciclo de curado del prepeg [23].

Property	Unit	Requirement
Vacuum bag gauge pressure	kPa	-65 to -100
Vent to atmosphere when the autoclave gauge pressure reaches	kPa	140
Autoclave gauge pressure	kPa	700 <sup>+300</sup> / <sub>-100</sub>
Heating rate	°C/minute	0,5 – 1,0
Cure temperature	°C	180 ± 5
Duration at cure temperature	minute	120 <sup>+60</sup> / <sub>0</sub>
Cooling rate	°C/minute	1,0 – 3,0
Removal temperature	°C	65 maximum
NOTE 1: See Figure B.1 for gauge pressure definitions		
NOTE 2: The temperature shall be continuously recorded using a minimum of two thermocouples embedded in the material or tool or autoclave		

### 3.2.4 Pegado de tacos y resanado de probetas

Una vez se tienen curados los paneles se procede al pegado de tacos que necesitan estas probetas para poder ensayadas posteriormente (ver Figura 3-4), empleando en este trabajo los siguientes materiales:

- Fibra de vidrio: Z-19901.
- Adhesivo: Z-15429.

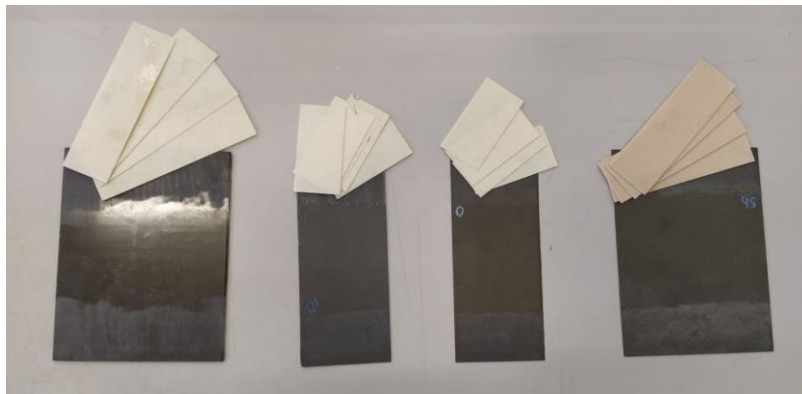


Figura 3-4: Preparación para el pegado de tacos de vidrio en probetas de caracterización.

El proceso de colocación de tacos comienza con un lijado esmerado de las superficies que van a estar en contacto, tanto la del carbono como la del vidrio, pues con ello se conseguirá una mejor adherencia entre ambos adherentes. Esta preparación superficial se ha realizado en este caso con una lija de grano medio (número de grano 120), limpiando posteriormente con alcohol las zonas tratadas.

Tras la preparación superficial se comienza a pegar los tacos. Para ello se ha tenido que cortar previamente el vidrio en la sierra de disco de diamante a la medida necesaria. Además, el adhesivo que se coloca en la parte central del taco ha sido cortado con un cúter a un tamaño un poco menor para evitar que la resina fluya en exceso por fuera de la zona delimitada por éstos mismos. Ya colocado el adhesivo en su correcta posición, se presiona el conjunto vidrio-adhesivo contra el panel de carbono con unas pinzas de sujeción para facilitar el pegado. Hay que tener en cuenta que es posible que la resina fluya por la probeta durante el curado, por lo que se coloca una cinta de alta resistencia justo en la zona de unión de modo que fluya por encima de ella. Esta misma cinta se ha empleado también como método para sujetar los tacos una vez colocados en los extremos de la probeta (ver Figura 3-5). Ambas son retiradas cuidadosamente tras el curado de los paneles.



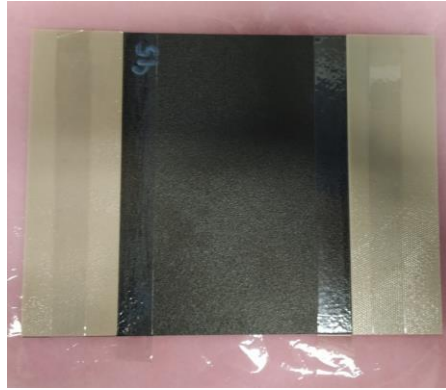


Figura 3-5: Sujeción de los tacos de vidrio con cinta de alta resistencia.

Finalmente, para que el vidrio quede bien adherido al panel es necesario curarlo nuevamente en la autoclave, empleando por segunda vez el ciclo del carbono que se definió en la Tabla 3-1. Cuando el ciclo termina se procede al desmoldeo de los paneles y al corte de éstos en la sierra de disco de diamante (ver Figura 3-6 (a)) para obtener las probetas que quedan tal y como se muestran en la Figura 3-6 (b).

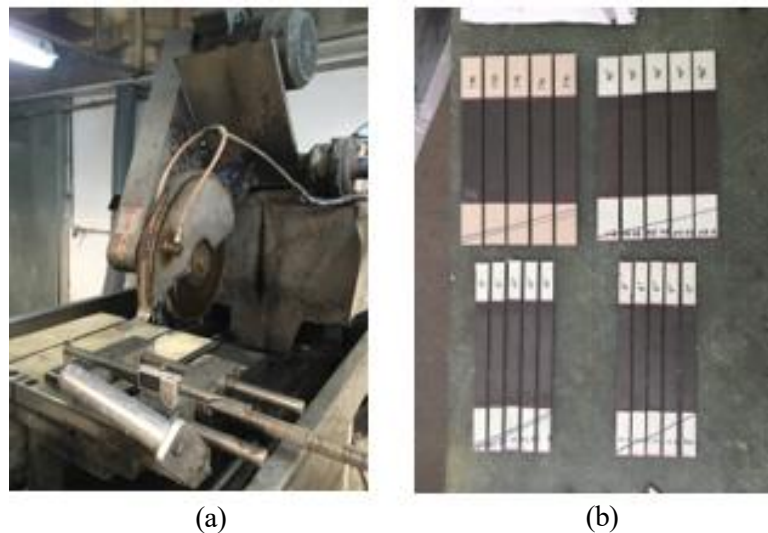


Figura 3-6: (a) Sierra de disco de diamante; (b) Corte de las probetas de caracterización.

Durante los ensayos de caracterización va a ser necesario medir las deformaciones en ciertas direcciones, por lo que, una vez fabricadas las probetas, se les coloca en la posición central de ellas unas galgas extensométricas que van a variar según el ensayo a realizar.

### 3.3 Definición de probetas de caracterización y cálculo de propiedades

A continuación, se definen las probetas de caracterización que se van a emplear según lo definido en las normas para el cálculo de las propiedades de rigidez  $E_{11}$ ,  $E_{22}$ ,  $\nu_{12}$  y  $G_{12}$ .

### 3.3.1 Ensayo de tracción paralelamente a la dirección de la fibra

#### 3.3.1.1 Cálculo del módulo de rigidez en dirección de la fibra $E_{11}$

Las probetas empleadas en este ensayo han sido fabricadas según la geometría definida por la norma UNE-EN 2561 [25]. Para ello se han cortado 6 láminas de dimensiones 230 mm x 100 mm obteniendo a partir de estas, un panel unidireccional de tales dimensiones formado por 6 capas de carbono. Finalmente, las 5 probetas serán obtenidas a partir de dicho panel con una geometría como la que se muestra en la Figura 3-7, donde la dirección 1 corresponde a la dirección de las fibras, de modo que estas forman  $0^\circ$  con la dirección de aplicación de la carga. Las dimensiones nominales de estas probetas son tales que el ancho es de 15 mm y la longitud de 230 mm.

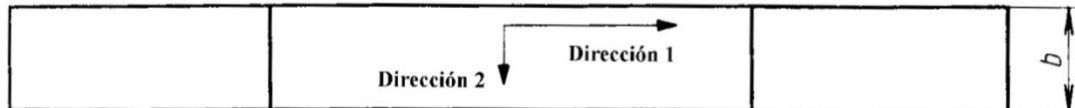


Figura 3-7: Probeta para el ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras [25].

La obtención de  $E_{11}$  consiste en un ensayo de tracción a velocidad constante durante el cual se van a tomar medidas sobre las deformaciones longitudinales en función de la carga aplicada hasta llegar a la carga de rotura. Para ello se han colocado en cada una de las probetas, unas rosetas biaxiales como se representa en la Figura 3-8, de modo que se pueda obtener en todo momento tanto la deformación longitudinal como la transversal. Aunque esta última no es relevante para el cálculo de  $E_{11}$ , si será necesario para la posterior obtención del coeficiente de Poisson  $\nu_{12}$ .

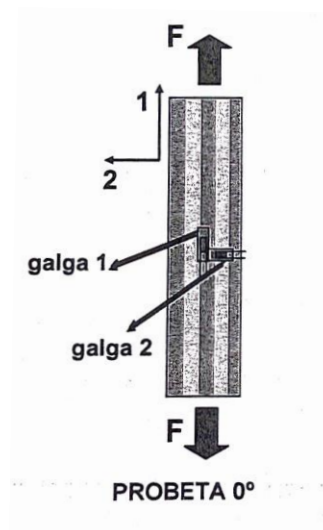


Figura 3-8: Posicionamiento de galgas en el ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras [1].

La expresión que permite el cálculo de  $E_{11}$  experimentalmente según la UNE-EN2561, es la expresada en (3.1).

$$E_{T11} = \frac{0,4 \times P_R}{b \times h \times [(\varepsilon_{11})_B - (\varepsilon_{11})_A]} \quad (3.1)$$

Donde:

- $P_R$  la carga de rotura en N.
- $b$  la anchura en mm.

- h el espesor en mm.
- $(\epsilon_{11})_A$  la deformación relativa paralela a la dirección de la fibra correspondiente a  $P_R/2$ .
- $(\epsilon_{11})_B$  la deformación relativa paralela a la dirección de la fibra correspondiente a  $P_R/10$ .

El ensayo se ha realizado en el laboratorio del GERM empleando para ello la máquina de ensayos INSTRON 4482 con una célula de carga de 10000 kg y una velocidad de desplazamiento de las mordazas de 0,5 mm/min, pudiendo obtener para cada una de las probetas la carga de rotura  $P_R$  y las deformaciones  $(\epsilon_{11})_A$  y  $(\epsilon_{11})_B$ . Todos estos valores quedan recogidos en la Tabla 3-2, donde adicionalmente se indican las dimensiones reales de las probetas.

Tras el procesado de todos los datos obtenidos en el ensayo, se obtienen unos valores de  $E_{11}$  que se recogen en la Tabla 3-3, donde aparece además el valor de  $E_{11}$  medio.

Tabla 3-2: Datos del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (I).

Probeta	b [mm]	h [mm]	Carga de rotura $P_R$ [kN]	$P_R/2$ [kN]	$(\epsilon_{11})_A$ [ $\mu\epsilon$ ]	$P_R/10$ [kN]	$(\epsilon_{11})_B$ [ $\mu\epsilon$ ]
1	15.07	1.18	47.85	23.93	8245.35	4.79	1699.11
2	14.96	1.16	56.6	28.3	9797.61	5.66	2094.18
3	15.01	1.16	54.54	27.27	9238.94	5.45	1970.1

Tabla 3-3: Resultados del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (I).

Probeta	$E_{11}$ [GPa]
1	164.43
2	169.34
3	172.39
$E_{11}$ (media)	168.72
Desviación estándar	4.01
Coefficiente de variación [%]	2.38

### 3.3.1.2 Cálculo del coeficiente de Poisson $\nu_{12}$

El coeficiente de Poisson  $\nu_{12}$  es una propiedad que indica cuánto se deforma el material transversalmente a la dirección de las fibras con respecto a la deformación longitudinal cuando éste es sometido a una tracción paralelamente a la dirección de las fibras.

Los datos necesarios para el cálculo de esta propiedad se obtienen directamente del ensayo anterior, pues en dichas probetas se colocaron rosetas biaxiales. De este modo es posible conocer tanto la deformación en dirección de aplicación de la carga, que en este caso coincide con la dirección de las fibras, como la deformación transversal a ellas.

La norma UNE-EN 2561 proporciona igualmente la expresión empleada (3.2) en el cálculo de esta propiedad.

$$\nu_{12} = \frac{(\epsilon_{22})_B - (\epsilon_{22})_A}{(\epsilon_{11})_B - (\epsilon_{11})_A} \quad (3.2)$$

Donde:

- $(\epsilon_{11})_A$  la deformación relativa paralela a la dirección de la fibra correspondiente a  $P_R/10$ .
- $(\epsilon_{11})_B$  la deformación relativa paralela a la dirección de la fibra correspondiente a  $P_R/2$ .
- $(\epsilon_{22})_A$  la deformación relativa transversal a la dirección de la fibra correspondiente a  $P_R/10$ .
- $(\epsilon_{22})_B$  la deformación relativa transversal a la dirección de la fibra correspondiente a  $P_R/2$ .

A partir de los datos recogidos mediante el ensayo es posible obtener el valor del coeficiente de Poisson en cuestión mediante la expresión (3.2). Todos estos valores quedan reflejados en las Tablas 3-4 y 3-5.

Tabla 3-4: Datos del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (II).

Probeta	b [mm]	h [mm]	Carga de rotura $P_R$ [kN]	$P_R/2$ [kN]	$(\mu\epsilon_{11})_A$ [ $\mu\epsilon$ ]	$(\mu\epsilon_{22})_B$ [ $\mu\epsilon$ ]	$P_R/10$ [kN]	$(\mu\epsilon_{22})_A$ [ $\mu\epsilon$ ]	$(\mu\epsilon_{11})_B$ [ $\mu\epsilon$ ]
1	15.07	1.18	47.85	23.93	8245.35	-2609.41	4785.32	-584.56	1699.11
2	14.96	1.16	56.6	28.3	9797.61	-2585.70	5659.40	-591.20	2094.18
3	15.01	1.16	54.54	27.27	9238.94	-3075.57	5454.36	-719.65	1970.10

Tabla 3-5: Resultados del ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras (II).

Probeta	$\nu_{12}$
1	0.31
2	0.26
3	0.32
$\nu_{12}$ (media)	0.3
Desviación estándar	0.03
Coefficiente de variación [%]	11.49

### 3.3.2 Ensayo de tracción perpendicular a la dirección de la fibra

#### 3.3.2.1 Cálculo del módulo de rigidez en dirección transversal a la fibra $E_{22}$

La geometría de la probeta empleada para la obtención de  $E_{22}$  viene definida en la UNE-EN 2597 [26] (ver Figura 3-9). Para su obtención se han cortado 12 láminas de 175 mm x 230 mm para poder obtener un panel de 12 capas de tales dimensiones de donde se obtendrán las probetas a ensayar.

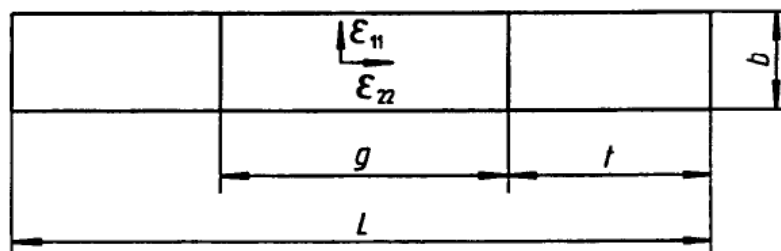


Figura 3-9: Probeta para el ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras [26].

El ensayo consiste nuevamente en una tracción a velocidad constante hasta llegar a la carga de rotura, pero a diferencia del ensayo anterior, la carga se aplica en dirección transversal a la fibra (dirección 2 en la Figura 3-9) y las deformaciones se miden en esa misma dirección empleando únicamente una galga extensométrica dispuesta como se muestra en la Figura 3-10.

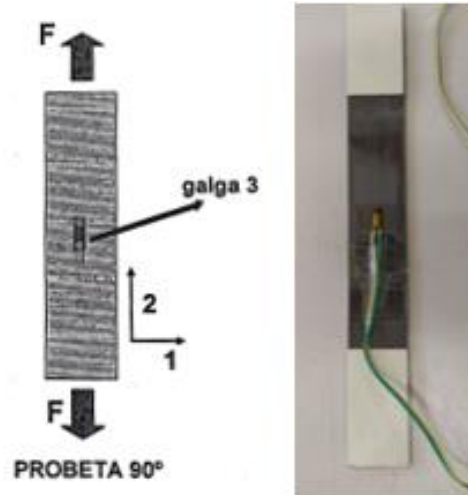


Figura 3-10: Posicionamiento de galgas en el ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras [1].

La norma del ensayo permite el cálculo tanto de  $E_{22}$  como de  $\nu_{21}$ . El coeficiente de Poisson  $\nu_{21}$  y  $\nu_{12}$  están relacionados a través de los módulos de rigidez en ambas direcciones, por lo que obteniendo únicamente uno de los coeficientes, se puede hallar el otro mediante la expresión que los relaciona (3.3). Debido a la disposición u orientación de las fibras en este ensayo (transversalmente a la carga aplicada), las deformaciones en dirección de aplicación de la carga serán mucho mayores que en dirección transversal a ella, dando lugar a un mayor error que si se obtuviera mediante el ensayo de tracción paralelamente a la dirección de las fibras, ya que en dicho ensayo las deformaciones transversales a la aplicación de la carga son mayores [1].

$$\nu_{21} \times E_{11} = \nu_{12} \times E_{22} \quad (3.3)$$

Las expresiones que proporciona la norma UNE-EN 2567 para el cálculo tanto de  $E_{22}$  como de  $\nu_{21}$  son las mostradas en la ecuación (3.4) y (3.5), respectivamente.

$$\nu_{21} = \left| \frac{(\varepsilon_{11})_B - (\varepsilon_{11})_A}{(\varepsilon_{22})_B - (\varepsilon_{22})_A} \right| \quad (3.4)$$

$$E_{T22} = \frac{0,4 \times P_R}{b \times h \times [(\varepsilon_{22})_B - (\varepsilon_{22})_A]} \quad (3.5)$$

Siendo los términos los mismos que se definieron en el apartado anterior.

Todos los datos recogidos en este ensayo, así como los valores obtenidos para el módulo de rigidez  $E_{22}$  se detallan en las Tablas 3-6 y 3-7.

Tabla 3-6: Datos del ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras.

Probeta	b [mm]	h [mm]	Carga de rotura $P_R$ [kN]	$P_R/2$ [kN]	$(\epsilon_{11})_A$ [ $\mu\epsilon$ ]	$P_R/10$ [kN]	$(\epsilon_{11})_B$ [ $\mu\epsilon$ ]
1	25.04	2.29	2.96	1.48	2623.04	0.3	453.3
2	25.02	2.28	3.17	1.59	2955.82	0.32	551.77
3	25.02	2.28	2.57	1.29	2277.35	0.26	339.25

Tabla 3-7: Resultados del ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras.

Probeta	$E_{22}$ [GPa]
1	9.52
2	9.26
3	9.3
$E_{22}$ (media)	9.36
Desviación estándar	0.14
Coefficiente de variación [%]	1.54

### 3.3.3 Determinación de la rigidez a cortadura $G_{12}$

La obtención de la rigidez a la cortadura intralaminar no es tan trivial como el resto de las propiedades ya calculadas en los anteriores apartados debido a su naturaleza ortótropa. Para su compleja obtención se han definido dos vías. Una de ellas consiste en someter a un ensayo de tracción laminados con cierta orientación de las fibras pudiendo obtener dicha propiedad indirectamente, mientras que la otra opción es someter una probeta a un estado de deformación tangencial puro y uniforme, de modo que se obtendría  $G_{12}$  de manera directa. En resumen, los ensayos que permiten el cálculo de esta propiedad en cuestión quedarían divididos en dos bloques: métodos indirectos y métodos directos [1].

En este caso se emplea para el cálculo de  $G_{12}$  un ensayo perteneciente al bloque de métodos indirectos: ensayos sobre laminados equiangulares  $\pm 45^\circ$  simétrico.

#### 3.3.3.1 Ensayo equiangular $\pm 45^\circ$

A diferencia de otros ensayos empleados para la obtención de esta propiedad, como por ejemplo el ensayo Off-Axis, este sí está recogido en una norma, en concreto la AITM 1-0002 [27]. Nuevamente este ensayo consiste en una tracción hasta llegar a la rotura, empleando para ello la máquina INSTRON 4482 del laboratorio del GERM con una célula de carga de 10000 kg y una velocidad de desplazamiento de la mordaza móvil de 2 mm/min.

Las probetas empleadas en este caso están formadas por 8 capas dispuestas a  $\pm 45^\circ$  de manera simétrica tal y como especifica la norma, esto es:  $[45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ]_s$  o bien de manera desarrollada:  $[45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 45^\circ]$ .

Un ensayo alternativo, como se ha comentado anteriormente, es el ensayo fuera de ejes (Off-axis). Este ensayo presenta un inconveniente: el acoplamiento entre tensiones normales y deformaciones tangenciales debido a que se trabaja fuera de los ejes de ortotropía del material. Con el ensayo equiangular simétrico se trata de eliminar este inconveniente, ya que con la simetría de la probeta se consigue una deformación angular neta nula por la cancelación de estas deformaciones entre las distintas capas como se muestra en la Figura 3-11.

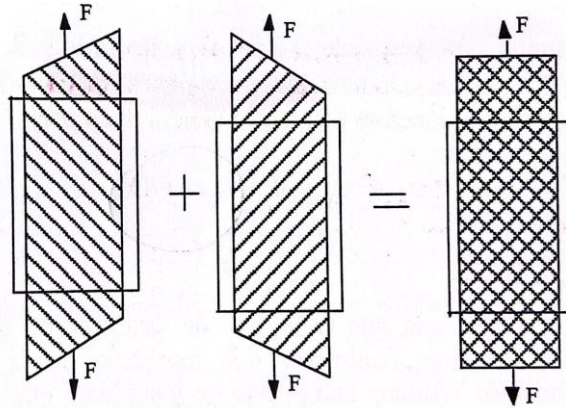


Figura 3-11: Configuración del ensayo equiangular  $\pm 45^\circ$  [1].

Mediante las expresiones proporcionadas por la AITM 1-0002 (3.6) es posible calcular el módulo de rigidez interlaminar.

$$G = \frac{\Delta P}{2wt(\Delta\varepsilon_0 - \Delta\varepsilon_{90})} = \frac{\Delta\tau}{(\Delta\varepsilon_0 - \Delta\varepsilon_{90})} \quad (3.6)$$

Donde:

- $\Delta P$  es la diferencia de cargas cuando las deformaciones longitudinales son  $(\varepsilon_0)_1 = 500 \times 10^{-6}$  y  $(\varepsilon_0)_2 = 2500 \times 10^{-6}$  en N.
- $\Delta\tau$  es la diferencia de esfuerzos cortantes cuando las deformaciones longitudinales son  $(\varepsilon_0)_1 = 500 \times 10^{-6}$  y  $(\varepsilon_0)_2 = 2500 \times 10^{-6}$  en  $\text{N/mm}^2$ .
- $w$  el ancho de la probeta en mm.
- $t$  el espesor de la probeta en mm.
- $\Delta\varepsilon_0$  es la diferencia entre las deformaciones longitudinales  $(\varepsilon_0)_2 - (\varepsilon_0)_1 = 2000 \times 10^{-6}$ .
- $\Delta\varepsilon_{90}$  es la diferencia entre las deformaciones transversales correspondientes a  $(\varepsilon_0)_1 = 500 \times 10^{-6}$  y  $(\varepsilon_0)_2 = 2500 \times 10^{-6}$ , siendo  $\Delta\varepsilon_{90}$  negativo.

Para obtener todos estos datos que se requieren en el cálculo del módulo de rigidez interlaminar, se emplea una roseta biaxial en la zona central de la probeta al igual que el ensayo a tracción en dirección paralela a las fibras (ver Figura 3-12), de modo que se registran las deformaciones tanto en dirección de la carga como en la dirección transversal a ella. En las Tablas 3-8 y 3-9 se han registrado todos estos valores, así como el valor obtenido de  $G_{12}$  para cada probeta ensayada.



Figura 3-12: Posicionamiento de galgas en el ensayo equiangular  $\pm 45^\circ$ .

Tabla 3-8: Datos del ensayo equiangular  $\pm 45^\circ$ .

Probeta	b [mm]	h [mm]	P ( $\epsilon_0$ ) <sub>1</sub> [N]	P ( $\epsilon_0$ ) <sub>2</sub> [N]	$\epsilon_{90}$ ) <sub>1</sub>	$\epsilon_{90}$ ) <sub>2</sub>
1	25.06	1.56	462.84	1967.12	-369.527743	-1943.37532
2	24.93	1.56	705.43	2202.42	-396.9663	-1998.742
3	24.99	1.56	441.59	1972.51	-409.6149	-2004.209

Tabla 3-9: Resultados del ensayo equiangular  $\pm 45^\circ$ .

Probeta	G <sub>12</sub> [GPa]
1	5.38
2	5.34
3	5.46
<b>G<sub>12</sub> (media)</b>	5.4
Desviación estándar	0.06
Coefficiente de variación [%]	1.12

### 3.3.4 Determinación del módulo de flexión

La obtención de esta propiedad se realiza mediante un ensayo de flexión, el cual consiste en someter una probeta soportada como una viga a una carga de flexión a velocidad constante hasta que rompa o bien hasta que la deformación alcanza un determinado valor. Además, durante el ensayo han de recogerse tanto los datos sobre la carga aplicada sobre la probeta como la flecha observada.

En este proyecto se ha obtenido el valor del módulo de flexión siguiendo la norma EN 14125, en concreto, mediante un ensayo a flexión a 3 puntos como se observa en la Figura 3-13, ensayando un total de 3 probetas. Estas probetas están formadas por un laminado de 12 capas de carbono de dimensiones 100 mm x 15 mm, con un span (distancia entre apoyos) de 80 mm.

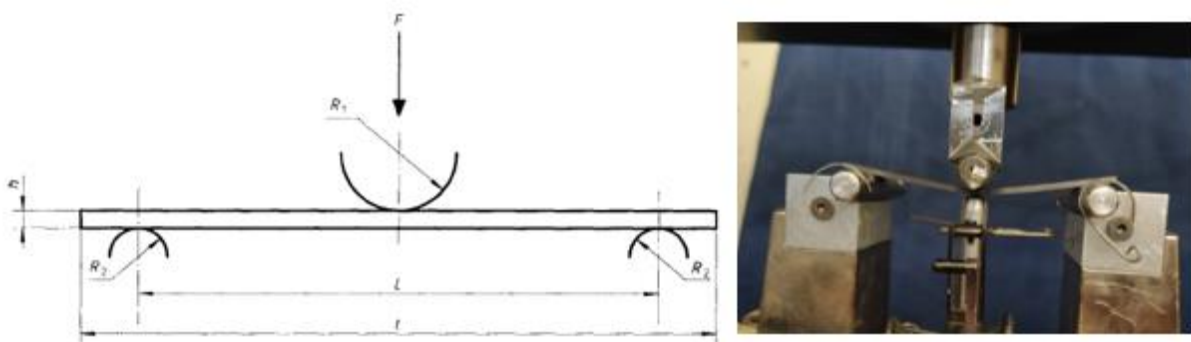


Figura 3-13: Ensayo de flexión a 3 puntos EN 14125.

A partir de los datos obtenidos se calcula el esfuerzo a flexión  $\sigma_f$  y el módulo a flexión  $E_f$  mediante las expresiones proporcionadas por la norma (3.7) y (3.8).

$$\sigma_f = \frac{3FL}{2bh^2} \quad (3.7)$$



$$E_f = \frac{L^3}{4bh^3} \frac{\Delta F}{\Delta s} \quad (3.8)$$

Donde:

- $b$  es el ancho de la probeta en mm.
- $h$  es el espesor de la probeta en mm.
- $L$  es la distancia entre apoyos en mm.
- $F$  es la carga en N.
- $\Delta s$  es la diferencia entre flecha que corresponden a valores de deformación de flexión de 500 y 2500  $\mu\epsilon$ .
- $\Delta F$  es la diferencia entre cargas que corresponden a valores de deformación de flexión de 500 y 2500  $\mu\epsilon$ .

Los resultados obtenidos en este ensayo son los que se muestran en la Tabla 3-10 y 3-11.

Tabla 3-10: Datos del ensayo de flexión a 3 puntos.

Probeta	$b$ [mm]	$h$ [mm]	$\sigma_f$ [MPa]
1	14.98	2.30	1542.0
2	14.91	2.28	1301.0
3	14.91	2.27	1405.0

Tabla 3-11: Resultados del ensayo de flexión.

Probeta	$E_f$ (GPa)
1	140.1
2	140.6
3	141.9
<b><math>E_f</math> (media)</b>	140.8
Desviación estándar	0.93
Coefficiente de variación [%]	66

### 3.4 Validación de resultados de caracterización

Una vez se han obtenido las diferentes propiedades de rigidez ya vistas, hay que compararlas con las obtenidas por el fabricante. Para ello se ha elaborado la Tabla 3-12, donde aparecen las propiedades evaluadas junto a los valores medios obtenidos experimentalmente en el laboratorio del GERM y los valores que el fabricante aporta en la AIMS05-27-002 [28].

Tabla 3-12: Validación de resultados obtenidos con respecto a AIMS05-27-002 e IPS05-27-002 [28] [23].

<b>Propiedad</b>		<b>Valor del fabricante</b>		<b>Validación</b>
		<b>Min.</b>	<b>Max.</b>	
<b>Valor obtenido experimentalmente</b>				
$E_{11}$ [GPa]	168.72	170	194	OK
$\nu_{12}$	0.30	0.3	0.3	OK
$E_{22}$ [GPa]	9.36	8.6	9.4	OK
$G_{12}$ [GPa]	5.40	5.0	5.4	OK

# 4 ENSAYO DCB

*“Lo que conocemos es una gota, lo que no conocemos es un océano.”*

*-Isaac Newton-*

El objetivo de este Capítulo es mostrar con mayor detalle los ensayos realizados en este proyecto para la obtención de la tenacidad a la fractura interlaminar. Así pues, en cada sección se irá explicando tanto la geometría de las probetas empleadas como las diferentes configuraciones tenidas en cuenta para el estudio de la influencia del proceso de curado en la tenacidad a la fractura.

## 4.1 Probetas para el ensayo DCB no simétrico

### 4.1.1 Geometría

Como se mencionó en el Capítulo 2, la geometría de las probetas se ha obtenido a partir del caso simétrico, donde se ha tenido en cuenta que los espesores de los dos adherentes no son iguales ( $h_1 \neq h_2$ ), consiguiendo así la geometría empleada en este trabajo.

Estas probetas, como se puede observar en la Figura 4-1, tienen una geometría peculiar. Están compuestas principalmente por dos adherentes, que en el caso que aquí se contempla, uno de ellos se obtendrá por un apilado de 2 capas de prepeg de carbono unidireccional mientras que el otro estaría formado por 8 capas, ambos del mismo material.

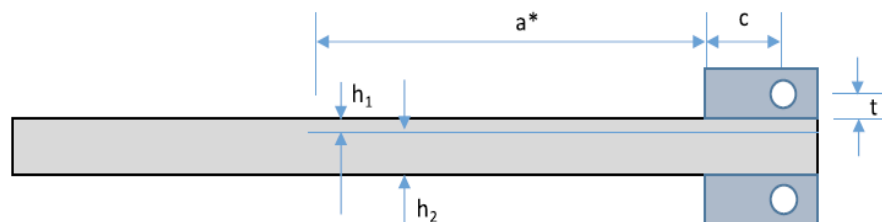


Figura 4-1: Geometría de la probeta para el ensayo DCB (caso no simétrico) [20].

Los dos adherentes están unidos a lo largo de la probeta salvo en una cierta longitud de ella que se define como  $a = a^* + c$  y que hace referencia a la longitud de la grieta que se obtiene artificialmente mediante un inserto de PTFE (politetrafluoroetileno) de pequeño espesor, evitando así la unión de ambos adherentes en dicha longitud “a”.

En cuanto a las dimensiones de estas probetas, la norma define ciertos parámetros como son la longitud de la probeta, espesor de los adherentes, longitud de grieta, etc. En este caso en concreto se han tomado las siguientes dimensiones:

- Longitud: 250 mm
- Espesor adherente 1 ( $h_1$ ): 0.362 mm, obtenido mediante el apilado de 2 capas de carbono-epoxi unidireccional de espesor nominal 0.181mm.
- Espesor adherente 2 ( $h_2$ ): 1.448 mm, obtenido mediante el apilado de 8 capas de carbono-epoxi unidireccional de espesor nominal 0.181 mm.
- Longitud de la grieta: 65 mm

Además, la norma define (en el caso simétrico) un sistema de agarre o “tabs” que son necesarios para realizar el ensayo de pelado como se mostraba en la Figura 1-4 (a). Este sistema de agarre resulta ser ineficiente en las probetas de pequeño espesor, problema que fue detectado en el trabajo de A.Cañas [29] como se muestra en la Figura 4-2 (a). En esta Figura es posible observar el pequeño pandeo que sufría el adherente de 4 capas, lo cual podría originar una distorsión en los resultados. Para solventar este problema, se propusieron diversas opciones como es el pegado de tacos de aluminio al adherente que sufre la flexión durante el agarre como se muestra en la Figura 4-2 (b).

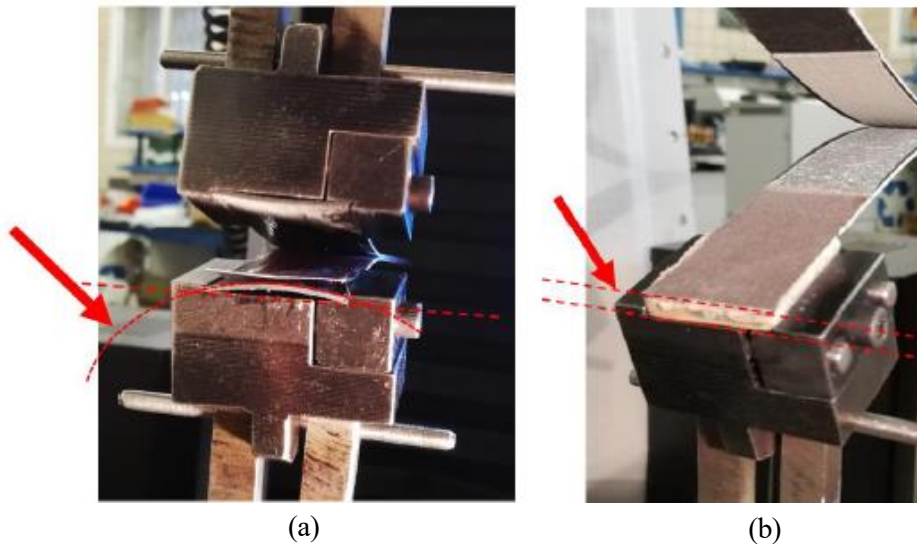


Figura 4-2: (a) Probeta de flexión en adherente de 4 capas; (b) Probeta con taco de aluminio [29].

Para este trabajo se han empleado dos tipos de bloques de cogida dependiendo del espesor del adherente. Con objeto de solventar el problema del pandeo de los adherentes de pequeño espesor, se ha desarrollado en el laboratorio del GERM un nuevo utillaje (ver Figura 4-3) con el que se consigue que el laminado de 2 capas no sufra las deformaciones ya vistas anteriormente durante el agarre, pues de tal manera queda asegurada la sujeción de este, proporcionando resultados más fiables. En cuanto al adherente de 8 capas, se ha empleado el sistema de cogida definido por la AITM1-0053 como se muestra en la Figura 4-4.

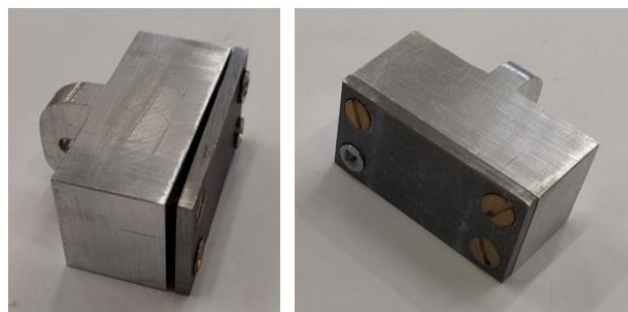


Figura 4-3: Bloque de cogida para el adherente de 2 capas.

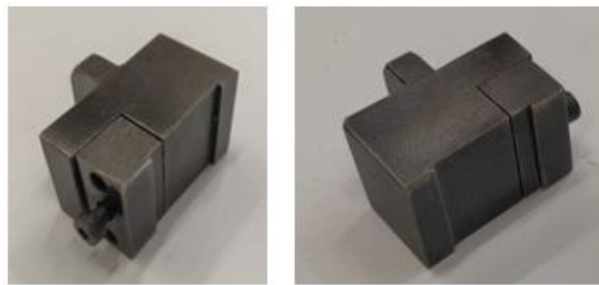
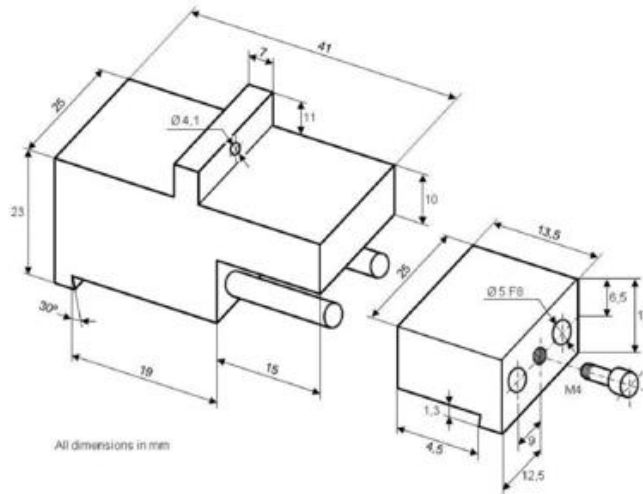


Figura 4-4: Bloques de cogida para el adherente de 8 capas [16].

En la Figura 4-5 es posible ver cómo se han posicionado los laminados en los bloques de cogida. Así, mientras que para el adherente de 8 capas se realiza tal y como define la norma, para el caso del adherente de 2 capas, el útil permite que este sea introducido sobre la cavidad que se observaba en la Figura 4-3, de manera que mediante los 4 tornillos que se encuentran en las esquinas, se pueda ajustar hasta que quede completamente asegurada la sujeción del laminado para poder ser ensayado.



Figura 4-5: Colocación de los bloques de cogida sobre una probeta para ensayo DCB no simétrico.

## 4.1.2 Configuraciones de probetas

Como se explicó en el Capítulo 1, el objetivo principal de este proyecto es conocer la influencia del proceso de curado sobre la tenacidad a la fractura interlaminar. Para abordar este problema, durante la campaña de ensayos se tuvieron en cuenta distintos tipos de probetas que a continuación se definen siguiendo la nomenclatura de la Figura 4-6.

- 8+2\_FF: Ambos apilados están unidos mediante un proceso de co-curado.
- 8+2\_FAF: Misma configuración que la anterior, pero con un adhesivo uniendo ambos adherentes.
- 8+2\_FAAF: Misma configuración que en el anterior, pero con dos capas de adhesivo.
- 8+2\_FAC: Es un proceso de co-encolado en el que se tiene el adherente de 8 capas en estado fresco y el de 2 capas ya curado, unidos únicamente por una capa de adhesivo.
- 8+2\_FAAC: Misma configuración que en el anterior, pero con dos capas de adhesivo.
- 8+2\_CAF: En este caso el adherente de 8 capas ha sido curado previamente mientras que el de 2 capas se deja fresco. Únicamente los une una capa de adhesivo.
- 8+2\_CAAF: Misma configuración que en el anterior, pero con dos capas de adhesivo.
- 8+2\_CAC: Ambos adherentes han sido curados previamente y se encuentran unidos con una capa de adhesivo.
- 8+2\_CAAC: Misma configuración que en el anterior, pero con dos capas de adhesivo.

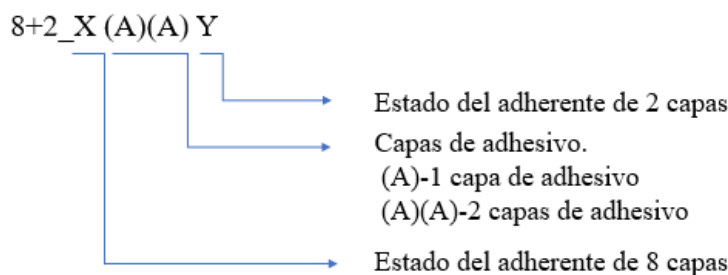


Figura 4-6: Nomenclatura de las probetas de ensayo.

Para cada una de estas configuraciones se ha fabricado un panel de donde se han obtenido 5 probetas, aunque únicamente 3 de ellas han sido ensayadas.

## 4.1.3 Fabricación de probetas de ensayo

El método seguido para la obtención de los 9 paneles descritos anteriormente es análogo al empleado para la obtención de las probetas de caracterización detallado en el Capítulo 3, aunque es importante hacer ciertas anotaciones en algunos puntos del proceso de fabricación de estas probetas.

En cuanto al corte de telas, este se realiza en las mismas condiciones que se describió anteriormente y empleando el mismo material para ello, aunque el corte en este caso se realiza siempre en dirección paralela a las fibras (0°). Además, el carbono no será el único material por cortar, sino que habrá que tener en cuenta en este paso el corte tanto del adhesivo como del peel ply, los cuales se definen a continuación:

- Adhesivo: FM 300M 0.03
- Peel ply: M21-48%-BI9842

El apilado en este caso requiere cierta precaución especial, ya que es importante para obtener correctamente las 9 configuraciones distintas. El procedimiento de obtención de estos paneles ha seguido 3 pasos que se describen a continuación.

1º. Apilado de los laminados que serán curados primero.

- Uniones co-curadas: En este grupo entran las configuraciones 8+2\_FF, 8+2\_FAF y 8+2\_FAAF.

En cuanto a la primera de ellas, el procedimiento seguido ha sido el apilado del laminado de 8 capas, seguido de la colocación del PTFE en la longitud “a” o longitud de grieta y acabando dicho panel mediante la colocación de las 2 capas de carbono restantes (ver Figura 4-7 (a)).

Para los casos 8+2\_FAF y 8+2\_FAAF el procedimiento es el mismo salvo que en estos casos habría que colocar el adhesivo tras el apilado de 8 capas de carbono. En la primera configuración se coloca el adhesivo únicamente hasta el vértice de la grieta mientras que, en la segunda se coloca la primera capa de adhesivo tras el laminado de 8 capas cubriendo toda la longitud de la probeta seguido del PTFE que cubre únicamente la longitud de grieta y finalmente una segunda capa de adhesivo y las 2 capas de carbono del segundo adherente como se muestra en las Figuras 4-7 (b) y (c).

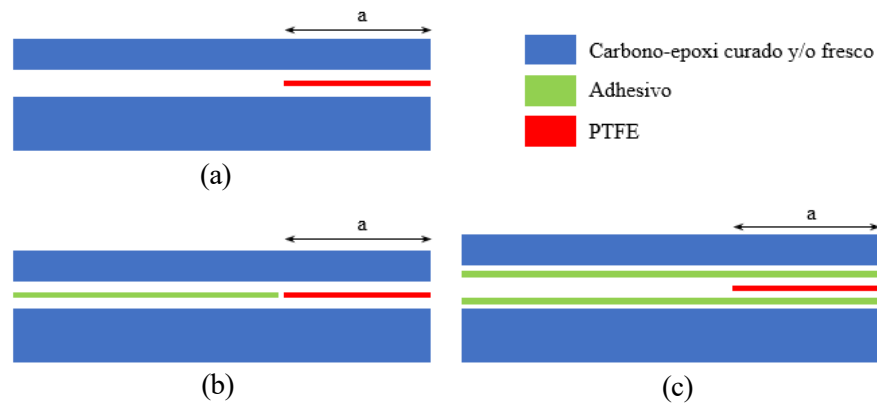


Figura 4-7: Posición de las capas de adhesivo y PTFE en las probetas. (a) Sin adhesivo; (b) Con una capa de adhesivo; (c) Con dos capas de adhesivo.

La razón por la cual el adhesivo se ha colocado como indica la Figura 4-7 (c) es para precisar que la grieta propague por el adhesivo, hecho que no se asegura con la configuración de la Figura 4-7 (b).

- Uniones co-encoladas: Este grupo recoge las configuraciones 8+2\_FAC, 8+2\_FAAC, 8+2\_CAF y 8+2\_CAAF.

Para este primer paso se realiza únicamente el apilado de 2 laminados de 2 capas correspondientes a las dos primeras configuraciones y otros 2 laminados de 8 capas para las configuraciones 8+2\_CAF y 8+2\_CAAF.

En estas configuraciones, puesto que tras el curado de uno de los adherentes hay que seguir con el proceso de apilado para completar los paneles, es necesario realizar una preparación superficial. Para ello se ha colocado una capa de peel ply por ambas caras de los laminados, como recomienda la AITM1-0053, para asegurar la planitud del laminado.

- Encolados secundarios: El resto de las configuraciones son las que se contemplan en este grupo, esto es, 8+2\_CAC y 8+2\_CAAC.

Para su obtención se han apilado un total de 4 laminados, 2 de ellos de 2 capas y otros 2 de 8 capas, todos ellos con una capa de peel ply en ambas caras al igual que en el caso de las uniones anteriores.

2º. Tras el curado de los laminados siguiendo el ciclo del carbono definido en la Tabla 3-1, se habrían obtenido los 3 paneles co-curados, aunque la obtención del resto de paneles continúa.

- Uniones co-encoladas: Una vez curado los 4 adherentes, se retira minuciosamente el peel ply por la cara en la que se va a situar el adhesivo, cuya colocación, tanto del adhesivo como el inserto de PTFE, se realiza análogamente a lo explicado en las uniones co-curadas, siguiendo igualmente el esquema de la Figura 4-7. Por último, se continuaría el apilado del resto de capas de carbono para ser curados en el siguiente paso.

- Encolados secundarios: En este caso solamente habría que colocar el inserto de PTFE y el adhesivo en ambas configuraciones (siguiendo también el esquema de la Figura 4-7) una vez se haya retirado la capa de peel ply en los 4 adherentes por la cara donde se colocará el adhesivo.
- 3°. Por último, se realiza el curado de los paneles co-encolados y de encolado secundario, también en este caso empleando el ciclo del carbono.

Una vez completada la fabricación de los paneles se procede al resanado de estos y a la obtención de probetas a partir de ellos mediante la sierra de disco de diamante al igual que se hizo para las probetas de caracterización.

### 2.3. Procedimiento de ensayo

El procedimiento seguido para los ensayos, aunque está definido en las normas para el caso simétrico, se ha extrapolado al caso no simétrico. Así pues, las probetas se someten a un ensayo de pelado como el que se vio en la Figura 1-4 (a), para el cual se ha empleado una máquina INSTRON 4482 con una célula de carga de 5 kN a una velocidad constante de 2-10 mm/min, obteniendo una gráfica de carga-desplazamiento de la cruceta como la de la Figura 4-8. Para poder llevar a cabo el ensayo, es necesario emplear el utillaje mostrado anteriormente en la Figura 4-5 para una correcta sujeción del adherente más flexible (laminado de 2 capas) y, además, es importante asegurar un perfecto alineamiento con la dirección de aplicación de la carga una vez colocada la probeta en la máquina.

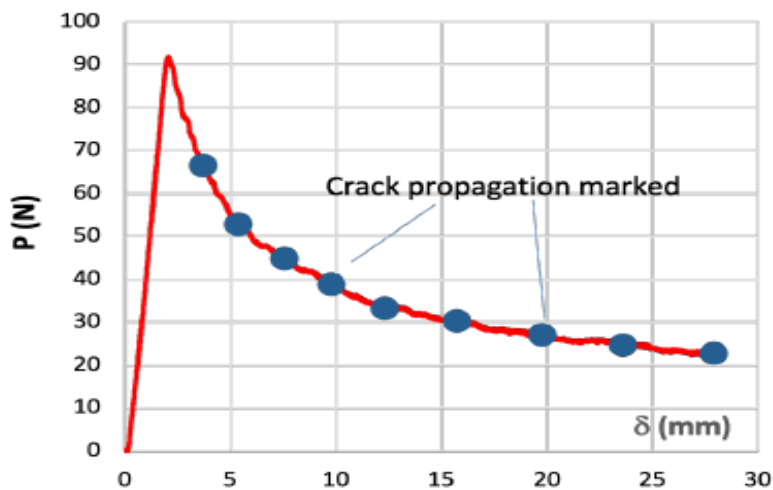


Figura 4-8: Curva de carga-desplazamiento típica del ensayo DCB [19].

El procedimiento, como se vio en el Capítulo 2, consigue obtener una medida sobre la energía disipada por unidad de área al propagar una grieta a través de la unión, para lo que se emplearán, como se verá en el Capítulo 5, únicamente los puntos pertenecientes a la zona de propagación señalada en la Figura 4-8.



# 5 ANÁLISIS DE RESULTADOS

*“Después de todo, ¿qué es un científico entonces? Es un Hombre curioso que mira a través del ojo de una cerradura, la cerradura de la naturaleza, tratando de saber qué es lo que sucede”*

*- Jacques Yves Cousteau-*

En este capítulo se mostrarán todos los resultados obtenidos, así como imágenes de las probetas una vez ensayadas, para poder analizar, adicionalmente, los modos de fallo en cada una de las configuraciones. Además, se mostrará un resumen de los resultados obtenidos en este proyecto junto con los obtenidos en el trabajo realizado paralelamente por J.M. Saucedo [30], donde se ha empleado el ensayo CDP para la obtención de esta propiedad.

Finalmente, tras el análisis de los modos de fallo y de los valores obtenidos para cada configuración, se han obtenido ciertas conclusiones que aquí se detallarán.

## 5.1 Obtención de resultados

Una vez ensayadas todas las probetas de las distintas configuraciones disponibles, se comienza el procesamiento de datos, para lo que se ha dispuesto de un programa realizado en Mathematica y una plantilla de Excel, ambos elaborados por el GERM. Los datos son recogidos en la plantilla Excel, de modo que el programa lee la información del archivo y devuelve el valor de la tenacidad a la fractura interlaminar.

Entre estos datos están los puntos de la curva de propagación. Estos puntos van a variar según la configuración, por lo que se mostrarán en diversas tablas a lo largo de este Capítulo los puntos elegidos en cada caso.

Por otro lado, con respecto a los modos de fallos, estos se pueden clasificar como sigue (ver Figura 5-1):

- Fallo cohesivo: La grieta avanza por el adhesivo. Este es el modo de fallo más deseable.
- Fallo adhesivo: La grieta avanza por la interfase entre el adhesivo y el carbono.
- Fallo por delaminación: La grieta avanza por dentro del carbono, lo cual indica que se ha sobredimensionado la unión.
- Fallo mixto: Coexisten más de un modo de fallo.

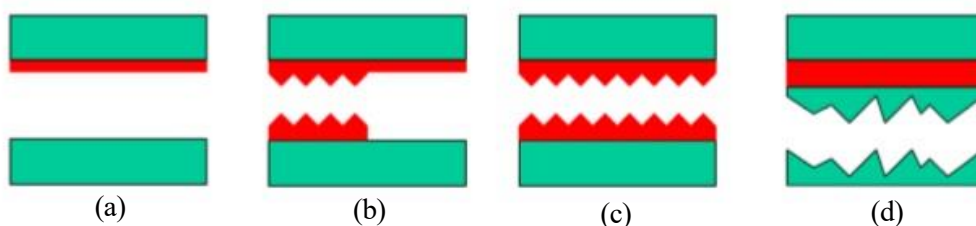


Figura 5-1: Modos de fallo: (a) Fallo adhesivo, (b) Fallo mixto: cohesivo-adhesivo, (c) Fallo cohesivo; (d) Fallo por delaminación.

### 5.1.1 Resultados configuración Fresco-Fresco

Tras el ensayo de las probetas se observa (ver Figura 5-2) que el modo de fallo es la delaminación, es decir, la grieta avanza entre las capas de carbono, en concreto, la grieta se propaga por el laminado de menor rigidez (laminado de 2 capas). En este caso, al no disponer de adhesivo en su configuración, el modo de fallo no podía ser otro más que ese.



Figura 5-2: Modo de fallo configuración 8+2\_FF

En la Figura 5-3 se muestran las gráficas obtenidas durante los ensayos, donde se representa la carga aplicada en Newtons frente al desplazamiento de la cruceta en milímetros para las probetas 3, 4 y 5. Se puede observar que las gráficas son similares, compartiendo todas ellas un tramo en el que la carga aumenta aproximadamente de manera lineal hasta llegar al punto de máxima carga donde comienza a propagarse la grieta. A partir de este punto, la carga disminuye con el desplazamiento hasta llegar a un nivel de carga casi constante, pues una vez la grieta ha propagado, la carga necesaria para seguir la propagación es menor debido a la pérdida de rigidez del laminado.

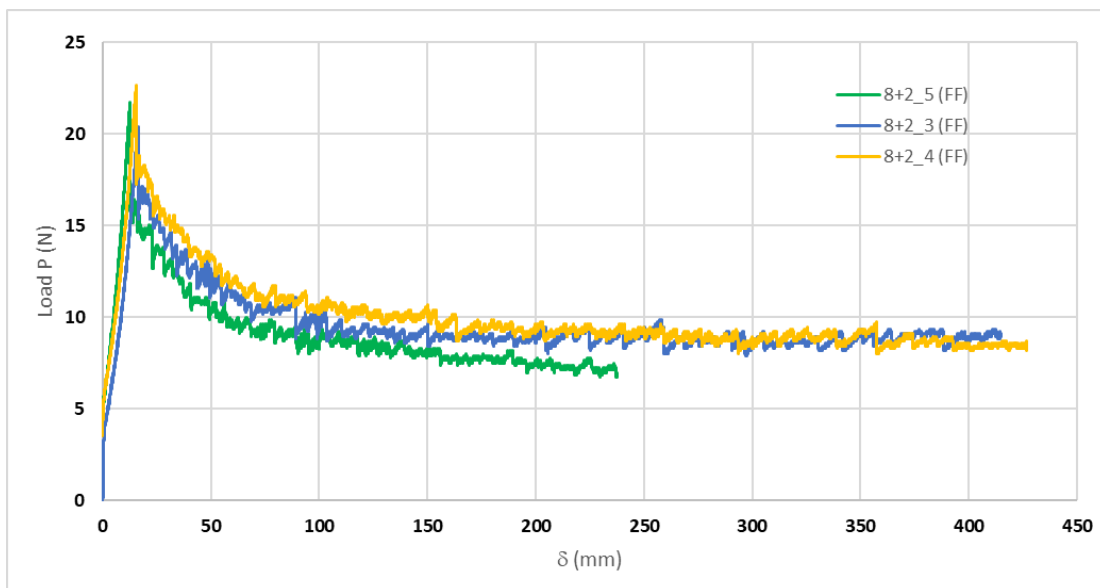


Figura 5-3: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_FF

Los resultados obtenidos de  $G_c$  en  $J/m^2$  son los mostrados en la Tabla 5-1. Se puede comprobar cómo el valor de

$G_c$  de la probeta 5 es menor que en los casos anteriores, lo cual es coherente con los datos reflejados en la Figura 5-2, ya que el área encerrada bajo la curva es menor en comparación con el resto. De hecho, el valor de  $G_c$  en la probeta 4 también se puede deducir a partir de la gráfica de la Figura 5-2, que será mayor con respecto a las otras dos probetas por la misma razón.

Tabla 5-1: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_FF

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_FF_3	595±47.3
8+2_FF_4	646.6±44.5
8+2_FF_5	505±25.1
Media	582

Este valor obtenido, al igual que en las configuraciones siguientes, no se puede atribuir directamente al valor de la tenacidad a la fractura interlaminar en modo I, ya que debido a la no simetría del problema, aparece un cierto grado de mixicidad. A pesar de no obtener resultados sobre  $G_{Ic}$ , sí que se puede concluir que dicho valor será menor que el obtenido en el ensayo.

Otro resultado que se obtiene tras el procesamiento de datos es el ángulo  $\beta$ . Este ángulo, el cual servirá como referencia para poder corroborar el correcto funcionamiento del programa empleado para obtener  $G_c$ , es el que forma la probeta con la horizontal durante la realización del ensayo, por lo que en un caso simétrico, este ángulo sería de  $0^\circ$  como se pudo observar en la Figura 2-2. Así pues, durante el ensayo de una probeta, se han tomado fotografías a ciertas longitudes de grieta, pudiéndose obtener un valor aproximado de dicho ángulo tal y como se muestra en la Figura 5-4. Estos valores han sido comparados con los obtenidos numéricamente a través del programa en la Tabla 5-2, donde puede observarse la similitud entre ambos resultados.

Tabla 5-2: Ángulos experimentales vs numéricos.

Probeta	a [mm]	Angulo $\beta^\circ$ experimental	Angulo $\beta^\circ$ numérico
8+2_FF_2	100	37	35.2
8+2_FF_2	150	43	43.3
8+2_FF_2	200	48	47.8

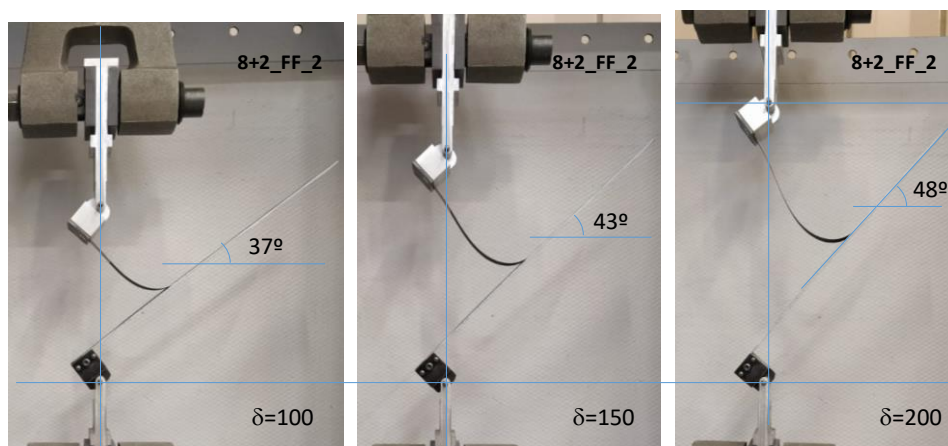


Figura 5-4: Medición de ángulos a distintas longitudes de grieta.

### 5.1.2 Resultados ensayo DCB-Fresco-Adhesivo-Fresco

Esta configuración resulta ser de nuevo un cocurado, diferenciándose del anterior en que en este caso hay una capa de adhesivo entre ambos adherentes. Al añadir dicha capa de adhesivo, el modo de fallo deja de ser delaminación y pasa a ser, en este caso, un fallo adhesivo, es decir, la grieta propaga entre la línea de unión del adherente de 2 capas y el adhesivo, puesto que como se observa en la Figura 5-5, casi el 100% del adhesivo queda adherido en el laminado de 8 capas tras el ensayo.

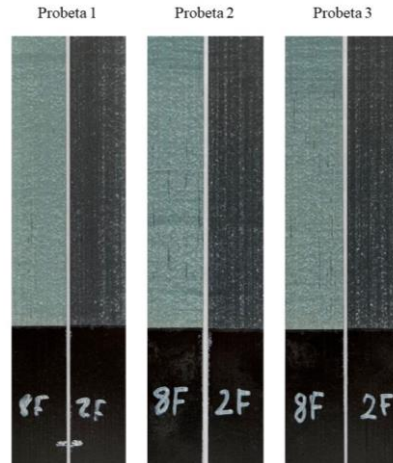


Figura 5-5: Modo de fallo configuración 8+2\_FAF

Al igual que en el caso anterior, se muestran también las gráficas obtenidas tras los ensayos de las distintas probetas (ver Figura 5-6), compartiendo con las gráficas de la configuración anterior, el tramo lineal que anteriormente se comentaba, hasta llegar al punto de carga máxima donde la grieta comienza su propagación. A partir de este punto la curva presenta continuos saltos hasta llegar a un nivel de carga en torno a los 6 Newtons, un valor similar al encontrado en la configuración de cocurado sin adhesivo. También se puede observar que en comparación con el caso anterior, la carga máxima para comenzar a propagar la grieta es bastante menor.

A la vista de las curvas obtenidas, la delaminación en este caso es un modo de fallo descartable, ya que hay saltos en la gráfica que indican propagaciones de la grieta por la unión del adhesivo y el laminado. Estos saltos, como se vio en el Capítulo 2, son crecimientos inestables de la grieta, lo cual complican la toma de datos sobre la longitud de grieta. Por ello mismo, se toman para el cálculo de la tenacidad a la fractura diversos puntos de la curva en la zona de propagación de la grieta.

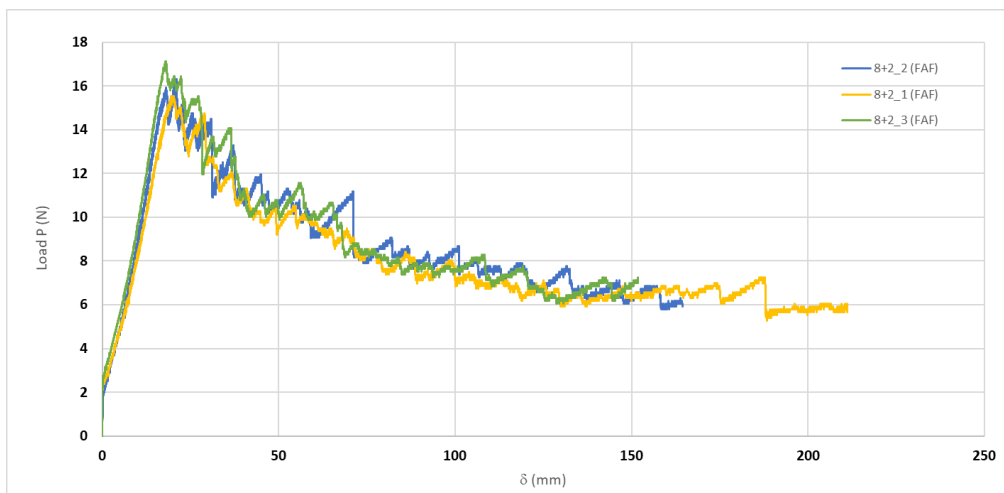


Figura 5-6: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_FAF

Los valores obtenidos en esta configuración tras el procesamiento de datos se muestran en la Tabla 5-3. Analizando los resultados, se observa que estos son relativamente menores que en la configuración de cocurado sin adhesivo, por lo que se puede decir que el uso de adhesivo, en este caso, afecta negativamente a la tenacidad a la fractura.

Tabla 5-3: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_FAF

<b>Probeta</b>	<b><math>G_c=f(\delta;k)</math></b>
8+2_FAF_1	415.9±19.7
8+2_FAF_2	455.1±25.8
8+2_FAF_3	433.3±33.9
Media	435

### 5.1.3 Resultados ensayo DCB-Fresco-Adhesivo-Adhesivo-Fresco

Al igual que en los casos anteriores, se representan las curvas carga-desplazamiento para cada una de las probetas como se puede ver en la Figura 5-7. De nuevo se pueden observar los picos o saltos que se comentaban en la configuración de cocurado con una sola capa de adhesivo, por lo que el cálculo de  $G_c$  se ha realizado igualmente haciendo uso de diversos puntos de la zona de propagación de la grieta.

Los valores obtenidos en esta configuración, como se puede observar en la Tabla 5-4, resultan ser bastante mayores que en las dos configuraciones anteriores de cocurado, por lo que, a priori, se podría decir que el añadirle dos capas de adhesivo a esta configuración de cocurado, ha hecho que mejore con creces el valor de la tenacidad a la fractura interlaminar con respecto a los dos casos anteriores.

El modo de fallo, como se puede ver en la Figura 5-8, resulta ser un fallo cohesivo-adhesivo, ya que el adhesivo no queda adherido a ambos adherentes por partes iguales. De hecho, se observa a simple vista, que el laminado de 8 capas queda con un mayor porcentaje de adhesivo en todos los casos.

Además, a partir del análisis visual de las probetas abiertas, se observa que poseen también, aunque en mínima cantidad, un cierto porcentaje de delaminación. Al ser un porcentaje tan pequeño, este fallo se puede despreciar. También, estudiando los modos de fallo de las probetas y los resultados obtenidos, se podría decir que la probeta 3, al tener un mayor porcentaje de delaminación, hace que el valor de  $G_c$  sea menor que en las otras dos probetas ensayadas, pues la delaminación es el fallo más desfavorable.

Tabla 5-4: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_FAAF

<b>Probeta</b>	<b><math>G_c=f(\delta;k)</math></b>
8+2_FAAF_1	837.5±58.3
8+2_FAAF_2	804.2±50.4
8+2_FAAF_3	733.3±41.9
Media	792

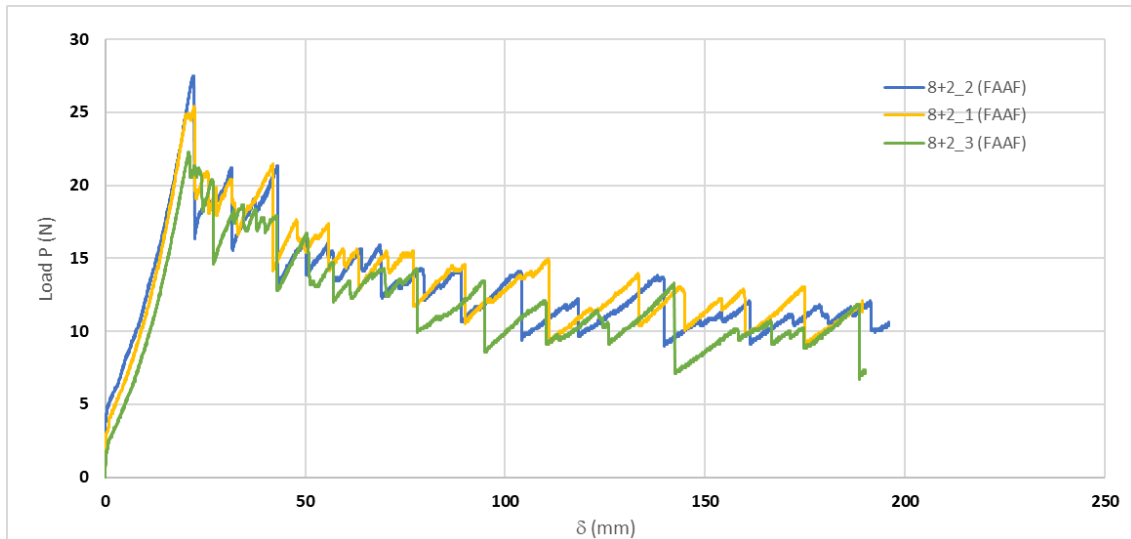


Figura 5-7: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_FAAF

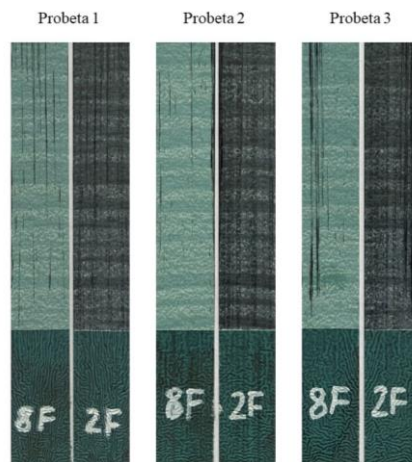


Figura 5-8: Modo de fallo configuración 8+2\_FAAF

#### 5.1.4 Resultados ensayo DCB- Fresco-Adhesivo-Curado

Esta configuración es un co-encolado en la que únicamente se emplea una capa de adhesivo y en el que el adherente curado es el laminado de 2 capas.

La representación gráfica de los ensayos realizados sobre estas probetas se muestran en la Figura 5-9, que como se puede observar, vuelve a darse el caso de delaminación, hecho que se puede ver a través de la gráfica debido a la peculiar forma de la curva, la cual es suave una vez la grieta comienza su propagación por dentro de las láminas de carbono. Al igual que el resto de configuraciones ya vistas, aquí también se encuentra el tramo inicial prácticamente lineal, aunque en este caso, el nivel de carga superado para comenzar con la propagación de la grieta es mayor, en torno a los 30 N.

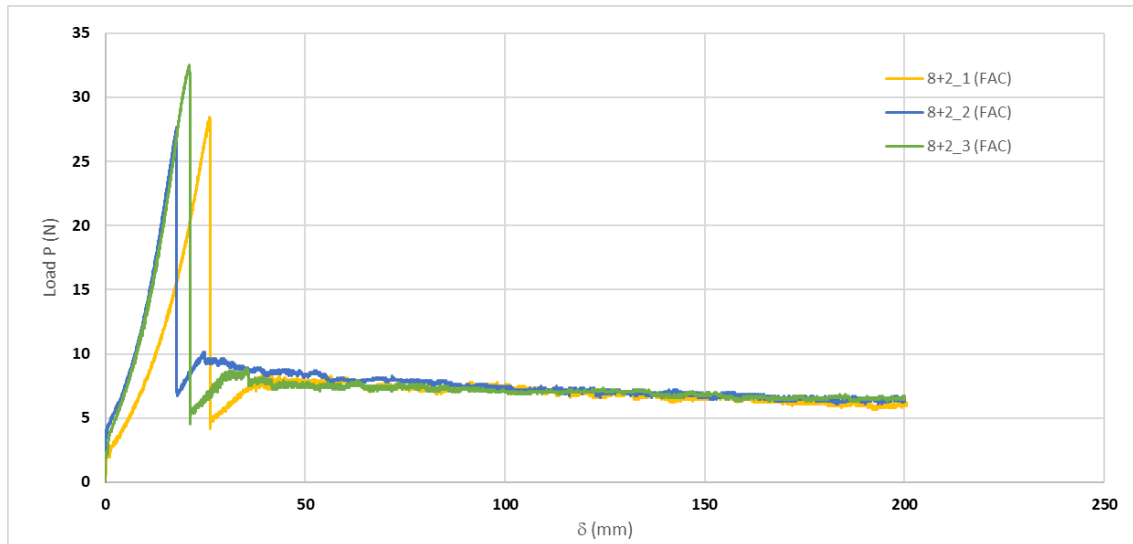


Figura 5-9: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_FAC

Tras el ensayo de las probetas y la apertura de estas, se puede concluir que, aunque el fallo se considera delaminación, también hay un cierto porcentaje de adhesivo que ha quedado adherido al laminado de 8 capas justo al comienzo del ensayo, teniendo por lo tanto, un fallo adhesivo en la zona inicial de la propagación de la grieta como puede verse en la Figura 5-10.

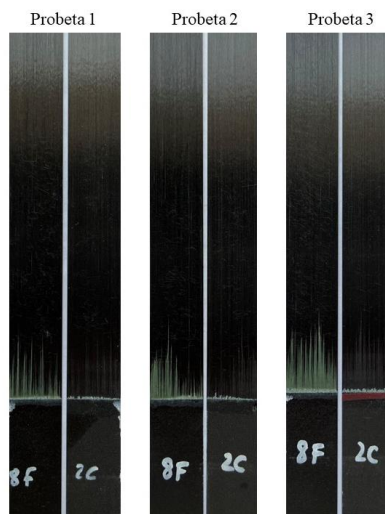


Figura 5-10: Modo de fallo configuración 8+2\_FAC

Debido a la delaminación sufrida en esta configuración, los valores obtenidos de la tenacidad a la fractura resultan ser menores que en los cocurados con adhesivo, donde se producían fallos cohesivo y adhesivo. En la Tabla 5-5 se pueden ver los resultados arrojados por estos ensayos para las probetas 1, 2 y 3.

Tabla 5-5: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_FAC

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_FAC_1	362.8±30.4
8+2_FAC_2	381.9±29.1
8+2_FAC_3	372.1±39.4
Media	372

### 5.1.5 Resultados ensayo DCB- Fresco-Adhesivo-Adhesivo-Curado

En este apartado se estudia el comportamiento de las probetas con la misma configuración que en el caso anterior, diferenciándose únicamente en el uso de dos capas de adhesivo entre los dos adherentes en lugar de una sola capa.

Al igual que antes, las gráficas obtenidas tras los ensayos de las probetas 1, 2 y 3 (ver Figura 5-11), muestran que el modo de fallo es una delaminación debido a la suavidad de la curva cuando comienza la propagación de la grieta. Observando las gráficas, se puede ver que el nivel de carga máximo para esta configuración resulta ser del mismo orden que en el caso anterior, donde también se producía una delaminación.

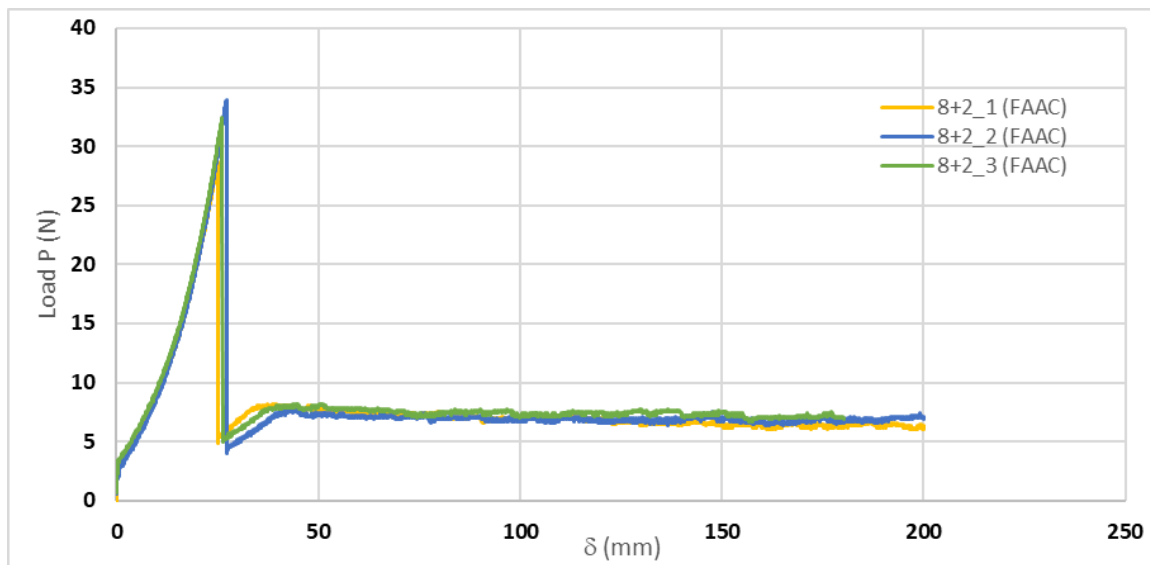


Figura 5-11: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_FAAC

El modo de fallo se puede comprobar abriendo las probetas, de modo que efectivamente, se produce una delaminación en la que la grieta propaga por el laminado de menor espesor debido a su baja rigidez a flexión. De igual modo al caso anterior, se observa también una cierta zona en el que el fallo es adhesivo (ver Figura 5-12).



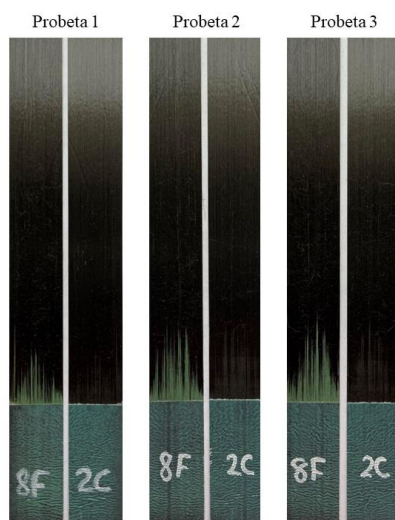


Figura 5-12: Modo de fallo configuración 8+2\_FAAC

Los valores obtenidos de tenacidad a la fractura interlaminar en  $J/m^2$  son los mostrados en la Tabla 5-6. Se puede observar primeramente, que el valor máximo de  $G_c$  se obtiene para la probeta 3, lo cual podría pensarse que al poseer un mayor porcentaje, a primera vista, de fallo adhesivo en la zona inicial de la grieta, su valor podría incrementarse relativamente frente al resto de probetas ensayadas. Por último, se puede comprobar que el valor medio calculado en esta configuración se asemeja bastante al resultado obtenido en el caso anterior, donde el laminado de menor espesor estaba también curado y el modo de fallo era igualmente una delaminación.

Tabla 5-6: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_FAAC

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_FAAC_1	341±36.6
8+2_FAAC_2	354.7±64.6
8+2_FAAC_3	382.1±74.3
Media	359

### 5.1.6 Resultados ensayo DCB- Curado-Adhesivo-Fresco

En este caso, el laminado que está curado es el laminado de mayor rigidez, es decir, el laminado de 8 capas de carbono. A priori, podría pensarse que el modo de fallo sería el mismo que los co-encolados anteriores, pero como se verá a continuación, debido a la falta de simetría de la probeta, tanto el modo de fallo como los resultados obtenidos, difieren bastante con respecto a estos.

Tras los ensayos de las probetas de esta configuración, se han obtenido las gráficas representadas en la Figura 5-13. Las irregularidades observadas en las gráficas de carga-desplazamiento, indican que el modo de fallo obtenido no es una delaminación, hecho que se puede comprobar si se abren las probetas por completo tras realizar los ensayos. Estas probetas pueden verse con detalle en la Figura 5-14.

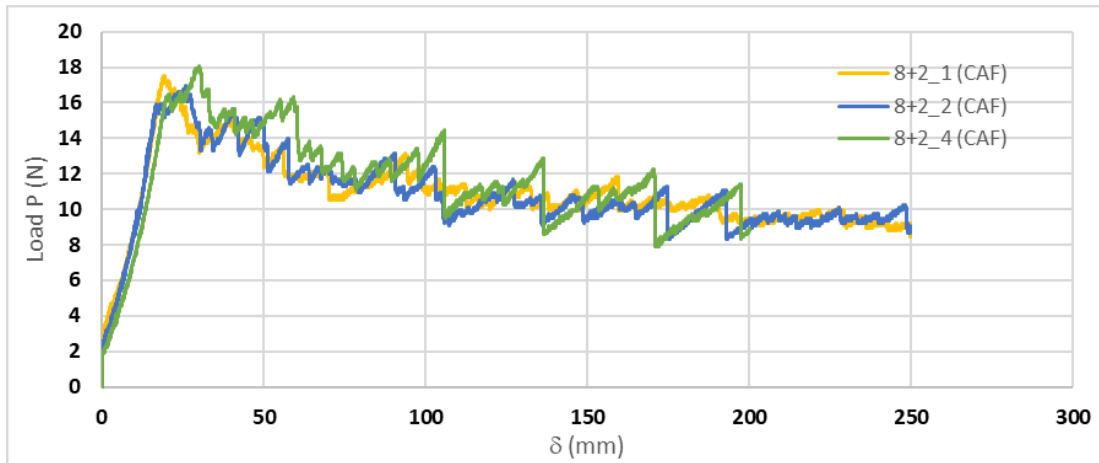


Figura 5-13: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_CAF

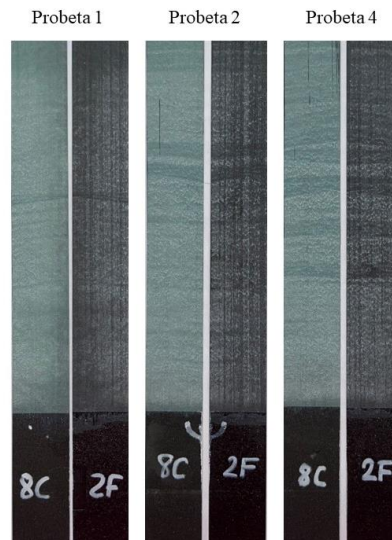


Figura 5-14: Modo de fallo configuración 8+2\_CAF

Efectivamente, el modo de fallo obtenido no es una delaminación, sino que es un fallo cohesivo, aunque no se le atribuye al 100% este modo de fallo debido a que la cantidad de adhesivo adherido en el laminado de 2 capas es bastante menor que en el de 8 capas. Se tendría, por lo tanto, un fallo adhesivo-cohesivo.

El modo de fallo cohesivo es el deseable según la AITM 6-3008, además de que, a través de estos ensayos, se ha comprobado que los fallos cohesivos poseen un mayor valor de la tenacidad a la fractura como se puede ver en la Tabla 5-7, donde se han recogido los resultados obtenidos tras los ensayos de esta configuración. Estos valores, como se pueden observar, son relativamente similares a los de la configuración de co-curado con dos capas de adhesivo, donde también se obtuvo un fallo adhesivo-cohesivo.

Tabla 5-7: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_CAF

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_CAF_1	685.5±47.1
8+2_CAF_2	715.6±26.5
8+2_CAF_4	813.8±35.9
Media	738

### 5.1.7 Resultados ensayo DCB-Curado-Adhesivo-Adhesivo-Fresco

En esta ocasión se tienen dos capas de adhesivo entre los dos laminados, siendo el laminado fresco el de dos capas de carbono.

Nuevamente, se tiene una gráfica con las representaciones de los ensayos, donde se puede ver que siguen la misma forma que en la configuración anterior, aunque en este caso se alcanzan unos valores de carga máxima mayores (ver Figura 5-15).

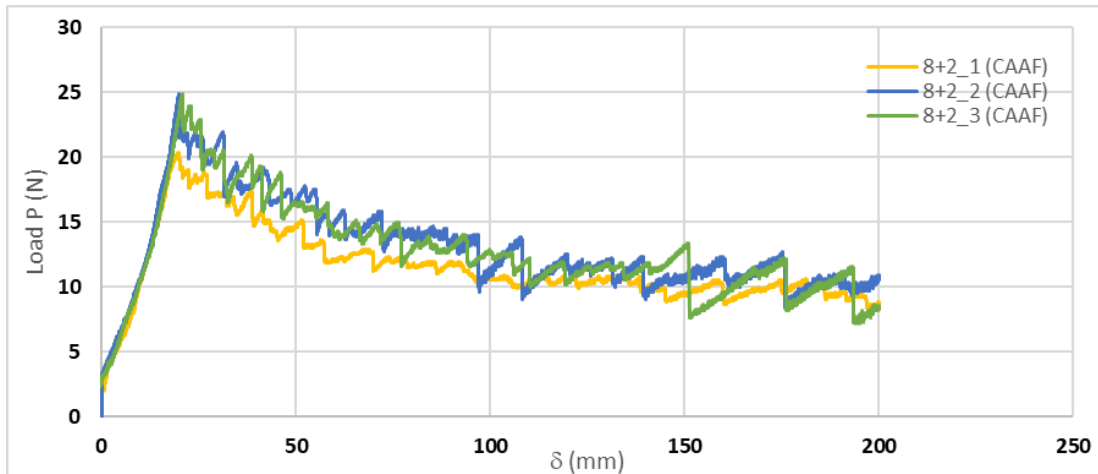


Figura 5-15: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_CAAF

En cuanto al modo de fallo, se descarta que sea la delaminación debido a los picos encontrados en la figura anterior. Una vez realizados los ensayos, se procede a la apertura de las probetas, y se observa, que el modo de fallo vuelve a ser un fallo cohesivo aunque no al 100%, ya que hay zonas en la probeta donde se despreja la presencia de adhesivo como se muestra en la Figura 5-16.

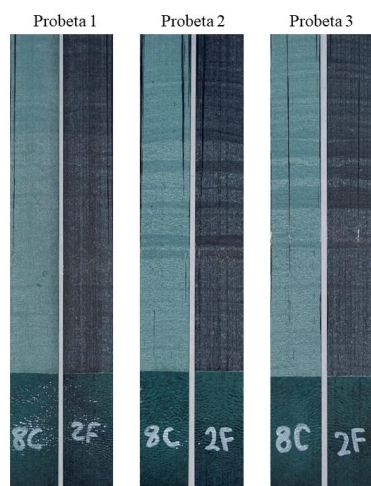


Figura 5-16: Modo de fallo configuración 8+2\_CAAF

En comparación con la configuración anterior, donde se producía el mismo modo de fallo, se observa que los valores obtenidos tras el procesamiento de datos, los cuales se encuentran recogidos en la Tabla 5-8, resultan ser bastante similares.

Tabla 5-8: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_CAAF

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_CAAF_1	653.7±30.9
8+2_CAAF_2	776.9±32.9
8+2_CAAF_3	768.9±43.3
Media	733

### 5.1.8 Resultados ensayo DCB-Curado-Adhesivo-Curado

En este caso ambos adherentes se encuentran curados. Tras el ensayo de estas probetas, se han obtenido las gráficas que se representan en la Figura 5-17. Además, es posible observar en la Figura 5-18 el modo de fallo de las probetas, el cual en este caso la grieta propaga por dentro del material, produciéndose una delaminación, lo cual se aprecia rápidamente en la gráfica.

Con respecto a los valores obtenidos de la tenacidad a la fractura interlaminar, estos están representados en la Tabla 5-9, donde se observa que los valores son prácticamente del mismo orden que en el caso de fresco-fresco, cuyo modo de fallo era también una delaminación.

Tabla 5-9: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_CAC

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_CAC_1	434.9±38.8
8+2_CAC_2	458.4±60.2
8+2_CAC_3	459.9±49.6
Media	451

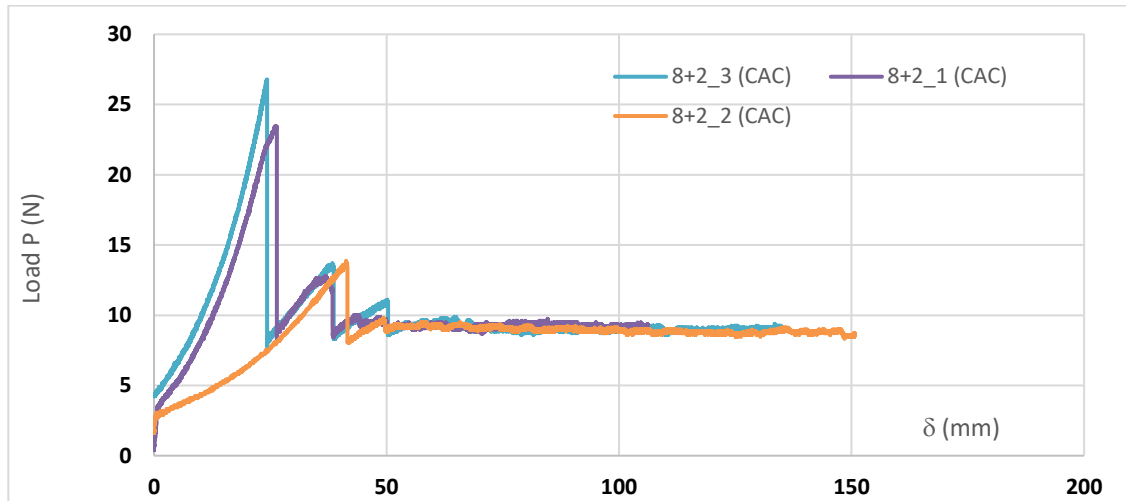


Figura 5-17: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_CAC

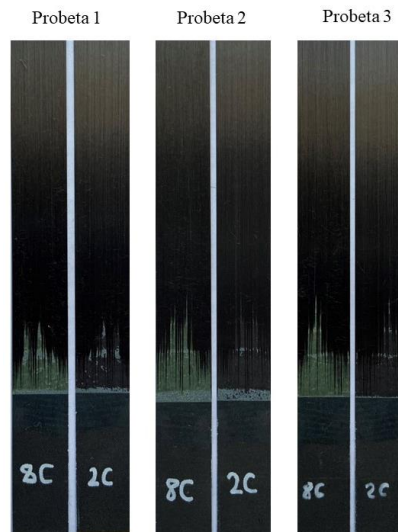


Figura 5-18: Modo de fallo configuración 8+2\_CAC

### 5.1.9 Resultados ensayo DCB-Curado-Adhesivo-Adhesivo-Curado

Al igual que en el caso anterior, el adherente de 2 capas delamina como se puede observar en la Figura 5-20, obteniendo unos valores de la tenacidad a la fractura interlaminar (Tabla 5-10) similares a los casos donde se produce una delaminación.

Tabla 5-10: Resultados ensayo DCB sobre probetas 8+2\_CAAC

Probeta	$G_c=f(\delta;k)$
8+2_CAAC_1	418.2±71.5
8+2_CAAC_2	336±45.5
8+2_CAAC_3	374.9±52.5
Media	376

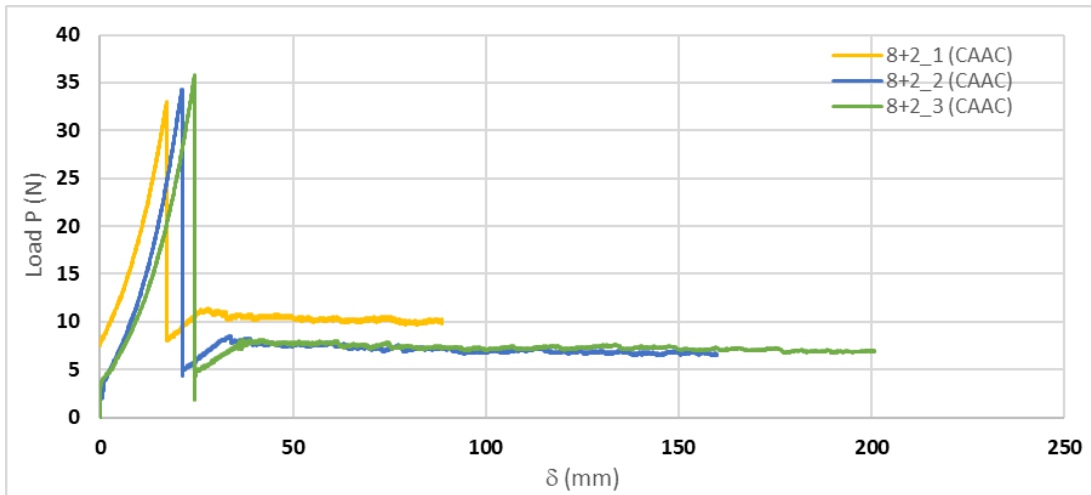


Figura 5-19: Representación carga-desplazamiento en configuración 8+2\_CAAC

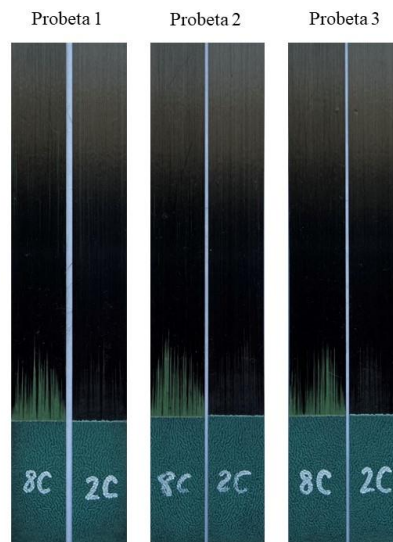


Figura 5-20: Modo de fallo configuración 8+2\_CAAC

## 5.2 Conclusiones

Primero se propone proyectar un resumen de los resultados obtenidos durante la campaña de ensayos. Dicho resumen puede encontrarse en la Tabla 5-11, donde adicionalmente se han presentado los valores obtenidos en el trabajo de J.M. Saucedo [30], el cual ha sido realizado de manera paralela a este que aquí se presenta, y en el que se ha empleado el ensayo CDP en lugar del DCB.

Como se puede observar en la tabla, los resultados obtenidos mediante 2 procedimientos diferentes de ensayo (DCB y CDP), son muy similares. Además, el modo de fallo es el mismo en ambos ensayos, por lo que, se podrían tomar como válidos estos resultados en una primera aproximación.

Tabla 5-11: Resumen valores obtenidos de  $G_c$

Configuración	$G_c$ [J/m <sup>2</sup> ]		Fallo
	DCB	CDP [30]	
8+2_FF	582		Delaminación
8+2_FAF	435	461	Adhesivo
8+2_FAAF	792	657	Adhesivo-cohesivo
8+2_CAC	451	420	Delaminación
8+2_CAAC	376	442	Delaminación
8+2_FAC	372	432	Delaminación
8+2_FAAC	359	437	Delaminación
8+2_CAF	738	650	Adhesivo-cohesivo
8+2_CAAF	733	700	Adhesivo-cohesivo

Los modos de fallo más significantes encontrados en este trabajo son de 2 tipos: fallos adhesivos y fallos por delaminación. En cuanto al fallo por delaminación, se ha podido observar que se produce cuando el adherente menos rígido se encuentra curado, sin embargo, no existe un patrón como este para los adherentes de 8 capas.

Para entender mejor el modo de fallo de estas probetas, se han realizado micrografías antes y después de la propagación de la grieta (ver Figura 5-21 (b) y (c)). Como se representa en la Figura 5-21 (a), la grieta inicial comienza su propagación con un ángulo determinado a través del adhesivo hasta llegar a la interfase adhesivo-carbono. Este ángulo con el que la grieta se propaga por el adhesivo se ha observado a lo largo de ciertos proyectos que depende fuertemente de los espesores de los adherentes, de modo que cuando ambos espesores son iguales, este ángulo es nulo (propagación en modo I). En cambio, cuando la diferencia de espesores se hace más notoria, el ángulo, por ende, será también más severo como se muestra en el esquema de la Figura 5-22. Este ángulo implica que, para diferencias de espesores entre los adherentes pequeñas, se retrase la delaminación, teniendo una zona inicial de fallo cohesivo mayor que en el caso en que la diferencia de espesores sea muy grande. Esto ha podido observarse tras analizar los resultados de este trabajo junto con los resultados presentados en el trabajo de P. Dugo, [31] donde se emplearon adherentes de 8 y 4 capas en lugar de 8 y 2 (ver Figura 5-22).

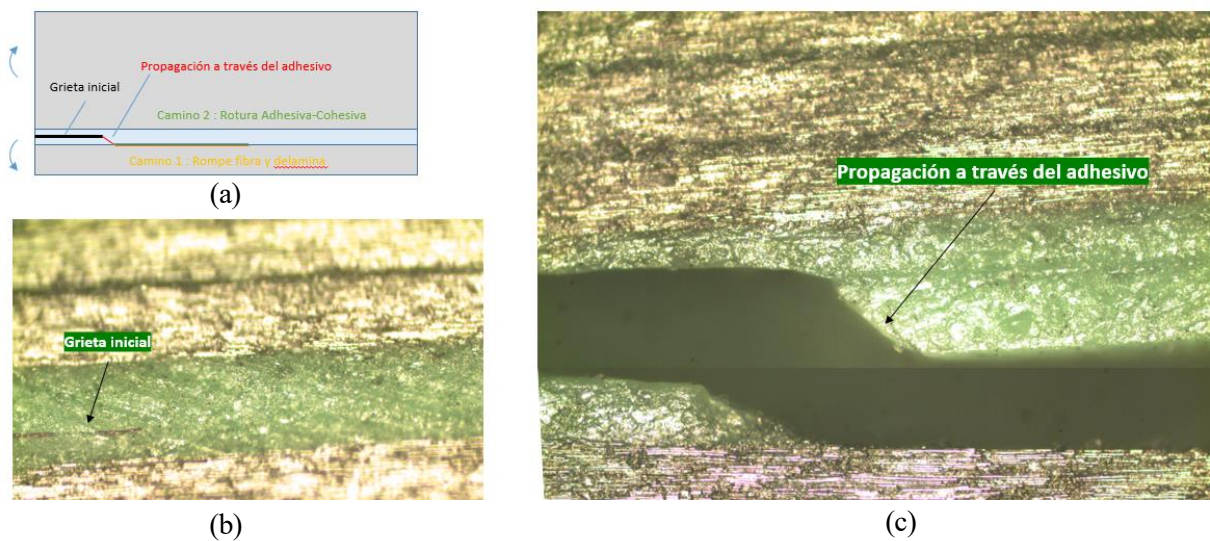


Figura 5-21: Mecanismo de fallo. Propagación de la grieta.

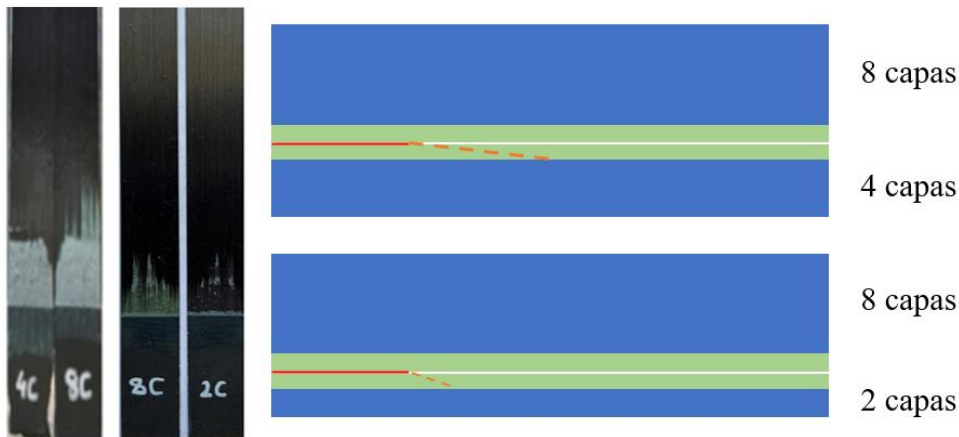


Figura 5-22: Efecto de la diferencia entre espesores en el modo de fallo.

Tras observar los modos de fallo en las distintas configuraciones, se concluye que la grieta, una vez propaga por el adhesivo con un determinado ángulo, tiene 2 posibles caminos a seguir. Uno de ellos es que la grieta, al llegar a la interfase adhesivo-adherente de 2 capas, continúe su propagación por dicha línea de unión. El otro caso que se ha observado en este proyecto es que una vez que la grieta llega a la interfase adhesivo-adherente de 2 capas, esta encuentre demasiada resistencia en la línea de encolado y comience a romper fibras del carbono hasta que propaga produciendo una delaminación. La elección de la grieta para tomar un camino u otro dependerá entonces, a priori, de la interfase entre el adhesivo y el adherente de menor espesor, si bien la grieta elegirá el camino más “fácil” en términos energéticos.

La forma de la interfase viene dada por cómo haya sido concebida la probeta. En las Figuras 5-23 y 5-24 se muestran micrografías tomadas en probetas de las distintas configuraciones posibles, donde se pueden diferenciar claramente tanto el adhesivo (color oscuro) como el laminado de 2 capas (laminado inferior en color claro).

Estas dos figuras se han separado para diferenciar los dos tipos de interfases obtenidas en el proceso de fabricación. En cuanto a la Figura 5-23, en ella se observa que la línea de encolado no posee demasiadas irregularidades debido principalmente a que el laminado de 2 capas, en todas estas configuraciones, se encuentra fresco, por lo que no ha sufrido ningún tipo de preparación superficial para mejorar la adherencia entre los dos laminados. Cuando esto ocurre, la grieta no presenta resistencia a propagar por dicha línea de encolado, ya que esta superficie es en cierto modo lisa.

Con lo que respecta a las configuraciones de la Figura 5-24, se puede observar que la forma de la línea de encolado es irregular, ya que en estas configuraciones el laminado de 2 capas ha sido curado previamente, presentando ciertos picos de resina en la interfase con el adhesivo producidos por la preparación superficial del peel ply. Es debido a la presencia de esta rugosidad que la grieta durante la propagación encuentre su camino más fácil por dentro del carbono produciéndose una delaminación.

### 5.3 Trabajos futuros

En esta campaña se ha empleado, como ya se ha mencionado en repetidas ocasiones, un prepeg unidireccional, por lo que quedaría pendiente realizar estudios sobre probetas fabricadas mediante un material tipo tejido.

Además, sería interesante seguir investigando más a fondo sobre la relación existente entre la diferencia de espesores entre ambos adherentes y el ángulo formado en la propagación de la grieta por el adhesivo, ya que como se ha visto, esto repercute en el modo de fallo de las probetas, y por lo tanto, en el valor de la tenacidad a la fractura interlaminar.

Por último, puesto que en esta campaña se ha comprobado que los laminados de 2 capas se encontraban en cara



útil durante su curado en el autoclave, sería interesante ver si influye en algún modo este factor sobre el valor de la tenacidad a la fractura interlaminar.

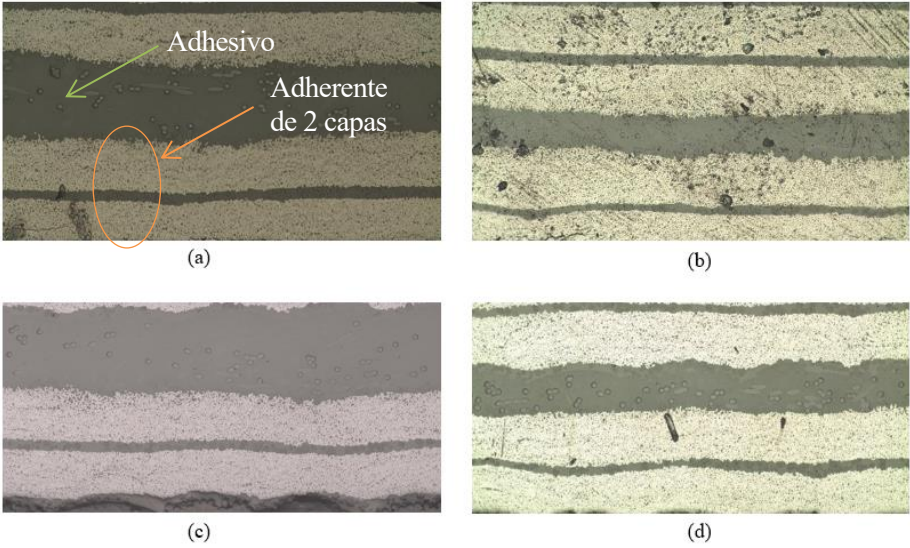


Figura 5-23: Micrografía de la interfase: (a) FAAF, (b) FAF, (c) CAAF, (d) CAF.

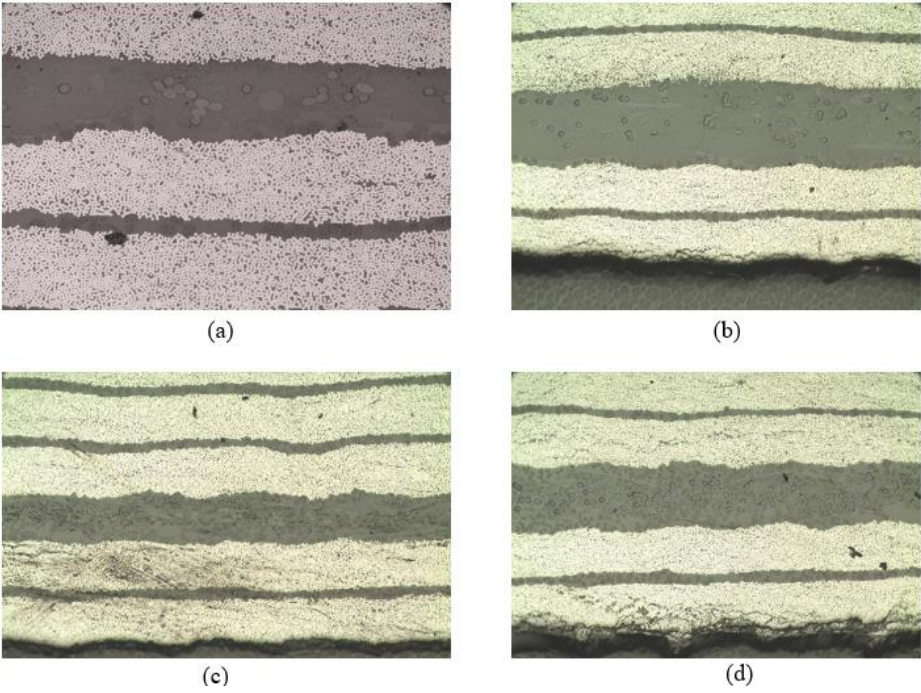


Figura 5-24: Micrografía de la interfase: (a) FAC, (b) FAAC, (c) CAC, (d) CAAC.



# REFERENCIAS

---

- [1] F.Paris, J.Cañas, J. Marín y A.Barroso, Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos, Sevilla: Escuela Técnica Superior de Ingeniería. Universidad de Sevilla.
- [2] P. Mallick, Composites Engineering Handbook, University of Michigan-Dearborn. Dearborn, Michigan: CRC Press, 1997.
- [3] P. Hollinger, «Las aerolíneas innovan para superar el problema del peso,» *Financial Times*, 15 Diciembre 2016.
- [4] «Armonización de las Actividades en Materiales Compuestos para Aeronáutica y Espacio en España,» Plataforma Aeroespacial Española, 2010.
- [5] «Airbus,» [En línea]. Available: <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a350/a350-less-operating-cost-more-capabilities>.
- [6] J. Renart, J. Costa, C. Sarrado, S. Budhe, A. Turon y A. Rodríguez-Bellido, «Mode I fatigue behaviour and fracture of adhesively-bonded fibre-reinforced polymer (FRP) composite joints for structural repairs,» de *Fatigue and Fracture of Adhesively-Bonded Composite Joints*, Woodhead Publishing, 2015, pp. 121-147.
- [7] M. Castro, J. Cañas, G. Santacruz, J. Justo y A. Cañas, «Evaluación experimental de la calidad de una unión encolada composite-composite mediante ensayos de pelado,» *Revista de la Asociación Española de Materiales Compuestos*, vol. 12, nº 4, pp. 1-4, 2017.
- [8] J. Cañas, A. Blázquez, A. Estefani y L. Távara, «Accurate determination of the stiffness properties for an elastic interface under peeling conditions between homogeneous materials,» *Composite Structures*, vol. 285, 2022.
- [9] «Sobre los ensayos de tenacidad a fractura para evaluar la calidad de una unión encolada composite-composite,» *Asociación Española de Soldadura y Tecnologías de Unión*, nº 154, pp. 25-33, 2018.
- [10] M. Castro, *Un nuevo procedimiento para evaluar la calidad de encolados composite-composite*, Sevilla: Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, 2019.
- [11] F. Paris y V. Mantic, *Mecánica de la Fractura*, Sevilla: Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, 2017.
- [12] J. Igelmo, *ANÁLISIS DE LA FRACTURA INTERLAMINAR EN MODO I DE LAMINADOS UNIDIRECCIONALES Y ANGULARES*, San Sebastián-Donostia: Universidad del País Vasco, 2017.
- [13] J. Arana y J. González, *Mecánica de Fractura*, Bilbao: Servicio Editorial de la Universidad del País Vasco.
- [14] «UNE 7540:1998. Mecánica de fractura. Terminología,» Norma Española, 1998.
- [15] A. Biel. y U. Stigh, «An analysis of the evaluation of the fracture energy using the DCB-specimen,» *Archives of Mechanics*, vol. 59, nº 4-5, pp. 311-327, 2007.

- 
- [16] Airbus, *AITM I-0053. Carbon fiber reinforced plastics. Determination of fracture toughness energy of bonded joints. Mode I. GIC test*, 2015.
- [17] ISO 15024. *Fibre-reinforced plastic composites-determination of mode I interlaminar fracture toughness, GIC, for unidirectionally reinforced materials*, 2001.
- [18] ASTM-D5528-13. *Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite*, 2013.
- [19] J. Cañas, A. Blázquez, A. Estefani y L. Távara, «Analysis of fracture mode mixity on the peeling between homogeneous composite laminae,» *Composite Structures*, 2021.
- [20] J. Cañas, J. Justo y F. París, «Evaluation of the interlaminar fracture toughness on composite materials using DCB test on symmetric and unsymmetric configurations,» *Composite Structures*, vol. 297, 2022.
- [21] V. Sundaraman y B. Davidson, «An unsymmetric double cantilever beam test for interfacial fracture toughness determination,» *International Journal of Solids and Structures*, vol. 34, nº 7, pp. 799-817, 1997.
- [22] J. Hutchinson y Z. Suo, «Mixed Mode Cracking in Layered Materials,» *Advances in applied mechanics*, vol. 29, pp. 63-191, 1992.
- [23] Airbus, *IPS05-27-002-01. High Performance Carbon Fibre Reinforced Epoxy Prepreg. Unidirectional Tape / 180 °C Curing Class / Intermediate Modulus*, 2021.
- [24] W. System, *Vacuum Bagging Techniques*, Bay City: Gougeon Brothers Inc., 2010.
- [25] UNE-EN 2561. *Material aeroespacial. Plásticos reforzados de fibra de carbono. Estratificados unidireccionales. Ensayo de tracción paralelamente a la dirección de la fibra*, Norma Española, 1996.
- [26] UNE-EN 2597. *Material aeroespacial. Plásticos reforzados de fibra de carbono. Laminados unidireccionales. Ensayo de tracción perpendicular a la dirección de las fibras*, 1999.
- [27] Airbus, *AITM I-0002. Fibre Reinforced Plastics. Determination of in-plane shear properties ( $\pm 45^\circ$  tensile test)*, 1998.
- [28] Airbus, *AIMS05-27-002. Carbon Fibre Reinforced Epoxy Prepreg. Unidirectional Tape / 180°C Curing Class / High Performance Resin. Intermediate Modulus Fibre. Structural Material*, 2019.
- [29] A. Cañas, *Ensayos de tenacidad a fractura para evaluar la calidad de una unión encolada composite-composite*, Sevilla: Escuela Politécnica Superior. Universidad de Sevilla, 202.
- [30] J. Saucedo, *Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura interlaminar de uniones encoladas no simétricas composite-composite mediante el ensayo CDP*, Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, 2022.
- [31] P. Dugo, *Evaluación de la tenacidad a fractura interlaminar en uniones encoladas composite-composite mediante el ensayo DCB. Efecto del proceso de curado en configuraciones simétricas y no simétricas.*, Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, 2021.