

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura de uniones no simétricas composite-composite.

Autor: Emilio Bolívar Veas

Tutor: José Cañas Delgado

Dep. Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2020



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura de uniones no simétricas composite- composite.

Autor:

Emilio Bolívar Veas

Tutor:

José Cañas Delgado

Catedrático de Universidad

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

Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2020

Trabajo Fin de Grado: Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura de uniones no simétricas composite-composite.

Autor: Emilio Bolívar Veas

Tutor: José Cañas Delgado

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2020

El Secretario del Tribunal

A mi madre, a mi padre.

Agradecimientos

En primer lugar, mi más sincero agradecimiento al Dr. José Cañas, mi tutor, por haber confiado en mí para la realización de este proyecto y haberme guiado y enseñado en todo el proceso.

Agradecer también a todo el personal del LERM por su constante ayuda y hacer más agradable mi estancia en el laboratorio. Especialmente, quiero expresar un profundo agradecimiento a Antonio Cañas, ya que, gracias a él y a su disposición continua de ayudar y enseñar, he aprendido todo lo necesario para desenvolverme en el laboratorio y poder llevar a cabo este proyecto.

Por último, dar las gracias a mis seres queridos por su apoyo, sus ánimos y su continua confianza en mí.

Resumen

En este trabajo se pretende estudiar la influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura y modo de fallo de uniones no simétricas composite-composite. La importancia del estudio radica en el auge del uso de estructuras de material compuesto en la industria aeronáutica, así como del empleo del encolado como mecanismo de unión debido a sus ventajas frente a mecanismos tradicionales como el taladrado. Además, el hecho de que sean laminados no simétricos aumenta el realismo de los resultados, ya que, se encuentra más cerca de los procesos habituales de unión, como es la de larguerillos a paneles. Para evaluar la calidad de la unión se van a fabricar paneles mediante distintos procedimientos de encolado para ensayarlos posteriormente utilizando el ensayo Double Cantilever Beam (DCB). Con los datos extraídos experimentalmente se realiza un procesamiento mediante herramientas de Excel y Mathematica para calcular la tenacidad a fractura interlaminar (G_C) y poder comparar los distintos procesos de fabricación.

Abstract

The aim of this work is to study the influence of the bonding process on the fracture toughness and failure mode of non-symmetrical composite-composite joints. The importance of the study resides in the growth of the use of composite structures in the aeronautical industry, as well as in the use of bonding as a joining mechanism due to its advantages over traditional mechanisms such as drilling. Furthermore, the fact that they are non-symmetrical laminates increases the realism of the results, as they are closer to the usual joining processes, such as stringers to panels. To evaluate the quality of the joint, panels will be manufactured using different bonding procedures and then tested using the Double Cantilever Beam (DCB) test. With the data extracted experimentally, processing is carried out using Excel and Mathematica tools to calculate interlaminar fracture toughness (G_C) and to be able to compare the different manufacturing processes.

Agradecimientos	ix
Resumen	xi
Abstract	xii
Índice	xiii
Índice de Tablas	i
Índice de Figuras	ii
Notación	iv
1 Introducción	1
1.1 <i>Materiales compuestos.</i>	1
1.2 <i>Objetivos.</i>	2
2.3 <i>Estructura de la investigación.</i>	3
2 Uniones encoladas. Cálculo de G_{1c}	5
2.1. <i>Unión encolada y modos de fallo.</i>	5
2.2. <i>Modos de fractura.</i>	5
2.3. <i>Tenacidad a fractura interlaminar y G_c.</i>	6
2.4. <i>Ensayo DCB y ADCB</i>	7
2.4.1 Descripción del ensayo	7
2.5. <i>Cálculo de G_c.</i>	10
2.5.1 Caso simétrico.	10
2.5.2 Caso no simétrico.	10
2.5.3 Mixicidad.	11
3 Fabricación de especímenes	13
3.1. <i>Materiales empleados.</i>	13
3.2. <i>Geometría de las probetas.</i>	13
3.3. <i>Corte y aplilado de paneles.</i>	14
3.4. <i>Preparación de bolsa de vacío.</i>	15
3.5. <i>Curado</i>	16
3.5.1 Ciclo 1 (laminado)	16
3.5.2 Ciclo 2 (adhesivo)	16
3.5.3 Lijado de caras a encolar	17
3.5.4 Secuencia de fabricación	17
3.6. <i>Recantado y corte de paneles</i>	18
3.7. <i>Pegado de tacos de aluminio.</i>	19
4 Resultados experimentales	21
4.1. <i>Procedimiento de ensayo.</i>	21
4.2. <i>Resultados de curado sin adhesivo.</i>	22
4.3. <i>Resultados de curado con adhesivo.</i>	24
4.4. <i>Resultados de Co-Bonding 1 (8CA4F).</i>	27
4.5. <i>Resultados de Co-Bonding 2 (8FA4C).</i>	30

4.5.1	Probeta 1.	31
4.5.2	Probetas 2 y 3.	32
4.5.3	Probeta 4.	33
4.5.4	Resultado final.	34
4.6.	<i>Resumen de resultados.</i>	35
5	Conclusiones y trabajos futuros	37
5.1.	<i>Conclusiones.</i>	37
5.2.	<i>Trabajos futuros.</i>	37
	Referencias	39

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades nominales del material.	13
Tabla 2. Valores de desplazamiento y carga en los puntos seleccionados para calcular G_c .	23
Tabla 3. Resultados de curado sin adhesivo.	23
Tabla 4. Puntos utilizados para calcular G_c .	25
Tabla 5. Resultados del proceso 4FA8F.	25
Tabla 6. Puntos seleccionados para calcular G_c para 8C4F.	28
Tabla 7. Resultados de Co-Bonding 1.	28
Tabla 8. Puntos tomados para calcular G_c	31
Tabla 9. Resultados de Co-Bonding 2 (8FA4C).	31
Tabla 10. Resumen de resultados.	35

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Evolución del peso de material compuesto en las aeronaves de Airbus.	1
Figura 2. Porcentaje de pesos según el material en el Boeing 787 [22].	2
Figura 3. Tipos de fallo en uniones adhesivas	5
Figura 4. Modos de fractura [23].	6
Figura 5. Curva típica de ensayo DCB	7
Figura 6. Disposición del lugar de ensayo	8
Figura 7. Marcas realizadas en el lateral de la probeta.	8
Figura 8. Utillaje de agarre utilizado.	9
Figura 9. a) Flexión no deseada de la semimitad de 4 capas. b) Probeta con placa pegada para evitar la flexión.	9
Figura 10. Esquema de la probeta junto al utillaje con cotas.	10
Figura 11. Esquema de la configuración no simétrica [2].	11
Figura 12. Esquema de la geometría en planta de la probeta. Cotas en mm.	13
Figura 13. A la izquierda se muestran dos semimitades de 4 capas y dos de 8 cortadas antes de apilar y a la derecha se muestran ya apilados.	14
Figura 14. Bolsa de vacío utilizada para la compactación de los laminados.	14
Figura 15. Secuencia para la realización de una bolsa de vacío. a) y b) Colocación del laminado entre dos capas de teflón fino. c) Colocación del airwave, las tomas de vacío y la última capa de teflón grueso. d) Realización de vacío para comprobar la estanqueidad de la bolsa.	15
Figura 16. Autoclave del LERM utilizado para el curado de paneles.	16
Figura 17. Pistola de chorro de arena utilizada para lijar las superficies a encolar.	17
Figura 18. A la izquierda, pegado del adhesivo e inserto de teflón. A la derecha, resultado del curado.	18
Figura 19. Sierra de disco de diamante utilizada.	18
Figura 20. Probetas tras el corte.	19
Figura 21. Adhesivo 1-X60.	19
Figura 22. Proceso de pegado de tacos.	20
Figura 23. Imagen de la cámara digital instalada.	21
Figura 24. Medida de ángulo de giro mediante CATIA V5.	22
Figura 25. Curvas P – δ para cocurado sin adhesivo.	22
Figura 26. Modo de fallo de curado sin adhesivo.	24
Figura 27. Curvas P – δ para el proceso 4FA8F.	24
Figura 28. Curvas P - δ junto con probeta ensayada.	26
Figura 29. Curvas P – δ para Co-Bonding 1.	27
Figura 30. Curvas P- δ del proceso Co-Bonding 8C4F con sus respectivos modos de fallo.	29

Figura 31. Curvatura apreciada en la semimitad precurada de Co-Bonding 1.	30
Figura 32. Curvas $P - \delta$ para Co-Bonding 8FA4C.	30
Figura 33. Curva $P - \delta$ junto con valores de G_c calculados y modo de fallo para 4C8F_1.	32
Figura 34. Modo de fallo de la probeta 4C8F_4.	33
Figura 35. Curva 4C8F_4 juntos con las curvas de curado sin adhesivo.	34

Notación

DCB	Double Cantilever Beam
G_C	Tenacidad a fractura interlaminar
G_{IC}	Tenacidad a fractura interlaminar en modo I
G_{IIC}	Tenacidad a fractura interlaminar en modo II
ENF	End Notch Flexure
W	Trabajo
U	Energía interna de deformación
a	Longitud de la grieta
B	Ancho del espécimen
h1	Espesor del adherente menor
h2	Espesor del adherente mayor
E_{11}	Módulo de elasticidad en la dirección de la fibra
E_{22}	Módulo de elasticidad en dirección perpendicular a la fibra
Ψ	Ángulo de mixicidad
τ	Tensión tangencial
σ	Tensión normal
P	Carga en el ensayo
δ	Desplazamiento de la cruceta en el ensayo

1 INTRODUCCIÓN

La maravilla es la semilla del conocimiento

- Sócrates -

1.1 Materiales compuestos.

Podemos definir un material compuesto como la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfase de separación entre ellos para formar un nuevo material [1].

El material compuesto objeto de estudio en este proyecto es la fibra de carbono, el cual consta de dos componentes fundamentales: un refuerzo de fibras de carbono, que otorgan las excelentes propiedades mecánicas y una matriz polimérica de epoxi, que mantiene unidas las fibras, las protege y transfiere las cargas.

El uso de estos materiales en la industria está en pleno crecimiento ya que sus propiedades mecánicas (rigidez y resistencia) en relación a la densidad son considerablemente superiores a los valores de materiales convencionales, tales como acero o aleaciones de aluminio. Esta reducción del peso es especialmente importante para la industria aeronáutica, de ahí que el porcentaje de peso de material compuesto vaya aumentando conforme se realizan nuevos diseños de aeronaves.

En la **Figura 1** se ve la tendencia al alza en el uso de material compuesto por la industria aeronáutica, lo que justifica el gran esfuerzo que se está realizando para comprender mejor estos materiales y poder predecir su comportamiento.

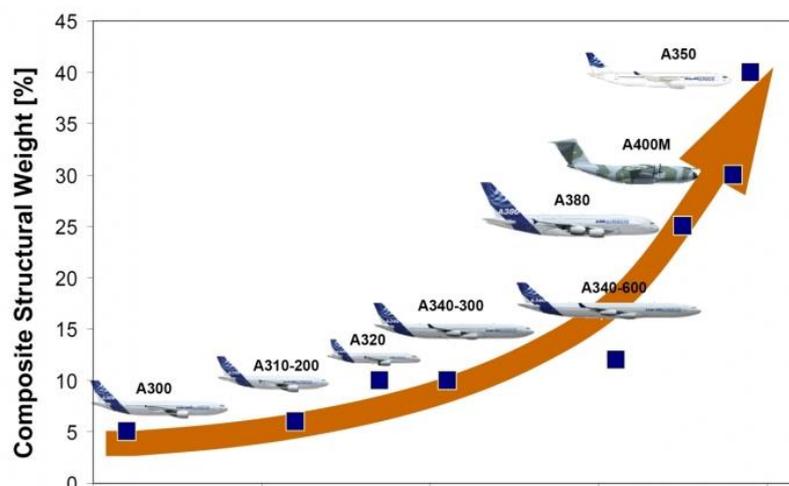


Figura 1. Evolución del peso de material compuesto en las aeronaves de Airbus.

En la **Figura 2** observamos que, en el caso del Boeing 787, el peso de composite es un 50 % del total, lo que nos da otra muestra de la relevancia de estos materiales para la industria.

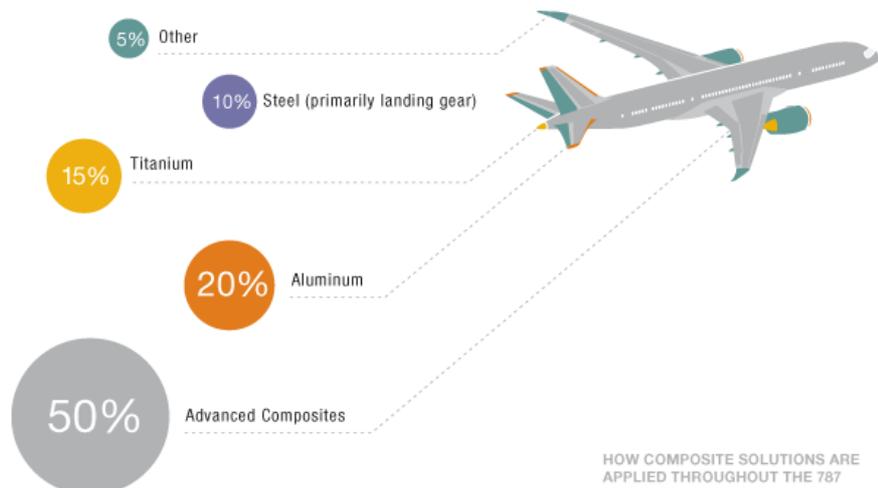


Figura 2. Porcentaje de pesos según el material en el Boeing 787 [22].

Las uniones encoladas son de vital importancia en el diseño de estructuras de material compuesto. Se estima que, en el A350, la longitud total de líneas de encolado es superior a 5 km, por tanto, es fundamental conocer adecuadamente este tipo de uniones para así reducir costes y garantizar la seguridad de la estructura. Una muestra de ello es que la unión encolada es uno de los mecanismos habituales para realizar la unión de un larguero a la piel de un ala. El motivo es que presentan ventajas frente a mecanismos tradicionales como el remachado o el taladrado, ya que no afectan a la aerodinámica, reducen el peso y permiten formas más complejas. Sin embargo, el conocimiento del comportamiento de estas uniones no es extenso y la dificultad de inspeccionarlas después de fabricar es un hándicap adicional. De ahí los esfuerzos que se están haciendo por estudiar este tipo de uniones [2] [3] [4].

Actualmente, es posible determinar mediante ensayos no destructivos si los adherentes de una unión encolada están o no en contacto, pero no si la unión es adecuada. Por ello, es fundamental realizar ensayos mecánicos como el que se realiza en este proyecto, además de que son requeridos por las autoridades [2].

1.2 Objetivos.

En esta investigación se pretende determinar cómo influye el proceso de encolado en la tenacidad a fractura (G_C) y modo de fallo de uniones no simétricas de fibra de carbono. En anteriores proyectos del departamento se han analizado configuraciones simétricas. El interés de estudiar las no simétricas radica en que aumentan el realismo de los resultados, al ser lo habitual en las estructuras reales, como la unión de larguerillos a paneles. Para ello, se llevará a cabo una campaña de ensayos de probetas de 8 + 4 capas fabricadas mediante los siguientes procedimientos:

- Ambas semimitades frescas unidas sin adhesivo.
- Ambas semimitades frescas unidas con adhesivo.
- Co-Bonding 1: La semimitad de 8 capas curadas previamente y unida a la de 4 capas (fresca) con adhesivo.
- Co-Bonding 2: La semimitad de 4 capas curadas previamente y unida a la de 8 capas (fresca) con adhesivo.

También se barajó inicialmente el estudiar el proceso de encolado secundario, pero la escasez de material

aconsejó emplearlo en los procesos contemplados en el proyecto y prescindir de este que, por otro lado, es menos usual en las uniones aeronáuticas.

2.3 Estructura de la investigación.

Para lograr los objetivos del proyecto se divide la investigación en tres partes: fabricación de las probetas, experimentación, procesamiento y análisis de los resultados. En primer lugar, se diseñan los paneles necesarios, se procede a la fabricación de los mismos y posteriormente a la preparación de las probetas.

En segundo lugar, se procede al ensayo de los especímenes fabricados mediante el ensayo DCB para después obtener la tenacidad a fractura interlaminar y compararla según el procedimiento de fabricación utilizado.

Por último, se realiza el procesamiento de los resultados mediante hojas de cálculo y programas desarrollados por el GERM y posteriormente al análisis de los resultados y modos de fallo obtenidos.

2 UNIONES ENCOLADAS. CÁLCULO DE G_{1C}

Como se ha dicho en el capítulo anterior, el objetivo del estudio es el cálculo de G_C para los distintos procesos de fabricación en probetas no simétricas. El hecho de que no sean simétricas es importante, ya que así se aumenta el realismo de los resultados al ser muchas de las uniones de este tipo. Un ejemplo de esto sería el encolado de un rigidizador (poco espesor) a los paneles de un ala (gran espesor), resultando una unión no simétrica con un sustrato de mayor rigidez que el otro, una muestra de la importancia de estas uniones para la industria aeronáutica.

2.1. Unión encolada y modos de fallo.

Una unión encolada está formada por dos adherentes y un adhesivo intermedio que los mantiene unidos. Es importante saber no solo el valor de G_C si no también el modo en que ha ocurrido el fallo. Los modos de fallo existentes son tres: cohesivo, adhesivo y delaminación, aunque también es posible que el fallo sea una combinación de ellos, resultado un modo mixto. Esto se ilustra en la **Figura 3**.

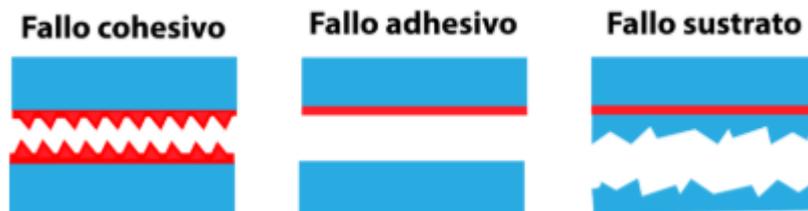


Figura 3. Tipos de fallo en uniones adhesivas

- Fallo cohesivo: el fallo se produce en el propio adhesivo, quedando restos de este en ambas superficies.
- Fallo adhesivo: falla la interfase sustrato-adhesivo. Todo el adhesivo se deposita en una cara y en la otra solo hay sustrato.
- Fallo por delaminación: falla la unión entre dos capas de sustrato, debido a que la resistencia interlaminar es inferior a la del adhesivo.

Lo deseable es que el fallo sea cohesivo, ya que un fallo adhesivo o por delaminación puede significar un sub o sobredimensionamiento del adhesivo, respectivamente.

2.2. Modos de fractura.

Una grieta preexistente puede evolucionar de distintas formas según sean las cargas que se aplican. En función de cómo sean los desplazamientos relativos de las caras de la grieta, esta puede avanzar según tres formas distintas, conocidas como modos de fractura, representados en la **Figura 4**.

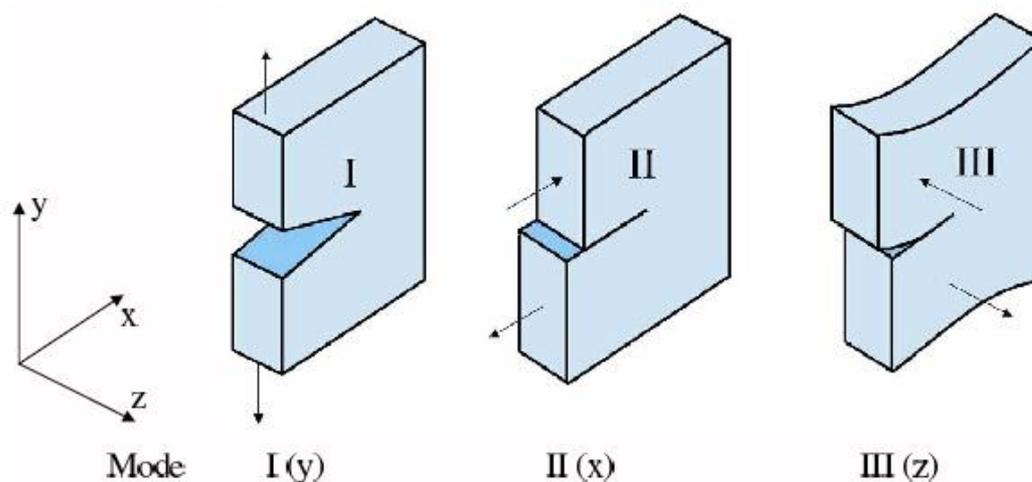


Figura 4. Modos de fractura [23].

- Modo I: presenta simetría respecto a los planos xy y xz . Ambas caras se desplazan en dirección perpendicular al avance de la grieta.
- Modo II: presenta simetría respecto al plano xy y antisimetría respecto a xz . Se genera un cortante en el plano de la grieta que sigue la dirección de propagación.
- Modo III: presenta antisimetría respecto a los planos xy y xz . Se genera un cortante en el plano de la grieta que sigue la dirección perpendicular a la de propagación.

El interés del estudio reside en calcular experimentalmente la tenacidad a fractura en modo I, pero la no simetría lo dificulta. Por ello, se realizará el cálculo de G_c mediante el ensayo DCB.

2.3. Tenacidad a fractura interlaminar y G_c .

La resistencia a tracción de los laminados reforzados con fibra en la dirección del espesor es de un orden de magnitud inferior que en la dirección de la fibra, de ahí que se esté dando cada vez más importancia a la delaminación. La propagación de una grieta está controlada por la tenacidad a fractura interlaminar y se propaga entre láminas debido a que es la zona más débil del material. Esta propagación se puede estudiar con los tres modos de fractura antes descritos y se han desarrollado ensayos para estudiarlos utilizando la energía liberada. Los más avanzados son los ensayos para modo I y modo II, el Double Cantilever Beam (DCB) y el End Notch Flexure (ENF), respectivamente. En este estudio nos centraremos en el ensayo DCB [1].

Para evaluar la tenacidad a fractura interlaminar se utiliza la energía crítica liberada, G_c , que es la energía por unidad de área necesaria para que la grieta se propague por el material, medida en J/m^2 . Según el criterio de Irwin, la grieta crecerá cuando el ratio de energía liberada (G) sea igual o superior a su valor crítico (G_c) [5]. Para calcular esta magnitud se utiliza la expresión:

$$G_c = \frac{1}{B} \left(\frac{\Delta W}{\Delta a} + \frac{\Delta U}{\Delta a} \right) \quad (1)$$

Donde B es el ancho de la probeta, W el trabajo de las cargas externas y U la energía interna de deformación. En el caso de que los desplazamientos sean constantes durante la propagación de la grieta (caso de ensayo con control en desplazamientos) las fuerzas externas no realizan trabajo y la expresión anterior resulta en:

$$G_c = - \frac{1}{B} \frac{\Delta U}{\Delta a} \quad (2)$$

2.4. Ensayo DCB y ADCB

El ensayo Double Cantilever Beam (DCB) es el más utilizado para el cálculo de G_{IC} . En este ensayo la probeta presenta una pre-grieta generada en el proceso de fabricación y el laminado es simétrico a ambos lados de la misma, esto provoca que la G_C extraída del ensayo coincida con G_{IC} . Sin embargo, si a ambos lados de la grieta el laminado no es simétrico (como es el caso del presente estudio) se produce un modo mixto de fractura I/II y por tanto del ensayo no se extrae directamente G_{IC} [6].

En 1990 se publicó un artículo en el que se desarrollaba un nuevo ensayo para evaluar el modo mixto I/II llamado Mixed Mode Bending (MMB), recogido en la norma ASTM D6671 [7]. El ensayo DCB asimétrico (ADCB), con la grieta fuera del plano medio, se utiliza también como un procedimiento alternativo para evaluar este modo mixto, ya que genera un estado de carga mixto en la punta de la grieta provocando la mixicidad de los modos. La razón de usar el ADCB frente al MMB reside en que la configuración del ensayo es mucho más simple y por tanto fácil de realizar [8] [9].

Las normas actuales de aplicación que recogen el ensayo DCB, ASTM D5528, ISO 15024 y AITM 1-0053 sólo contemplan la situación en la que el laminado es simétrico a ambas caras de la grieta. Sin embargo, aunque el caso que nos ocupa es el no simétrico, se seguirá la manera de proceder en la norma ASTM D5528 tanto para la geometría de los especímenes como para la realización del ensayo [10] [11] [12].

2.4.1 Descripción del ensayo

A grandes rasgos, el ensayo consiste en someter una probeta pre-agrietada a una fuerza suficiente para que la grieta se propague y registrar la fuerza (P) y el desplazamiento (δ) de la cruceta de la máquina de ensayos, así como la longitud de la grieta para varios niveles.

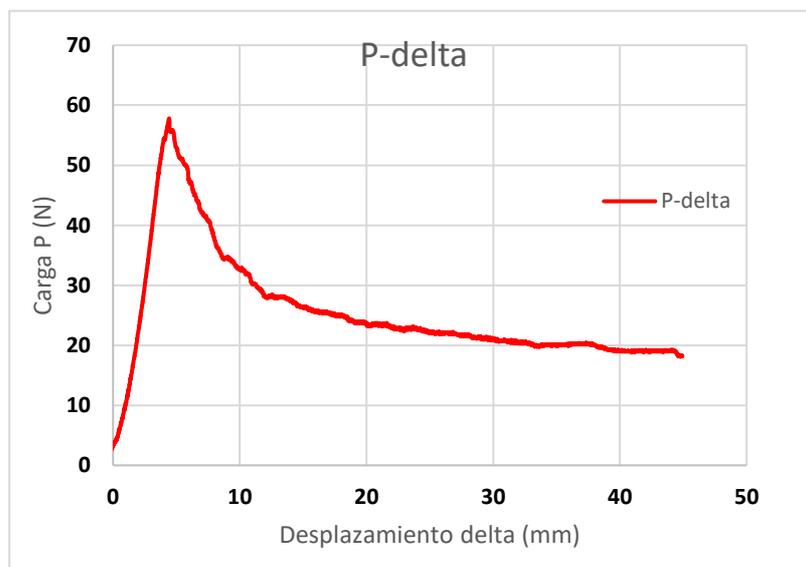


Figura 5. Curva típica de ensayo DCB

En la **Figura 5** se presenta una curva típica del ensayo DCB, con el desplazamiento de la cruceta de la máquina universal de ensayos en el eje x y la carga aplicada en el eje y . El punto de carga máximo se corresponde con aquel en el que la grieta empieza a propagarse y el área encerrada bajo la curva es directamente proporcional al valor de tenacidad a fractura obtenido. El principal inconveniente de utilizar la ecuación (2) es que requiere conocer la longitud de la grieta, lo cual es muy difícil hacer con precisión, incluso a veces imposible debido a que esta avanza a saltos, fenómeno conocido como stick-slip.

La disposición utilizada durante el mismo se muestra en la **Figura 6**. Las probetas presentan una pre-grieta de 40 mm y se han marcado con corrector blanco para hacer unas marcas en el lateral cada 10 mm empezando en 50 y hasta llegar a los 110 mm, por lo que la grieta recorre 70 mm en total (**Figura 7**). Esto se realiza para que el operario apunte el valor del desplazamiento de la cruceta cuando la grieta alcanza cada una de estas marcas. Para facilitar esta tarea se ha instalado una cámara en el lugar de ensayo de manera que pueda visualizarse mejor en la pantalla del ordenador el avance de la grieta y así aumentar la precisión. También se ha hecho uso

de un foco para mejorar la visibilidad y de un trípode para tomar imágenes de los ensayos.

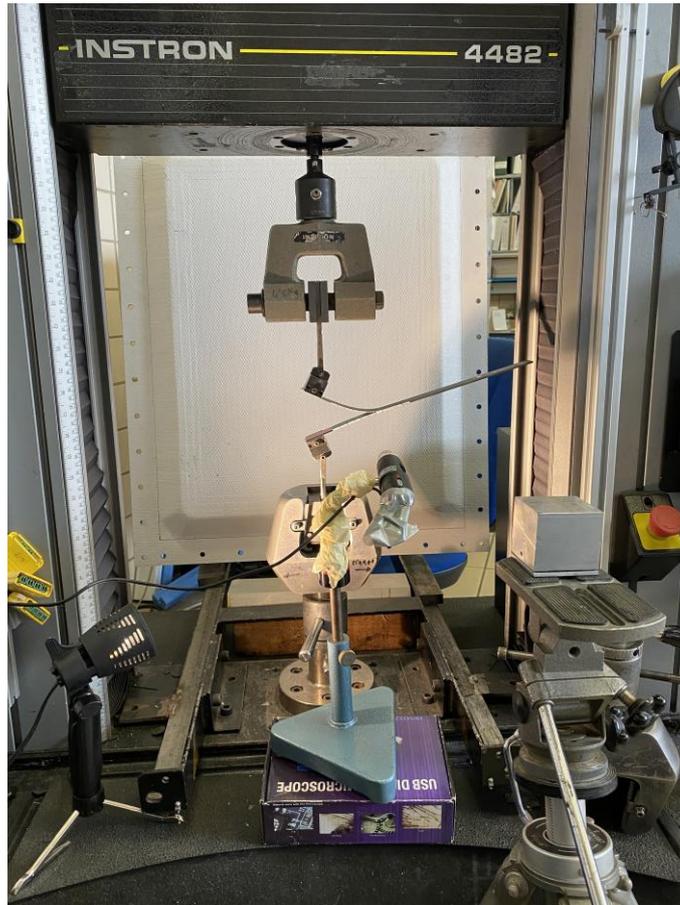


Figura 6. Disposición del lugar de ensayo

La máquina universal de ensayos utilizada es la INSTRON 4482 y se ha utilizado el programa de G_{IC}*. Aunque el software del ensayo permite el cálculo de G_{IC}, se ha utilizado un procedimiento alternativo para calcularlo utilizando los datos extraídos del ensayo, el cual se explicará en secciones posteriores.



Figura 7. Marcas realizadas en el lateral de la probeta.

El utillaje utilizado para el agarre de las probetas es el definido en la norma AITM 1-0053, como se muestra en la **Figura 8**. Este utillaje presenta un problema, mientras que para la semimitad de 8 capas el agarre es correcto, para la semimitad de 4 capas se produce una flexión del laminado (**Figura 9 a**) que puede inducir tensiones no deseadas que enturbie los resultados. Esto se debe a que el espesor del laminado es menor que la cola de milano del utillaje. Se intentó en un principio colocar una cinta adhesiva de doble cara, pero fue insuficiente, por lo que se decidió pegar unos tacos de aluminio en la semimitad de 4 capas para así evitar este fenómeno (**Figura 9 b**). El proceso de pegado de los tacos se explicará en el capítulo de fabricación.

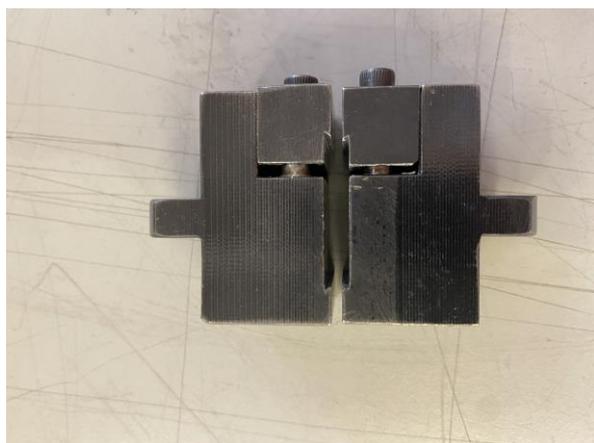
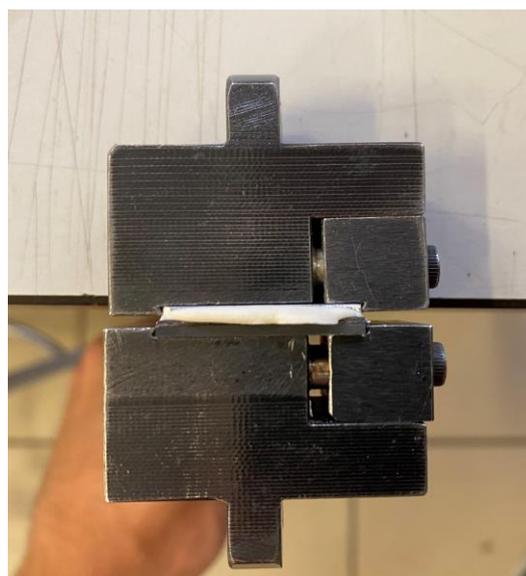


Figura 8. Utillaje de agarre utilizado.



a)



b)

Figura 9. a) Flexión no deseada de la semimitad de 4 capas. b) Probeta con placa pegada para evitar la flexión.

2.5. Cálculo de G_c.

Las normas antes mencionadas que recogen el ensayo DCB establecen la manera de calcular G_{1c}. Sin embargo, ya se ha comentado que no recogen el caso no simétrico, por lo que es necesario aplicar un procedimiento alternativo. Se va a contemplar el caso de grandes desplazamientos¹ y con efecto de bloques.

2.5.1 Caso simétrico.

La formulación de grandes desplazamientos del problema simétrico ha sido publicada por Williams y Pavelko. En este desarrollo se llega a la expresión [13] [14]:

$$G_{1C} = \frac{2P}{B} \text{sen } \alpha_0 \quad (3)$$

Donde α_0 es un parámetro que se obtiene utilizando las ecuaciones del problema introduciendo como datos de entrada P y δ (obtenidos del ensayo). Es importante destacar que no es necesario medir la longitud de la grieta para obtener G_{1C}, sin embargo, se puede conocer a posteriori una vez conocido α_0 . Por tanto, $G_{1C} = f(P, \delta)$.

2.5.2 Caso no simétrico.

El caso general, sin considerar alguno de los adherentes infinitamente rígido, fue estudiado por Sundararaman sin tener en cuenta el efecto de bloques [15]. Las dimensiones de la probeta y el utillaje relevantes para el desarrollo se muestran en la **Figura 10**.

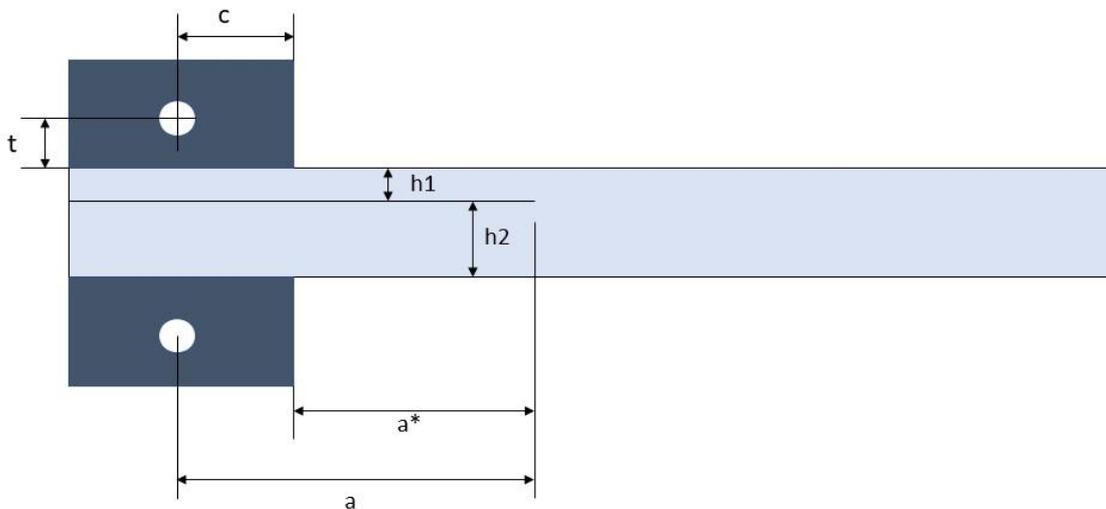


Figura 10. Esquema de la probeta junto al utillaje con cotas.

¹ Es necesario contemplar que los desplazamientos no son pequeños cuando el espesor de alguno de los adherentes es inferior a 1 mm, como es el caso de 4 capas ($e \approx 0.736$ mm).

La **Figura 11** muestra un esquema del problema, pero considerando el efecto de los bloques de cogida. La resolución del mismo puede encontrarse desarrollada en [2], aquí se va a hacer un resumen de lo que implica.

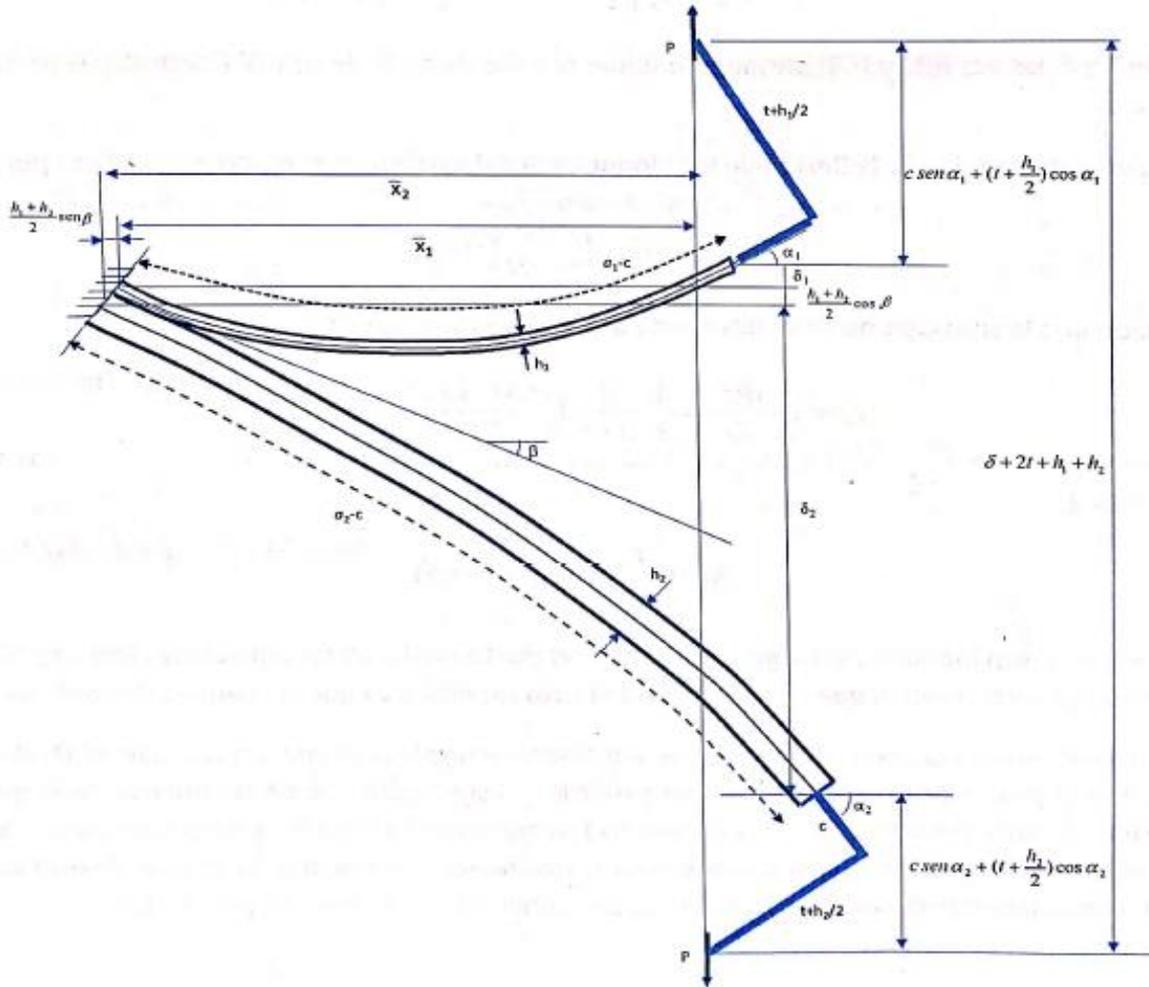


Figura 11. Esquema de la configuración no simétrica [2].

La formulación del problema desemboca en un sistema de tres ecuaciones con tres incógnitas ($\alpha_1, \alpha_2, \beta$) para un P y δ dado. La resolución del sistema permite el cálculo de G_c mediante la siguiente ecuación:

$$G_c = \frac{P}{B} (\sin \alpha_{01} + \sin \alpha_{02}) \quad (4)$$

donde α_{01} y α_{02} se obtienen con la solución del sistema y los parámetros geométricos. Lo importante del desarrollo es que para calcular la tenacidad a fractura interlaminar sólo es necesario conocer los resultados extraídos del ensayo (P y δ), es decir, $G_c = f(P, \delta)$. De nuevo, la ventaja que presenta es que no es necesario medir la longitud de la grieta durante el ensayo, lo que reduce en gran medida los errores. Todo este desarrollo está implementado en un código de Wolfram Matemática desarrollado por el GERM, utilizado en este proyecto para el cálculo de G_c .

2.5.3 Mixicidad.

Tal y como se ha comentado, la no simetría de la probeta provoca la mixicidad de los modos de fractura y, por tanto, la G_c extraída del ensayo no se corresponde con G_{IC} sino con un modo mixto I/II que es superior a G_{IC} . Para obtener G_{IC} a partir de G_c se emplea el concepto de mixicidad en la interfase (ψ), la cual se define [2]:

$$\tan \psi = \frac{\tau}{\sigma} \quad (5)$$

La expresión anterior también puede escribirse como [16]:

$$\tan^2 \psi = \frac{G_{II}}{G_I} \quad (6)$$

Por tanto, $\psi = 0^\circ$ representa modo I puro y $\psi = 90^\circ$ modo II puro. Existen relaciones empíricas que relacionan la G_c en modo mixto, con la G_{IC} pura. Una de ellas es la siguiente [17]:

$$G_C = G_{IC} [1 + \tan^2(1 - \lambda)\psi] \quad (7)$$

El parámetro λ sirve para poder ilustrar varios comportamientos. Así, un $\lambda = 1$ representa que G_C es independiente de ψ (modo I puro) y un $\lambda = 0$ provoca que la componente en modo I debe alcanzar un valor crítico para que avance la grieta. El cálculo del ángulo de mixicidad (ψ) queda fuera del alcance de este proyecto, por lo que sólo se va a calcular G_C .

3 FABRICACIÓN DE ESPECÍMENES

En este capítulo se va a proceder a identificar el material y el adhesivo utilizado para la fabricación de las probetas, así como el propio proceso de fabricación, ya que son factores que influyen en gran medida en el valor de G_C obtenido. Todos los procesos se han realizado en el laboratorio del GERM en la ETSI.

3.1. Materiales empleados.

Para la fabricación de las probetas se ha empleado el pre-preg M21/34%/UD194/T800S-24K, fabricado por Hexcel Composite y compuesto por una matriz polimérica de Epoxy y refuerzo de fibras continuas de carbono. El laminado es unidireccional, de módulo estándar y de 0,184 mm de espesor nominal. El significado de la referencia del pre-impregnado es el siguiente:

Tipo de resina / Porcentaje en peso de resina / Unidireccional y peso de fibra en g/cm^2 / tipo y nº de filamentos por fibra

Para los procesos de encolado se ha utilizado el adhesivo de soporte tipo Knitted FM-300K.05, fabricado por Cytec.

Las propiedades nominales del material, mostradas en la tabla adjunta, fueron verificadas en un trabajo previo (A.Cañas [18]). En este trabajo se ha adoptado como propiedad de rigidez longitudinal la nominal ($E_{11}=165$ GPa) y como espesor de lámina también el nominal (0,184 mm)

Propiedad	E_{11}	E_{22}	ν_{12}	G_{12}
Valor nominal	165 ± 10 GPa	8 ± 1 GPa	0.3	$4,5 \pm 1$ GPa

Tabla 1. Propiedades nominales del material.

3.2. Geometría de las probetas.

Las probetas tienen forma rectangular con 25 mm de ancho, de acuerdo con el ensayo DCB. Todos los especímenes son de laminado unidireccional y presentan una pre-grieta de 40 mm generada mediante un inserto de teflón (PTFE) que evita la unión de las dos semimitades.

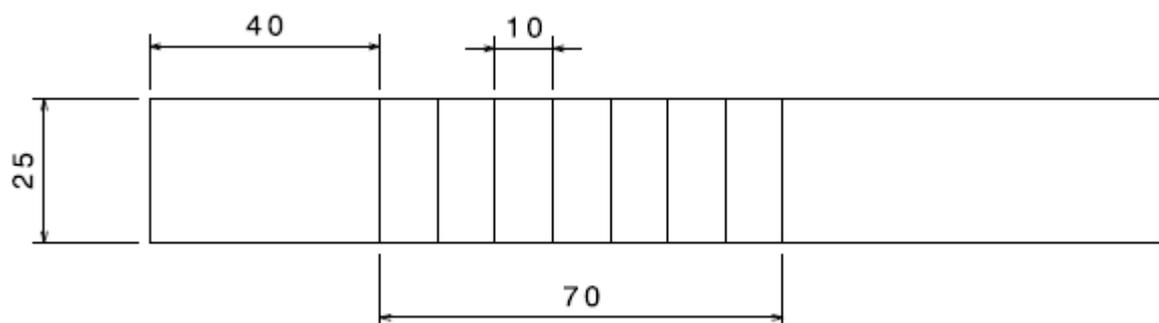


Figura 12. Esquema de la geometría en planta de la probeta. Cotas en mm.

La **Figura 12** muestra un esquema con la geometría de los especímenes, en la que se observa que tras el inserto de 40 mm se realizan unas marcas cada 10 mm para registrar el desplazamiento de la cruceta cuando la

grieta las alcanza.

3.3. Corte y apilado de paneles.

Una vez establecido el número de paneles necesarios se procede al corte de las láminas de pre-impregnado, resultando en total 48, 12 para cada uno de los 4 paneles a fabricar. El corte se realizó sobre una superficie de vidrio empleando un cúter. Para el apilado se ha empleado el método de apilamiento manual o “hand lay-up” haciendo uso de una espátula para evitar que queden burbujas de aire en el interior y la unión sea correcta. Es muy importante que la alineación de las fibras sea adecuada y que la secuencia de apilado de todos los paneles sea la misma, unidireccional a 0° .

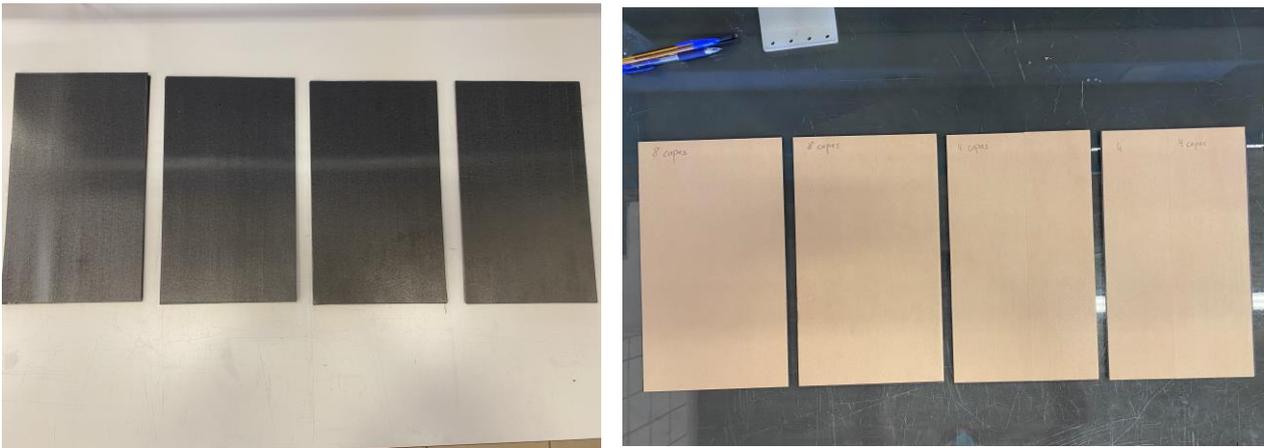


Figura 13. A la izquierda se muestran dos semimitades de 4 capas y dos de 8 cortadas antes de apilar y a la derecha se muestran ya apilados.

También se ha realizado una compactación en bolsa de vacío para mejorar la adhesión entre las láminas y eliminar burbujas de aire. Para las semimitades de 4 capas se realiza después de apilar completamente y para las de 8 se realiza una compactación cuando se apilan 4 capas y otra cuando se tienen las 8.



Figura 14. Bolsa de vacío utilizada para la compactación de los laminados.

3.4. Preparación de bolsa de vacío.

El siguiente paso es preparar la bolsa en la cual se introducen los laminados apilados para su posterior curado en autoclave. En primer lugar, es necesario lijar y limpiar una plancha de acero para evitar que imperfecciones o suciedad puedan afectar a la estanqueidad de la bolsa o al laminado. A continuación, se coloca una tira de cromato en el perímetro de la plancha antes de colocar el resto de componentes, para así asegurar una correcta adhesión a la placa. Se recortan dos rectángulos de teflón (PTFE), el primero se coloca sobre la placa y sobre este se colocan los laminados. La función de este teflón es evitar que la resina se pegue a la placa metálica durante el curado. Sobre los laminados se coloca el otro teflón y a continuación de este una capa de tejido aireador o airwave, cuya función es que el vacío se distribuya uniformemente sobre el panel. Sobre este tejido se colocan las tomas de vacío que se conectarán al autoclave. Para cerrar la bolsa se coloca una capa de PTFE grueso y se pega al perímetro de cromato colocado anteriormente. Es importante asegurar que en esta última capa no entra nada de aire al interior de la bolsa por lo que se deben repasar bien los bordes y las esquinas. Una vez cerrada la bolsa se conectan las tomas y se hace el vacío. A continuación, se corta la succión y se comprueba que no entra aire en la bolsa y que el vacío se mantiene constante. Comprobado esto, se procede al curado en autoclave.

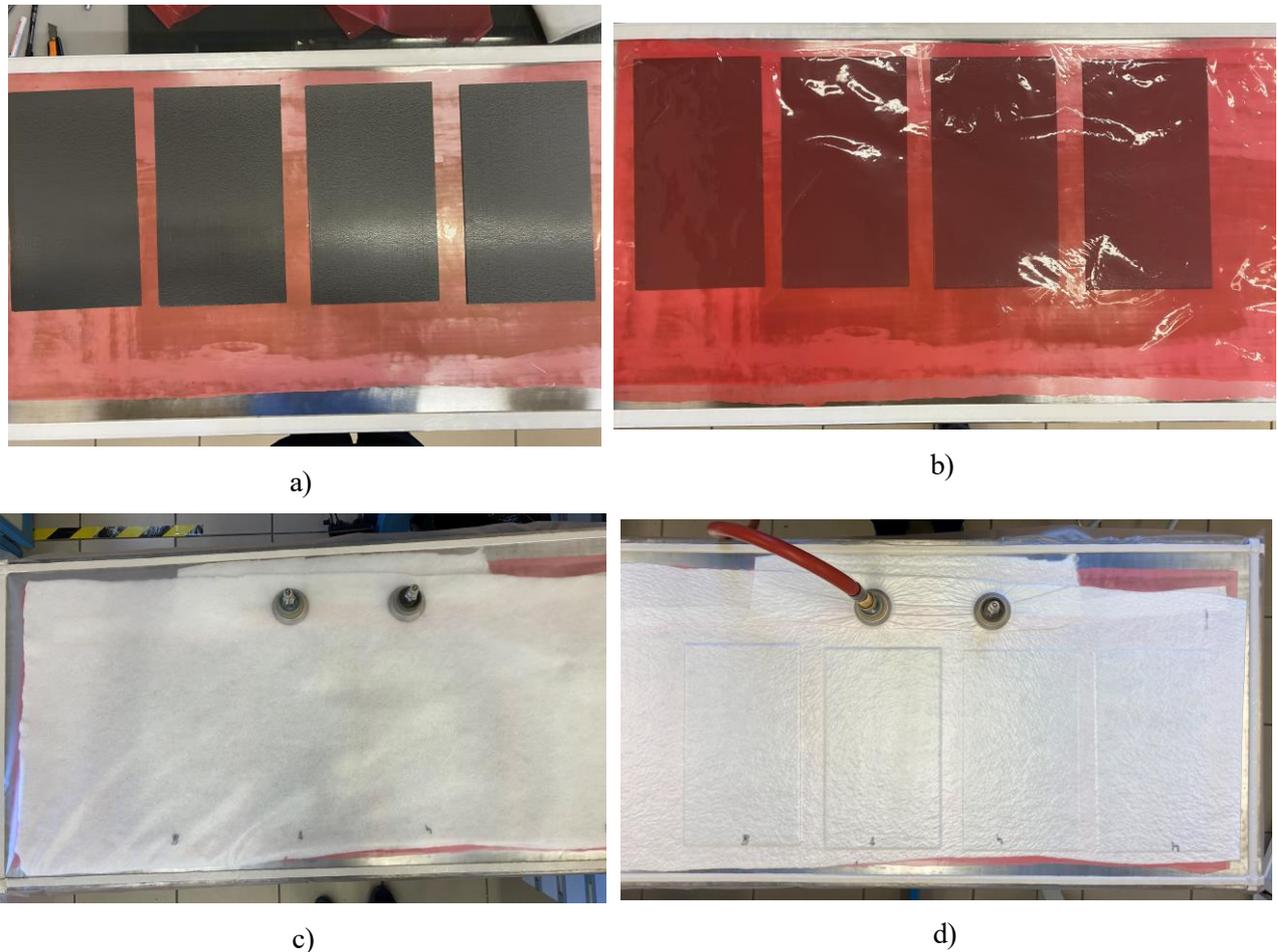


Figura 15. Secuencia para la realización de una bolsa de vacío. a) y b) Colocación del laminado entre dos capas de teflón fino. c) Colocación del airwave, las tomas de vacío y la última capa de teflón grueso. d) Realización de vacío para comprobar la estanqueidad de la bolsa.

3.5. Curado

El curado en autoclave consiste en la aplicación controlada de calor y presión para provocar la polimerización de la resina y formar así el material compuesto final. En función del procedimiento elegido se realizarán 1 o 2 ciclos de curado. Los ciclos utilizados para la fabricación de los especímenes son los siguientes, tomados de las normas del laminado (IPS 05-01-002-03) y del adhesivo (IPS 10-01-006-02).

3.5.1 Ciclo 1 (laminado)

Las características del ciclo 1 vienen determinadas por [19].

- Presión en la bolsa de vacío: $-65 \div -90$ kPa.
- Presión en autoclave: 700 ± 0.5 kPa.
- Ratio de calentamiento: 2 ± 0.5 °C/min.
- Temperatura de curado: 180 ± 5 °C.
- Tiempo a temperatura de curado: $120 +30/-0$ min.
- Ratio de enfriamiento: 2 ± 1 °C/min.

3.5.2 Ciclo 2 (adhesivo)

Las características del segundo ciclo son [20]:

- Ratio de calentamiento: $0,5 \div 5$ °C/min.
- Temperatura de curado: $170 \div 185$ °C.
- Tiempo de curado: $60 \div 180$ min.
- Presión en autoclave: $100 \div 1000$ kPa.
- Ratio de enfriamiento: < 3 °C/min.
- Presión de vacío: $5 \div 100$ kPa.



Figura 16. Autoclave del LERM utilizado para el curado de paneles.

3.5.3 Lijado de caras a encolar

Para el caso de los paneles en los que se añade el adhesivo después de curar una o dos de las semimitades es necesario lijar las caras de las semimitades curadas que están en contacto con el adhesivo para que la unión sea correcta.

Otra posibilidad es añadir un peel-ply o pelable, que es un tejido polimérico que se sitúa sobre la cara a encolar y se cura conjuntamente con el laminado. Al retirarlo, la superficie es la adecuada para proceder al encolado.

En este estudio se opta por el lijado de las superficies a encolar mediante una pistola de chorro de arena. El procedimiento seguido consiste en introducir los paneles en el recipiente de la **Figura 17** y mediante una pistola de arena a presión se lija la superficie de manera uniforme para así garantizar la buena adherencia del adhesivo.



Figura 17. Pistola de chorro de arena utilizada para lijar las superficies a encolar.

3.5.4 Secuencia de fabricación

Los procesos de fabricación que se van a estudiar en este proyecto son los indicados en la sección 0. En este apartado vamos a presentar como ha sido la secuencia de curado para los distintos procesos.

1. Co-Bonding: se comienza curando mediante el ciclo 1 una de las dos semimitades (se contemplan las dos posibilidades). Una vez está curada, se lija la superficie que va en contacto con el adhesivo. Con la superficie ya lista, se incorpora el adhesivo y se adhiere a la otra semimitad todavía fresca. El laminado ya montado se vuelve a curar, pero esta vez mediante el ciclo del adhesivo, el número 2.
2. Unión sin adhesivo: se curan las 8 + 4 capas apiladas sin adhesivo utilizando el ciclo 1.
3. El último proceso consiste en unir las dos semimitades frescas incorporando el adhesivo entre ellas y curar todo el conjunto mediante el ciclo 2.

En la **Figura 18** se muestra el proceso de pegado del adhesivo junto con el inserto de teflón y el resultado del curado de los paneles que llevan adhesivo, junto con las marcas realizadas para mejorar la trazabilidad de las probetas.

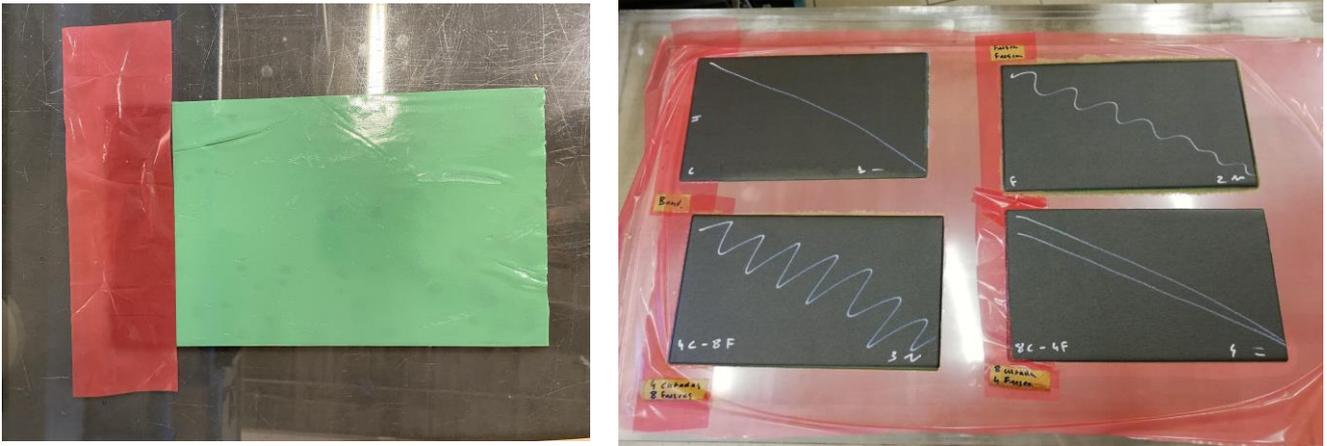


Figura 18. A la izquierda, pegado del adhesivo e inserto de teflón. A la derecha, resultado del curado.

3.6. Recantado y corte de paneles

Cuando los paneles salen curados del autoclave, debido a la fluencia de la resina durante el proceso, quedan restos de la misma en los bordes de los paneles que hay que eliminar. Además, es necesario cortar el panel en probetas de 25 mm de ancho, para ambos procesos se utiliza una sierra de disco de diamante refrigerada con agua, ya que utiliza la abrasión para realizar el corte y si no lo estuviera podría quemar el material.



Figura 19. Sierra de disco de diamante utilizada.

La máquina de corte tiene instalado un calibre para asegurar que el ancho de la probeta es el deseado, es importante prestar atención al proceso ya que una desviación del disco puede inutilizar gran parte de los especímenes.

Es necesario también cortar la parte superior de las probetas, donde está el inserto de teflón, para conseguir que la longitud de la pre-grieta tenga 40 mm. Para ello se realizó durante el apilado una marca en los paneles justo donde acaba el teflón.

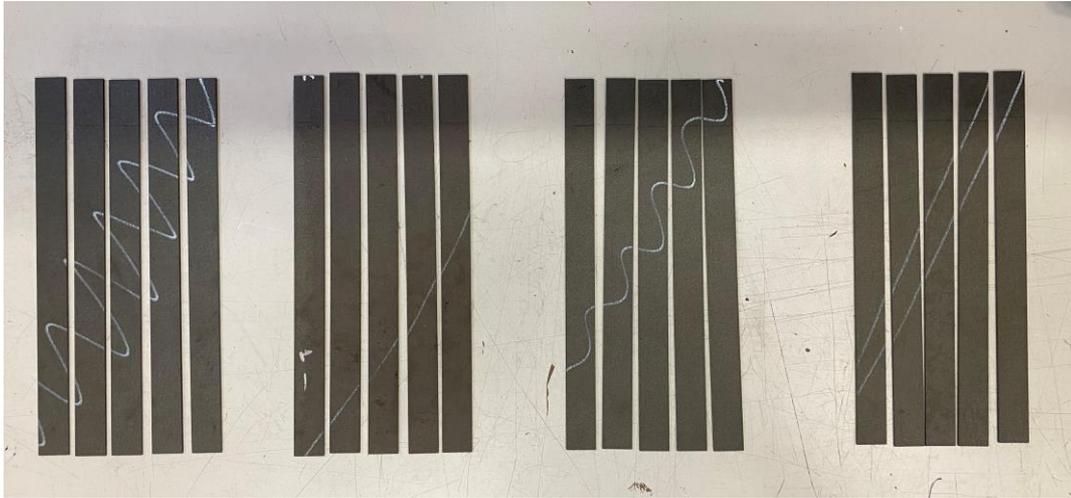


Figura 20. Probetas tras el corte.

En la **Figura 20** se muestra el resultado del corte de los paneles. Se ha dibujado un patrón sobre los mismos para poder recomponer el panel en caso de que haya algún problema y poder localizar la zona afectada.

3.7. Pegado de tacos de aluminio.

Para poder realizar el ensayo es necesario agarrar la probeta con el utillaje que determina la norma (**Figura 8**). Como se explicó en la sección 2.4.1, ha sido necesario pegar unos tacos en la semimitad de 4 capas para evitar la flexión indeseada. Para ello se han cortado tacos de aluminio de 25 mm de ancho y se han pegado utilizando un adhesivo de polimerización en frío, concretamente el 1-X60.



Figura 21. Adhesivo 1-X60.

Este adhesivo se realiza mezclando dos componentes (A y B), uno de ellos es líquido y el otro en polvo. El método de pegado consiste en mezclar en un recipiente los dos componentes en la proporción adecuada, aplicarlo en la parte de la probeta interesada y colocar encima el taco de aluminio. Cuando los dos componentes entran en contacto comienza la polimerización. En la **Figura 22** puede verse el procedimiento utilizado para el pegado de los tacos. Se ha introducido una lámina de teflón en la pre-grieta para que el adhesivo no provoque la unión de las dos caras de la grieta.



Figura 22. Proceso de pegado de tacos.

4 RESULTADOS EXPERIMENTALES

En este capítulo se procede a mostrar cuáles han sido los resultados de la campaña de ensayos llevada a cabo en las instalaciones del LERM para calcular la tenacidad a fractura de las probetas fabricadas.

4.1. Procedimiento de ensayo.

Antes de comenzar el ensayo es necesario realizar las marcas laterales en las probetas para poder seguir el avance de la grieta y anotar así los valores de δ correspondientes. Estas se realizan pintando de blanco el lateral con un marcador permanente y haciendo marcas cada 10 mm con la ayuda de un calibre. Como se comentó, se ha instalado una cámara digital para poder visualizar mejor la grieta (**Figura 23**).

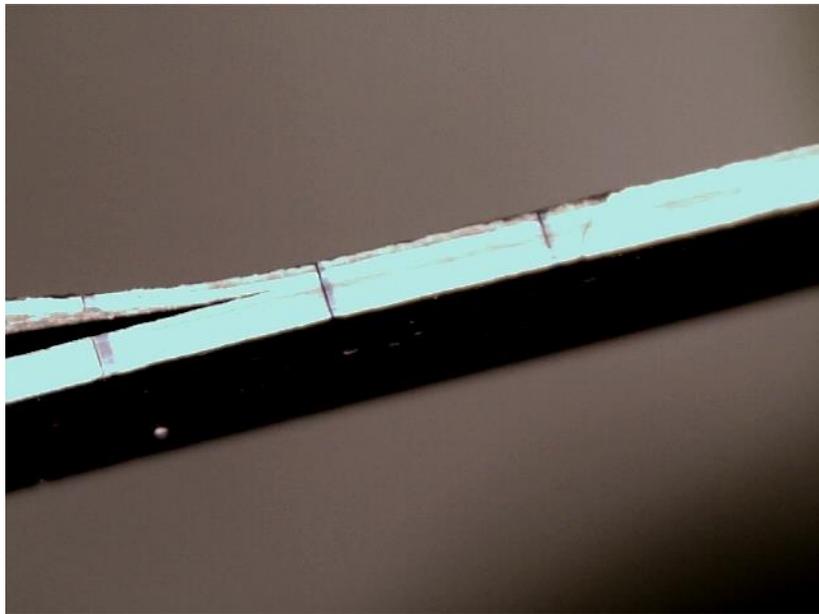


Figura 23. Imagen de la cámara digital instalada.

Una vez la probeta está lista para ensayar, se agarra con el utillaje necesario por ambas caras y se deposita en la mordaza superior de la máquina de ensayos. Se verifica que la célula de carga es la adecuada (5 kN) y se calibra la máquina con la probeta ya instalada. Utilizando el controlador de la máquina en un ordenador separado se referencia adecuadamente la probeta y se selecciona el programa de ensayo, en este caso, el G1C*. El DCB se realiza con control en desplazamientos y se selecciona una velocidad de la cruceta de 3 mm/min. La justificación de este valor reside en que una velocidad demasiado alta no permite ver el crecimiento de la grieta, lo que sumado a que en ocasiones esta avanza a saltos, dificulta mucho la anotación de los valores de δ cuando la grieta cruza las marcas laterales.

Durante el ensayo también se realizan fotografías a cada probeta para así medir el ángulo que gira. Para ello, se ha hecho uso del programa CATIA V5, se muestra un ejemplo en la **Figura 24**. El proceso consiste en trazar una línea que pase por los orificios del utillaje para marcar la vertical, una vez hecho se traza una perpendicular para hallar la horizontal y se mide el ángulo de esta con la probeta.

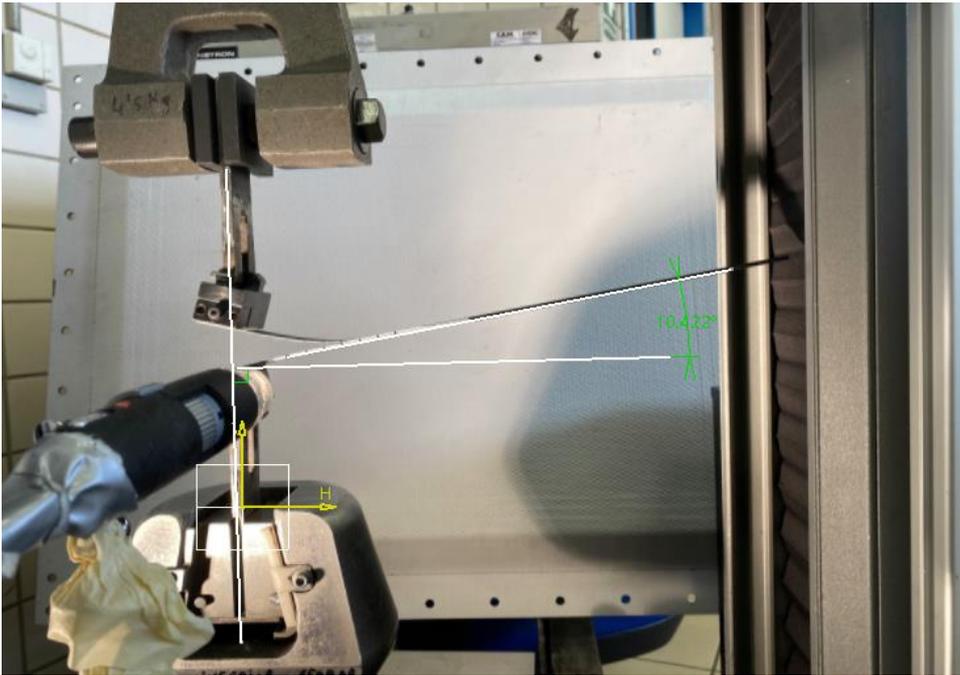


Figura 24. Medida de ángulo de giro mediante CATIA V5.

Para el tratamiento de resultados se va a emplear la formulación en grandes desplazamientos teniendo en cuenta el efecto de bloques, ya que resulta ser la manera más adecuada de evaluar G_C , extraído de otra campaña realizada en el GERM [18].

4.2. Resultados de curado sin adhesivo.

Para el procedimiento de curado sin adhesivo se han ensayado 4 probetas de 8 + 4 capas. Se muestran en primer lugar las curvas obtenidas del ensayo de manera conjunta para apreciar que hay poca dispersión entre ellas. La grieta evoluciona de forma suave (sin saltos) debido a que el modo de fallo es delaminación pura (no

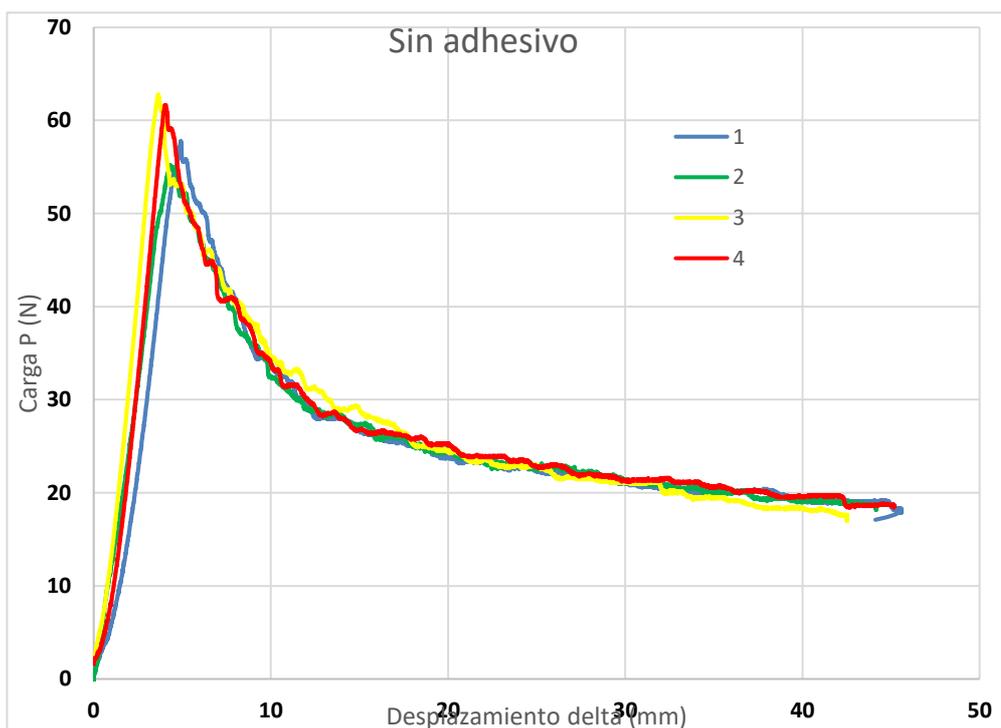


Figura 25. Curvas $P - \delta$ para cocurado sin adhesivo.

hay adhesivo).

Para calcular G_c se han tomado durante el ensayo los valores de δ para los que la grieta alcanza las marcas laterales (desde $a = 37.5$ mm hasta $a = 97.5$ mm). Estos puntos son los que el programa utiliza para calcular la tenacidad a fractura. Hacer hincapié en que estos puntos son de utilidad para comprobar que el código de Matemática realiza buenas estimaciones de longitud de grieta. Para calcular G_c se puede tomar cualquier punto, ya que la longitud de la grieta no interviene en el cálculo.

a	Probeta 1		Probeta 2		Probeta 3		Probeta 4	
	δ	P	δ	P	δ	P	δ	P
37,50	7,80	39,24	7,30	39,90	7,23	41,61	7,50	40,69
47,50	10,89	30,55	10,58	30,69	9,80	34,11	10,50	31,47
57,50	14,67	26,59	14,71	27,39	13,92	28,97	14,60	26,73
67,50	20,14	23,57	20,38	23,84	19,22	24,62	20,30	23,97
77,50	27,01	21,99	26,88	22,12	25,61	21,59	27,10	21,99
87,50	34,90	20,01	34,41	20,15	33,10	19,62	35,20	20,54
97,50	44,47	18,83	43,48	18,70	40,70	18,17	43,80	18,70

Tabla 2. Valores de desplazamiento y carga en los puntos seleccionados para calcular G_c .

Utilizando los valores de la tabla anterior, el código de Mathematica ofrece los siguientes resultados utilizando la formulación de grandes desplazamientos con efecto de bloques.

Grandes desplazamientos con Bloques							
$G_c=f(\delta;k)$	Predicción numérica		Resultado Experimental		Corrección de a medida		
	β° Numerica	a	β° Exp.	a			
4F+8F_1	424,3±27,8	8,8	72,6	0	68 ±	5,7±0,7	
4F+8F_2	421,6±32,6	8,8	73,0	0	68 ±	5,3±0,4	
4F+8F_3	414,4±14,2	8,5	71,2	9	68 ±	4,2±0,9	
4F+8F_4	426,2±32,7	8,9	72,2	9	68 ±	5,3±0,6	

Tabla 3. Resultados de curado sin adhesivo.

La **Tabla 3** muestra también el ángulo numérico que calcula el programa con los resultados del ensayo y el ángulo que se ha medido en el mismo, junto con la longitud de grieta correspondiente. Se observa que la predicción numérica se acerca bastante a la medida experimental. En las probetas 1 y 2 no aparece ángulo experimental debido a que se perdió la trazabilidad de las imágenes. Para las 4 probetas se muestra tanto el valor de G_c como su desviación típica, utilizando como muestra los valores de G_c calculados con los puntos de la **Tabla 2**. La media de los 4 especímenes ofrece un valor de $G_c = 421,6$ J/m². Cabe destacar que para obtener el valor de G_{IC} sería necesario conocer el ángulo de mixicidad, lo cuál queda fuera del alcance del estudio. Sin embargo, sí se puede decir que el valor de G_{IC} sería menor que 421,6 J/m². Comparando con los resultados de [18], para el caso simétrico obtiene un valor de $G_{IC} = 300$ J/m², lo que puede llevar a pensar que, si aplicáramos la fórmula de la mixicidad, en el caso no simétrico se obtendría un valor parecido. La corrección de a medida da la diferencia entre la longitud de grieta medida en el ensayo y la calculada por el programa,

dando un buen resultado.

Después del ensayo de los especímenes, se procede a la apertura completa de las probetas para así ver el modo de fallo, en este caso, delaminación pura (**Figura 26**).



Figura 26. Modo de fallo de curado sin adhesivo.

4.3. Resultados de curado con adhesivo.

El proceso de curado con adhesivo consiste en el curado conjunto de las dos semimitades frescas junto con el adhesivo. Para ello se ha realizado un único ciclo de curado controlado por el adhesivo. Se han ensayado 4 probetas, cuyas curvas $P - \delta$ se muestran en la **Figura 27**.

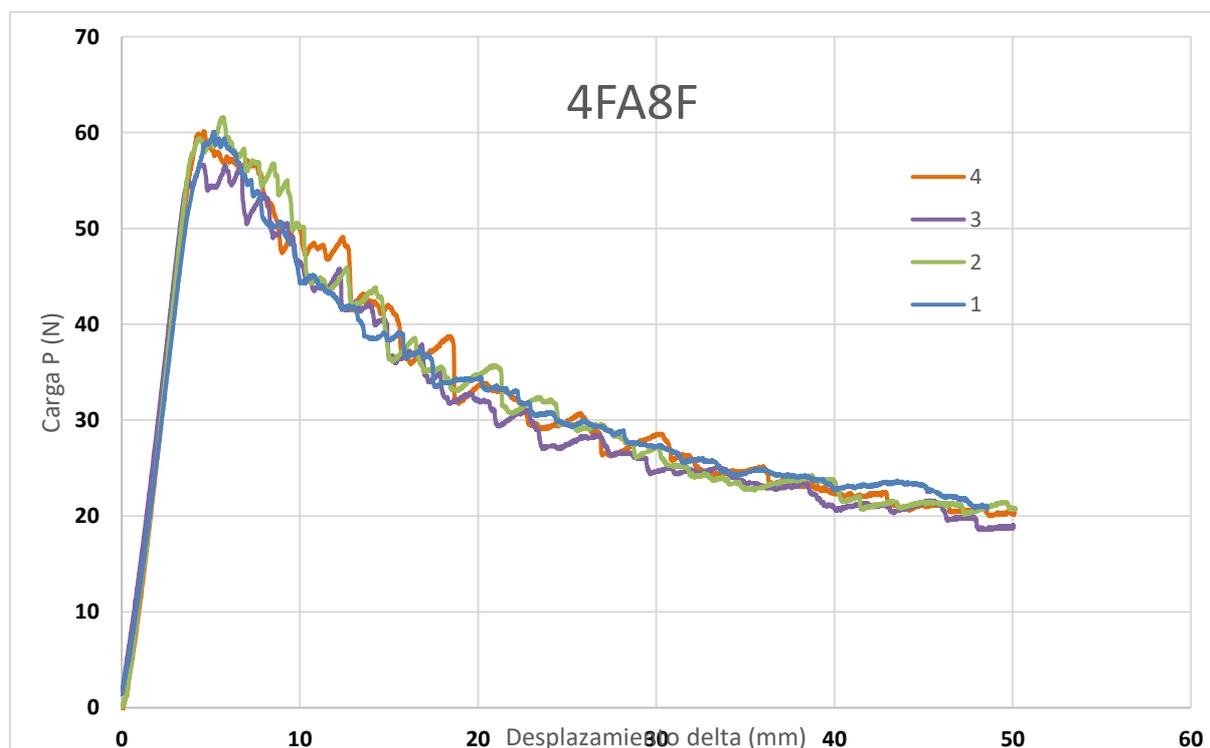


Figura 27. Curvas $P - \delta$ para el proceso 4FA8F.

Todas las curvas se comportan de manera similar, aunque algunas presentan algún salto de forma suave. Además, la carga para la que comienza a propagarse la grieta también es similar. Aunque sean pequeños, el hecho de que aparezcan saltos en la evolución hace que en algunos casos no sea posible utilizar los puntos δ tomados del ensayo para calcular G_C . Esto se debe a que desde el punto de vista del cálculo de la tenacidad a fractura, es más adecuado tomar puntos que estén en la curva de propagación, por ello, cuando aparecen se eligen los puntos manualmente.

Probeta 1		Probeta 2		Probeta 3		Probeta 4	
δ (mm)	P(N)						
8,10	50,56	12,30	44,90	9,00	49,90	11,90	47,67
12,30	41,74	16,00	37,66	12,50	41,48	14,50	41,21
17,50	33,84	20,00	34,63	16,00	37,00	20,10	33,71
24,20	30,55	23,00	32,00	22,00	30,55	25,20	30,16
30,50	27,00	29,60	26,73	26,00	28,17	29,40	27,92
38,70	23,84	37,00	23,57	33,00	24,75	35,00	24,62
46,80	21,86	47,90	20,54	45,00	21,33	45,00	21,07

Tabla 4. Puntos utilizados para calcular G_C .

Grandes desplazamientos con Bloques							
	$G_C=f(\delta;k)$	Predicción numérica		Resultado Experimental			Corrección de a medida
		β° Numerica	a	β° Exp.	a		
4F+A+8F_1	609,2±12,2	10,6	72,5	11,2	68	±	4,7±0,3
4F+A+8F_2	620,3±35,3	10,4	70,3	9,4	68	±	7,1±3,7
4F+A+8F_3	598,7±20,5	10,0	70,0	9,4	68	±	69,9±18,5
4F+A+8F_4	632,2±43,1	10,8	73,9	10,5	68	±	73,5±17

Tabla 5. Resultados del proceso 4FA8F.

A la vista de los resultados mostrados en la **Tabla 5**, para el proceso de curado con adhesivo se obtiene un valor medio de $G_C = 615.1 \text{ J/m}^2$. Respecto al ángulo β , la predicción numérica se acerca bastante al medido del ensayo, estando la diferencia entre ambos en torno a 1° . Además de conocer el valor de G_C se precisa saber el modo de fallo, por lo que se procede a mostrar las probetas ensayadas junto con su curva experimental correspondiente.

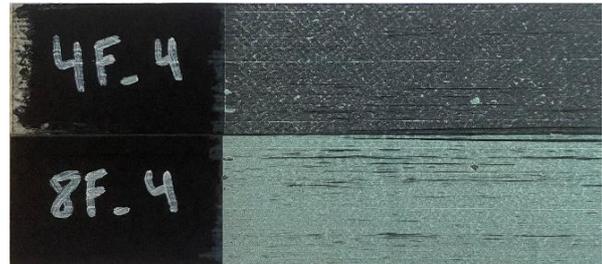
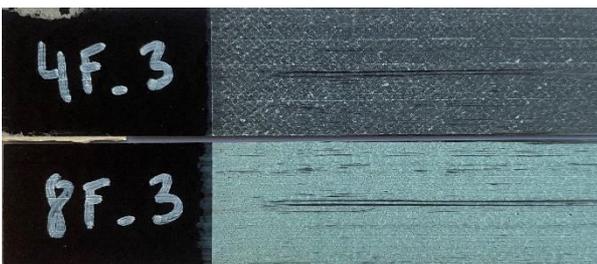
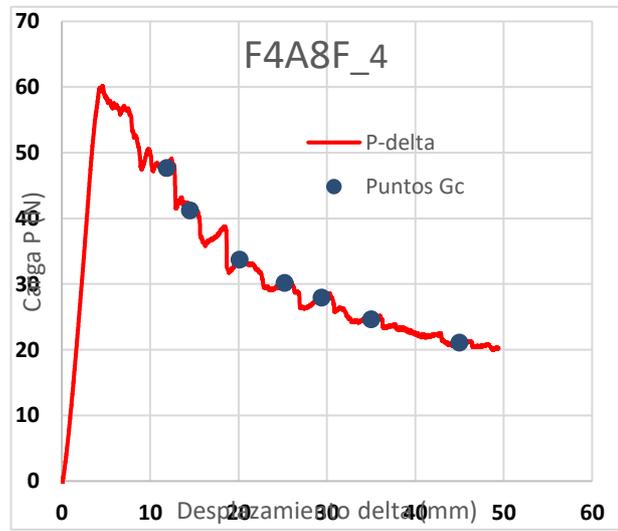
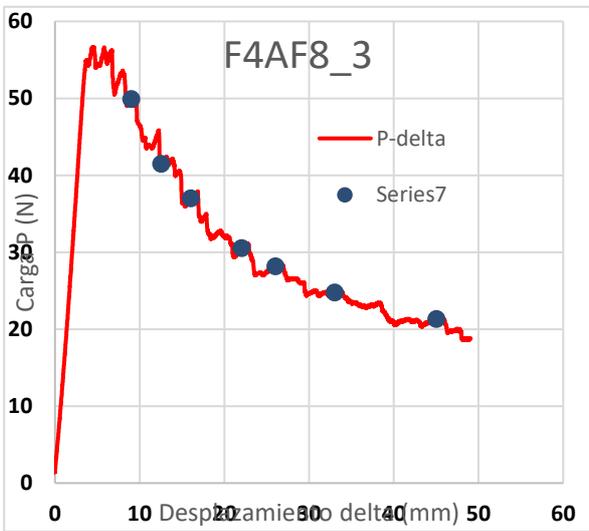
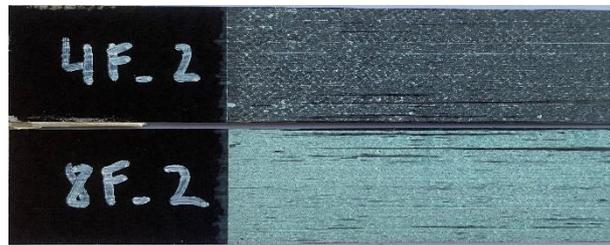
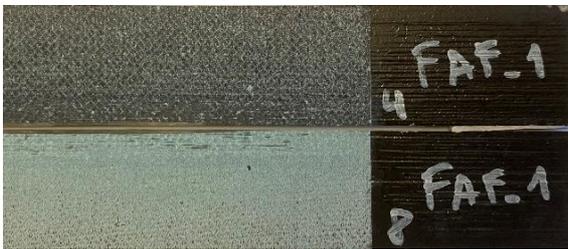
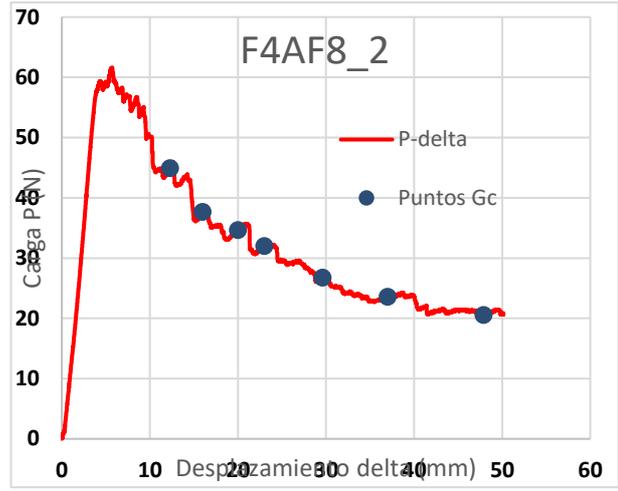
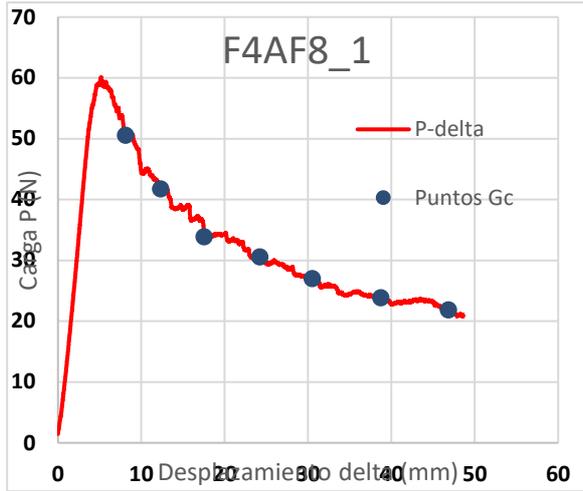


Figura 28. Curvas P - δ junto con probeta ensayada.

De las imágenes de la **Figura 28** se deduce que el modo de fallo es adhesivo, fallo en la interfase adherente-adhesivo, quedando este en la semimitad de 8 capas (la más rígida). Se observan algunas vetas negras en el adhesivo, pero esta delaminación es despreciable.

4.4. Resultados de Co-Bonding 1 (8CA4F).

En el proceso Co-Bonding 1 la semimitad de 8 capas estaba curada previamente y la de 4 fresca. Para este procedimiento se han ensayado 4 probetas que se han referenciado como 8C4F_X, donde el 8C hace referencia al adherente curado previamente y el 4F al que se une fresco, la X es el número de la probeta ensayada.

En primer lugar, se muestran la gráfica $P - \delta$ de manera conjunta obtenidas de los ensayos (**Figura 29**). Se observa que hay poca dispersión entre las curvas. En todas las probetas aparece el fenómeno de stick-slip, aunque no de manera brusca. Debido a este fenómeno, los puntos que se han tomado para el cálculo de G_c no son los valores de δ obtenidos durante en el ensayo (los correspondientes a las marcas laterales). El motivo es que desde el punto de vista del cálculo de G_c , es mejor tomar puntos que estén en la curva de propagación o en la parte alta de los saltos, además de que los saltos dificultan en gran medida la toma de datos en relación a la grieta, tal y como pasaba en el caso anterior. Los valores de δ elegidos para cada probeta se adjutan en la **Tabla 6** junto con el valor de carga (P) correspondiente.

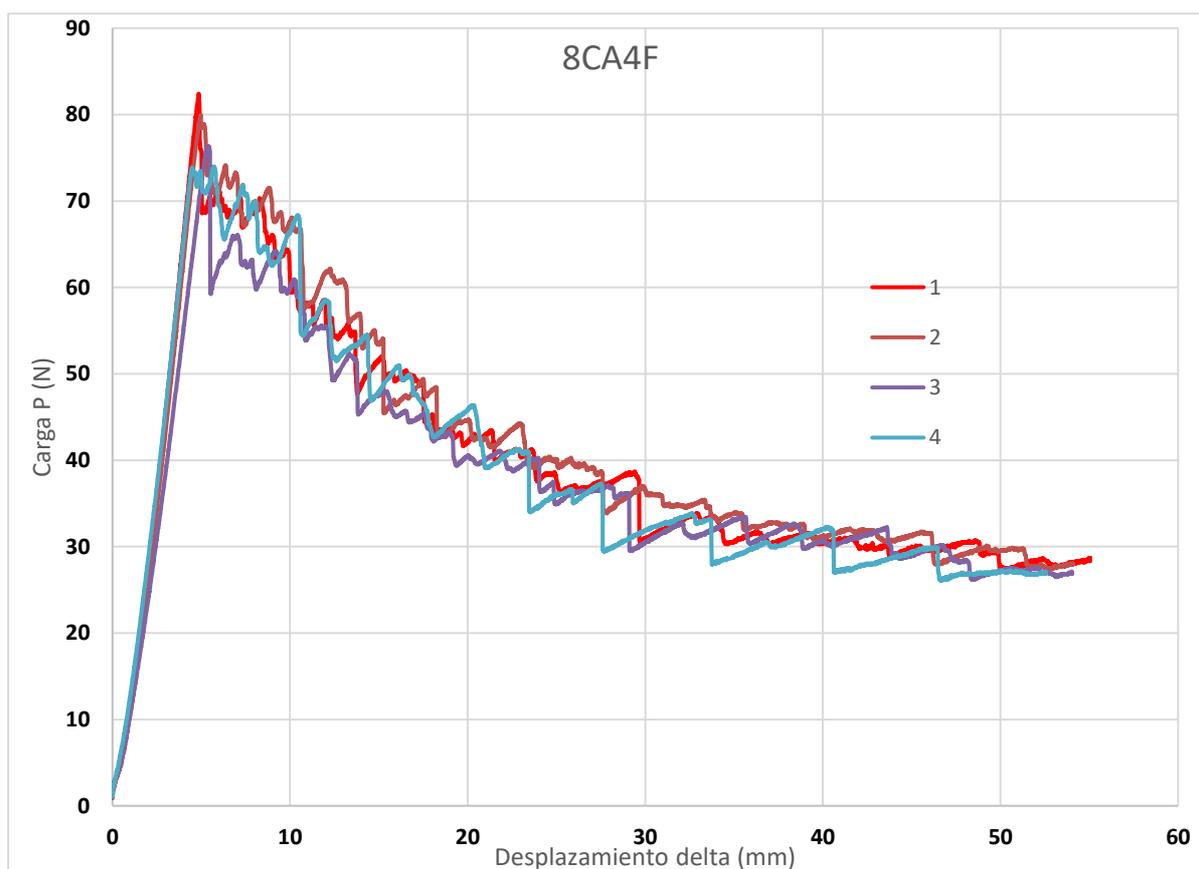


Figura 29. Curvas $P - \delta$ para Co-Bonding 1.

Probeta 1		Probeta 2		Probeta 3		Probeta 4	
δ (mm)	P(N)						
11,8	58,20	13,00	60,70	12,00	55,31	11,70	57,67
15	51,62	17,20	48,32	15,50	47,54	15,80	50,31
21	42,93	19,60	44,37	19,00	43,19	19,70	45,29
27,5	37,40	27,20	38,45	27,50	36,61	22,80	41,21
33,5	33,19	34,70	33,58	35,00	33,05	26,80	36,47
41,5	31,08	44,10	30,69	46,50	30,02	26,50	35,82
53,6	27,92	52,90	27,52	53,00	26,86	33,00	32,79
						39,50	31,60
						45,50	29,63

Tabla 6. Puntos seleccionados para calcular G_c para 8C4F.

Después de procesar los resultados de los ensayos mediante las herramientas de Excel y Wolfram Mathematica se obtienen los siguientes valores.

Grandes desplazamientos con Bloques						
	$G_c=f(\delta;k)$	Predicción numérica		Resultado Experimental		Corrección de a medida
		β^o Numerica	a	β^o Exp.	a	
4F+8C_1	884,6±21,3	12,1	72,1	12,1	68	72±18,1
4F+8C_2	909±47,9	12,1	71,3	11,0	68	72,7±17,9
4F+8C_3	879,3±23,2	12,1	72,1	12,5	68	72,7±18,7
4F+8C_4	866,2±32,3	11,8	71,8	10,6	68	70±12,7

Tabla 7. Resultados de Co-Bonding 1.

Analizando los resultados anteriores, se obtiene una G_c media de 884,8 J/m². Respecto a los ángulos, se observa que los valores obtenidos mediante imágenes del ensayo son muy similares a los calculados por el programa, con diferencias del orden de 1 grado. Para analizar el modo de fallo de las probetas se procede a la apertura completa de las mismas, se adjunta una foto de cada una con su respectiva curva P – δ y los puntos utilizados para calcular G_c .

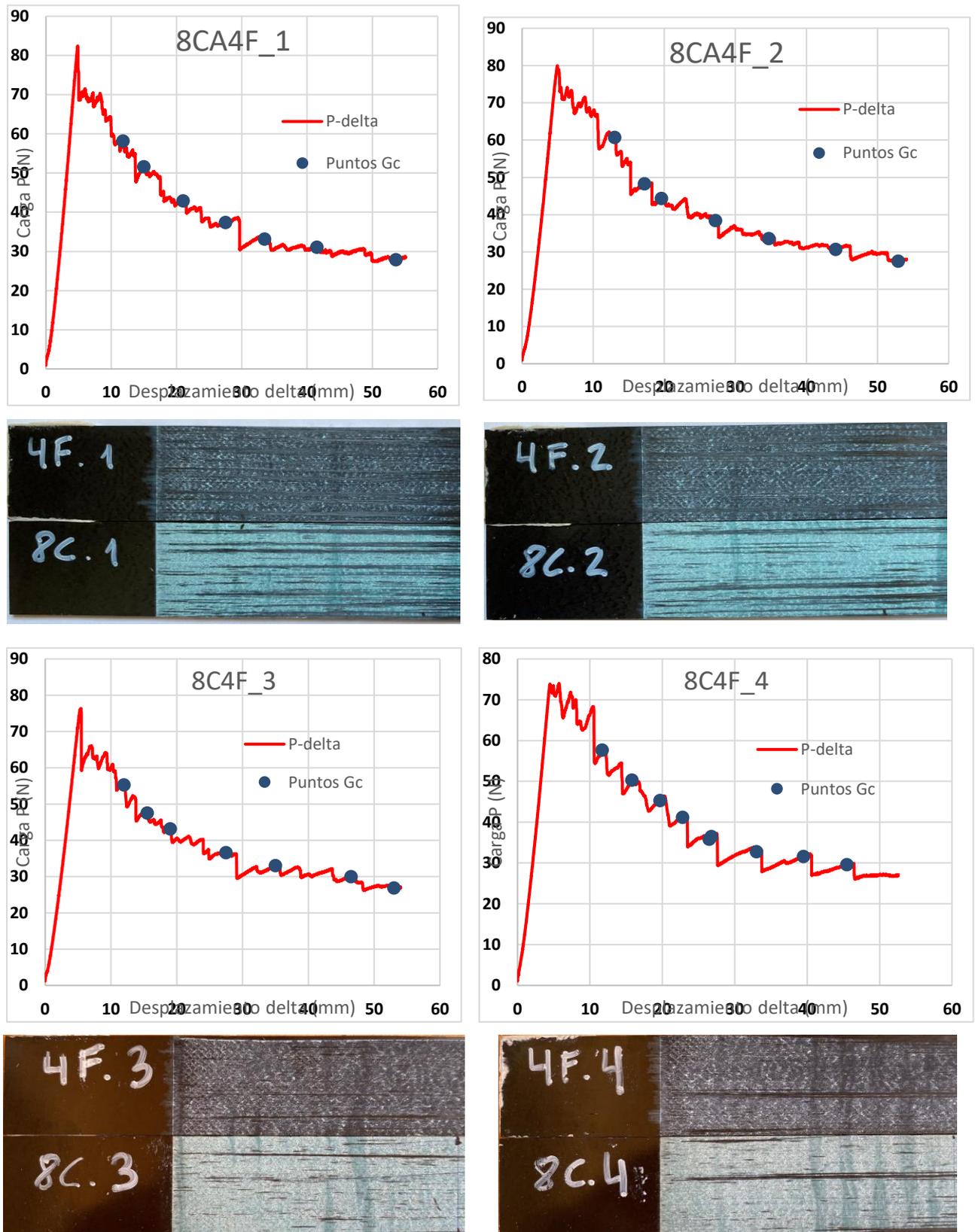


Figura 30. Curvas P- δ del proceso Co-Bonding 8C4F con sus respectivos modos de fallo.

Observando las probetas se deduce que el modo de fallo ha sido adhesivo, es decir, la grieta avanza a través de la interfase sustrato-adhesivo. La muestra de ello es que las coloraciones en las dos semiprobetas son distintas, siendo el color en la cara curada previamente (8 capas) más claro, indicando la presencia de adhesivo. El

fenómeno stick-slip deja marca en el adhesivo en forma de franjas más oscuras, que representan la propagación inestable de la grieta. A priori no se conoce si la deposición del adhesivo en el adherente correspondiente se debe a que es la semimitad más rígida o debido a que es la curada previamente, cuando se analice el caso de Co-Bonding 2 se llegará a una conclusión. Aunque el fallo sea adhesivo, si se analizan las imágenes se observa que también aparece algo de delaminación, poniéndose de manifiesto en pequeñas vetas negras. Sin embargo, se puede despreciar a efectos de cálculo de G_c .

Si se observan las probetas una vez abiertas con detenimiento, se detecta que existe una curvatura en dirección longitudinal en la semimitad de 8 capas (la curada previamente), sin embargo, no se detecta en la dirección transversal, debido probablemente a la rigidez del adherente. Esta curvatura presente en la semimitad precurada parece indicar la presencia de tensiones residuales que al desaparecer la restricción provocan las deformaciones. Este hecho ya fue constatado en [18].



Figura 31. Curvatura apreciada en la semimitad precurada de Co-Bonding 1.

4.5. Resultados de Co-Bonding 2 (8FA4C).

En el proceso Co-Bonding 2 la semimitad de 4 capas estaba curada previamente y la de 8 fresca. Para este procedimiento se han ensayado 4 probetas que se han referenciado como 4C8F_X, donde el 4C hace referencia a la semimitad curada previamente y el 8F a la que se une fresca, la X es el número de probeta.

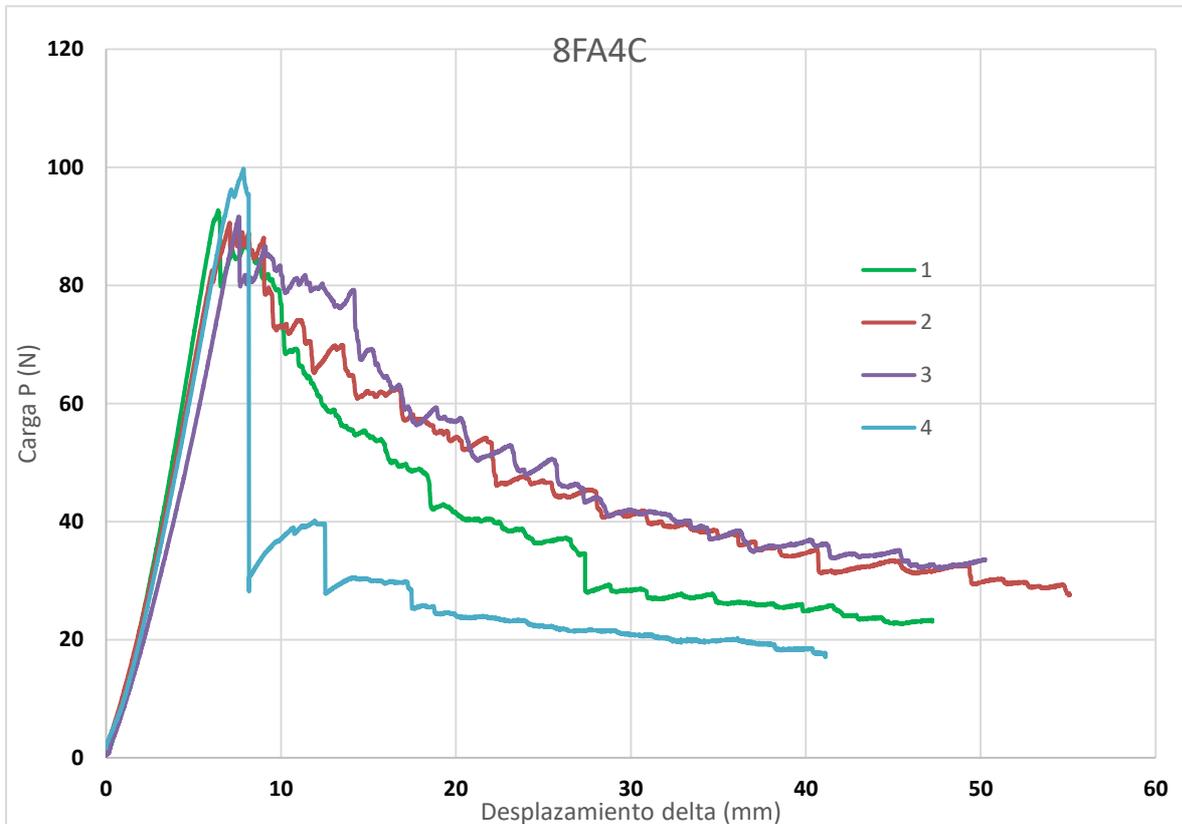


Figura 32. Curvas $P - \delta$ para Co-Bonding 8FA4C.

En la **Figura 32** se presentan conjuntamente las curvas $P - \delta$ obtenidas del ensayo, observándose una gran dispersión entre ellas. Para calcular G_C no se han tomado los puntos obtenidos del ensayo por la misma razón que en los procesos anteriores, la presencia de saltos, por lo que se han tomado manualmente. En la siguiente tabla se muestran los puntos tomados.

Probeta 1		Probeta 2		Probeta 3		Probeta 4	
δ (mm)	P(N)						
10,50	69,00	13,10	69,79	15,30	68,47	11,80	39,77
12,80	58,73	16,60	62,41	20,10	57,14	14,00	30,28
18,12	48,46	21,50	53,86	23,00	52,81	16,60	29,76
23,28	38,58	28,00	45,04	25,30	50,31	19,30	24,50
28,60	29,10	35,90	37,79	31,00	41,61	25,60	22,12
35,35	26,20	45,20	33,31	40,50	35,94	32,60	19,62
44,30	23,84	52,80	28,97	44,90	34,77	39,90	18,31

Tabla 8. Puntos tomados para calcular G_C

Una vez seleccionados los puntos se procede al cálculo de los parámetros de interés, los cuales se adjuntan en la siguiente tabla.

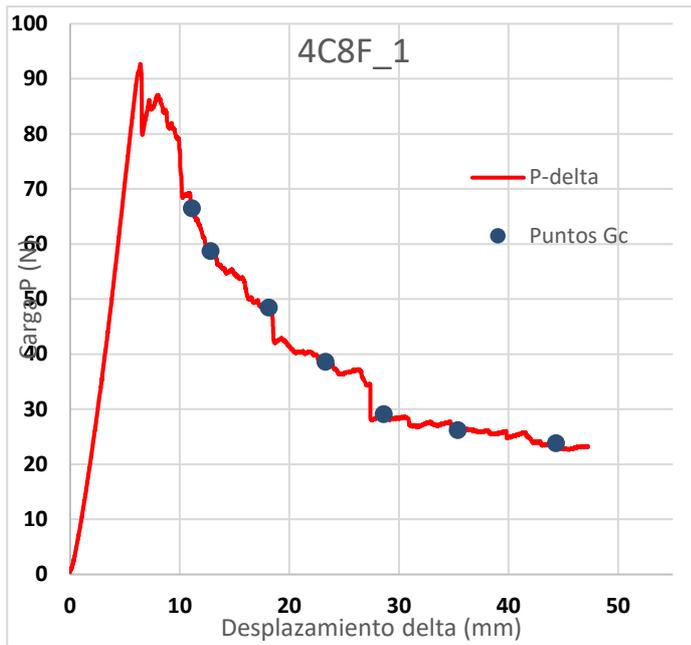
Grandes desplazamientos con Bloques					
	$G_c=f(\delta;k)$	Predicción numérica		Resultado Experimental	
		β° Numerica	a	β° Exp.	a
		4C+8F_1	819,4±157,8	11,5	78,3
4C+8F_2	1114±108,4	12,9	69,0	12,0	68
4C+8F_3	1168,2±96	13,4	73,4	12,4	68
4C+8F_4	445,3±44,2	8,4	70,4	8,1	68

Tabla 9. Resultados de Co-Bonding 2 (8FA4C).

La tabla anterior muestra la variabilidad de los resultados obtenidos en este caso de co-bonding, por lo que se va a analizar cada probeta por separado para entenderlo. Respecto a los ángulos, la predicción numérica y el resultado experimental son muy similares.

4.5.1 Probeta 1.

En primer lugar, en la **Figura 33** mostramos su curva $P - \delta$ con los puntos utilizados para calcular G_C junto con una imagen de la probeta después del ensayo. A la derecha de la curva se ha añadido una tabla con los valores de G calculados por el programa para cada uno de los puntos tomados. Si se observa el modo de fallo obtenido, se deduce que este ha sido un modo mixto adhesivo/delaminación, quedándose el adhesivo en el adherente que ha sido curado previamente. Además, la zona delaminada aumenta a medida que avanza la grieta. Esto se pone de manifiesto si analizamos los valores de G obtenidos para cada punto, ya que debido a que la tenacidad a fractura de una unión sin adhesivo es inferior que cuando hay adhesivo, a medida que aumenta la zona delaminada disminuye la G , como se demuestra en la tabla a la derecha de la curva.



δ (mm)	P (N)	G (J/m ²)
11,1	66,50	1045,57
12,8	58,73	972,85
18,12	48,46	942,31
23,28	38,58	821,30
28,6	29,10	649,31
35,35	26,20	646,76
44,3	23,84	657,43

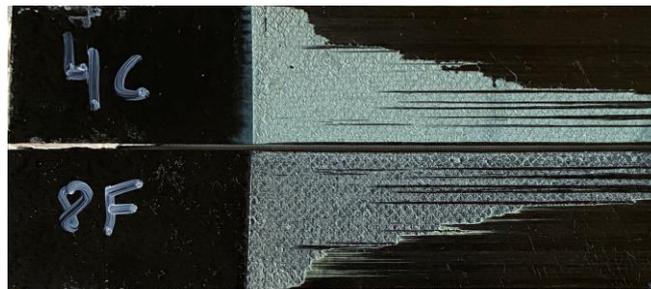


Figura 33. Curva P – δ junto con valores de G_c calculados y modo de fallo para 4C8F_1.

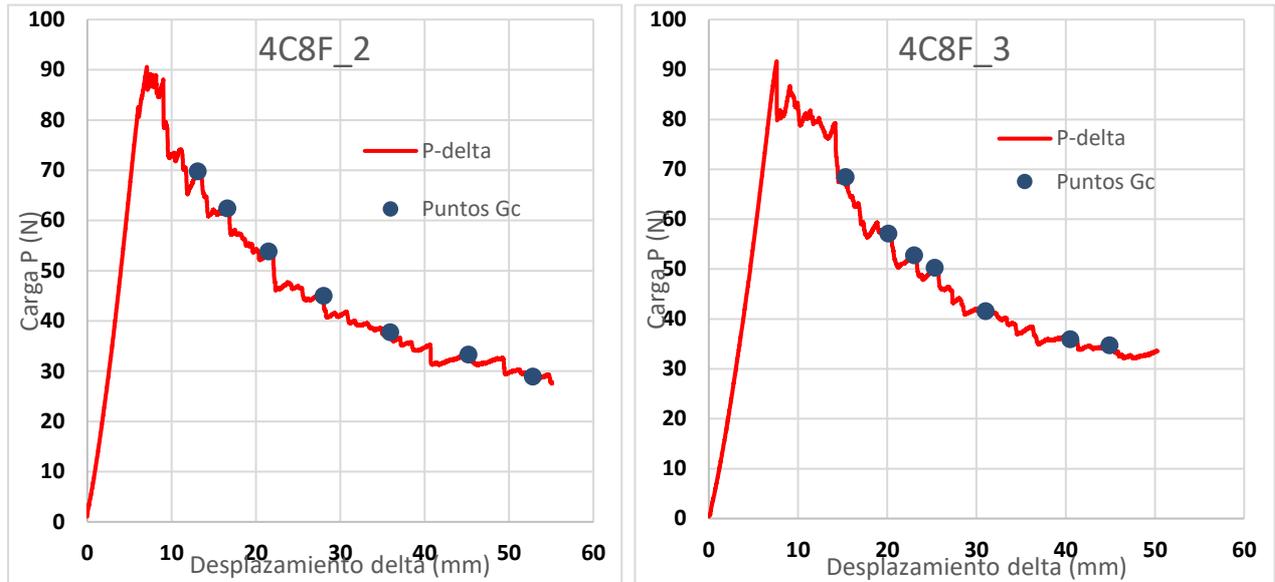
Este modo mixto provoca que la tenacidad a la fractura de esta probeta ($G_C = 819,4 \text{ J/m}^2$) no sea la real, ya que está considerando ambos modos de fallo. Para poder obtener la asociada al fallo adhesivo se va a utilizar la siguiente ecuación,

$$G_{c|\text{ensayo}} = \frac{G_{c|\text{adhesivo}}A_{\text{adhesivo}} + G_{c|\text{delaminada}}A_{\text{delaminada}}}{A_{\text{total}}} \quad (8)$$

en la que se considera que la G obtenida del ensayo es una media ponderada con el área afectada de la G asociada al fallo adhesivo y la G asociada a la delaminación. Despejando de la ecuación anterior se obtiene la G_C asociada al fallo adhesivo, utilizando para la G_C de la zona delaminada la obtenida en los ensayos de la unión sin adhesivo, de la que se obtuvo una $G_C = 421,6 \text{ J/m}^2$. Para calcular el área se ha realizado un análisis de la imagen mediante CATIA V5, obteniéndose un valor de 39,7 % de área delaminada, respecto al área total de pelado. Realizando el cálculo se obtiene una $G_C = 1081,63 \text{ J/m}^2$.

4.5.2 Probetas 2 y 3.

Las probetas 2 y 3 dan resultados muy parecidos, tanto en las curvas P – δ como en el valor de G_C , de ahí que se analicen conjuntamente. En la siguiente figura se adjuntan las respectivas curvas con los puntos utilizados y el modo de fallo resultante.



En ambos casos el fallo vuelve a ser adhesivo con presencia de delaminación, quedando el adhesivo en el adherente curado previamente.

4.5.3 Probeta 4.

El caso de esta probeta es particular, ya que se obtiene un valor muy bajo de tenacidad a fractura, $G_C = 445,3 \text{ J/m}^2$. Además, la gráfica presenta un salto muy grande al comienzo que hace que se separe mucho de las otras curvas. Esto sugiere pensar que la grieta ha migrado de capa fruto de ese gran salto, de ahí ese valor tan bajo de tenacidad. Si observamos la foto del modo de fallo (**Figura 34**), observamos que efectivamente la grieta migra de capa al principio, provocando que prácticamente toda la probeta haya delaminado.



Figura 34. Modo de fallo de la probeta 4C8F_4.

Para hacer más patente este efecto, se va a mostrar la curva $P - \delta$ de esta probeta de forma conjunta con las curvas del curado sin adhesivo.

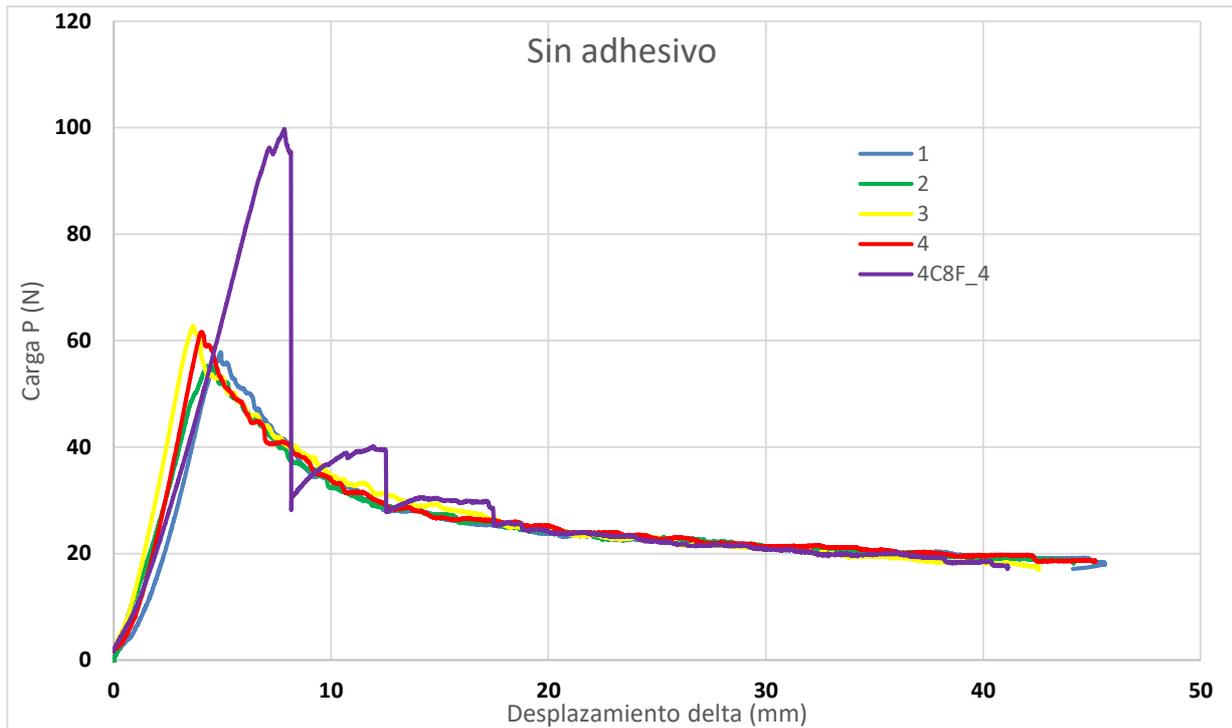


Figura 35. Curva 4C8F_4 juntos con las curvas de curado sin adhesivo.

A la vista de la figura anterior, la probeta en estudio se comporta igual que las que no llevaban adhesivo, quedando patente en cómo su curva se ajusta perfectamente a las demás después de producirse los saltos que originan que la grieta migre de capa. Si ahora tomamos los puntos de manera que estén en la zona que no hay saltos (zona delaminada) la G_C que se obtiene es $G_C = 420,7 \text{ J/m}^2$, la misma que en el caso de no tener adhesivo. Además, el ángulo calculado en la **Tabla 9** también se corresponde con el primer caso estudiado.

Como conclusión, esta probeta no puede ser utilizada para analizar el caso de Co-Bonding, ya que, debido a la migración de capa de la grieta, se comporta igual que si no tuviera adhesivo.

4.5.4 Resultado final.

Para finalizar este proceso, se presenta una tabla con las tenacidades obtenidas después del análisis presentado, descartando la probeta 6 por los motivos explicados anteriormente.

Grandes desplazamientos con Bloques					
	$G_c=f(\delta;k)$	Predicción numérica		Resultado Experimental	
		β^e Numerica	a	β^e Exp.	a
4C+8F_1	1081,63 ±157,8	11,5	78,3	10,8	68
4C+8F_2	1114±108,4	12,9	69,0	12,0	68
4C+8F_3	1168,2±96	13,4	73,4	12,4	68

Calculando la media de las 3 probetas anteriores, para el proceso de Co-Bonding 2 (4C8F) se obtiene una tenacidad a fractura de $G_C = 1121,3 \text{ J/m}^2$. Si se analizan los adherentes curado previamente (4 capas), se observa que también existe la curvatura longitudinal que aparecía en el caso de Co-Bonding 1 en el adherente de 8 capas. Sin embargo, en este caso también aparece curvatura en la dirección transversal, siendo apreciable debido a la menor rigidez del adherente.

4.6. Resumen de resultados.

Una vez presentados los resultados de todos los procedimientos por separado, se va a proceder a mostrar un resumen del total de ensayos realizados. En la siguiente tabla se exponen los resultados medios de cada procedimiento.

	Grandes desplazamientos con bloques				
	$G_c=f(\delta;k)$	Predicción numérica		Resultado Experimental	
		β^o Numerica	a	β^o Exp.	a
4F+8F (sin adhesivo)	421,6	8,7	72,3	9,0	67,5
4F+A+8F (con adhesivo)	615,1	10,4	71,7	10,1	67,5
8C+A+4F (Co-Bonding 1)	884,8	12,0	71,8	11,6	67,5
8F+A+4C (Co-Bonding 2)	1121,3	12,6	73,6	11,3	67,5

Tabla 10. Resumen de resultados.

A la vista de la **Tabla 10** se deduce que la presencia de adhesivo aumenta la tenacidad a fractura, así como el curado de los adherentes. Además, la predicción del ángulo de giro de las probetas coincide en gran medida con el obtenido experimentalmente de los ensayos.

5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este capítulo se van a presentar las conclusiones de la campaña de ensayos realizada, así como los posibles trabajos a llevar a cabo en el futuro. Se han realizado ensayos sobre probetas de fibra de carbono de 8 + 4 capas fabricadas mediante los procedimientos de: curado sin adhesivo, curado con adhesivo, y las dos opciones de co-bonding.

5.1. Conclusiones.

Las conclusiones generales obtenidas son las siguientes:

1. El proceso de Co-Bonding 2 (4CA8F) es el que otorga mayor tenacidad a fractura, seguido de Co-Bonding 1 (8CA4F), curado con adhesivo y por último el curado sin adhesivo.
2. La presencia de adhesivo mejora la tenacidad a fractura de la unión.
3. En el proceso de Co-Bonding 1 (8CA4F), se produce una curvatura en dirección longitudinal en el adherente curado previamente debido a la presencia de tensiones residuales. Para el proceso de Co-Bonding 2 (8FA4C), debido a que el adherente pre-curado es el de 4 capas, se produce curvatura en las dos direcciones, apreciable esta segunda debido al menor número de capas y, por tanto, a la menor rigidez.
4. Se valida el modelo de estimación del ángulo de giro de la probeta durante el ensayo, ya que los resultados numéricos y experimentales coinciden.
5. Los modos de fallo para cada procedimiento son los siguientes:
 - Curado sin adhesivo: delaminación pura.
 - Curado con adhesivo (8FA4F): fallo adhesivo, quedando este depositado en la semimitad de 8 capas.
 - Co-Bonding 1 (8CA4F): fallo adhesivo, quedando este depositado en el adherente curado previamente (8 capas).
 - Co-Bonding 2 (8FA4C): fallo adhesivo, quedando este depositado en el adherente curado previamente (4 capas).
6. Para el proceso de Co-Bonding, el adhesivo siempre se queda en el adherente curado previamente, independientemente de si es el más rígido.
7. El tratamiento de las superficies a encolar mediante lijado con chorro de arena en vez de con peel-ply da buenos resultados.

5.2. Trabajos futuros.

Se sugieren los siguientes trabajos para continuar con la investigación realizada:

- Completar la campaña realizando ensayos para el procedimiento de encolado secundario o bonding.
- Realizar más ensayos para el procedimiento de Co-Bonding 2 (4CA8F), ya que, es el que presenta mayor dispersión en los resultados.
- Repetir la campaña para los procesos de curado con adhesivo y co-bonding cambiando el ciclo de curado. Para el primero utilizar el ciclo del laminado en lugar del ciclo del adhesivo y para el co-bonding realizar el mismo cambio en el segundo curado.
- Realizar la campaña cambiando el adhesivo tipo knitted por uno tipo mat.

- Estudiar numérica y experimentalmente la mixicidad.
- Estudiar un sistema alternativo de cogida, para evitar tener que pegar una placa adicional cuando los adherentes tienen poco espesor.

REFERENCIAS

- [1] F. París, J. Cañas, J. C. Marín y A. Barroso, *Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*, Sevilla: Universidad de Sevilla, 2008.
- [2] J. Cañas, *Sobre los ensayos de tenacidad a fractura para evaluar la calidad de una unión encolada composite-composite*, Sevilla, 2019.
- [3] J. Reinoso, A. Blázquez, L. Távara, F. París y C. Arellano, «Damage tolerance of composite runout panels under tensile loading,» *Composites Part B: Engineering*, vol. 96, pp. 79-93, 2016.
- [4] N. Nasri, *Effect of an adhesive layer on the mode I delamination in unidirectional CFRP bonded joints*, Lausana: École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2017.
- [5] G. Irwin, «Analysis of Stresses and Strains near the End of a Crack Traversing a Plate,» *Journal of Applied Mechanics*, vol. E24, 1957.
- [6] F. Mujika, A. Arrese, A. Boyano y J. De Gracia, «Análisis de la descomposición de modos en ensayos de fractura interlaminar asimétricos,» *Materiales Compuestos*, vol. 1, pp. 130-133, 2017.
- [7] «ASTM D 6671. Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites,» 2006.
- [8] J. R. Reeder y J. R. Crews, «Mixed-Mode Bending Method for Delamination Testing,» *AIAA Journal*, vol. 28, nº 7, pp. 1270-1276, 1990.
- [9] V. Mollón, J. Bonhomme, J. Viña y A. Argüelles, «Mixed mode fracture toughness: An empirical formulation for GI/GII,» *Engineering Structures*, vol. 32, nº 11, pp. 3699-3703, 2010.
- [10] ASTM D5528-13, «Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites,» 2013.
- [11] ISO 15024 , «Fibre-reinforced plastic composites — Determination of mode I interlaminar fracture toughness, GIC, for unidirectionally reinforced materials».
- [12] AITM 1-0053, «Fibre reinforced plastics. Determination of interlaminar fracture toughness energy of bonded joints. Mode I. GIC test.».
- [13] J. G. Williams, «The fracture mechanics of delamination tests,» *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*, vol. 24, nº 4, pp. 207-214, 1989.
- [14] V. Pavelko, K. Lapsa y P. Pavlovskis, «Determination of the Mode I Interlaminar Fracture Toughness by Using a Nonlinear Double-Cantilever Beam Specimen,» *Mechanics of Composite Materials*, vol. 52, nº 3, pp. 347-358, 2016.
- [15] V. Sundararaman 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.
- [16] F. París y V. Mantic, «Relación entre las medidas de la mixicidad de los modos de fractura en las grietas de interfase,» *Anales de Mecánica de la Fractura*, pp. 155-160, 2004.
- [17] H. Jensen y M. Thouless, «Elastic fracture mechanics of the Peel-Test geometry.,» *J. Adhesion*, vol. 38, pp. 185-197, 1992.
- [18] A. Cañas, Ensayos de tenacidad a fractura para evaluar la calidad de una unión encolada composite-composite, Sevilla: US, 2020.
- [19] «IPS 05-01-002-03. Unidirectional Tape / 180°C Curing Class / Intermediate Modulus fibre».
- [20] «IPS 10-01-006-02. Structural adhesive systems-Film-Epoxy for composite bonding (135°C performance), 180°C cure. FM 300M and FM 300K.».
- [21] J. Hale, «Boeing Aeromagazine,» 2008. [En línea]. Available: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_2.html. [Último acceso: Julio 2020].
- [22] GERM, «Apuntes de Mecánica de la Fractura,» Sevilla.

