

UNIVERSIDAD DE OVIEDO

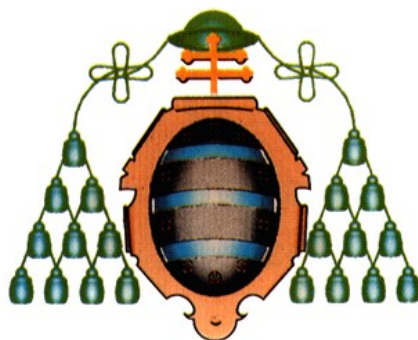
Programa de Doctorado de Ciencia y Tecnología de
Materiales

NUEVA METODOLOGÍA DE ENSAYO PARA LA
CARACTERIZACIÓN A FRACTURA EN MODO III DE
MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS

TESIS DOCTORAL

D. Anastasio José López Menéndez

Octubre 2015



UNIVERSIDAD DE OVIEDO

Programa de Doctorado de Ciencia y Tecnología de
Materiales

NUEVA METODOLOGÍA DE ENSAYO PARA LA
CARACTERIZACIÓN A FRACTURA EN MODO III DE
MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS

TESIS DOCTORAL

Dr. Jaime A. Viña Olay

Dr. Antonio Argüelles Amado



RESUMEN DEL CONTENIDO DE TESIS DOCTORAL

1.- Título de la Tesis	
Español: Nueva metodología de ensayo para la caracterización a fractura en modo III de materiales compuestos laminados.	Inglés: A new methodology for fracture characterization in mode III of laminated composites.
2.- Autor	
Nombre: Anastasio José López Menéndez	
Programa de Doctorado: Ciencia y Tecnología de Materiales (Interdepartamental) RD 778	
Órgano responsable: Departamento de Ciencia de los Materiales e Ingeniería Metalúrgica	

RESUMEN (en español)

El principal objetivo de esta tesis doctoral es el desarrollo de una nueva metodología de ensayo para la caracterización a fractura en modo III de materiales compuestos laminados. El modo de daño con más influencia en la pérdida de las propiedades mecánicas en los elementos estructurales fabricados con materiales compuestos laminados consiste en la formación y crecimiento de grietas interlaminares (deslaminación), tanto bajo cargas estáticas como dinámicas, siendo la deslaminación de compuestos laminados el mecanismo de fallo que más limita la vida de los mismos.

La sollicitación se transmite a la probeta mediante un dispositivo diseñado y fabricado expresamente para la realización de esta tesis, de tal forma que el ensayo se desarrolle bajo modo III puro.

Para la comprobación experimental de su funcionalidad se han utilizado dos materiales compuestos de calidad aeronáutica, de matriz epoxi y refuerzo unidireccional de fibra de carbono. Ambos materiales compuestos fueron fabricados con el mismo tipo de refuerzo unidireccional de fibra de carbono, HexTow® AS4, y diferentes tipos de matriz de resina epoxi para cada uno de ellos, Hexply® 8552 y Hexply® 3501-6 respectivamente. Las probetas empleadas, del tipo DCB y configuración simétrica, estructura $[0^\circ]_{16/S}$, poseen un inserto en el plano medio de su espesor como iniciador artificial de la deslaminación, cuya longitud inicial varía de 1 a 30 mm.

Con este nuevo método de ensayo se pretende determinar un valor para la tasa de relajación de energía necesaria para iniciar la deslaminación (G_{IIIc}), bajo modo III puro, que se pueda estimar como constante y característico de cada material analizado, demostrando mediante una técnica óptica denominada videocorrelación de imágenes digitales y basada en la fotogrametría, la pureza del modo III aplicado a través del análisis del campo de desplazamientos en el frente de la grieta.

De acuerdo a los resultados obtenidos, esta nueva metodología permite realizar ensayos bajo modo III de fractura casi puro, dado que la componente en modo II es prácticamente despreciable y la componente en modo I inexistente. Otra característica es la mejora de la calidad y facilidad de la instalación de la muestra en el dispositivo, lo que permite obtener resultados más repetitivos y con menor dispersión.



RESUMEN (en Inglés)

The main aim of this research is the development of a new testing methodology for characterizing to fracture in mode III of laminated composites. The most important damage mode in the loss of mechanical properties on structural elements made of laminated composite materials is the formation and growth of cracks interlaminar (delamination), both under static and dynamic loads, being the delamination of composite laminates the failure mechanism that limits of the structural element.

Loads are transmitted to the specimen by a device specifically designed and manufactured for this thesis, so that the test is carried out under pure mode III.

For experimental verification of its functionality were used two aircraft-grade composites, epoxy matrix and unidirectional carbon fiber reinforcement. Both composites were manufactured with the same type of unidirectional carbon fiber reinforcement, HexTow® AS4, and different types of epoxy resin matrix for each, HexPly® 8552 and HexPly® 3501-6 respectively. The specimens used, the DCB type and symmetrical configuration, $[0^\circ]_{16/S}$, having an insert in the average plane of its thickness as artificial initiator delamination, whose initial length varies from 1 to 30 mm.

The aim of this new test method is to determine a value for the energy release rate required to initiate delamination (G_{IIIc}) under pure mode III, which can be estimated as a constant and characteristic of each material analyzed, showing by an optical technique called digital imaging and photogrammetry based on the purity of the mode III applied by analyzing the displacement field in front of the crack.

According to the results, with this new methodology tests under fracture in mode III quasi pure can be carried out, because the component of II is negligible and mode component I nonexistent. Another feature is the improvement of the quality and ease of installation of the sample into the device, allowing more consistent results and less dispersion.

FOR-MAT-VOA-010-BIS



Universidad de Oviedo

Programa de Doctorado de Ciencia y Tecnología de
Materiales

Tesis Doctoral

**Nueva metodología de ensayo para la
caracterización a fractura en modo III de
materiales compuestos laminados**

Anastasio José López Menéndez

Directores:
Dr. Jaime A. Viña Olay
Dr. Antonio Argüelles Amado

Octubre 2015

*A mis hijos,
David e Iván*

Agradecimientos

Con esta tesis culmina mi paso por la universidad como estudiante, atrás quedan aquellos años en la antigua Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales de Gijón donde inicié mi carrera de Ingeniero Industrial en los años 90, quizás influenciado por una persona que siempre me animó a formarme como ingeniero y que estaría muy orgullosa de verme como Doctor, gracias abuelo.

Quiero agradecer sinceramente a los directores de mi tesis, Dr. Jaime A. Viña Olay y Dr. Antonio Argüelles Amado, por aceptarme para realizarla bajo su dirección, por su apoyo y paciencia, por su ayuda y por la amistad que me han brindado desde mis inicios en la Escuela.

Gracias a Roberto García García y a Miguel Lozano García por su colaboración en esta tesis y por su amistad.

Gracias a la Dra. Isabel Viña Olay por su amistad.

Muy especialmente quiero agradecer el apoyo de mi familia: mis padres Mabel y Tasio, mi hermana Eliana, Carlos, Adrián, y como no, a las personas que más tiempo me han cedido para poder realizar esta tesis, mi esposa Piroška y mis hijos David e Iván.

Gracias a todos.

Resumen

El principal objetivo de esta tesis doctoral es el desarrollo de una nueva metodología de ensayo para la caracterización a fractura en modo III de materiales compuestos laminados. El modo de daño con más influencia en la pérdida de las propiedades mecánicas en los elementos estructurales fabricados con este tipo de materiales consiste en la formación y crecimiento de grietas interlaminares (deslaminación), tanto bajo cargas estáticas como dinámicas, siendo éste el mecanismo de fallo que más limita la vida de los mismos.

Dentro de la deslaminación, este trabajo se centra en el estudio del comportamiento a fractura en modo III de materiales compuestos laminados. Con este objetivo, la sollicitación se transmite a la probeta mediante un dispositivo diseñado y fabricado expresamente para la realización de esta tesis, de tal forma que el ensayo se desarrolle bajo modo III puro.

Para la comprobación experimental de su funcionabilidad se han utilizado dos materiales compuestos de calidad aeronáutica, de matriz epoxi y refuerzo unidireccional de fibra de carbono. Ambos materiales compuestos fueron fabricados con el mismo tipo de refuerzo unidireccional de fibra de carbono, *HexTow*[®] AS4, y diferentes tipos de matriz de resina epoxi para cada uno de ellos, *Hexply*[®] 8552 y *Hexply*[®] 3501-6 respectivamente. Las probetas empleadas, del tipo DCB y configuración simétrica, estructura $[0]_{16/s}$, poseen un inserto en el plano medio de su espesor como iniciador artificial de la deslaminación, cuya longitud inicial varía de 1 a 30 mm.

Con este nuevo método de ensayo se pretende determinar un valor para la tasa de relajación de energía necesaria para iniciar la deslaminación bajo modo III puro, (G_{III}), que se pueda estimar como constante y característico de cada material analizado, demostrando mediante una técnica óptica denominada videocorrelación de imágenes digitales y basada en la fotogrametría, la pureza

del modo III aplicado a través del análisis del campo de desplazamientos en el frente de la grieta.

Del trabajo experimental realizado se puede concluir que la longitud del inserto iniciador, para ambos materiales, no tiene una influencia significativa, siendo independiente la tasa de relajación de energía bajo sollicitación de modo III de la longitud de grieta utilizada.

De los dos materiales, el material AS4/3501-6, cuya matriz es más frágil, proporciona valores más elevados de resistencia a la fractura bajo sollicitación de modo III en comparación con el material AS4/8552. Las dispersiones de los resultados obtenidos son relativamente bajas, en comparación con las obtenidas habitualmente para estos materiales.

El análisis fractográfico se corresponde con la fractura típica de modo III con importantes diferencias entre los materiales ensayados debidas a la diferente tenacidad de ambos.

Abstract

The main aim of this research is the development of a new testing methodology for characterizing to fracture in mode III of laminated composites. The damage mode most important in the loss of mechanical properties on structural elements made of laminated composite materials is the formation and growth of interlaminar cracks (delamination), both under static and dynamic loads, being this the failure mechanism that limits the life of the structural elements.

Within the field of delamination, this work is centered in the study of the fracture behavior in mode III of laminated composite materials. With this aim, loads are transmitted to the specimen by a device specifically designed and manufactured for this thesis, so that the test is carried out under pure mode III.

For experimental verification of its functionality were used two aircraft-grade composites, epoxy matrix and unidirectional carbon fiber reinforcement. Both composites were manufactured with the same type of unidirectional carbon fiber reinforcement, *HexTow*[®] AS4, and different types of epoxy resin matrix for each, *HexPly*[®] 8552 and *HexPly*[®] 3501-6 respectively. The specimens used, the DCB type and symmetrical configuration, $[0]_{16/S}$, having an insert in the average plane of its thickness as artificial initiator delamination, whose initial length varies from 1 to 30 mm.

The aim of this new test method is to determine a value for the energy release rate required to initiate delamination under pure mode III, (G_{IIIc}), which can be estimated as a constant and characteristic of each material analyzed, showing by an optical technique called digital imaging and photogrammetry based on the purity of the mode III applied by analyzing the displacement field in front of the crack.

From the experimental work made it can be concluded that the length of the insert, for both materials, has not a significant influence, being independent the energy release rate under load in mode III of the crack length.

The material AS4/3501-6, with brittle matrix, provides higher values of fracture strength under mode III of fracture in comparison with the materials AS4/8552. The dispersion of results obtained is relatively low in comparison with the values obtained, habitually, for these materials.

The fractographic analysis corresponds with the typical fracture of mode III, with important differences between the tested materials, being the cause, their different toughnesses.

Índice General

Agradecimientos.....	I
Resumen.....	III
Abstract	V
Índice de figuras.....	XI
Índice de tablas.....	XIX
1. <i>Objetivos y estructura del trabajo</i>.....	1
1.1 Objetivos	1
1.2 Estructura del trabajo	2
2. <i>Fractura en materiales compuestos</i>.....	5
2.1 Introducción a los materiales compuestos	5
2.1.1 Definición de material compuesto.....	5
2.1.2 Historia de los materiales compuestos. Aplicaciones	6
2.1.3 Fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica.....	13
2.1.3.1 Procesos de fabricación en molde abierto	13
2.1.3.2 Procesos de fabricación en molde cerrado.....	16
2.1.4 Funciones de fibras y matriz	19
2.2 Fractura interlaminar en compuestos.....	24
2.2.1 Introducción a la deslaminación	24
2.2.2 Modos de sollicitación	27
2.2.3 Mecánica de la fractura elástico lineal.....	28
2.2.3.1 Criterio tensional	29
2.2.3.2 Criterio energético.....	31
2.2.3.3 Tasa de relajación de energía	34

3. Estado del arte	37
3.1 Introducción	37
3.2 Método SCB “ <i>Split Cantilever Beam</i> ”	41
3.3 Método SSCB “ <i>Simplified Split Cantilever Beam</i> ”	44
3.4 Método MSCB “ <i>Modified Split Cantilever Beam</i> ”	46
3.5 Método ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”	50
3.6 Método ACPB “ <i>Anti-Clastic PLate Bending</i> ”	73
3.7 Método 4-ENF “ <i>Four Point-Bend End-Notched Flexure</i> ”	75
3.8 Método 4BPB “ <i>Four-Point Bending Plate</i> ”	77
3.9 Método CRS “ <i>Crack Rail Shear</i> ”	78
3.10 Método STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”	81
3.11 Método SST “ <i>Split Shear Torsión</i> ”	85
3.12 Método de Torsión.....	87
4. Procedimiento experimental	89
4.1 Introducción	89
4.2 Descripción de los materiales empleados en los ensayos	90
4.2.1 Material AS4/8552	94
4.2.2 Material AS4/3501-6	95
4.3 Geometría de las probetas.....	97
4.4 Procedimiento general de ensayo	98
4.4.1 Equipo empleado	98
4.4.2 Descripción del dispositivo de ensayo	100
4.4.3 Acondicionamiento de las probetas.....	104
4.5 Ensayo en modo III estático.....	106
4.5.1 Introducción	106
4.5.2 Metodología de ensayo.....	107
4.6 Estudio de las componentes de modo I, II y III mediante videocorrelación de imágenes digitales	110
4.6.1 Introducción al método fotogramétrico	110
4.6.1.1 Equipos y material utilizado. Características... 111	
4.6.1.2 Preparación de ensayos	113
4.6.2 Determinación del campo de desplazamientos mediante videocorrelación de imágenes digitales	114
4.7 Formulación para el cálculo de la tasa de relajación de energía bajo modo III de sollicitación a fractura	123

4.7.1 Tasa de relajación de energía según la Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas (considerando alabeo de la sección)	128
4.7.2 Tasa de relajación de energía según la Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas (sin alabeo de la sección)	128
5. Resultados experimentales	131
5.1 Introducción	131
5.2 Resultados modo III estático.....	131
5.2.1 Evolución de la tenacidad a fractura en modo III con la longitud de deslaminación inicial.....	132
5.3 Componentes de modo I, II y III de fractura durante los ensayos	135
5.4 Análisis fractográfico	146
5.4.1 Fractografía sobre material AS4/8552.	146
5.4.2 Fractografía sobre material AS4/3501-6.	152
6. Conclusiones	157
6.1 Respecto a la metodología de ensayo.	157
6.2 Respecto al tipo de material.	158
6.3 Respecto al análisis fractográfico	158
Bibliografía.....	161

Índice de figuras

Figura 2.1.	Distribución de material en peso en la aeronave Airbus A350 XWB (<i>www.airbus.com</i>).....	11
Figura 2.2.	Distribución de material en peso en la aeronave Boeing 787 Dreamliner (<i>www.boeing.com</i>).	12
Figura 2.3.	Comparación de las características específicas de fibras, Mallick [9].....	21
Figura 2.4.	Tipos de compuestos basados en la geometría del refuerzo: materiales compuestos reforzados con partículas (PC, <i>Particulate composites</i>), con escamas (F-RC, <i>Flake Reinforced Composites</i>) o con fibras (FRC, <i>Fiber Reinforced Composites</i>), Kaw [5].	24
Figura 2.5.	Ejemplos de deslaminación en aeronaves.....	26
Figura 2.6.	Posibles causas de iniciación a la deslaminación, Hodgkinson [14].....	27
Figura 2.7.	Modos de sollicitación o de carga: modo I, modo II y modo III.....	28
Figura 2.8.	Estado tensional de un elemento cercano al frente de grieta.....	30
Figura 2.9.	Carga–desplazamiento de un sólido agrietado.....	33
Figura 2.10.	Representación gráfica del criterio de fractura.	34
Figura 2.11.	Cuerpo agrietado.....	35
Figura 3.1.	Geometría de la probeta SCB “ <i>Split Cantilever Beam</i> ”, SSCB “ <i>Simplified Split Cantilever Beam</i> ” y MSCB “ <i>Modified Split Cantilever Beam</i> ”.	41
Figura 3.2.	Configuración del ensayo SCB “ <i>Split Cantilever Beam</i> ”, Donaldson [41].	42
Figura 3.3.	Dispositivo de ensayo SCB “ <i>Split Cantilever Beam</i> ”, Rizov et al. [54].....	43

Figura 3.4.	Parte del dispositivo de carga (arriba), SCB “ <i>Split Cantilever Beam</i> ”, y carga sobre la mitad de la probeta (abajo), Rizov et al. [54].	43
Figura 3.5.	Geometría de la probeta SCB “ <i>Split Cantilever Beam</i> ”, Hwang y Hu [48].	45
Figura 3.6.	Geometría de la probeta SSCB “ <i>Simplified Split Cantilever Beam</i> ”, Hwang y Hu [48].	45
Figura 3.7.	Dispositivo modificado para ensayo MSCB “ <i>Modified Split Cantilever Beam</i> ”, Szekrényes [55].	48
Figura 3.8.	Geometría de la probeta ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”.	51
Figura 3.9.	Mallado y condiciones de contorno para el modelos de elementos finitos Zhao y Wang [64].	52
Figura 3.10.	Geometría de la probeta ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” para ensayo de deslaminación bajo modo III, Zhao y Wang [64].	53
Figura 3.11.	Geometría de ensayo ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” según Suemasu [56].	54
Figura 3.12.	Fotografía y geometría del dispositivo utilizado por Suemasu [56] en el ensayo ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”.	55
Figura 3.13.	Curva carga-desplazamiento obtenida del ensayo ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” y geometría de la probeta utilizada en el mismo.	56
Figura 3.14.	Comportamiento de la rigidez ($1/C$) en función de la longitud de grieta (a/B), para una probeta ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”, Li et al. [63].	57
Figura 3.15.	Malla de elementos finitos de la probeta ECT IM7/8552 con $a/b=0,6$ (relación entre longitud de grieta “ a ” y ancho de probeta “ b ”), Ratcliffe [98].	58
Figura 3.16.	Distribución de las componentes de modo II y III de la tasa de relajación de energía según el frente de grieta para las probetas IM7/8552, y geometría de la probeta ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”, Ratcliffe [98].	59
Figura 3.17.	Geometría y dimensiones de la probeta ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” utilizada por Ogihara y Matsuda [101].	60
Figura 3.18.	Curvas carga-desplazamiento, según método ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”, para el material T700S/2500 epoxi/carbono, Ogihara y Matsuda [101].	61

Figura 3.19. Tasa de relajación de energía en función de la longitud de grieta, según método ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”, para el material T700S/2500 epoxi/carbono, Ogihara y Matsuda [101].	62
Figura 3.20. Distribución de las componentes de modo I, II y III en la tasa de relajación de energía según la distancia a lo largo del frente de grieta, método ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”, para el material T700S/2500 epoxi/carbono, Ogihara y Matsuda [101].	62
Figura 3.21. Variación de G_{III} con la longitud de grieta: a) para el compuesto de fibra de vidrio/epoxi, b) para el compuesto de fibra de vidrio/PP, Pennas et al. [61].	64
Figura 3.22. Curva carga-desplazamiento para los compuestos de fibra de vidrio/epoxi y fibra de vidrio/PP, Pennas et al. [61].	65
Figura 3.23. Geometría de la probeta ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ”, de Morais et al. [65].	66
Figura 3.24. Modelo FE en ensayo ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” con probeta deformada durante el proceso de carga, de Morais et al. [65].	67
Figura 3.25. Distribución de G_{II} y G_{III} para valores de $a = 10\text{ mm}$ ($\blacktriangle, \triangle$), 15 mm (\square, \square) y 25 mm (\bullet, \bullet), de Morais et al. [65].	68
Figura 3.26. Comparación de la inversa de la flexibilidad obtenida mediante FE con la obtenida mediante la teoría PT y el método CC, de Morais et al. [65].	68
Figura 3.27. Comparativa de los resultados de G_{III} obtenidos mediante FE y los obtenidos mediante la teoría PT y el método CC, de Morais et al. [65].	69
Figura 3.28. (a) Dispositivo ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” original (OECT) y (b) dispositivo ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” modificado (MECT), Marat-Mendes y Freitas [108].	71
Figura 3.29. Configuración de los métodos de ensayo empleados (probetas y dispositivos de ensayo): (a) ECT “ <i>Edge Crack Torsion</i> ” y (b) 6PBP “ <i>Six-Point Bending Plate</i> ”, Mehrabadi [110].	72
Figura 3.30. Geometría de la probeta ACPB “ <i>Anti-Clastic Plate Bending</i> ”.	73
Figura 3.31. Probeta y configuración del ensayo ACPB “ <i>Anti-Clastic Plate Bending</i> ”, Farshad y Flüeler [73].	74

Figura 3.32. Geometría de la probeta 4-ENF “ <i>Four Point-Bend End-Notched Flexure</i> ”.....	75
Figura 3.33. (a) Geometría del ensayo 4-ENF _{III} “ <i>Four Point-Bend End-Notched Flexure</i> ”, (b) tipo y disposición de la probeta, Yoshihara [76].....	76
Figura 3.34. Geometría y probeta del ensayo 4BPB “ <i>Four-Point Bending Plate</i> ”, de Morais y Pereira [77].	77
Figura 3.35. Geometría del dispositivo de ensayo y probeta CRS “ <i>Crack Rail Shear</i> ”.	79
Figura 3.36. Modelos de probetas 2-RS (CRS) para análisis mediante elementos finitos, Hussain y Adams [115].....	80
Figura 3.37. Geometría del dispositivo de ensayo “ <i>Wyoming-Modified Two-Rail Shear</i> ”, Hussain y Adams [115].....	80
Figura 3.38. Geometría de la probeta STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”.	81
Figura 3.39. Geometría de la probeta para ensayo STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ” y disposición de cargas en un ensayo bajo modo mixto, Davidson y Sediles [80].	82
Figura 3.40. Geometría de ensayo STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”, Davidson y Sediles [80].	82
Figura 3.41. Geometría de ensayo STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ” bajo modo III: (a) orientación original, (b) rotación 90° alrededor del <i>eje-x</i> , Johnston et al. [116].....	83
Figura 3.42. Bloques utilizados para cargar la probeta STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”, Johnston et al. [116].....	84
Figura 3.43. Disposición del inserto en la probeta STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”, Johnston et al. [116].	84
Figura 3.44. Modelo de elementos finitos en 3D para ensayo STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”, Johnston et al. [116].....	84
Figura 3.45. Fotografías realizadas mediante SEM sobre el plano de la deslaminación en probeta STB “ <i>Shear Torsion Bending</i> ”, Johnston et al. [116].....	85
Figura 3.46. Geometría de la probeta SST “ <i>Split Shear Torsión</i> ”.	85
Figura 3.47. Geometría del ensayo SST “ <i>Split Shear Torsión</i> ”, Johnston y Davidson [117].	87
Figura 3.48. Disposición de los “ <i>tabs</i> ” de carga sobre la probeta SST “ <i>Split Shear Torsión</i> ”, Johnston y Davidson [117].	87
Figura 3.49. Geometría de la probeta utilizada por Ehart et al. [74] en el ensayo de torsión.....	88

Figura 3.50. Geometría y despiece del dispositivo de ensayo utilizado por Ehart et al. [74] en el ensayo de torsión.	88
Figura 4.1. Esquema de ensayo sobre probeta LHFB “ <i>Longitudinal Half Fixed Beam</i> ”.	89
Figura 4.2. Fibra de carbono <i>HexTow</i> [®] AS4.	91
Figura 4.3. Preimpregnado <i>Hexply</i> [®]	93
Figura 4.4. Probeta completamente deslaminada. Detalle del film desmoldante (RF-242 <i>Tygavac</i>).	93
Figura 4.5. Geometría de la probeta LHFB “ <i>Longitudinal Half Fixed Beam</i> ” con inserto y empotrada longitudinalmente en su labio inferior.	97
Figura 4.6. Máquina servohidráulica <i>w+b (walter+bai ag)</i>	99
Figura 4.7. Equipo para videocorrelación de imágenes digitales <i>Aramis 5M</i>	100
Figura 4.8. Vistas generales del dispositivo de ensayo.	102
Figura 4.9. Regulación del punto de carga sobre la probeta.	103
Figura 4.10. Dispositivo de ensayo.	104
Figura 4.11. Longitud inicial del inserto a_i	105
Figura 4.12. Moteado de la superficie de la probeta con pintura acrílica blanca.	105
Figura 4.13. Marcado del punto de aplicación de la carga, sobre la probeta, para cada longitud inicial de grieta “ a_0 ”.	106
Figura 4.14. Montaje de la probeta sobre el dispositivo de ensayo.	108
Figura 4.15. Curva carga-desplazamiento registrada durante el ensayo.	109
Figura 4.16. Fin del ensayo, probeta totalmente deslaminada.	109
Figura 4.17. Equipo <i>Aramis 5M</i>	112
Figura 4.18. Diferentes juegos de lentes utilizadas por el equipo <i>Aramis</i>	113
Figura 4.19. Modelo digital de referencia.	115
Figura 4.20. Zona de cálculo.	116
Figura 4.21. Selección de punto en la imagen de la izquierda.	116
Figura 4.22. Tesela o matriz de niveles digitales en torno al punto señalado.	117
Figura 4.23. Tesela sobre fotografía tomada con la cámara derecha.	117
Figura 4.24. Proceso de identificación de píxeles de la zona de cálculo en cada par de imágenes.	118
Figura 4.25. Malla de coordenadas en 3D (modelo digital).	119
Figura 4.26. Distribución de los puntos de cálculo en la probeta.	121

Figura 4.27. Ejes de referencia para el cálculo de los desplazamientos mediante videocorrelación de imágenes digitales.....	122
Figura 4.28. Geometría probeta bajo Modo III.....	123
Figura 4.29. Zona de deslaminación inicial.....	125
Figura 4.30. Desplazamiento debido al momento flector y al esfuerzo cortante.....	126
Figura 4.31. Sección labio probeta.....	126
Figura 5.1. Valores medios de G_{IIIc} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la <i>Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas</i>	133
Figura 5.2. Valores medios de G_{IIIc} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la <i>Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas</i>	134
Figura 5.3. Valores medios de las componentes de modo I, II y III de fractura resultantes de aplicar la nueva metodología de ensayo al material AS4/8552.....	136
Figura 5.4. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=1\text{ mm}$	137
Figura 5.5. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=5\text{ mm}$	138
Figura 5.6. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=10\text{ mm}$	138
Figura 5.7. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=15\text{ mm}$	139
Figura 5.8. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=20\text{ mm}$	139
Figura 5.9. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=25\text{ mm}$	140
Figura 5.10. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=30\text{ mm}$	140
Figura 5.11. Valores medios de las componentes de modo I, II y III de fractura resultantes de aplicar la nueva metodología de ensayo al material AS4/3501-6.....	142
Figura 5.12. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=1\text{ mm}$	142
Figura 5.13. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=5\text{ mm}$	143

Figura 5.14. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=10\text{ mm}$	143
Figura 5.15. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=15\text{ mm}$	144
Figura 5.16. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=20\text{ mm}$	144
Figura 5.17. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=25\text{ mm}$	145
Figura 5.18. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=30\text{ mm}$	145
Figura 5.19. Superficie de fractura del material AS4/8552 en la zona próxima al inserto cuando la carga se aplicó a 1 mm de él.	147
Figura 5.20. Superficie de fractura del material AS4/8552 en la zona próxima al inserto cuando la carga se aplicó a 30 mm de él.	149
Figura 5.21. Superficie de fractura del material AS4/8552 en la zona algo alejada del inserto cuando la carga se aplicó a 30 mm de él.	151
Figura 5.22. Superficie típica de fractura en modo II, Bonhomme et al. [122]......	152
Figura 5.23. Microestructura de la zona cercana al inserto correspondiente al material AS4/3501-6 con la carga aplicada a 1 mm de él.	153
Figura 5.24. Microestructura de la zona cercana al inserto correspondiente al material AS4/3501-6 con la carga aplicada a 30 mm de él.	154
Figura 5.25. Avance del proceso de deslaminación para los materiales AS4/3501-6 y AS4/8552 respectivamente.	155

Índice de tablas

Tabla 2.1.	Clasificación de los materiales compuestos, Hull [3].....	7
Tabla 2.2.	Materias primas que componen un material compuesto, Mallick [9].	20
Tabla 2.3.	Clasificación de fibras en función de su origen.	21
Tabla 2.4.	Clasificación de diferentes matrices utilizadas en materiales compuestos, Mallick [9].	23
Tabla 4.1.	Propiedades de la fibra de carbono <i>HexTow</i> [®] AS4.	92
Tabla 4.2.	Propiedades mecánicas de la resina <i>Hexply</i> [®] 8552.	94
Tabla 4.3.	Propiedades mecánicas del laminado AS4/8552.	95
Tabla 4.4.	Propiedades mecánicas de la resina <i>Hexply</i> [®] 3501-6.	96
Tabla 4.5.	Propiedades mecánicas del laminado AS4/3501-6.	96
Tabla 5.1.	Valores medios de G_{IIC} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la <i>Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas</i>	132
Tabla 5.2.	Valores medios de G_{IIC} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la <i>Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas</i>	133
Tabla 5.3.	Valores medios de G_{IIC} , para longitudes de grieta iniciales, “ a_0 ”, entre 5 y 30 mm, obtenidos en los ensayos estáticos de los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6.	135
Tabla 5.4.	Valores porcentuales de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} para el material AS4/8552 en función de la longitud inicial de grieta.	136
Tabla 5.5.	Valores porcentuales de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} para el material AS4/3501-6 en función de la longitud inicial de grieta.	141

Capítulo 1

Objetivos y estructura del trabajo

1.1 Objetivos

El modo de daño con mayor repercusión práctica en los elementos estructurales fabricados con materiales compuestos laminados, consiste en la formación y crecimiento de grietas interlaminares (deslaminación) tanto bajo cargas estáticas como dinámicas. La deslaminación de compuestos laminados es uno de los mecanismos de fallo que más limita su capacidad resistente.

Hasta la última década no se ha comenzado a estudiar el comportamiento a fractura interlaminar bajo modo III, en gran medida debido a la dificultad que entraña conseguirlo puro y por la complejidad de los ensayos. A día de hoy es ineludible la necesidad de estudiar el comportamiento a fractura bajo modo III como una herramienta para la completa caracterización de la fractura interlaminar de materiales compuestos.

El principal objetivo de la tesis es el desarrollo de una nueva metodología de ensayo para la caracterización de materiales compuestos frente a deslaminación bajo sollicitación de fractura en modo III y su comprobación experimental.

En la comprobación experimental de su funcionabilidad se han utilizado dos materiales compuestos de uso aeronáutico, fabricados con dos matrices epoxi y un mismo refuerzo unidireccional de fibra de carbono.

Con este nuevo método de ensayo se pretende obtener un valor para la tasa de relajación de energía bajo modo III puro que sea constante y característico de cada material analizado. Se desarrolla una formulación específica para su determinación y se constata experimentalmente su validez mediante videocorrelación de imágenes digitales, analizando el campo de desplazamientos en el frente de la grieta.

De acuerdo a los resultados obtenidos este método permite realizar ensayos bajo modo III de fractura puro, dado que la componente en modo II es prácticamente despreciable. Otra característica es la mejora de la calidad y facilidad de la instalación de la muestra en el dispositivo, lo que permite obtener resultados más repetitivos y con menor dispersión.

Una vez realizada la caracterización de los materiales empleados, el procedimiento experimental y el análisis de datos, se concluye con un análisis fractográfico mediante microscópico electrónico de barrido (SEM), al objeto de estudiar las superficies de fractura de las probetas ensayadas.

1.2 Estructura del trabajo

Esta tesis doctoral se ha estructurado en varios capítulos.

- **Capítulo 1:** en el que se fijan los objetivos y la estructura de la tesis doctoral.
- **Capítulo 2:** en el que se definen los materiales compuestos, repasando su historia, procesos de fabricación, aplicaciones, y otros aspectos de interés. A continuación se lleva a cabo una breve introducción a la fractura interlaminar en materiales compuestos, leyes que la dominan, modos de sollicitación y criterios aplicables, así como la definición de la tasa de relajación de energía o tenacidad a fractura interlaminar.
- **Capítulo 3:** en el que se informa del estado actual del arte en el estudio de la fractura interlaminar en materiales compuestos bajo modo III de sollicitación.
- **Capítulo 4:** en el que se describe el procedimiento experimental. Se describen los materiales empleados en los ensayos (AS4/8552 y

AS4/3501-6), su proceso de fabricación y las propiedades. También se describen los ensayos realizados, geometría de las probetas, metodología de ensayo (equipos empleados y dispositivo de ensayo) y métodos analíticos de cálculo. Se hace una introducción de los fundamentos de la videocorrelación de imágenes digitales, basada en la fotogrametría. Esta técnica obtiene el campo de deformaciones a partir del estudio de los desplazamientos de diferentes puntos en el material.

- **Capítulo 5:** en el que se detallan los resultados experimentales obtenidos en modo III, en régimen estático, para distintas longitudes iniciales de grieta y para ambos materiales. También en este capítulo se realiza un estudio fractográfico de las superficies de fractura de probetas ensayadas mediante el método de ensayo desarrollado en esta tesis.
- **Capítulo 6:** en el que se resumen las conclusiones obtenidas a lo largo de la tesis.
- **Bibliografía:** en el que se detallan todas las referencias bibliográficas citadas a lo largo de la presente tesis.

Capítulo 2

Fractura en materiales compuestos

2.1 Introducción a los materiales compuestos

2.1.1 Definición de material compuesto

Partiendo de una definición amplia, un material compuesto o composite surge de la combinación de dos o más materiales, fases o constituyentes distintos con el fin de conseguir una combinación de propiedades únicas. Pero esta definición es muy general y prácticamente cualquier material utilizado por el hombre podría considerarse como un material compuesto, desde el momento que estuviera constituido por una asociación de diferentes “constituyentes”. Así, cualquier pieza de metal, aunque se considere puro es un compuesto (policristal) de muchos granos (monocristales). De la misma forma, un acero al carbono sería un material compuesto formado por un constituyente metálico (ferrita) y otro cerámico (carburo de hierro), lo mismo ocurre con las aleaciones metálicas, copolímeros plásticos, minerales y madera. Por este motivo, es necesario limitar el concepto de material compuesto atendiendo a diferentes aspectos relacionados con su estructura, fabricación y comportamiento, que los diferencia de otros materiales monolíticos o convencionales.

Basándose en estos conceptos, se han propuesto diferentes definiciones entre las que se pueden destacar la desarrollada por Chawla [1] que considera que un material compuesto es aquel que cumple las siguientes condiciones:

- Está fabricado de forma artificial (lo que excluye de la definición a materiales compuestos naturales como la madera, huesos, etc.).
- Está formado por dos o más fases o constituyentes física y/o químicamente diferentes, dispuestos de forma adecuada y separados por una intercara definida.
- Sus propiedades no pueden ser alcanzadas por ninguno de sus constituyentes de forma aislada.

Dicho esto, los materiales compuestos reforzados con fibras son materiales obtenidos a partir de la combinación de dos o más materiales diferentes en forma o composición a escala macroscópica, y difieren de otros materiales compuestos en que los elementos que los constituyen son diferentes a nivel molecular. Son separables mecánicamente, es decir, los constituyentes retienen sus identidades no disolviéndose ni fundiéndose en uno de ellos, trabajan conjuntamente y mantienen sus formas originales exhibiendo una intercara de separación entre ellos. Las propiedades finales de un material compuesto son superiores a las de sus componentes por separado.

2.1.2 Historia de los materiales compuestos. Aplicaciones

Contrariamente a lo que se pudiese pensar los materiales compuestos no han sido inventados por el hombre, sino que mucho antes de la aparición de éste ya se encontraban en la naturaleza. Estrictamente hablando, la idea de un material compuesto no es nueva, ni siquiera reciente en el tiempo. La naturaleza está llena de ejemplos donde aparecen los inicios de los materiales compuestos. La madera es un material compuesto reforzado con fibras: fibras de celulosa, que poseen una gran resistencia mecánica pero una gran flexibilidad (baja rigidez), en una matriz de adhesivo natural denominado lignina que las une y confiere rigidez. Muchos ejemplos de combinaciones naturales presentes en el reino animal y vegetal han sido discutidos en detalle en la bibliografía, Wainwright et al. [2]. Además de materiales compuestos de origen natural, existen muchos otros materiales artificiales que utilizan los fundamentos de la combinación de varios materiales para conseguir propiedades determinadas, y que han sido utilizados por el hombre desde sus orígenes a nuestros días.

En la *Tabla 2.1* se presenta una amplia clasificación de los materiales compuestos según Hull [3].

		MATERIAL	<i>MATRIZ</i>	<i>FIBRAS</i>
EN LA NATURALEZA		Madera	<i>Resinas naturales</i>	<i>Fibras de celulosa</i>
EN EL CUERPO HUMANO		Huesos	<i>Cemento cálcico</i>	<i>Fibras de colágeno</i>
INVENCIÓN HUMANA PARA LA CONSTRUCCIÓN	ANTIGUOS	Adobe	<i>Barro</i>	<i>Paja</i>
		Yeso armado	<i>Yeso</i>	<i>Crines de caballo</i>
		Hormigón armado	<i>Hormigón</i>	<i>Armaduras de acero</i>
	MODERNOS	Amianto cemento	<i>Mortero cemento</i>	<i>Amianto</i>
		Morteros y hormigones fibrosos	<i>Mortero</i>	<i>Acero, vidrio, poliméricas</i>
		Yeso armado	<i>Mortero de yeso</i>	<i>Vidrio, poliméricas</i>
	Composites	<i>Resina</i>	<i>Vidrio, carbono, aramida, poliméricas</i>	

Tabla 2.1. Clasificación de los materiales compuestos, Hull [3].

Por tanto, la idea de material compuesto no es novedosa. Sin embargo, el origen de la disciplina dedicada al estudio de los materiales compuestos y su desarrollo como materiales de altas prestaciones hay que fecharla relativamente cerca. Concretamente es a principios de los años 60 cuando esto ocurre, en una cita de 1973, Clauser [4], ya reconocía que el 80% de todas las investigaciones y desarrollos logrados en el campo de los materiales compuestos se habían producido a partir del año 1965.

Aunque la fibra de vidrio es muy antigua -era conocida por los Egipcios-, la historia de los materiales compuestos es la historia del siglo XX. En 1907, el químico belga Leo Baekeland obtuvo por primera vez una resina termoestable. Baekeland calentó y aplicó presión en un recipiente especial a un fenol y un formaldehído para obtener una resina líquida que polimerizó y tomó la forma

del recipiente. Su nombre, la bakelita. A lo largo de las tres primeras décadas de este siglo se van incorporando el resto de las matrices: las fenólicas, que fueron las primeras en desarrollarse industrialmente para aplicaciones de aislamiento, armamento y bisutería, las de poliéster, las vinilésteres y las epoxis.

Los materiales compuestos se desarrollan en paralelo con las matrices, ya que como hemos dicho las fibras ya eran conocidas y los tratamientos superficiales de las fibras para que tuvieran la adherencia necesaria para su combinación con las matrices no revistieron excesivas dificultades. Por lo tanto los primeros materiales compuestos eran fibras de vidrio combinadas con matrices fenólicas y poliésteres para aplicaciones eléctricas, embarcaciones y placa ondulada.

Los primeros métodos de fabricación fueron los moldeados por colocación manual (*hand lay-up*). En 1910, se estaban fabricando mediante este método un número elevado de estructuras donde los requerimientos mecánicos no eran elevados, pero había problemas de formas, peso o aislamiento eléctrico y por lo tanto, este tipo de materiales comenzaba a ser una alternativa frente a los tradicionales, acero, hormigón, aluminio o madera.

La historia de los materiales compuestos modernos comienza probablemente en 1937 cuando se inició el comercio de fibra de vidrio en Estados Unidos por la empresa *Owens Corning Fiberglass Company*, principalmente para industrias aeronáuticas y la fabricación de componentes eléctricos.

La inyección con matrices termoestables data de 1940, como una variación de la inyección de materiales termoplásticos. En la década de los cincuenta aparecen las primeras máquinas con tornillo sinfín. Otras industrias como la marina, se adaptaron rápidamente a esta tecnología, construyéndose el primer barco reforzado con fibra de vidrio en el año 1942.

En 1951 aparecen las primeras patentes de métodos automatizados como la pultrusión. La producción arranca en 1956. Desde entonces ha ido en aumento la producción de perfilería para una larga lista de sectores productivos. Por primera vez, se disponía comercialmente de materiales compuestos estructurales ya que la fiabilidad de este proceso, así como la elevada resistencia del perfil lo

hacia idóneo para aquellos casos donde no sólo era importante el peso y el aislamiento eléctrico sino también los requerimientos mecánicos.

En paralelo a la pultrusión aparecen otros procesos utilizados hoy en día como el SMC (*Sheet Moulding Compound*), o preimpregnados compuestos por fibras de vidrio, resinas de poliéster y cargas que se conforman mediante prensa en caliente. Tras su aparición a principios de los años cincuenta, sus primeras aplicaciones se realizaron en el sector eléctrico. A comienzos de la década de 1970, se comenzaron a utilizar en automoción. También a mediados del siglo XX surge el proceso por enrollamiento en continuo (*filament winding*) y la mayoría de los procesos que se conocen hoy en día.

Desde la década de 1970 se comienzan a utilizar en Estados Unidos, fibras avanzadas: carbono, boro y aramida y el uso de nuevas matrices fabricadas a partir de metales y cerámicas en la aviación militar Kaw [5]. En ese momento, existían dos campos de materiales compuestos claramente diferenciados:

- El campo de la aeronáutica (elevadas prestaciones, costes muy altos y bajos consumos), donde se trabajaba fundamentalmente con carbono/epoxi y aramida/epoxi y se utilizaba casi exclusivamente el preimpregnado y el curado en autoclave.
- El campo de la gran difusión (prestaciones bajas, costes razonables y elevados consumos), con aplicaciones en el sector eléctrico, marina, transporte terrestre y construcción.

Se utilizaba casi exclusivamente el vidrio/poliéster y como procesos de moldeo por colocación manual (*hand lay-up*), la inyección, el enrollamiento continuo, la pultrusión y el SMC (*Sheet Moulding Compound*).

Hoy en día, en los albores del siglo XXI, el panorama de los materiales compuestos ha cambiado mucho, ya que no hay diferencias entre los dos campos, materiales compuestos y convencionales, salvo en el tema de normativa y control de calidad. En lo que se refiere a materiales y procesos, han aparecido nuevas tecnologías que han llenado el espacio entre los campos aeronáutico y de gran difusión y han difuminado las diferencias que existían entre las dos áreas hace cuatro décadas.

En este sentido hay que citar las fibras de carbono de bajo coste, que hace que su consumo se haya extendido a todos los sectores industriales, la aparición de nuevos procesos como es el RTM (*Resin Transfer Moulding*), cuya aplicación está completamente generalizada en los sectores aeronáuticos y no aeronáuticos, la disponibilidad comercial de materiales híbridos, la introducción de materiales preimpregnados de bajo coste y la aparición de procedimientos de curado alternativos al autoclave.

Por otra parte, el creciente uso de materiales compuestos sólo puede ser entendido desde la perspectiva de un mercado global y competitivo en el que cobran especial importancia la resistencia y ligereza de los componentes. Debido a esto los materiales compuestos son los llamados a sustituir parcialmente el extendido uso del acero y del aluminio, de tal forma que el cambio de un componente de acero por otro de un material compuesto puede llevar a un ahorro de un 60 a un 80% en el peso, y de un 20 a un 50% en el caso de tratarse de un componente de aluminio. Hoy día, los materiales compuestos son una elección correcta para muchas aplicaciones en el campo de la ingeniería.

La industria aeronáutica es una de las mayores beneficiarias de esta tecnología. Sin embargo, a pesar de su probada eficacia, la introducción de los materiales compuestos en el ámbito aeronáutico tuvo un desarrollo lento por cuestiones de seguridad, debido fundamentalmente a la falta de precedentes y a la incertidumbre sobre su comportamiento a largo plazo bajo condiciones de operación. Los materiales compuestos se introdujeron inicialmente en zonas poco comprometidas de la estructura y posteriormente en estructuras de mayor responsabilidad como estabilizadores de cola, alerones, etc.

Las últimas décadas han sido decisivas para la maduración de la tecnología de los materiales compuestos avanzados. Dos buenos ejemplos de esta afirmación se encuentran en las principales empresas fabricantes de aviones para uso civil en el mundo: los consorcios europeos y americanos Airbus y Boeing. La aeronave civil de Airbus, el A350, contiene hasta un 52% en peso de materiales compuestos (carbono, vidrio, materiales híbridos metal-compuesto, etc.) utilizados en alas, superficies sustentadoras e incluyendo secciones de fuselaje fabricadas íntegramente con ellos, mediante tecnologías avanzadas y altos rendimientos en la cadencia de producción, *Figura 2.1*. Por su parte, el Boeing 787 Dreamliner reclama el puesto de honor correspondiente a ser el

primer avión de ese tamaño con un fuselaje fabricado en materiales compuestos de carbono, con un contenido del 50% en peso de materiales compuestos, *Figura 2.2.*

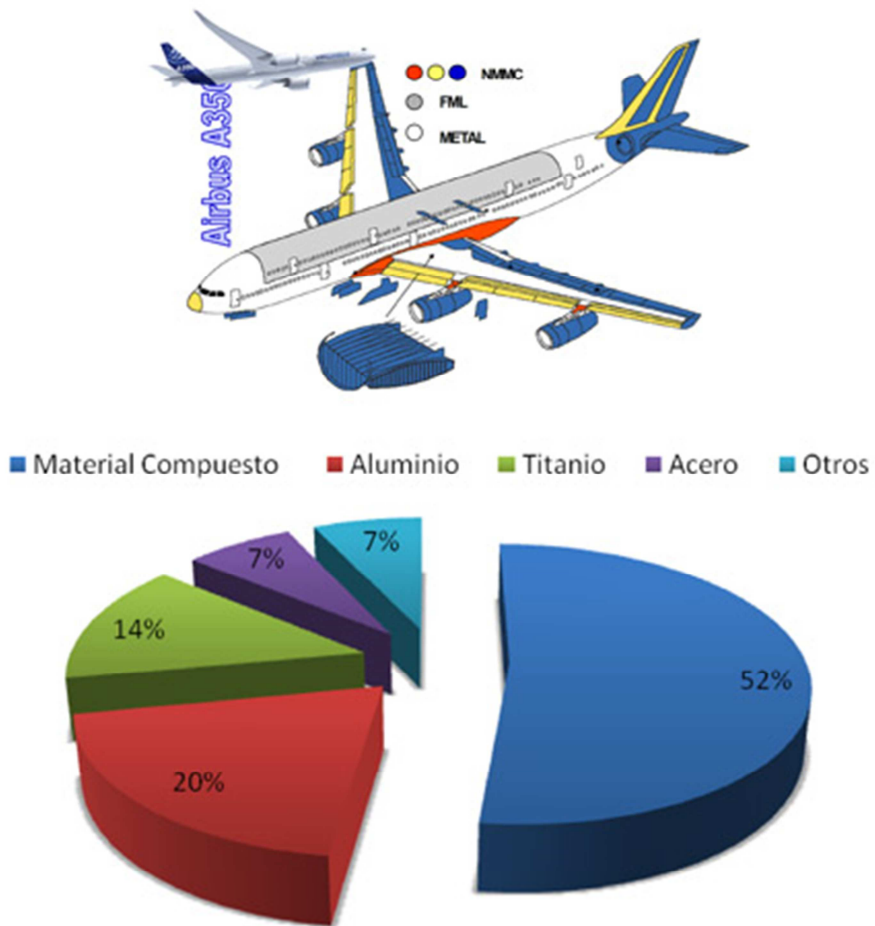


Figura 2.1. Distribución de material en peso en la aeronave Airbus A350 XWB (www.airbus.com).

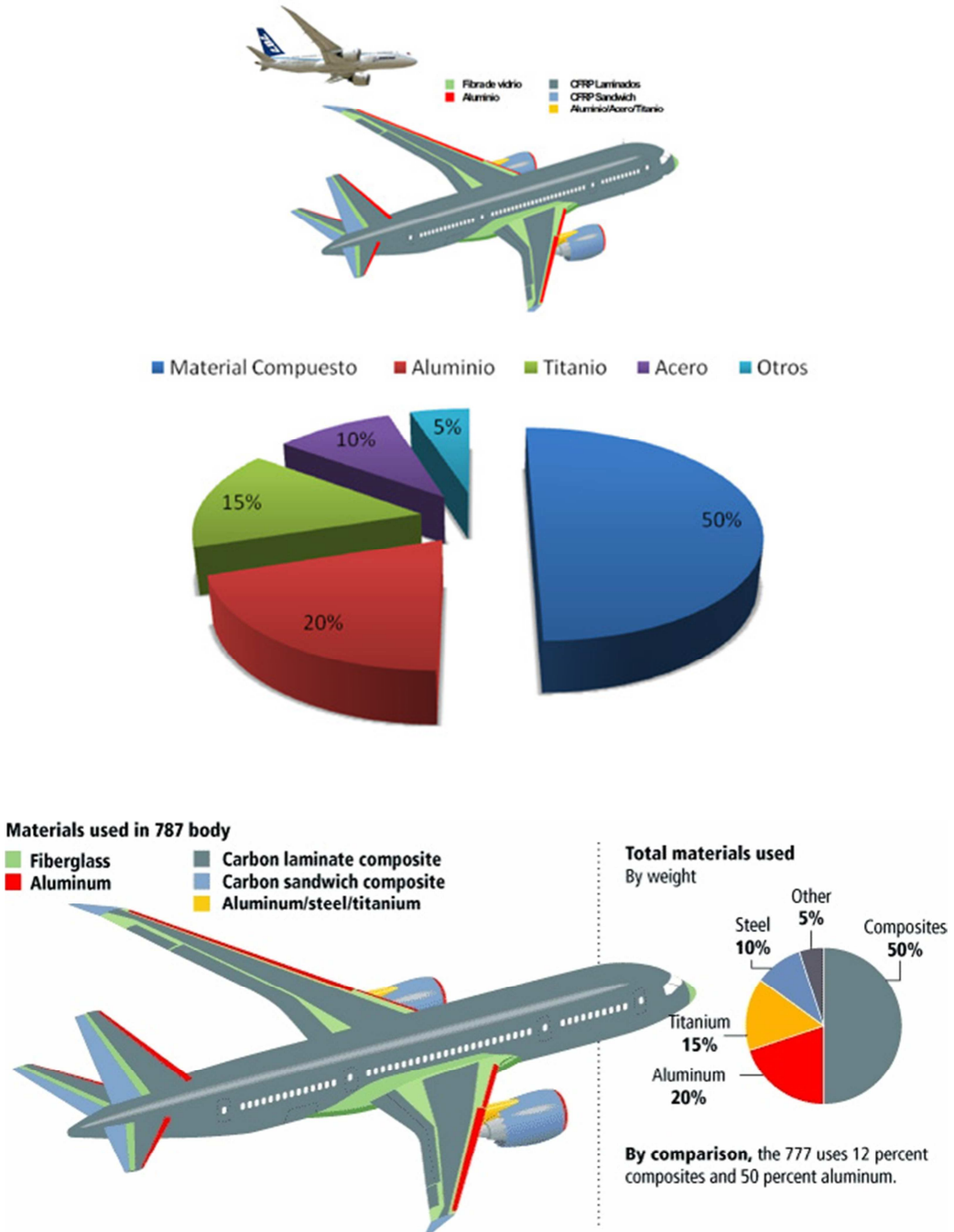


Figura 2.2. Distribución de material en peso en la aeronave Boeing 787 Dreamliner (www.boeing.com).

2.1.3 Fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica

Los procesos de fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica se pueden dividir en dos grandes bloques: molde abierto y molde cerrado, Miravete [6], Gutowski [7], Díaz Santos [8], Hull [3].

2.1.3.1 Procesos de fabricación en molde abierto

Moldeo por colocación manual (*hand lay-up*)

El *hand lay-up* o moldeo por colocación manual es denominado así debido a las bajas o nulas presiones que necesita. Es muy utilizado debido a su gran flexibilidad.

Se colocan sobre el molde fieltros de fibra enrollada, mechas trenzadas y otros tejidos hechos de fibras y se impregnan con resina a brocha y pasando un rodillo. Se ponen capas hasta que se alcance el espesor de diseño. El moldeo cura sin calor ni presión.

Se trata de un proceso muy lento, con más de 50 etapas individuales. La etapa de colocación manual de las láminas consume en torno a la mitad del tiempo total del proceso.

Los posibles defectos que pueden presentar las piezas fabricadas mediante este método son: arrugas en la superficie, burbujas de aire atrapadas, poros y picaduras, cuarteado y grietas, mala adherencia al molde, áreas pegajosas y afloramiento de fibras.

Enrollamiento por filamentos (*Filament Winding*)

El enrollamiento por filamentos, bobinado o *filament winding* es un proceso de fabricación en el que se enrollan refuerzos continuos a grandes velocidades y de forma precisa sobre un mandril que rota en torno a su eje de giro. Mechas o hilos continuos de fibra se pasan sobre rodillos y guías que pasan por un baño de resina para enrollarse después usando una máquina controlada por programa informático sobre un mandril con ángulos preestablecidos. La resina cura

parcialmente o totalmente antes de sacar el componente, normalmente un tubo, del mandril.

Las velocidades de trabajo se encuentran entre los 90-100 m/min para fibras de vidrio y entre los 15-30 m/min para fibras de carbono y aramida. Mediante este proceso se pueden alcanzar volúmenes de fibra de hasta un 75%, siendo posible controlar el contenido de resina. No obstante, es necesario que la pieza sea de revolución y sin curvaturas entrantes. La forma de la pieza debe permitir la extracción del mandril. Existen tres modelos de bobinado:

- Bobinado helicoidal: el movimiento de rotación del mandril se combina con el movimiento de traslación longitudinal del cabezal de impregnación.
- Bobinado circunferencial: se trata de una variante del bobinado helicoidal pero con un ángulo de enrollado de 90°.
- Bobinado polar o plano: tanto el movimiento de rotación como el de traslación longitudinal es realizado por el mandril, permaneciendo fijo el cabezal de impregnación.

Este proceso se utiliza para producir cilindros huecos de alta resistencia. La fibra es proporcionada a través de un baño de resina y después es bobinada sobre un cilindro apropiado. Cuando han sido aplicadas suficientes capas, el cilindro (mandril) se cura en un horno. Por último, la pieza moldeada es separada del mandril.

Las aplicaciones de este proceso incluyen tanques químicos y de almacenamiento de combustibles, recipientes a presión y cubiertas de motores de cohetes.

Procesado en autoclave, saco de vacío, saco de presión

Se preimpregnan capas de fibras, normalmente hojas unidireccionales, con resina y se curan parcialmente (estado- β) para formar un preimpregnado. Las hojas de preimpregnado se colocan en la superficie del molde en orientaciones determinadas, se cubren con un saco flexible, y se consolidan usando otro de vacío o de presión en autoclave a la temperatura de curado requerida.

Este proceso se lleva a cabo en un autoclave de materiales compuestos y es utilizado para consolidar y curar componentes realizados con materiales compuestos poliméricos, mediante el uso de temperatura y presión.

Las variables de las que depende principalmente este procesado son la temperatura y la presión aplicadas, y vienen definidas por el tipo de material a procesar:

- Temperaturas altas son necesarias en materiales termoestables para reducir la viscosidad del polímero e iniciar la reacción química de curado. Estas condiciones están en el rango de 175°C y 600 KPa (poliimidias, PMR-15) pero pueden llegar en ocasiones a rangos de 300-400°C y 1MPa (PEEK, PEI).
- En materiales termoplásticos los requerimientos de temperatura no son los mismos que en termoestables, ya que no hay reacción química que activar para conseguir el curado.
- El uso de presión en el proceso es necesario para mantener en todo momento las láminas juntas, y eliminar posibles defectos que pudieran formarse (poros, deslaminaciones).

Las ventajas del conformado en autoclave son la gran flexibilidad para procesar distintas familias de materiales. De hecho, cualquier material polimérico puede ser procesado, siempre y cuando su ciclo de curado caiga dentro de las limitaciones de temperatura y presión del autoclave

Proyección (*Spray-up*)

Se proyectan simultáneamente hilos cortados y resina a un molde preparado y se pasa el rodillo antes de que la resina endurezca.

Moldeo por centrifugación

Se introducen mezclas de fibras y resina en un molde rotatorio y se dejan curar in situ.

2.1.3.2 Procesos de fabricación en molde cerrado

SMC (*Sheet Moulding Compound*) o moldeo por compresión en caliente

El SMC o *Sheet Moulding Compound* consiste en el moldeo de una resina termoestable reforzada generalmente con fibra de vidrio en forma de hilos cortados o continuos, obteniendo la pieza final a través de polimerización de la resina por aplicación de presión y temperatura.

Este método de fabricación posee una etapa preliminar en la que se crea el preimpregnado que después se utilizará para realizar la pieza final deseada. Este proceso previo se basa en utilizar mechas de fibra en cordones continuos que se cortan en pedazos (de unos 5 cm) sobre una capa de relleno de resina transportada sobre una película de polietileno. Posteriormente, una vez la capa inferior tiene todas las fibras distribuidas se coloca otra capa de relleno de resina sobre la primera formando un sándwich. Este sándwich se compacta y enrolla en rodillos de embalaje calibrados. Los rollos de preimpregnado se almacenarán para dejar que la fibra se asiente con la matriz termoestable. Las fibras pueden presentarse no sólo como fibras cortadas, sino también hay casos en los que se utilizan hilos continuos o como mezcla de ambos (hilos continuos y fibras cortadas), en este último caso se obtendrían las mejores propiedades mecánicas.

Finalmente los rollos de material compuesto se llevan a una prensa, donde se cortan con la configuración adecuada para la pieza a obtener y se colocan en un molde metálico ajustado previamente calentado. Posteriormente la prensa hidráulica se cierra y el SMC fluye uniformemente bajo presión por todo el molde formando el producto final.

Las características principales son:

- Buena estabilidad dimensional.
- Excelente acabado superficial por ambas caras.
- Buenas propiedades de resistencia mecánica.
- Posibilidad de obtener geometrías complejas.
- Alta capacidad de automatización.

Es un proceso, que por su elevada capacidad de automatización, se utiliza principalmente en producción de grandes series, siendo el automóvil su principal sector (capotas, paneles delanteros,...). Este fenómeno hace que el SMC sea actualmente uno de los métodos más utilizados en la fabricación de materiales compuestos con resinas termoestables.

Inyección. Moldeo por transferencia

Se inyectan polímeros fundidos o en estado plástico mezclados con fibras cortas, normalmente a alta presión, en la cavidad de un molde ranurado y se deja solidificar o curar.

La infiltración de materiales compuestos por inyección, utiliza la misma tecnología que el moldeo por inyección de plásticos tradicional. Pero a diferencia de introducir en el molde únicamente un polímero (ya sea termoplástico o termoestable), se introduce el polímero más un refuerzo.

Las fibras más utilizadas son de vidrio, carbono y aramida. Estos refuerzos afectan notablemente a las propiedades mecánicas del material final. Pero por otro lado presentan algunos inconvenientes como:

- Dificultad para controlar el posicionamiento de las fibras en la pieza.
- Las fibras pueden reducir notablemente su longitud por rotura con el tornillo sin fin que alimenta el proceso.

Pultrusión

Se trata de un proceso automático muy versátil mediante el que se obtienen perfiles de sección constante. Una alimentación continua de fibras en una orientación preseleccionada se impregna con resina y se comprime a través de un útil calentado (trefila) para darle la forma de la sección final. Se utiliza una fibra embebida en una resina termoestable, la cual reacciona cuando se aplica calor. Se tira del material (pull) para evitar roturas y desalineamiento de fibras. Durante el paso por la matriz se produce un curado parcial. Mediante este proceso se puede producir cualquier sección compleja siempre que su espesor sea constante (p.e. tubos o perfiles en I). Además, debido a la precisión

de la superficie del molde se obtienen acabados de alta calidad. No obstante, la velocidad del proceso es relativamente baja (3 m/min) comparada con la velocidad de extrusión (30 m/min). Además, resulta muy complicado orientar las fibras en ángulos óptimos.

El proceso de pultrusión consta de varias etapas:

- Las fibras de refuerzo se presentan en forma de bobinas o rollos para favorecer el flujo continuo del material.
- Se colocan en carretes sobre ejes con rodamientos especiales para mantener constante la tensión del hilo al ser devanado.
- Cuando las fibras se dirigen hacia el sistema de impregnación se hacen pasar por unas placas de alineamiento para evitar torsiones, nudos o daños en los refuerzos.
- La clave de todo el proceso de pultrusión es el molde. Debe alinear las fibras y comprimirlas hasta la fracción en volumen deseada, asegurando el curado del material en un tiempo relativamente corto.
- Alrededor del molde se colocan placas calefactadas para provocar el calentamiento de la pieza y favorecer la reacción de polimerización de la resina. El parámetro de control más importante es la temperatura interior del molde, que oscila entre los 100°C y 150°C.
- En el mecanismo de tracción debe existir una distancia de al menos 3 metros entre éste y la salida para asegurar el correcto enfriamiento del perfil mediante convección natural o forzada (por chorro de agua o aire).

RTM (Resin Transfer Moulding)

Se trata de un proceso de fabricación en molde cerrado a baja presión. Puede resumirse en cinco etapas:

- 1) Se coloca el tejido de fibras secas en el molde y éste se cierra.
- 2) Se inyecta la resina en el molde mediante una bomba.
- 3) Se sella la entrada de resina y la salida de aire.
- 4) Se aplica calor (curado).
- 5) Tras un período de enfriamiento se abre el molde y se retira la pieza.

Debido a la posibilidad de moldear las fibras en seco antes de la inyección de la resina, se consigue una mejor orientación de las fibras, aumentando las propiedades mecánicas del material.

2.1.4 Funciones de fibras y matriz

Un material compuesto presenta dos elementos principales: fibra y matriz. La combinación adecuada de estos componentes origina unos materiales con mejores propiedades que las partes que los componen por separado. Usualmente el compuesto está formado por fibras de refuerzo en una matriz de resina. Los refuerzos pueden ser fibras, partículas o whiskers, a su vez éstos pueden estar fabricados, generalmente, con polímeros, materiales cerámicos o metales. Las matrices suelen ser, principalmente, poliméricas, y éstas a su vez pueden clasificarse en matrices poliméricas termoplásticas o termoestables. Además de fibra y matriz existen otros tipos de componentes como cargas y aditivos que dotan a los materiales compuestos de características peculiares para cada tipo de fabricación y aplicación.

Las fibras de refuerzo dotan de resistencia y rigidez al compuesto, mientras que la matriz da unión y resistencia al ambiente. Cada una de las configuraciones que se fabriquen da lugar a propiedades distintas, que dependen mucho de cómo las fibras están dispuestas en el compuesto. Algo muy importante a recordar es que son las fibras las que soportan la carga, por tanto, la rigidez de un material compuesto siempre será mayor en la dirección en la que estén orientadas las fibras. Fibras continuas y largas en la dirección de la carga dan lugar a una resistencia mecánica elevadísima, mientras que el mismo material con las fibras cortas da lugar a un descenso en dicha propiedad. Dependiendo del tipo de aplicación, estructural o no estructural, y del método de fabricación se escogerá una disposición para las fibras u otra. Para aplicaciones de tipo estructural, se recomienda el uso de fibras continuas o largas, mientras que para aplicaciones no estructurales se prefiere el uso de

fibras cortas. Por ejemplo, el moldeo por inyección y compresión se utiliza para la fabricación de compuestos de fibras cortas, mientras que la pultrusión o el moldeo por enrollamiento son utilizados para las fibras continuas.

En la *Tabla 2.2* se describen las materias primas que componen un material compuesto Mallick [9].

FIBRAS	Fibras Cerámicas (Carburo de silicio, Alúmina)
	Fibras Metálicas
	Fibras Inorgánicas (Carbono, Vidrio, Boro)
	Fibras Orgánicas (Aramida, Polietileno)
MATRICES	Matrices Inorgánicas (Cemento, Geopolímeros, Yeso)
	Matrices Termoestables (Epoxi, Viniléster, Poliéster, Fenólica, Ésteres cianato, Bismaleimidas, Poliimididas, Polieteramida)
	Matrices Termoplásticas (Copolímeros de Estireno: ABS, Polipropileno, Policarbonato, Acetato, Tereftalato de Butileno: PBT, Polieterimida, Tereftalato de polietileno: PET, Nylon, Poliamida, Poliéter-éter-cetona: PEEK, Poliéter-cetona-cetona: PEKK, Poliamidaimida: PAI, Polisulfuro de arileno: PAS)
NÚCLEOS	Nidos de abeja (Aluminio, Nomex, Polipropileno)
	Espumas (Poliuretano, Poliestireno, Policloruro de vinilo: PVC)
	Sandwich, Tejido 3D, Madera de Balsa
ADHESIVOS	Epoxi, Poliuretano, Acrílicos
RECUBRIMIENTOS	Cerámicos, Fenólicos, Epoxi + Arena, Intumescentes, Mats

Tabla 2.2. Materias primas que componen un material compuesto, Mallick [9].

La fibra es el componente de refuerzo del material compuesto. Aporta resistencia mecánica, rigidez y dureza y va a ser determinante para obtener las principales propiedades mecánicas. Las características más sobresalientes de las fibras de los materiales compuestos son su resistencia a la tracción específica y su elevado modulo específico, *Figura 2.3*.

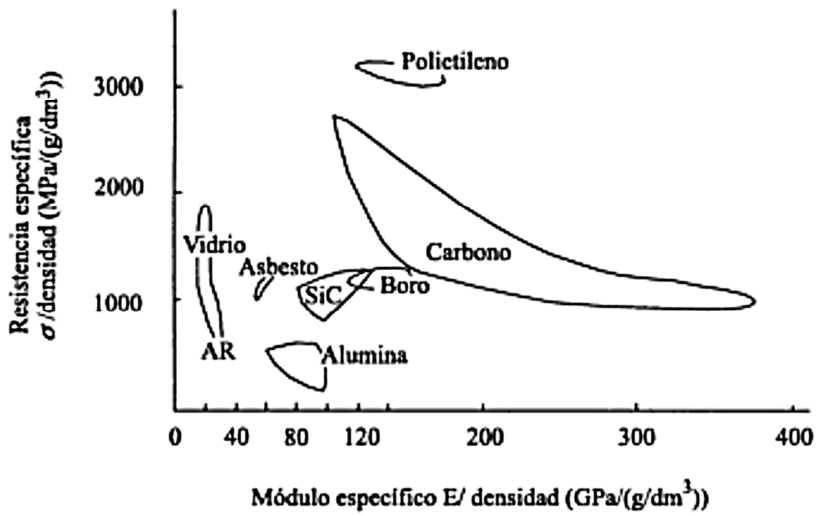


Figura 2.3. Comparación de las características específicas de fibras, Mallick [9].

Los tipos de fibras de refuerzo se pueden clasificar según su origen. Las fibras pueden ser de origen mineral y de origen orgánico, según se indica en la *Tabla 2.3*.

FIBRAS DE ORIGEN MINERAL	Fibras Cerámicas (Carburo de silicio, Alúmina)
	Fibras Metálicas
	Fibras Inorgánicas (Carbono, Vidrio, Boro)
FIBRAS DE ORIGEN ORGÁNICO	Aramida, Polietileno

Tabla 2.3. Clasificación de fibras en función de su origen.

Las fibras de refuerzo utilizadas en los materiales compuestos modernos se pueden clasificar de forma general en tres categorías:

- 1) Fibras de Carbono.
- 2) Fibras Inorgánicas.
- 3) Fibras Poliméricas.

Como se ha comentado con anterioridad, estas fibras se pueden presentar en forma continua o como fibra cortada. Los llamados whiskers o pelos se utilizan también en los materiales compuestos como elementos de refuerzo. Existen otros tipos de fibras especiales que se utilizan en los materiales compuestos como, por ejemplo las fibras ópticas, las cuales se utilizan para aplicaciones donde es necesario un control del daño o del propio curado.

Resumiendo, las principales funciones de las fibras en un compuesto son:

- Soportar la carga. En un compuesto estructural: entre el 70 y el 90% de la carga es soportada por las fibras.
- Dotar al compuesto de rigidez, resistencia y otras propiedades mecánico-estructurales.
- Dar conductividad eléctrica o aislamiento, dependiendo del tipo de fibra usada.

El material que funciona como matriz cumple varias funciones dentro de la estructura del compuesto, muchas de las cuales son vitales para un comportamiento satisfactorio de la estructura. Las fibras por si solas tienen una escasa aplicación sin la presencia del material matriz. Las funciones más importantes de la matriz se incluyen a continuación:

- La matriz mantiene las fibras juntas y les transfiere la carga. Provee unión y da forma a la estructura.
- La matriz aísla las fibras entre sí de tal forma que las individualiza y les permite actuar por separado. Esto frena o ralentiza el crecimiento de grietas.
- La matriz le da al compuesto un buen acabado superficial y ayuda en la producción de piezas que formen un ensamblaje.
- Provee protección a las fibras de refuerzo frente a ataques químicos y a posibles daños mecánicos debidos al uso.
- En lo referente a las características de comportamiento tales como la ductilidad, la resistencia al impacto, etc., el material

utilizado como matriz tendrá una influencia muy importante. Una matriz dúctil dará lugar a un incremento de la tenacidad de la estructura. Si lo que se requiere es una tenacidad muy alta, será necesario elegir compuestos de base termoplástica.

- El modo de fallo dependerá en último caso, no sólo del tipo de matriz, sino también de su compatibilidad con las fibras.

Las matrices habituales que forman parte de los compuestos se pueden agrupar fundamentalmente en dos tipos: orgánicas o inorgánicas, en la *Tabla 2.4* se indican los tipos más frecuentes.

INORGÁNICAS		Cemento, Geopolímeros, Yeso
		Matrices Cerámicas
		Matrices Metálicas
ORGÁNICAS	TERMOESTABLES	Epoxi, Viniléster, Poliéster, Fenólicas, Ésteres cianato, Bismaleimidas, Poliimididas, Polieteramida
	TERMOPLÁSTICAS	Policloruro de vinilo (PVC), Copolímeros de Estiren (ABS, SAN), Polietileno (PE), Polipropileno (PP), Policarbonato (PC), Polimetacrilato de metilo (PMMA), Acetato poliestireno (PS), Polioximetileno (POM), Tereftalato de Butileno (PBT), Polieterimida (PEI), Tereftalato de polietileno: PET, Nylon, Poliamida (PA), Poliéter-éter-cetona (PEEK), Poliéter-cetona-cetona(PEKK), Poliamidaimida (PAI), Polisulfuro de arileno (PAS)

Tabla 2.4. Clasificación de diferentes matrices utilizadas en materiales compuestos, Mallick [9].

De las diferentes clasificaciones que se pueden hacer de los materiales compuestos, quizás la más importante puede ser:

- En función de la geometría del refuerzo: partículas (se logran propiedades uniformes en toda la masa del compuesto), láminas

o fibras (comportamiento en función de la dirección de las cargas respecto a la de las fibras), *Figura 2.4*.

- En función del tipo de matriz: polimérica (resina termoplástica o termoestable), mineral o metálica Gay et al. [10].

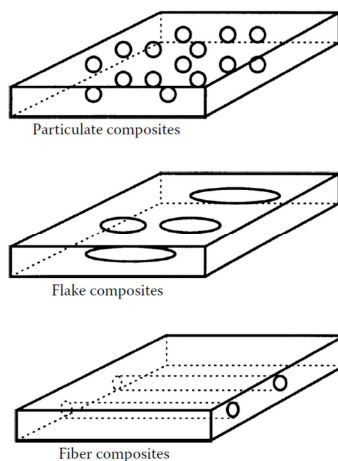


Figura 2.4. Tipos de compuestos basados en la geometría del refuerzo: materiales compuestos reforzados con partículas (PC, *Particulate composites*), con escamas (FRC, *Flake Reinforced Composites*) o con fibras (FRC, *Fiber Reinforced Composites*), Kaw [5].

2.2 Fractura interlaminar en compuestos

2.2.1 Introducción a la deslaminación

En los últimos años ha aumentado la demanda de materiales compuestos. La alta resistencia y rigidez específicas de los materiales compuestos los han convertido en ideales para estructuras en las que el peso resulta una variable crítica. Esto hace que sea necesario un mejor conocimiento de los mecanismos de daño y fallo en este tipo de materiales, para así conocer sus limitaciones frente a los materiales tradicionales. Los materiales compuestos están fabricados a partir de capas, esta es la primera gran diferencia con los materiales homogéneos convencionales.

Los principales mecanismos de daño en materiales compuestos pueden dividirse dependiendo de la escala a la que se analiza el material:

- A escala microscópica los micromecanismos actúan sobre:
 - Las fibras: rotura a tracción y pandeo o torsión por compresión.
 - La matriz: rotura transversal, longitudinal y fallo por agrietamiento angular entre capas, fenómeno denominado “angle-ply cracking”, y por degradación de la matriz debido a causas ambientales como absorción de radiación, temperatura y humedad.
 - La intercara fibra/matriz: deslizamiento fibra-matriz, DFM, “debonding”.
- A escala macroscópica, donde las láminas que componen el material compuesto se consideran prácticamente homogéneas. Los principales macromecanismos son la iniciación y propagación de grietas entre las capas del compuesto laminado. La separación a lo largo de la intercara de las capas del material es uno de los principales modos de fallo de los materiales compuestos. Este mecanismo se conoce como deslaminación, *Figura 2.5*.



Figura 2.5. Ejemplos de deslaminación en aeronaves.

La deslaminación o fenómeno de aparición y crecimiento de grietas en la zona rica en resina que existe entre las láminas de un material compuesto, NASA [11] y O'Brien [12], representa uno de los modos de fallo que más limita la vida de los materiales compuestos laminados, como ya se ha comentado. La deslaminación, en los compuestos reforzados con fibra (FRC), puede ser debida a diversos factores durante el proceso de fabricación o durante la propia vida de servicio del material. Este tipo de fallo es inducido por tensiones interlaminares y de cortadura que se producen por diversas causas; durante su fabricación pueden ocurrir efectos de bordes libres, discontinuidades estructurales, perforaciones; en su vida en servicio se pueden producir impactos, variaciones de humedad, presión, temperatura. También se pueden producir mecanismos de fallo internos como el agrietamiento de la matriz del compuesto, Sridharan [13]. En la *Figura 2.6* se observan algunos de los factores que pueden dar lugar a fracturas interlaminares.

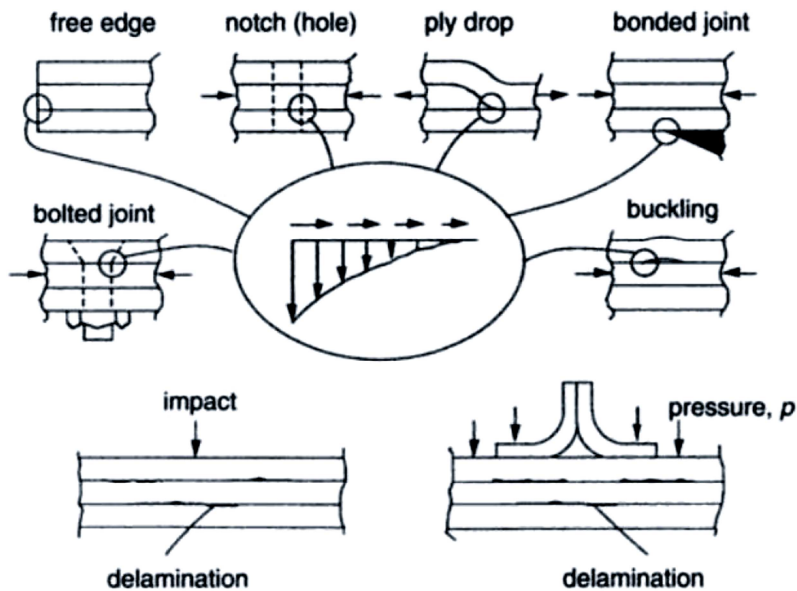


Figura 2.6. Posibles causas de iniciación a la deslaminación, Hodgkinson [14].

El crecimiento de la deslaminación conducirá a una reducción notable de la resistencia y rigidez del elemento que puede producir el colapso y fallo catastrófico de la estructura. Esta es una de las razones más importantes por las que en el pasado se ha limitado el uso de materiales compuestos a componentes de estructuras secundarias en las que las cargas se encuentran bien definidas y el fallo no suponga una amenaza determinante para la estabilidad de la estructura total.

2.2.2 Modos de sollicitación

Se han desarrollado métodos de ensayo y geometrías de probetas especiales para evaluar el comportamiento frente al fenómeno de deslaminación con el objetivo de obtener la tenacidad a fractura interlaminar de un determinado material compuesto reforzado con fibras (ITF “*Interlaminar Fracture Toughness*”).

Generalmente las estructuras están sometidas a cargas tridimensionales que pueden inducir un crecimiento de la deslaminación bajo distintos modos de sollicitación Ashcroft et al. [15], Brunner [16], Hashemi et al. [17], Hojo et al.

[18] [19] [20]. La *Figura 2.7* representa los tres posibles modos de carga que podrían actuar individualmente o combinados sobre cualquier sólido agrietado. La propagación de grieta puede llevarse a cabo según tres modos: modo I, en el cual los labios de la probeta se abren de forma normal al plano de crecimiento de la grieta, modo II, en el que se produce un cizallamiento de los labios de la probeta en el plano de crecimiento de grieta y en la dirección de crecimiento de la misma, y modo III, en el que se produce también un cizallamiento de los labios de la probeta en el plano de crecimiento de grieta pero en dirección normal al crecimiento de la misma.

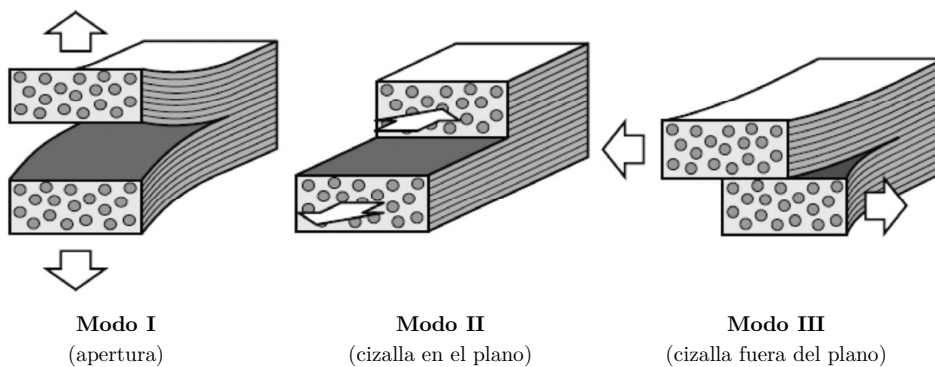


Figura 2.7. Modos de sollicitación o de carga: modo I, modo II y modo III.

Dicho de otra forma, el modo I, o modo de apertura, tiene lugar cuando la tensión es aplicada normalmente al plano de la fractura, el modo II, o modo deslizante, cuando existe una tensión de cortadura en el plano de fractura que desplaza los labios de la grieta en una dirección normal al frente de la misma, longitudinalmente en el plano de fractura y en la misma dirección que el crecimiento de la grieta, y el modo III, o modo de rotura transversal, cuando la tensión de cortadura desplaza los labios de la grieta en una dirección paralela al frente de la misma, en dirección normal al crecimiento de la grieta, Broek [21].

2.2.3 Mecánica de la fractura elástico lineal

La mecánica de la fractura caracteriza la rotura de materiales bajo la influencia de defectos e imperfecciones que existen en ellos. A partir de esos defectos y mediante cargas externas pueden iniciarse grietas.

La mecánica de la fractura elástico lineal (MFEL) ha despertado mucha controversia sobre su idoneidad como herramienta para la predicción del fallo de materiales compuestos laminados con grietas o cortes en el plano, debido a la presencia de extensas zonas de daño subcrítico en el vértice de la grieta; sin embargo, se aplica de forma generalizada en el estudio de la deslaminación o fractura de materiales compuestos. Aunque existen determinados casos en los que la extensión del daño (no linealidad del material, rotura de fibras, agrietamiento de matriz,...) en el vértice de la deslaminación limita seriamente la aplicación de la MFEL, como puede ocurrir con algunas resinas termoplásticas o con termoestables modificadas, o cuando la deslaminación se propaga entre determinadas secuencias de apilamiento. Pese a todo puede afirmarse que tanto la industria como la ciencia aceptan, de forma general, la utilización de la MFEL para el análisis de la deslaminación en materiales compuestos.

Para realizar dicho análisis, la mecánica de la fractura tiene en cuenta tres factores principales que identifican la fractura: el estado de tensiones impuesto σ , el tamaño de los defectos o fisuras “ a ” y la resistencia del material a la rotura σ_R . En definitiva, la mecánica de la fractura permite predecir la tensión aplicada que produce el fallo (rotura) de un elemento estructural que contiene una grieta de tamaño conocido, o bien, bajo un esfuerzo determinado, calcular el tamaño máximo de defecto permisible (grieta crítica) para que sobrevenga la rotura del mismo. La MFEL establece un criterio de rotura según la *Ecuación 2.1*:

$$f(\sigma, a, \sigma_R) = 0 \qquad \text{Ecuación 2.1}$$

Partiendo de dos planteamientos diferentes, el de Irwin [22] y Williams [23] y el de Griffith [24], se llega a dos criterios diferentes para abordar el análisis de elementos agrietados, el criterio tensional y el energético.

2.2.3.1 Criterio tensional

Aplicando la teoría de la elasticidad al caso de un sólido agrietado cualquiera sometido a fuerzas exteriores se pueden calcular las expresiones del campo tensional completo del elemento, asumiendo un comportamiento isótropo y elástico lineal. Irwin y Williams (1957) se encuentran entre los primeros que en la época de los años 50 del pasado siglo publicaron este tipo de

soluciones. Si definimos la posición de cualquier punto del sólido por sus coordenadas polares con el origen situado en la punta de la grieta, el campo de tensiones del sólido agrietado viene dado por la *Ecuación 2.2*:

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij} \quad \text{Ecuación 2.2}$$

donde σ_{ij} representa el tensor de tensiones *en* un punto de coordenadas polares (r, θ) tal y como muestra la *Figura 2.8*, K es una constante denominada factor de intensidad de tensiones y f_{ij} es una función adimensional de θ .

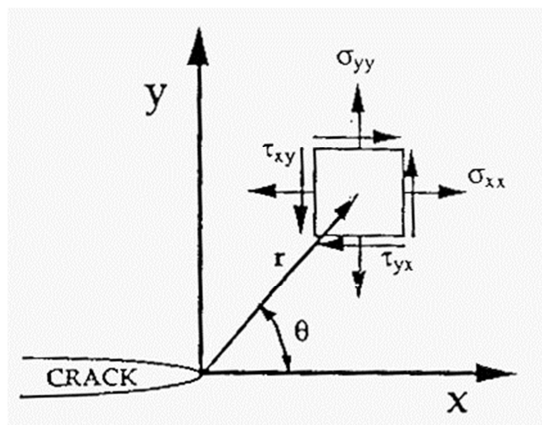


Figura 2.8. Estado tensional de un elemento cercano al frente de grieta.

Sobre el factor de intensidad de tensiones K mencionado anteriormente, se indica por medio de un subíndice el modo de carga a que está sometida la grieta: K_I , K_{II} y K_{III} . De este modo, cuando sobre un sólido agrietado actúa simultáneamente más de un modo de carga, es decir, actúa un modo mixto de carga, las contribuciones individuales de cada modo al tensor de tensiones se adicionan.

Se puede definir de este modo una zona dominada por la singularidad en la que las tensiones existentes en cualquier punto de esa región son directamente proporcionales al factor de intensidad de tensiones, K , y conocido este factor, quedan determinados todas las componentes de las tensiones, deformaciones y desplazamientos en todos y cada uno de los puntos de esta región.

El *factor de intensidad de tensiones* K , Ecuación 2.3, es un parámetro que define cada problema particular, su expresión depende de la tensión en cada punto σ_{ij} , del tamaño de la grieta existente “ a ” y de la geometría $Y = f(a/w)$ considerada, donde $f(a/w)$ es un factor de corrección de forma que depende del tamaño de grieta “ a ” y del ancho de la probeta “ w ”.

$$K_I = \sigma_{ij} Y \sqrt{\pi a} \quad \text{Ecuación 2.3}$$

Finalmente, el criterio tensional supone que el elemento se rompe cuando el factor de intensidad de tensiones alcanza un valor crítico, K_c , denominado tenacidad a fractura, es decir, dado que el factor de intensidad de tensiones, K , define completamente la amplitud de las tensiones y deformaciones que existen delante de la grieta, la rotura del sólido agrietado se produce cuando consigue dicho valor crítico al alcanzarse de forma local una cierta combinación de tensiones y deformaciones.

2.2.3.2 Criterio energético

De acuerdo con el primer principio de la termodinámica, cuando un sistema se desplaza de un estado de no equilibrio hacia otro de equilibrio se produce una disminución neta de energía. Griffith, en el año 1920, aplicó esta idea al crecimiento de una grieta en un sólido, de modo que la grieta crecerá espontáneamente rompiéndose el sólido sólo si en el curso de esta acción disminuye la energía total del sistema.

La energía de fractura proviene de la energía potencial almacenada en el cuerpo que, a su vez, es producto de las cargas aplicadas. Según Griffith una grieta comenzará a propagarse cuando la rapidez de la liberación de la energía elástica iguale a la rapidez de creación de energía de superficie al crecer una grieta. El cambio de energía ΔU en el cuerpo agrietado es:

$$\Delta U = E_p - 4c\gamma_s \quad \text{Ecuación 2.4}$$

donde E_p es la energía potencial almacenada y $4c\gamma_s$ es la energía de superficie creada en una grieta de longitud “ c ”.

La fórmula de Griffith no es muy práctica por la dificultad de evaluar la energía de superficie de una fisura, además de no tener en cuenta una parte de

deformación plástica que hay en la fractura y que incrementa la demanda de energía.

En 1956, Irwin propuso una aproximación energética a la fractura que no difiere esencialmente de la antigua idea de Griffith. Si en una placa elástica, homogénea e infinita, de espesor unidad, sometida a una tensión externa σ , introducimos una grieta de longitud “ a ”, la energía total “ U ” de la placa agrietada será:

$$U = U_0 + U_a + U_\gamma - W \quad \text{Ecuación 2.5}$$

donde U_0 es la energía elástica de la placa cargada en ausencia de grieta, U_a es la variación de energía elástica que experimenta la placa cargada al introducirle una grieta, U_γ es la variación de energía superficial debida a la creación de las superficies libres de la grieta y “ W ” es el trabajo realizado por las fuerzas exteriores.

Si una vez fisurada la placa, aumenta el tamaño de la grieta en “ da ”, la variación total de energía vendrá dada por la siguiente expresión (recordar que U_0 es constante):

$$\frac{dU}{da} = \frac{d}{da}(U_a + U_\gamma - W) \quad \text{Ecuación 2.6}$$

Según el primer principio de la termodinámica, la inestabilidad de la grieta tendrá lugar cuando:

$$\frac{dU}{da} \leq 0 \quad \text{Ecuación 2.7}$$

es decir,

$$\frac{d}{da}(W - U_a) \geq \frac{d}{da} U_\gamma \quad \text{Ecuación 2.8}$$

En el curso del crecimiento de la grieta, la energía suministrada por el trabajo de las fuerzas exteriores por unidad de extensión de grieta $\frac{dW}{da}$ se invierte en incrementar la energía elástica de la placa $\frac{dU_a}{da}$ y en aumentar la energía superficial $\frac{dU_\gamma}{da}$.

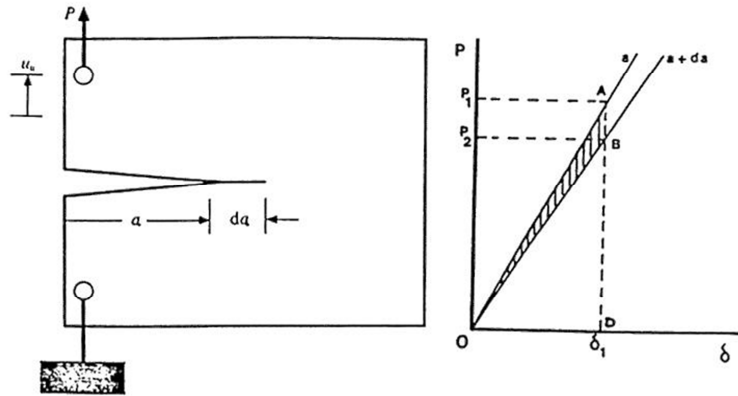


Figura 2.9. Carga–desplazamiento de un sólido agrietado.

En el gráfico carga-desplazamiento de la *Figura 2.9*, y en el supuesto de que el desplazamiento se mantenga constante, la fuerza se reduce desde P_1 a P_2 al aumentar el tamaño de la grieta “ da ”. En esta situación el trabajo realizado por las fuerzas exteriores dW es nulo y la variación de energía elástica dU_a es negativa.

Definiendo la tasa de relajación de energía por unidad de superficie, G , como:

$$G = \frac{d}{dA}(W - U_a) \tag{Ecuación 2.9}$$

y la resistencia de la grieta por unidad de espesor, R , como:

$$R = \frac{d}{dA}U_\gamma \tag{Ecuación 2.10}$$

en la situación expuesta en la *Figura 2.9*, la tasa de relajación de energía se redefiniría según la siguiente expresión:

$$G = \frac{dU_a}{dA} \tag{Ecuación 2.11}$$

La tasa de relajación de energía según la *Ecuación 2.11* se corresponde con el área rayada en el gráfico carga-desplazamiento. Por otro lado, en un sólido elástico ideal R es una constante igual a 2γ (al romperse se crean dos superficies libres). Luego en el punto de inestabilidad o de equilibrio, la energía disponible para la propagación de la grieta G es igual a la energía que se opone a la propagación R . De este modo el criterio energético de fractura se establece de la siguiente forma:

$$G = R = 2\gamma \tag{Ecuación 2.12}$$

La *Figura 2.10* representa gráficamente este criterio energético de fractura. La tasa de liberación de energía G es una función que depende de la geometría que se esté considerando, que de cualquier manera, aumenta con la tensión aplicada y con el tamaño de grieta “ a ”. De lo contrario R es una constante característica del material. La *Figura 2.10* muestra la determinación de la tensión de fractura de dos elementos con diferente tamaño de grieta ($a_2 > a_1$).

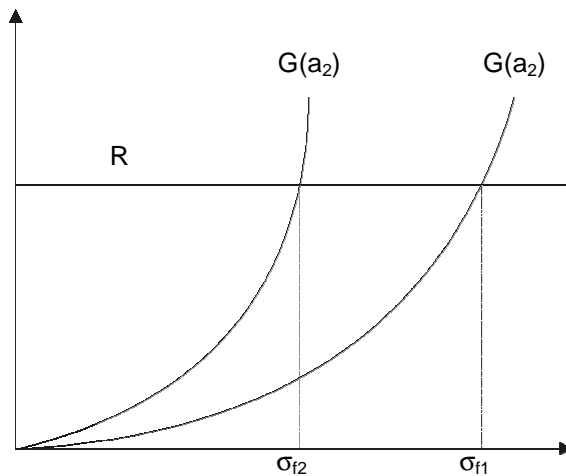


Figura 2.10. Representación gráfica del criterio de fractura.

2.2.3.3 Tasa de relajación de energía

Existe una fórmula, de carácter general, que nos permite conocer el valor de la tasa de relajación de energía G cuando está determinada la relación entre

la flexibilidad de la geometría C y el tamaño de grieta “ a ”. Esta expresión se define a continuación.

Según la *Ecuación 2.9*, la tasa de liberación de energía se definía en función del trabajo realizado por las fuerzas externas y la variación de energía de deformación elástica debida a la existencia de una grieta. Se recuerda dicha ecuación:

$$G = \frac{d}{dA}(W - U_a) \quad \text{Ecuación 2.9}$$

Esta ecuación se aplica a un cuerpo de ancho B , con una grieta de tamaño “ a ”, y sometido a una carga en dirección perpendicular al plano de la grieta de valor P , que provoca un desplazamiento total δ , tal y como se observa en la *Figura 2.11*, resultando la expresión de la siguiente forma:

$$G = \frac{d}{dA}(W - U_a) = \frac{d}{B da}(W - U_a) \quad \text{Ecuación 2.13}$$

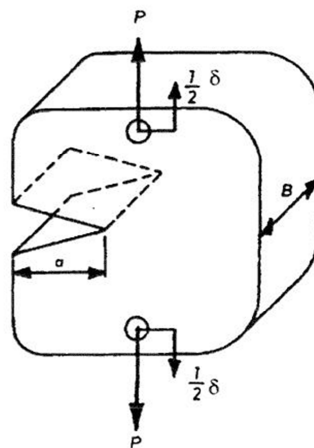


Figura 2.11. Cuerpo agrietado.

Teniendo en cuenta que el trabajo realizado por la fuerza exterior P se define como:

$$W = P\delta \quad \text{Ecuación 2.14}$$

y la energía de deformación elástica según la expresión:

$$U_a = \frac{P\delta}{2} \quad \text{Ecuación 2.15}$$

la tasa de relajación de energía se define, sustituyendo estas últimas expresiones en la *Ecuación 2.9*, de la siguiente manera:

$$G = \frac{1}{B} \left(P \frac{d\delta}{da} - \frac{dU_a}{da} \right) = \frac{1}{B} \left(P \frac{d\delta}{da} - \frac{1}{2} \frac{d(P\delta)}{da} \right) \quad \text{Ecuación 2.16}$$

introduciendo ahora en esta última ecuación la flexibilidad, C , que se define como:

$$C = \frac{\delta}{P} \quad \text{Ecuación 2.17}$$

se obtiene:

$$G = \frac{1}{B} \left(P \frac{d(CP)}{da} - \frac{1}{2} \frac{d(CP^2)}{da} \right) \quad \text{Ecuación 2.18}$$

simplificando se llega a la expresión que define la tasa de relajación de energía en función de la flexibilidad y la longitud de grieta:

$$G = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} \quad \text{Ecuación 2.19}$$

Capítulo 3

Estado del arte

3.1 Introducción

En el presente capítulo se lleva a cabo una revisión sobre las investigaciones realizadas para el estudio la tenacidad a fractura interlaminar bajo modo III en materiales compuestos, poniendo especial atención a los materiales compuestos reforzados con fibras (FRP, *Fiber Reinforced Polymers*), tipo de materiales utilizados en el presente trabajo.

Uno de los modos de daño con mayor repercusión práctica en los elementos estructurales fabricados con materiales compuestos laminados, consiste en la formación y crecimiento de grietas interlaminares (deslaminación) tanto bajo cargas estáticas como dinámicas, ya que estas cargas pueden ser de impacto y/o cíclicas. La deslaminación de compuestos laminados se identifica como el mecanismo de fallo que más limita la vida de los mismos, Pipes y Pagano [25], Bascom et al. [26], Wilkins et al. [27], Tay [28], Brunner et al. [29]. Los principios de la mecánica de la fractura son los más adecuados para el análisis de los problemas de deslaminación, por eso es tan importante la caracterización de la resistencia a la deslaminación bajo los tres modos básicos de carga. La deslaminación tiende a producirse en la fina capa de resina que hay entre cada una de las capas del material compuesto. La energía disipada durante el proceso de crecimiento de la grieta es el mecanismo que contribuye a medir la resistencia a la fractura por deslaminación G_C , esto es debido a la disipación de la energía plástica que se produce en la zona próxima a la zona de iniciación de crecimiento de la grieta, que por otro lado, es el punto donde se concentran las

tensiones más altas, Bradley y Cohen [30], Hunston [31]. La rigidez y elasticidad de las fibras en un material compuesto reduce la cantidad de deformación plástica de la matriz polimérica en la región próxima a la zona de iniciación de crecimiento de la grieta, junto con la reducción de la fracción del volumen de fibras (es decir, el aumento de la fracción de volumen de matriz) conduciría a un aumento de la resistencia a la deslaminación, Bradley y Cohen [30]. Tales efectos fueron observados y comprobados para modo I. Hunston [31] y Hunston et al. [32] demostraron que la tasa de relajación de energía crítica G_{IC} era mucho más alta para un material compuesto rico en resina que para el mismo material compuesto con menor contenido de resina.

La relación entre el daño generado (deslaminación) y el estado de sollicitación asociado, es un dato relevante en el diseño de elementos fabricados con estos materiales. La mecánica de fractura es la herramienta utilizada para predecir su comportamiento. En un composite de refuerzo orientado, la progresión de la deslaminación, en principio, puede producirse bajo cualquiera de los tres modos puros, Brunner et al. [29], Prasad et al. [33], o combinaciones de ellos, dado que esta progresión tiene su crecimiento limitado al plano interlaminar.

Algunos autores, Robinson y Hodgkinson [34], consideraron que la progresión de la grieta o deslaminación en modo III es posible teóricamente, aunque matizan que al ser la tenacidad del material en modo III superior a la de los otros dos, se considera que la progresión de ésta se produce casi exclusivamente en modos I o II, lo cual sería cierto en el caso de coexistir más de un modo actuando sobre el elemento, en aquellos caso en los que la sollicitación presente en el elemento origine un modo III puro o casi puro es necesario disponer de herramientas que permitan su cuantificación.

El estudio del fenómeno de deslaminación está siendo analizado en detalle por numerosos grupos de investigación, aunque centrados principalmente en los modos de fractura I, II o mixtos I/II. Se han hecho muchas investigaciones que describen el modo mixto de fallo por deslaminación de materiales compuestos, Szekrényes [35], Pereira y de Morais [36] [37], Reeder [38]. Todos los autores resaltan la necesidad de estudiar el comportamiento de fractura bajo modo III como una herramienta muy importante para poder tener una completa caracterización de la fractura de materiales compuestos laminados, junto con los modos I y II, Wang [39], O'Brien y Raju [40].

En los últimos años se han utilizado diferentes tipos de ensayo para medir la resistencia a la fractura de materiales compuestos bajo modo III, Donaldson [41], Wang [39], Becht y Gillespie [42], Agarwal y Giare [43], Li et al. [44], Sidey y Bradshaw [45], DeBaise [46], Ripling et al. [47]. SCB “*Split Cantilever Beam*”, Donaldson [41], Hwang y Hu [48], Naik et al. [49], Sharif et al [50]., y ECT (*Edge Crack Torsión*), Li et al. [44], son dos de los más estudiados. El primero de ellos, SCB, utiliza probetas con la geometría tipo viga, utilizada en los ensayos DCB y ENF. Versiones posteriores de SCB modifican el método aplicando correcciones sobre el dispositivo para conseguir reducir la componente de modo II, Robinson y Song [51] [52]. Sharif et al. [50] y Trakas y Kortschot [53] diseñaron un dispositivo con el objeto de llevar a cabo ensayos de fractura interlaminar en compuestos donde el modo dominante o más representativo fuese el modo III (MSCB, “*Modified Split-Cantilever Beam*”). Rizov et al. [54] aplicaron este método en compuestos de fibra de vidrio e incluyeron un análisis de elementos finitos. Más recientemente Szekrényes [55] introdujo modificaciones sustanciales en el método de ensayo dando lugar al método de ensayo que denominaron MSCB.

El ensayo ECT, Li et al. [44], Suemasu [56], Lee [57], Li y Wang [58], Li y O’Brien [59], Liao y Sun [60], Pennas et al. [61], Adams et al. [62], Li et al. [63], Zhao y Wang [64], de Morais et al. [65], de Moura et al. [66], Mehrabadi y Khoshnavan [67], Pennas y Cantwell [68], Second Round-Robin Test [69], Wang y Zhao [70], Tay [28], Brunner et al. [29], es una evolución y contribución importante en el estudio de la fractura interlaminar de compuestos bajo sollicitaciones de modo III, siendo el más usado de todos los ensayos para este tipo.

Browning et al. [71] [72] rediseñaron el método de ensayo ECT para modo III, introduciendo unas modificaciones para hacer el ensayo más adecuado a la caracterización de la deslaminación de materiales compuestos bajo modo III. La base de las investigaciones de estos autores es la torsión de la probeta agrietada, que durante el ensayo se aplica de distintas formas.

Otro método de ensayo para obtener la resistencia a la fractura bajo modo III es el denominado ACPB “*Anti-Clastic Plate Bending*”, Farshad y Flüeler [73], método utilizado en un principio para calcular el módulo elástico a cortadura de materiales. Existen métodos, menos utilizados, donde se emplean probetas con entallas laterales para intentar reproducir el modo III, Ehart et al.

[74] [75], en este caso se utiliza la torsión, junto con tracción para estudiar el modo mixto (I/III) en un tipo de probetas similares a las estudiadas en los ensayos CT “*Compact Tension*” para el estudio de la fractura en modo I.

Otro tipo de ensayo para el estudio de la resistencia a la fractura interlaminar en compuestos bajo modo III es 4-ENF_{III} “*Four Point-Bend End-Notched Flexure*”, Yoshihara [76], se trata de una versión para modo III de 4ENF, este método fue ideado, en un principio, para calcular las “*R-curve*” de madera.

Más recientemente de Morais y Pereira [77], publicaron un trabajo sobre un nuevo método de ensayo para la caracterización de la fractura en materiales compuestos que denominaron 4PBP “*Four-Point Bending Plate*”, con el objetivo de calcular la tasa de relajación de energía en el inicio del crecimiento de grieta interlaminar bajo modo III, G_{IIIc} .

Otro método de ensayo para el estudio de la resistencia a la fractura interlaminar bajo modo III en compuestos es el CRS “*Crack Rail Shear*”, Becht y Gillespie [42], presenta el principal inconveniente de proporcionar valores muy bajos de la flexibilidad, debido a lo cual no es posible la utilización de la formulación de cálculo de la calibración de la flexibilidad (CC). Además la tasa de relajación de energía tiene una componente alta de modo II, incluso las dos pregrietas, realizadas en la probeta, no crecen al mismo tiempo.

Recientemente se ha desarrollado un nuevo método de ensayo (6ECT) a partir de modificaciones introducidas en el método ECT convencional, Pereira et al. [78], de Morais et al. [79]. Este método permite determinar las “*R-curve*” en modo III. Los estudios indican que con este nuevo método se aumenta la tasa de liberación de energía G_{III} con el incremento de la longitud de grieta.

Davidson y Sediles [80] introdujeron un nuevo método de ensayo denominado STB “*Shear-Torsion-Bending*” que permite ensayos de resistencia a la deslaminación bajo cualquier relación de modos I, II y III.

3.2 Método SCB “*Split Cantilever Beam*”

Este es uno de los primeros métodos desarrollados para analizar el comportamiento frente a la deslaminación de materiales compuestos laminados bajo sollicitación a fractura en modo III.

En este procedimiento de ensayo una probeta, similar al tipo doble viga en voladizo utilizada en modo I, *Figura 3.1*, se carga en dirección paralela al plano de delaminación en un ensayo uniaxial. Con este método de ensayo se obtuvieron buenos resultados aunque aparecen inducidas sobrecargas irregulares.



Figura 3.1. Geometría de la probeta SCB “*Split Cantilever Beam*”, SSCB “*Simplified Split Cantilever Beam*” y MSCB “*Modified Split Cantilever Beam*”.

Donaldson [41] utilizó esta metodología con barras de aluminio pegadas a lo largo de ambos labios de una probeta del tipo DCB “*Double Cantilever Beam*”, similar a la utilizada en modo I, y fabricada con fibra de carbono unidireccional. Los extremos de los labios de la probeta se cargan en sentidos opuestos en un plano paralelo al del inserto y normal a la longitud de la probeta, *Figura 3.2*. Con esta configuración se obtienen valores para la tasa de liberación de energía que oscilan entre $1,1-1,3 \text{ kJ/m}^2$.

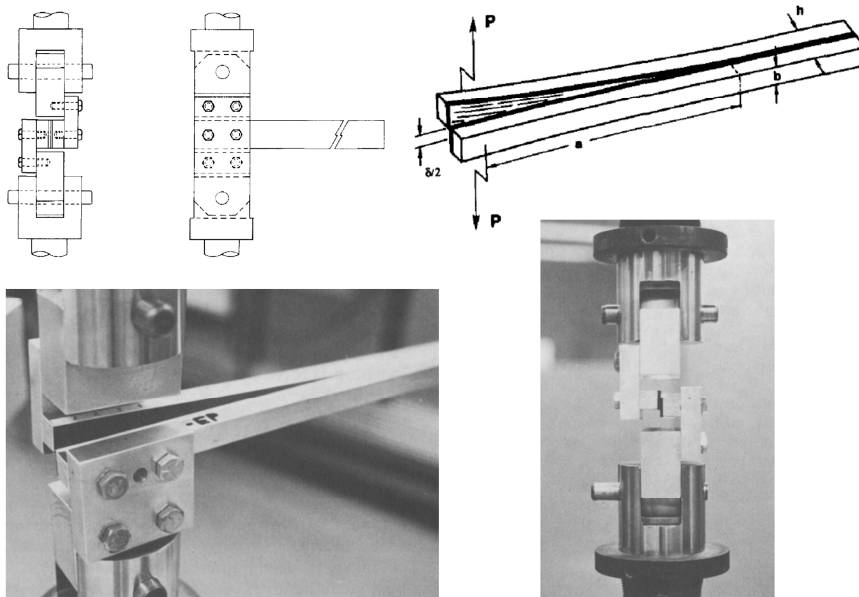


Figura 3.2. Configuración del ensayo SCB “*Split Cantilever Beam*”, Donaldson [41].

Los giros en los labios de la probeta hacen que se produzca la deslaminación bajo una sollicitación mixta donde la componente bajo modo II es elevada. Además Donaldson [41] admite el fallo en la unión entre las barras de aluminio y el material compuesto, en todos sus ensayos. También indica la presencia de tensiones residuales de origen térmico, probablemente de la unión química del aluminio con la probeta y según sus conclusiones la probeta se encuentra excesivamente rigidizada al utilizar barras de aluminio en toda su longitud, por todo ello el autor propone modificar la metodología de ensayo.

También existen estudios para comparar los modos de ensayo I, II, mixto (I/II) y III mediante el método de ensayo SCB, Naik et al. [49], Donaldson [41], Donaldson y Mall [81] y Donaldson et al. [82], obteniéndose la siguiente relación para los valores de la tasa de liberación de: G_{IC} (modo I) < G_{TC} (modo mixto I/II) < G_{IIC} (modo II) < G_{III} (modo III).

Rizov et al. [54] analizan el comportamiento de un material compuesto bajo una sollicitación de modo III a temperaturas criogénicas desde 4 K (-269°C) (temperatura del helio líquido) hasta 77 K (-196°C) (temperatura del nitrógeno líquido), comparando los resultados con el mismo análisis a temperatura ambiente. Para el estudio se utiliza el método de ensayo SCB

sobre una probeta del tipo DCB, Shindo et al. [83], aplicándose la carga mediante un dispositivo modificado que intenta reducir el modo II en los bordes libres de la probeta, *Figura 3.3* y *Figura 3.4*.

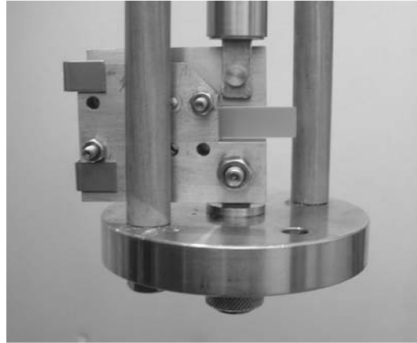


Figura 3.3. Dispositivo de ensayo SCB “*Split Cantilever Beam*”, Rizov et al. [54].

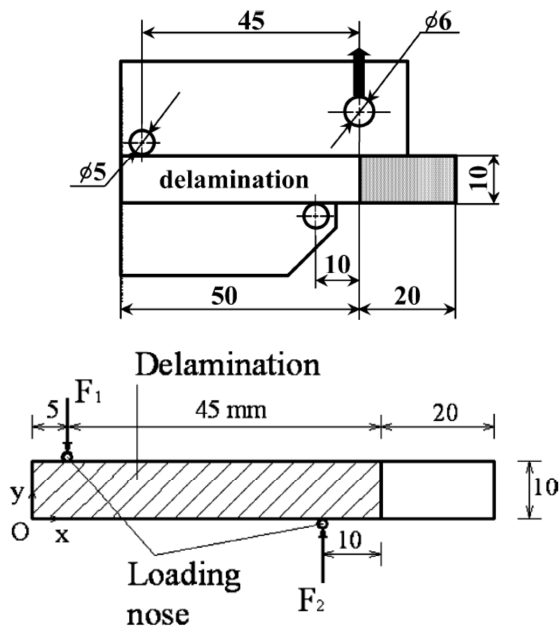


Figura 3.4. Parte del dispositivo de carga (arriba), SCB “*Split Cantilever Beam*”, y carga sobre la mitad de la probeta (abajo), Rizov et al. [54].

Rizov et al. [54] introducen modificaciones sobre el dispositivo de ensayo similares a las utilizadas por Sharif et al. [50], donde las sujeciones del útil de

ensayo sobre los brazos de la probeta intentan evitar el giro en los labios de la misma *Figura 3.3* y *Figura 3.4*. Para ello la probeta se coloca entre dos placas de acero, las cargas F_1 y F_2 se aplican mediante dos pernos metálicos situados en cada una de las placas, de esta forma se intenta eliminar el momento flector que se introduce en cada uno de los labios de la probeta al cargarla, *Figura 3.4*. Con esta modificación del dispositivo se sigue desarrollando el ensayo bajo modo mixto (II/III), con una pureza del modo III del 95% del total de modo mixto en el cálculo de la tasa de relajación de energía tanto a temperatura ambiente como a temperaturas criogénicas.

También Miura et al. [84], investigaron el comportamiento a fractura interlaminar de un compuesto a temperaturas criogénicas, comparándolo con el comportamiento a temperatura ambiente. Para estos ensayos utilizaron el método de ensayo SCB con la misma modificación que introdujeron en el útil Rizov et al. [54], al objeto de eliminar el momento flector que aparece en el extremo libre de la probeta. Los resultados de este estudio igualmente demostraron que el modo III no era puro, sino que se trataba de un modo mixto (II/III), al existir una componente de modo II importante.

3.3 Método SSCB “*Simplified Split Cantilever Beam*”

El ensayo SSCB “*Simplified Split Cantilever Beam*” es una variante del ensayo SCB, este ensayo utiliza probetas rigidizadas mediante bloques de aluminio en la zona de inserto iniciador de la deslaminación con el fin de minimizar los momentos torsionales durante el ensayo, *Figura 3.1*. Los resultados obtenidos demuestran que la prueba de SSCB tiene un modo III dominante y crecimientos de la deslaminación más estables que el ensayo SCB. Aunque tiene el inconveniente de presentar una componente de modo II elevada.

Hwang y Hu [48] comparan los resultados de un ensayo tipo SCB “*Split Cantilever Beam*” con otro del tipo SSCB “*Simplified Split Cantilever Beam*”. Para el cálculo de la tasa de relajación de energía G_C se ha utilizado el método de calibración de la flexibilidad (CC). Los ensayos realizados con el método SSCB proporcionan un modo III más dominante y valores de la tasa de relajación de energía más estables que los obtenidos con el ensayo SCB.

La probeta SCB es similar a la probeta DCB “*Double Cantilever Beam*” utilizada en los ensayos en modo I, siendo la diferencia que la dirección de carga es paralela al plano de deslaminación en lugar de normal al mismo, *Figura 3.5*. Se utilizan dos barras de aluminio pegadas a ambos lados de la probeta para reducir el giro de los labios de la misma. Estas barras se cargan en sentidos opuestos. Debido a los errores a los que inducía el ensayo SCB, como comprobó Donaldson [41], se estudia la resistencia a fractura interlaminar con el método de ensayo SSCB, en cual no se utilizan las barras de aluminio adheridas a la probeta, *Figura 3.6*.

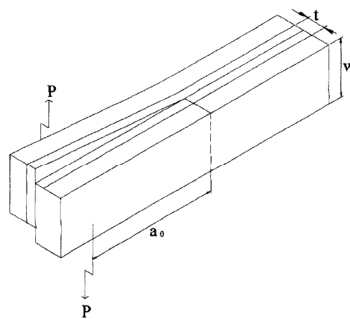


Figura 3.5. Geometría de la probeta SCB “*Split Cantilever Beam*”, Hwang y Hu [48].

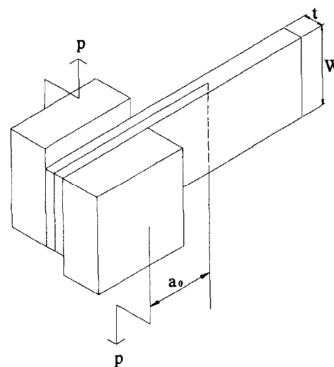


Figura 3.6. Geometría de la probeta SSCB “*Simplified Split Cantilever Beam*”, Hwang y Hu [48].

Para el cálculo de la tasa de relajación energía G_C se utilizan diferentes métodos de cálculo: método de la “Teoría de la Viga” (“*Beam Theory*”: BT), Gilman [85], método de la “Teoría de la Viga Modificada” (“*Modified Beam Theory*”: MBT), Berry [86], método de la “Calibración de la Flexibilidad” (“*Compliance Calibration*”: CC), Davies y Benzeggagh [87], y el método de los “Elementos Finitos”. Debido a su excesiva simplicidad no se suelen usar los métodos de “Teoría de la Viga” y de la “Teoría de la Viga Modificada”. Se ha comprobado que estos dos métodos proporcionan valores más altos de lo normal para la tasa de relajación de energía. Usándose básicamente el método de la “Calibración de la Flexibilidad” según la *Ecuación 3.1*.

$$G_C = \frac{n P_C \delta_C}{2 W a} \quad \text{Ecuación 3.1}$$

donde P_C es la carga de rotura, δ_C es el desplazamiento correspondiente a la carga de rotura, W el ancho de la probeta, “ a ” la longitud de grieta en el momento de la rotura y “ n ” es la pendiente de la recta que relaciona el logaritmo decimal de la flexibilidad con el logaritmo decimal de la longitud de grieta.

Según Hwang y Hu [48] en el método de ensayo SCB la componente de modo I tiende a cero, por lo tanto es despreciable. En cuanto a las componentes de modo II y modo III, son prácticamente el 50% cada una, llegando incluso a superar el modo II al modo III, con lo cual en este método el modo III no es dominante y consecuentemente no se puede hablar de modo III puro. En cuanto al método de ensayo SSCB la componente en modo I sigue siendo prácticamente cero mientras que, en este caso, la componente en modo III contribuye con aproximadamente el 80% del total de la tasa de relajación de energía y la componente de modo II con el 20% restante. Con estos resultados se puede concluir que aunque el modo dominante es el modo III, tampoco es puro.

3.4 Método MSCB “*Modified Split Cantilever Beam*”

Otro de los métodos utilizados para la determinación de la energía de fractura bajo modo III es el conocido como MSCB “*Modified Split Cantilever Beam*”. En este método se aplican dos sistemas de carga sobre la probeta a ensayar, *Figura 3.1*. La carga dominante se aplica como en el ensayo SCB, en

el extremo de la probeta y paralela al plano de deslaminación, mientras que un segundo sistema de cargas se aplica en la zona del inserto con el fin de evitar la torsión de la probeta. En este método se obtiene una componente en modo III (G_{III}/G_{total}) muy elevada, por encima del 95%.

Este método de ensayo es el utilizado por Szekrényes [55], para el estudio de la tasa de liberación de energía bajo una sollicitación de modo III. La tasa de relajación de energía se calcula teniendo en cuenta la flexión y el cortante que se originan durante el ensayo. También se estudia en base a la teoría de Saint-Venant, junto a los efectos de torsión que tienen lugar. El resultado analítico se verifica con un análisis de elementos finitos, comprobándose que la flexibilidad se calcula con exactitud, a diferencia de la tasa de relajación de energía que difiere en aproximadamente el 5%. El análisis realizado mediante elementos finitos indica que el modo III durante el ensayo es el 98% de la totalidad de la sollicitación bajo la que se calcula la tasa de relajación de energía. Szekrényes [55] utiliza para la obtención de los resultados analíticos el método de calibración de la flexibilidad (CC) y la teoría de vigas, demostrándose que hay grandes diferencias en los cálculos de la tasa de liberación de energía según el método de cálculo (de hasta el 18,6%). Esto es debido, a la independencia de la flexibilidad respecto a la longitud de grieta cuando el modo III es dominante. Por lo tanto el autor no recomienda la utilización del método de calibración de la flexibilidad para la obtención de los resultados, siendo la teoría de vigas la mejor herramienta para tal fin.

Szekrényes [55] introdujo modificaciones en el dispositivo de ensayo (MSCB) con el fin de reducir el modo I, además de usar elementos regulables sobre el mismo con el objeto de ajustar perfectamente el dispositivo a las condiciones particulares de cada tipo de ensayo, como ocurre con los pernos de carga que, en este caso, al estar roscados pueden ajustarse en su profundidad para evitar que se genere un par en cada brazo de la probeta que produzca que el modo II aumente, En la *Figura 3.7* se pueden observar las modificaciones con respecto a dispositivos usados con anterioridad, Sharif et al. [50] y Trakas y Kortschot [53].

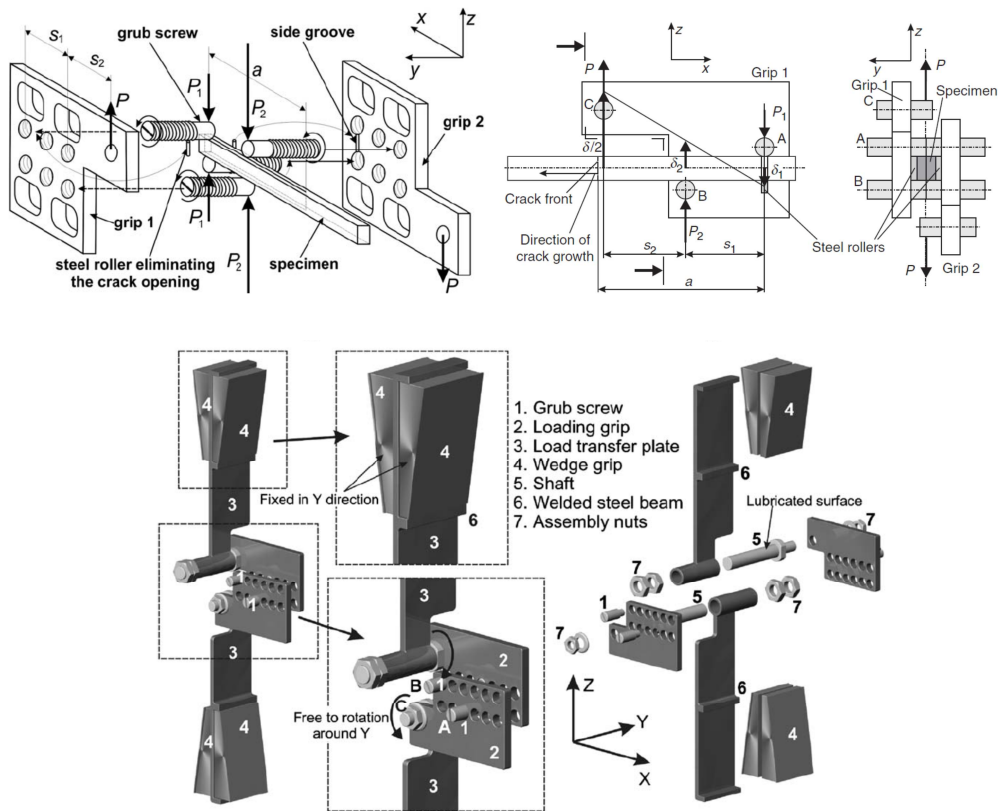


Figura 3.7. Dispositivo modificado para ensayo MSCB “*Modified Split Cantilever Beam*”, Szekrényes [55].

En este caso se tienen en cuenta deformaciones debidas a: la flexión, el cortante, el efecto de Saint-Venant y la torsión en los brazos de la probeta. La flexión se estudia mediante la teoría de Euler-Bernoulli considerando la probeta como una viga simple, Ozdil et al. [88]. El efecto del cortante se analiza mediante la Teoría de Timoshenko para vigas. El efecto de Saint-Venant se debe a la rotación de la sección transversal de la probeta, este efecto fue estudiado por Olsson [89] bajo modo I en probetas tipo DCB. La torsión en vigas fue estudiada por Timoshenko y Goodier [90], Liao y Sun [60] y Zhao y Wang [64]. Sankar [91] investigó la torsión en vigas de materiales compuestos laminados. En el ensayo MSCB es necesario analizar el efecto de la torsión, Sharif et al. [50] eliminaron la torsión de la probeta mediante bloques rígidos.

Szekrényes [55] permite el giro de los brazos de la probeta ya que el diseño del dispositivo de ensayo MSCB reduce los efectos.

Aunque hoy en día se utiliza el método ECT para casi todos los estudios bajo modo III, hay cuestiones que sólo pueden ser resueltas con el método MSCB. Con una probeta ensayada con este último, se puede obtener un amplio rango de longitudes de grieta con que estudiar la dependencia de la tasa de relajación de energía en modo III, en relación a la propia longitud de la grieta, como ocurre con los ensayos para modo I y II estándar. Mientras que en los ensayos ECT y ACPB se utilizan probetas con longitudes de grieta de 10-30 mm, en un dispositivo MSCB se pueden usar probetas con longitudes iniciales de 40 a 160 mm. Por otro lado el método MSCB mantiene la geometría de la probeta tipo viga, que es la misma que utilizan otros métodos como DCB y ENF, lo que permite comparar los resultados con los obtenidos en ensayos bajo modo I y II.

Por otro lado en otra investigación Szekrényes [92] estudia la influencia de la longitud de grieta y el ancho de la probeta en la deslaminación para el cálculo de la tasa de relajación de energía bajo modo III, también utilizando el método MSCB, con el mismo dispositivo usado en trabajos anteriores, Szekrényes [55] y Sharif et al. [50], *Figura 3.7*. En este trabajo se ponen de nuevo en valor las mejoras en el dispositivo introducidas por Sharif et al. [50], como son los “*steel rollers*” indicados en la *Figura 3.7*, que evitan la rotación en el eje-x lo que elimina la posibilidad de que se produzca la apertura de los brazos de la probeta que produciría un aumento de la componente de modo I en la tasa de relajación de energía durante el ensayo. Posteriormente los cilindros de carga de Sharif et al. [50] se sustituyeron por tornillos que hacen que la precisión en el agarre y la carga sea mayor al admitir regulación.

Según Szekrényes [92] cuando se aumenta el ancho de la probeta se necesita incrementar la carga para iniciar el crecimiento de grieta. Además la tasa de relajación de energía disminuye significativamente al aumentar la longitud de grieta inicial, y en esta situación es prácticamente independiente del ancho de la probeta. En contraposición a lo que ocurre en ensayos realizados con el método ECT donde se produce un incremento considerable de la tasa de relajación de energía al aumentar la longitud inicial de grieta. Existen limitaciones a la hora de aplicar el método MSCB, como ocurre si la grieta inicial es muy pequeña o la rigidez muy alta, no iniciándose la grieta y

dañándose la probeta en la zona de carga, incluso llegando a romper, en esa zona, por la presión del útil de ensayo. La diferencia entre el método MSCB y ECT radica en que en el primero se pueden ensayar longitudes iniciales de grieta mayores. En cualquier caso ambos métodos de ensayo, MSCB y ECT, sirven para calcular la tasa de relajación de energía en el inicio del crecimiento de la grieta y dependen de la geometría de la misma y de la configuración del ensayo. Consecuentemente la tasa de relajación de energía al inicio del crecimiento de la grieta no es un valor crítico, ya que debería ser independiente de la geometría de la probeta; en otras palabras G_{III} no es una propiedad del material.

Otros autores como Robinson y Song [52] determinaron, mediante ensayos MSCB, que la tasa de relajación de energía G_{III} disminuía de 300 a 70 J/m^2 para un rango de longitudes iniciales de grieta de 42 a 150 mm, no pudiendo encontrar un valor asintótico que hiciese independiente el valor de la tasa de relajación de energía de la longitud inicial de grieta

También utilizando el método de ensayo MSCB Khoshravan y Moslemi [93] estudian la resistencia a la fractura interlaminar en compuestos de fibra de vidrio. De ese estudio los autores concluyen que la pureza del modo III durante los ensayos es superior al 94%, del total de la tasa de relajación de energía de la resistencia a la fractura interlaminar.

3.5 Método ECT “*Edge Crack Torsion*”

Una metodología de ensayo utilizada por un elevado número de autores, es la denominada ECT “*Edge Crack Torsión*”, basada en la aplicación de un momento torsor en el extremo de una probeta empotrada o bien un par torsor en ambos extremos de la probeta. En ambas disposiciones se utiliza una probeta con un inserto iniciador del proceso de deslaminación en dirección longitudinal, *Figura 3.8*. En general con esta disposición de ensayo se han obtenido componentes de modo III elevadas, aunque variables desde el borde del elemento al centro de la probeta. Una derivación de este método ha sido el denominado 6ECT “*Six-Point Edge Crack Torsion*” en el que se aplican dos cargas adicionales. El objetivo final de este desarrollo era poder analizar la fase de crecimiento de la deslaminación.

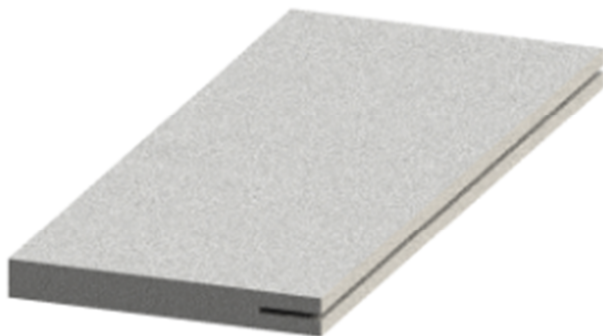


Figura 3.8. Geometría de la probeta ECT “*Edge Crack Torsión*”.

Liao y Sun [60] llevan a cabo una investigación utilizando el método de ensayo ECT “Edge Crack Torsion” sobre un compuesto epoxi-carbono grueso, denominado AS4/3501-6, con el fin de determinar la tenacidad a fractura interlaminar del compuesto. De este estudio se concluye que con este tipo de ensayo el modo III es el dominante y la tasa de relajación de energía oscila entre $650-850 J/m^2$ en la mayoría de los ensayos, para distintas disposiciones de las fibras en las capas del material: $0^\circ/90^\circ$, $+15^\circ/-15^\circ$ y $+45^\circ/45^\circ$. Siempre con la probeta sometida a un esfuerzo de torsión.

Se ha demostrado que para una viga de material isótropo agrietada y sometida a torsión, el modo de fractura que se origina es modo III puro. Westmann y Yang [94] y Chen [95] llegaron a las mismas conclusiones e introdujeron en sus estudios geometrías más complicadas. Aunque los ensayos de torsión son una base sólida para el modo III de fractura, no hay una solución analítica para una viga de material ortótropo agrietada. Liao y Sun [60] en su estudio intentan resolver el problema de Chen [95] exponiendo una formulación que puede ser usada para resolver el problema de ECT en vigas ortotrópicas de laminados gruesos y grandes grietas, a partir del concepto de módulo efectivo del laminado. Utilizando el módulo efectivo a cortadura en unas determinadas series analíticas se obtiene una precisión similar a la conseguida mediante elementos finitos, dando lugar a un modo de fractura con una componente muy alta de modo III, y muy pequeña de modos I y II. Para la caracterización de la resistencia a fractura, los autores utilizan probetas de laminado formado por capas de fibras dispuestas en diferentes direcciones, con pregrietas realizadas artificialmente durante la fabricación del laminado.

Continuando con la línea de trabajo anterior, el propio Liao [96] realiza una investigación en solitario sobre la respuesta a la torsión de un laminado grueso utilizando la teoría del módulo efectivo.

Zhao y Wang [64] realizan un trabajo con el fin de analizar el comportamiento a fractura en modo III al aplicar el método de ensayo ETC. Para ello realizan un análisis mediante elementos finitos, *Figura 3.9*, sobre compuestos laminados con una disposición de fibras $[90^\circ/(+45^\circ/-45^\circ)_n/(-45^\circ/+45^\circ)_n/90^\circ]_s$. Desarrollaron la formulación necesaria para el cálculo analítico de la resistencia a la fractura interlaminar bajo el citado modo. En este estudio los autores investigaron la relación entre el comportamiento de la fractura interlaminar y los diversos parámetros de configuración del ensayo como son: puntos de carga, pregrietas, geometrías, interferencia del modo II y la fricción. Los resultados demostraron que con la selección apropiada de la configuración de la probeta, para el ensayo ECT, se consigue un modo III puro en la zona media de la misma. La probeta y el borde de grieta desarrollan un papel importante en el ensayo ECT. La deslaminación se produce, en modo II, en los bordes de la probeta pero sin influir significativamente sobre el modo III. Las dimensiones de la probeta, colocación de la misma y las longitudes de la grieta influyen significativamente en el comportamiento a fractura interlaminar y consecuentemente en los cálculos de la tasa de relajación de energía. Por otro lado la fricción entre las intercaras de la grieta tienen un efecto insignificante en la caracterización de la fractura interlaminar.

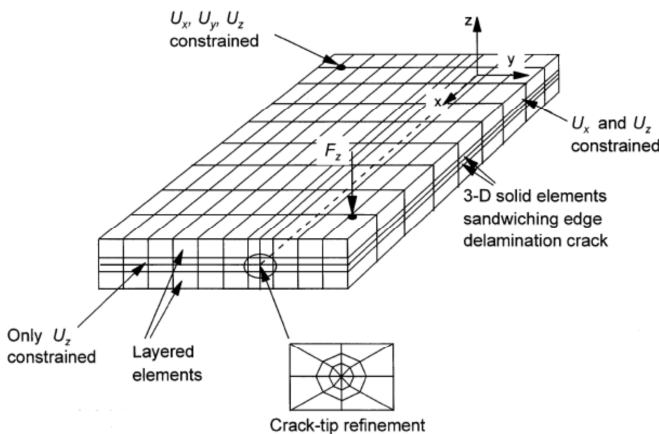


Figura 3.9. Mallado y condiciones de contorno para el modelos de elementos finitos Zhao y Wang [64].

El método ECT utiliza una configuración de ensayo como la que se representa en la *Figura 3.10*.

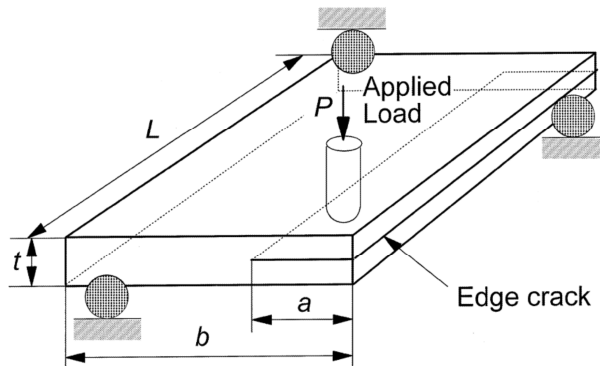


Figura 3.10. Geometría de la probeta ECT “*Edge Crack Torsion*” para ensayo de deslaminación bajo modo III, Zhao y Wang [64].

El ensayo ECT es mucho más simple que los ensayos SCB y CRS, y se ha demostrado más efectivo para la caracterización de la deslaminación de compuestos bajo modo III. Este ensayo es fácil de realizar y utiliza un dispositivo de ensayo simple. La respuesta a la torsión y la caracterización de la resistencia a la fractura de la probeta ECT se basa en el método de la calibración de la flexibilidad y en las teorías clásicas. Sin embargo este método tiene sus propias limitaciones o desventajas, entre las que se pueden enumerar la gran cantidad de ensayos que hay que realizar para obtener resultados, y la discrepancia que hay en los ensayos en el valor de la constante de rigidez D_{66} , obtenida de forma experimental, esto indica la necesidad de un tratamiento analítico más riguroso. La teoría de deformación a cortadura para el análisis del método ECT bajo torsión fue desarrollada por Li y Wang [58] [97]. Esta teoría fue utilizada para la caracterización de la resistencia a la deslaminación de probetas ECT bajo modo III. Obteniendo buenos resultados de flexibilidad y de tasa de relajación de energía para laminados del tipo $[90/(+45/-45)_n/(-45/+45)_n/90]_s$. Este análisis requiere únicamente de la carga crítica del ensayo para la obtención del valor de la tasa de relajación de energía. Y es usado, a su vez, para analizar el efecto del posicionamiento de la probeta en el ensayo ECT.

El estudio de elementos finitos concluye que la deslaminación se produce bajo modo III puro en el centro de la probeta, en la zona alejada de los bordes de la misma, en esa zona central la tasa de relajación de energía G_{III} llega a ser constante en varios puntos del crecimiento de la grieta. La componente de modo III de la tasa de relajación crítica en el frente de la deslaminación es comparable a la calculada de manera experimental mediante el método de calibración de la flexibilidad (CC). La componente de modo II tiene más relevancia en los extremos de la probeta, concretamente en las zonas de apoyo y carga de la probeta. Para Zhao y Wang [64] el modo III es dominante bajo la configuración de ensayo adoptada. Sin embargo los autores reconocen que la interferencia de la componente de modo II sería significativa si se modifican los parámetros de configuración del ensayo, tales como las condiciones de carga y la geometría de la probeta.

Suemasu [56] realiza un estudio basado en la idea de que una distribución de tensiones en el frente de grieta hace que la fractura de un compuesto laminado se produzca bajo modo III. En este caso, a la probeta, de geometría prismática, se le practica una deslaminación artificial durante su proceso de fabricación para posteriormente ser sometida a torsión (ECT), *Figura 3.11*. La tasa de relajación de energía se obtiene a partir de la teoría de Saint-Venant.

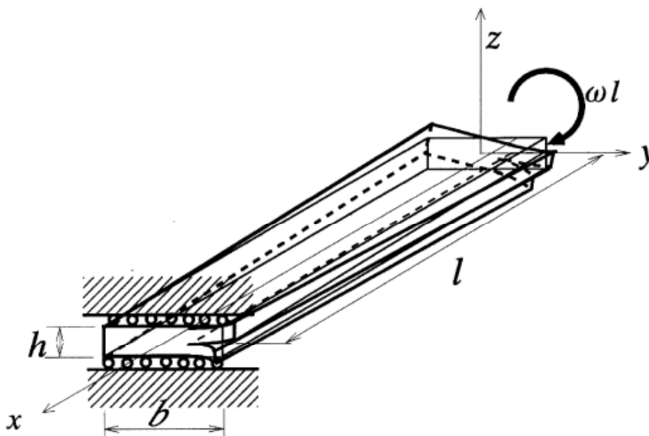


Figura 3.11. Geometría de ensayo ECT “Edge Crack Torsion” según Suemasu [56].

En la *Figura 3.12* se puede observar el dispositivo utilizado por Suemasu [56] para la realización del ensayo.

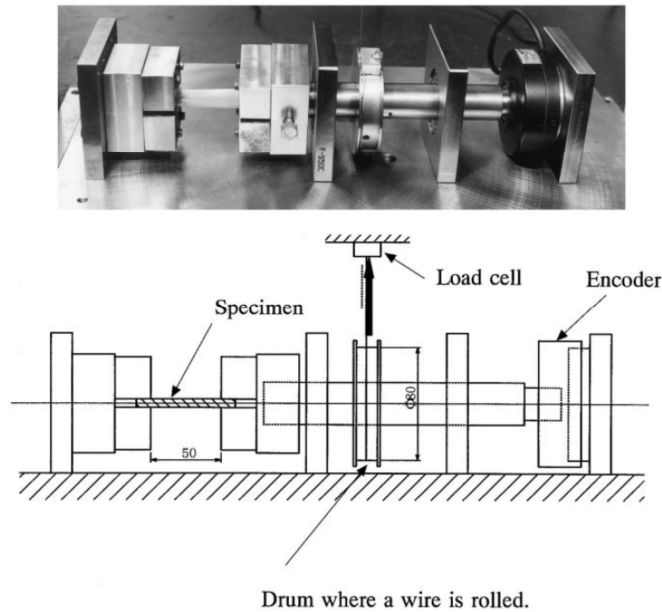


Figura 3.12. Fotografía y geometría del dispositivo utilizado por Suemasu [56] en el ensayo ECT “*Edge Crack Torsion*”.

Otros autores como Li et al. [63], han utilizado el método de ensayo ECT para estudiar la influencia de la fracción de volumen de fibra en la resistencia interlaminar de compuestos de fibra de vidrio bajo modo III. Llegando a la conclusión que G_{IIIc} , correspondiente al inicio del crecimiento de grieta, aumenta considerablemente cuando se reduce la fracción de volumen de fibra. La alta resistencia a la iniciación de la fractura para una baja fracción de volumen de fibra del material compuesto se atribuye al incremento de volumen de matriz, permitiendo una mayor disipación de energía debida a la deformación plástica en la matriz de resina antes del comienzo de la propagación de la grieta.

Estudios más recientes, Li et al. [44] [63], Pennas et al. [61] y Ratcliffe [98], utilizan el método de la calibración de la flexibilidad (CC, “*Compliance Calibration*”), el cual requiere probetas con diferentes longitudes de grieta. De hecho la posición de la grieta no puede monitorizarse durante el ensayo ECT, tampoco la longitud de grieta puede variarse cambiando su posición en una sola probeta. Este método de ensayo conlleva errores inherentes a la variabilidad de las probetas e incrementa sustancialmente los costes de ensayo.

Por otra parte la relación flexibilidad-longitud de grieta es similar a la obtenida por Lee [57]. Precisamente una ventaja y característica importante del ensayo ECT es la posibilidad de aplicar el método de cálculo de la calibración de la flexibilidad (CC) Lee [57]. Esta ventaja junto con la simplicidad del dispositivo, hace que sea un método muy atractivo. En el ensayo ECT el efecto del modo II se vuelve insignificante, Liao y Sun [60].

Como se ha comentado en el párrafo anterior Li et al. [63], utilizan el método de calibración de la flexibilidad (CC) para obtener la resistencia a la deslaminación en modo III a partir de los datos de las curvas carga-desplazamiento del ensayo ECT. La rigidez, es decir, la inversa de la flexibilidad $1/C$, se obtiene de la parte lineal inicial de la curva carga-desplazamiento de cada probeta, *Figura 3.13*. La inversa de la flexibilidad, $1/C$, se representa en un gráfico $(1/C)-(a/B)$, donde “ a ” es la longitud de grieta y “ B ” es el ancho de la probeta, *Figura 3.14*.

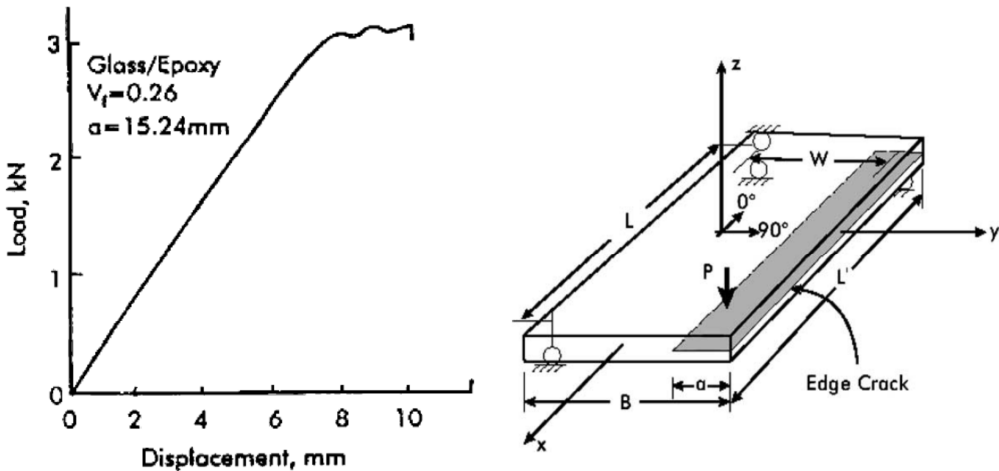


Figura 3.13. Curva carga-desplazamiento obtenida del ensayo ECT “Edge Crack Torsion” y geometría de la probeta utilizada en el mismo.

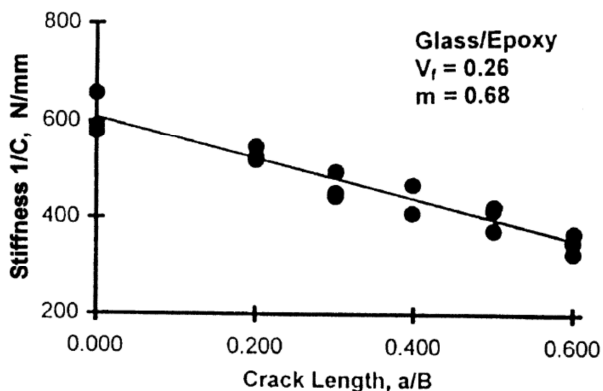


Figura 3.14. Comportamiento de la rigidez ($1/C$) en función de la longitud de grieta (a/B), para una probeta ECT “Edge Crack Torsion”, Li et al. [63].

La línea recta que se obtiene del gráfico ($1/C$)-(a/B) se ajusta mediante regresión lineal a partir de la Ecuación 3.2.

$$\frac{1}{C} = A \left[1 - m \left(\frac{a}{B} \right) \right] \tag{Ecuación 3.2}$$

donde “ A ” es la pendiente de la recta del gráfico ($1/C$)-(a/B) y “ m ” es la pendiente de la parte lineal de la curva carga-desplazamiento del ensayo. Datos todos ellos necesarios para calcular la resistencia a la fractura en modo III a partir de la Ecuación 3.3.

$$G_{IIIc} = \frac{P_c^2}{2L} \frac{dC}{da} = \frac{m P_c^2 C}{2LB \left[1 - m \left(\frac{a}{B} \right) \right]} \tag{Ecuación 3.3}$$

donde P_c es la carga crítica que da lugar al inicio del crecimiento de grieta, tomada en el punto de pérdida de linealidad de la curva carga-desplazamiento con un incremento de la flexibilidad del 5%.

Ratcliffe [98] utilizó el método de ensayo ECT obteniendo resultados donde el modo III es el dominante, sin embargo el valor G_{IIIc} depende de manera significativa de la longitud de grieta inicial. Además los datos obtenidos no son homogéneos y las curvas carga desplazamiento de las probetas muestran importantes desviaciones de la linealidad antes del fallo de la mismas por deslaminación, con un crecimiento de grieta inestable.

Un número importante de estudios concluyeron que este método producía una deslaminación, en el centro de la probeta bajo un modo III dominante, lejos de los puntos de carga, Li y O'Brien [59] [99]. A partir de estos estudios, se realizó un ensayo entre laboratorios "Round Robin Test" organizado por el comité ASTM D30 para caracterizar el método de ensayo, First Round-Robin Test [100]. De estos ensayos, llevados a cabo por cinco laboratorios distintos sobre probetas de epoxi/carbono (HTA/6376), se obtuvieron resultados poco homogéneos, algunos de ellos proporcionaron curvas carga-desplazamiento no lineales. Debido a esto, el bastidor del dispositivo de ensayo fue modificado.

A partir del nuevo dispositivo modificado se realizó un segundo ensayo ECT entre laboratorios, esta vez con probetas de epoxi/vidrio (S2/8552) y con probetas de epoxi/carbono (IM7/8552), Second Round-Robin Test [69]. De este ensayo se obtuvieron resultados en los que la componente de modo II de la tasa de relajación de energía G_{II} era significativamente alta en las zonas próximas a los dos puntos de carga. Por ello se adoptó, como medida para reducir la componente de modo II y aumentar la de modo III, incrementar la longitud "L" de la probeta de 82,5 mm a 108 mm.

Ratcliffe [98] también empleó el método de calibración de la flexibilidad (CC) para la obtención de los resultados, contrastándolo con un cálculo realizado por elementos finitos (ABAQUS v6.3), Figura 3.15.

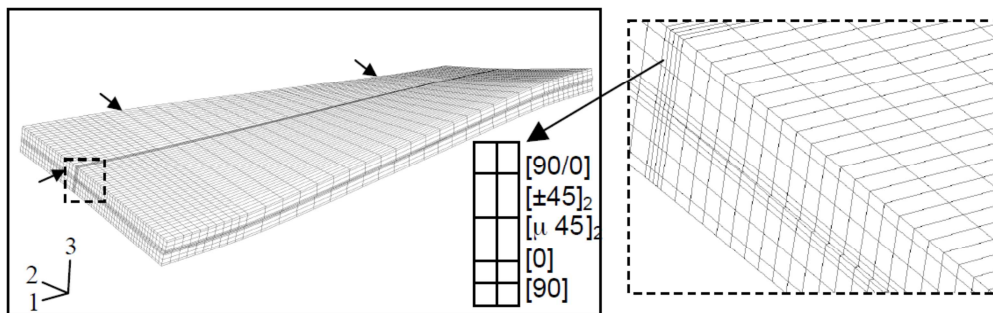


Figura 3.15. Malla de elementos finitos de la probeta ECT IM7/8552 con $a/b=0,6$ (relación entre longitud de grieta "a" y ancho de probeta "b"), Ratcliffe [98].

En la Figura 3.16, se observa la variación de las componentes de modo II y III, en función de la geometría de la probeta y como afectan a cada una de ellas

los puntos de carga. Se deduce que aunque en el centro de la probeta domina el modo III, no ocurre así en los extremos, y sobre todo en las zonas próximas a los puntos de carga, donde la componente de modo II es significativamente alta.

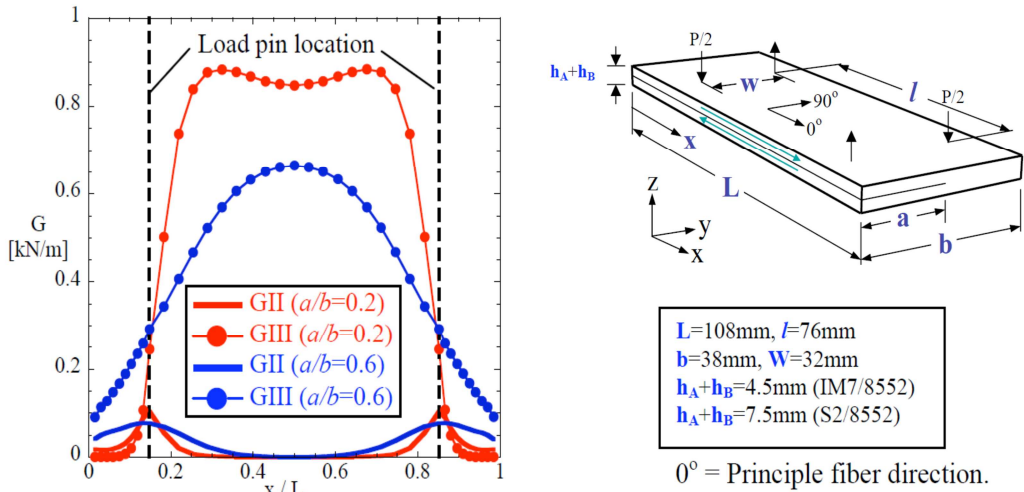


Figura 3.16. Distribución de las componentes de modo II y III de la tasa de relajación de energía según el frente de grieta para las probetas IM7/8552, y geometría de la probeta ECT “Edge Crack Torsion”, Ratcliffe [98].

Ogihara y Matsuda [101], sirviéndose también de un ensayo ECT, evalúan experimentalmente la resistencia interlaminar de un material compuesto, concretamente un material epoxi/carbono (T700S/2500) con una configuración $[90/(+45/-45)_3/(-45/+45)_3/90]_S$, validando posteriormente los resultados mediante un estudio de elementos finitos. El dispositivo aplica la carga en un solo punto de la probeta utilizando los tres restantes como soportes de la misma. Las dimensiones de la probeta y los puntos de carga y soporte se muestran en la Figura 3.17.

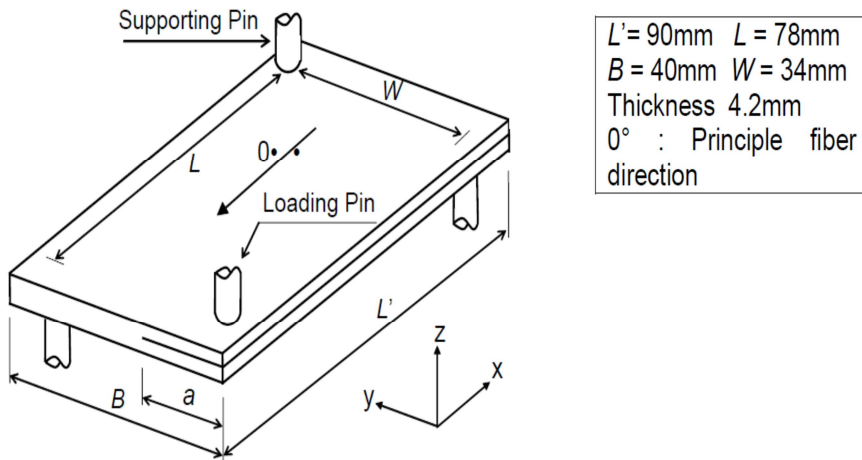


Figura 3.17. Geometría y dimensiones de la probeta ECT “Edge Crack Torsion” utilizada por Ogihara y Matsuda [101].

Los autores desarrollan sus cálculos a partir de dos métodos. El primero de ellos es el método LPT “Laminate Plate Theory”, según la Ecuación 3.4 y la Ecuación 3.5, la primera para obtener la flexibilidad y la segunda para calcular la resistencia a la fractura.

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{W^2 L}{4 [B - (1 - 2s)a](D_{66})_I} \quad \text{Ecuación 3.4}$$

$$G_{IIIc} = \frac{P_C^2 C (1 - 2s)}{2LB \left[1 - (1 - 2s) \left(\frac{a}{B} \right) \right]} \quad \text{Ecuación 3.5}$$

donde “W” es el brazo del momento, “L” la longitud de la probeta, “b” el ancho de la probeta, “a” la longitud de grieta inicial, P_C la carga crítica, $(D_{66})_I$ y $(D_{66})_{II}$ la rigidez torsional para el laminado sin agrietar y la rigidez torsional para el laminado agrietado hasta la mitad respectivamente, y $s = (D_{66})_{II} / (D_{66})_I$, donde $(D_{66})_I = 125,9 \text{ Nm}$ y $(D_{66})_{II} = 12,98 \text{ Nm}$. El segundo método es el método de la calibración de la flexibilidad (CC), donde la flexibilidad y la resistencia a la fractura se calculan a partir de la Ecuación 3.2 y la Ecuación 3.3 respectivamente.

Los resultados obtenidos se detallan a continuación: en la *Figura 3.18* se observan las curvas carga-desplazamiento para diversas probetas según la longitud de grieta. En la *Figura 3.19* se observa la tasa de relajación de energía para la máxima carga según la longitud de grieta y para los dos métodos de cálculo empleados. Y en la *Figura 3.20* se observa la relación entre la resistencia a la fractura interlaminar y la distancia a lo largo del frente de grieta, para los tres modos. Se puede apreciar un claro dominio del modo III, un modo I prácticamente inexistente y un modo II que es más significativo en los puntos de carga y apoyo de la probeta sobre el dispositivo de ensayo.

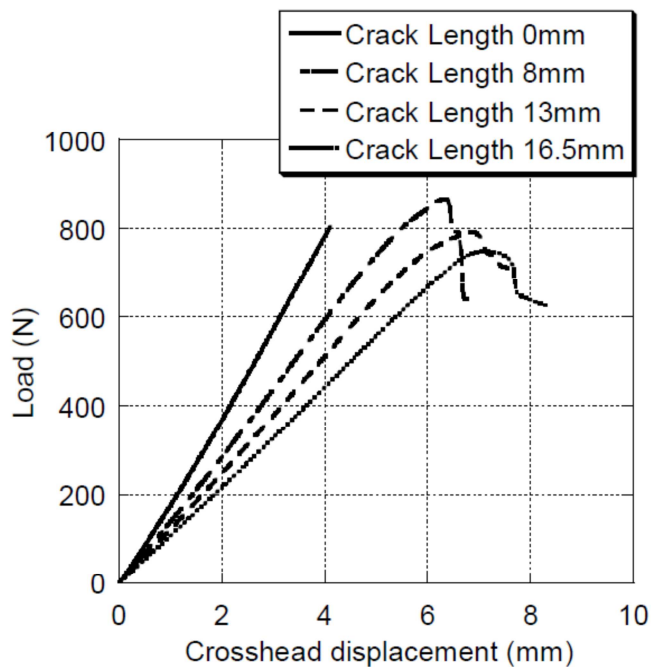


Figura 3.18. Curvas carga-desplazamiento, según método ECT “*Edge Crack Torsion*”, para el material T700S/2500 epoxi/carbono, Ogihara y Matsuda [101].

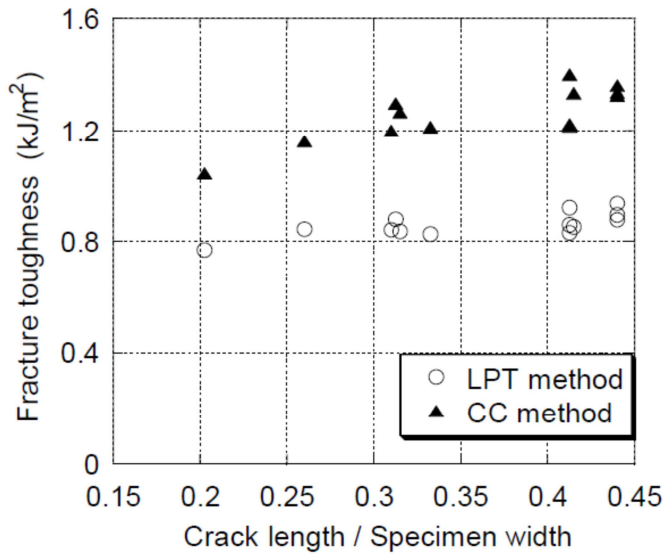


Figura 3.19. Tasa de relajación de energía en función de la longitud de grieta, según método ECT “*Edge Crack Torsion*”, para el material T700S/2500 epoxi/carbono, Ogihara y Matsuda [101].

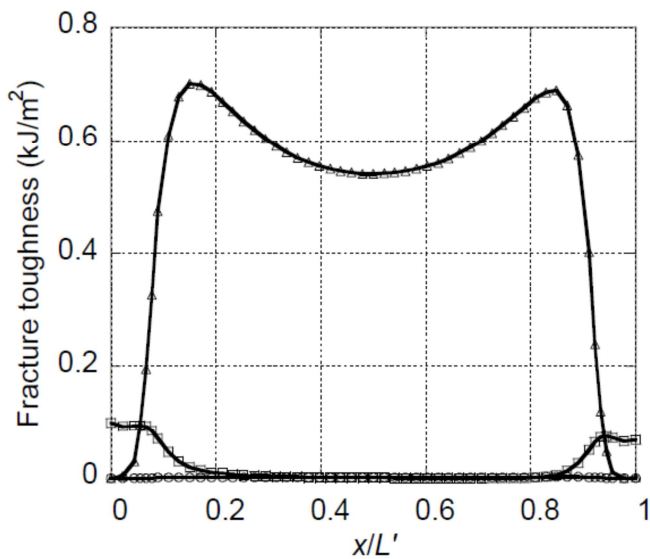


Figura 3.20. Distribución de las componentes de modo I, II y III en la tasa de relajación de energía según la distancia a lo largo del frente de grieta, método ECT “*Edge Crack Torsion*”, para el material T700S/2500 epoxi/carbono, Ogihara y Matsuda [101].

Se concluye que la componente en modo II crece en los bordes de la probeta a medida que aumenta la longitud de grieta con lo cual disminuye la pureza de la componente en modo III. Los autores también reconocen que existe una propagación de grieta antes de que se alcance la carga máxima, P_C .

Pennas et al. [61] también utilizaron el ensayo ECT para caracterizar la resistencia a la fractura interlaminar de dos compuestos de fibra de vidrio, uno unidireccional con matriz de polipropileno (matriz termoplástica) y una fracción de volumen de fibra del 35% y el otro de tejido de fibra de vidrio y matriz epoxídica (matriz termoestable) con una fracción de volumen de fibra del 45%. La investigación contempla el estudio de la influencia de la longitud de grieta en el comportamiento a fractura interlaminar del compuesto, así como el estudio de la componente del modo III en el total de la tasa de relajación de energía. Mediante elementos finitos (ANSYS Corporation) se investiga la distribución de modo III en la tasa de relajación de energía a lo largo de la longitud del frente de grieta, así como la influencia de la longitud de grieta y las condiciones de carga en el frente de la misma. Los resultados se obtienen a partir del método de cálculo de la calibración de la flexibilidad (CC). Al igual que otros autores, que también desarrollaron sus trabajos con el método ECT, una vez analizados los resultados mediante elementos finitos, tanto en el compuesto fibra de vidrio/polipropileno como en el compuesto de tejido de fibra de vidrio/epoxi, se comprobó que el modo III puro se produce en el centro de la probeta mientras que en las zonas cercanas a los puntos de apoyo de la probeta así como en la zona cercana a los puntos de carga la componente en modo II aumenta considerablemente, Ratcliffe [98] y Ogihara y Matsuda [101]. La evidencia experimental indica que el modo III de fractura interlaminar aumenta rápidamente al aumentar la longitud del inserto, como ya han comprobado otros autores con anterioridad, Ratcliffe [98], lo que hace difícil determinar un valor de $G_{III C}$ que sea característico de cada uno de los dos materiales. En la *Figura 3.21* se puede observar la variación de $G_{III C}$ con relación a la longitud de grieta para ambos materiales y en los puntos de pérdida de la linealidad, P_{NL} , en de la curva carga-desplazamiento, así como en los puntos de carga máxima, $P_{máx}$. Todos los valores de $G_{III C}^{NL}$, $G_{III C}^{Pmáx}$ se han calculado con el método de calibración de la flexibilidad (CC), como se ha comentado, según la *Ecuación 3.6* y la *Ecuación 3.7*.

Como puede observarse en la *Figura 3.21*, con el compuesto de fibra de vidrio/PP la diferencia entre $G_{III C}^{NL}$ y $G_{III C}^{Pmáx}$ es pequeña en comparación con lo

que ocurre para el compuesto de fibra de vidrio/epoxi, eso es debido a que en el compuesto de fibra de vidrio/epoxi la pérdida de linealidad se produce mucho antes de que se alcance la carga máxima en la curva carga-desplazamiento, *Figura 3.22*.

$$G_{IIIc}^{NL} = \frac{m P_{NL}^2 C}{2Lb \left[1 - m \left(\frac{a}{B} \right) \right]} \quad \text{Ecuación 3.6}$$

$$G_{IIIc}^{m\acute{a}x} = \frac{m P_{m\acute{a}x}^2 C}{2Lb \left[1 - m \left(\frac{a}{B} \right) \right]} \quad \text{Ecuación 3.7}$$

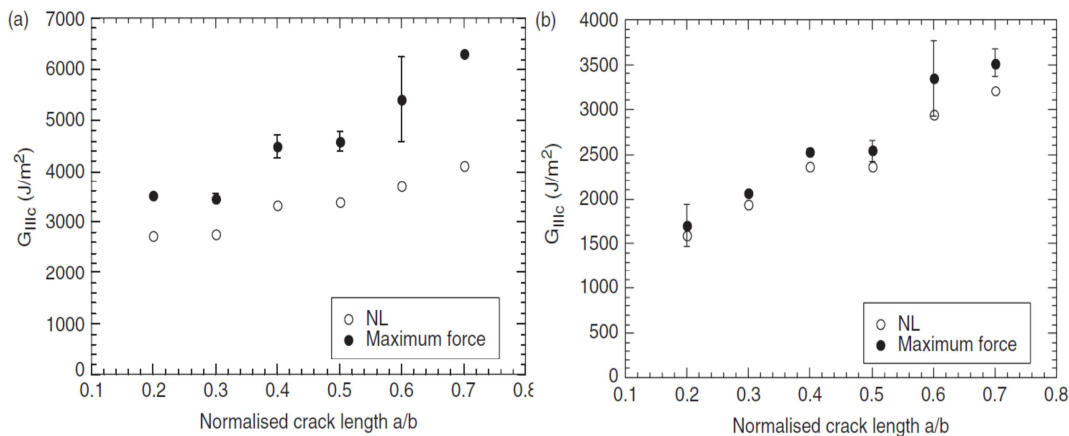


Figura 3.21. Variación de G_{IIIc} con la longitud de grieta: a) para el compuesto de fibra de vidrio/epoxi, b) para el compuesto de fibra de vidrio/PP, Pennas et al. [61].

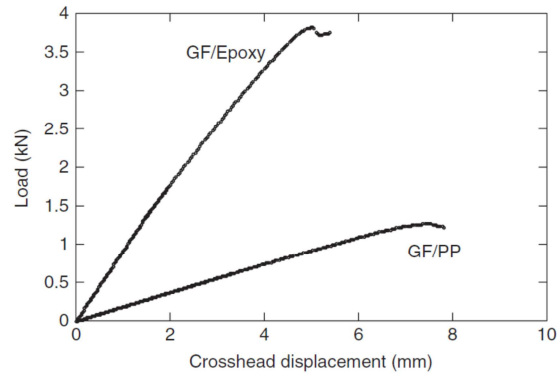


Figura 3.22. Curva carga-desplazamiento para los compuestos de fibra de vidrio/epoxi y fibra de vidrio/PP, Pennas et al. [61].

De Morais et al. [65] utilizan el ensayo ECT para el estudio de la fractura interlaminar en compuestos laminados de epoxi-carbono y diferentes geometrías de probeta, observando en los ensayos una pérdida de linealidad en las curvas carga-desplazamiento antes de que se alcance la carga máxima. En los puntos correspondientes a G_{IIIc} , se obtienen valores entre 850 y $1.100 J/m^2$ para las distintas geometrías de probeta. Este rango es demasiado amplio lo que indica las limitaciones del ensayo ECT.

También aquí se aplica el método de calibración de la flexibilidad CC, Ecuación 3.8, para la obtención de los resultados.

$$\frac{1}{C} = A - ma \quad \text{Ecuación 3.8}$$

donde “A” y “m” se obtienen del ensayo, la flexibilidad se define como $C=\delta/P$, a su vez $P=2Q$ como se deduce de la Figura 3.23, donde también se pueden observar las dimensiones de la probeta. Para este caso se adoptó $l=96 mm$, $b=40 mm$, $c=80 mm$, $d=30 mm$ y como longitudes de grieta $a=10, 15, 20$ y $25 mm$.

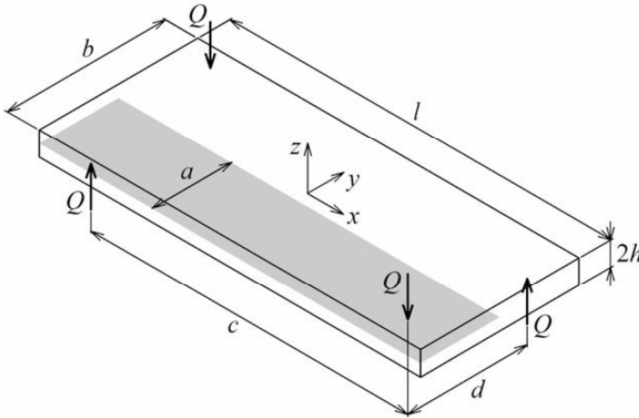


Figura 3.23. Geometría de la probeta ECT “Edge Crack Torsion”, de Morais et al.[65].

A partir de la relación de Irwin-Kies se obtiene G_{III} , Ecuación 3.9,

$$G_{III} = \frac{m P^2}{2c(A - ma)^2} \quad \text{Ecuación 3.9}$$

Asumiendo que toda la energía se libera en la zona comprendida entre los puntos de carga y que el modo III es puro. La Ecuación 3.8 es similar a la que desarrolla la teoría PT “Plate Theory” basada en la expresión desarrollada por Lee [57], la cual proporciona las expresiones para el cálculo numérico de “A” (Ecuación 3.10) y “m” (Ecuación 3.11),

$$A = \frac{32 \mu_{xy,0} h^3 b}{3cd^2} \quad \text{Ecuación 3.10}$$

$$m = \frac{32 \mu_{xy,0} h^3 b}{3cd^2} \left(1 - \frac{\mu_{xy,1}}{4\mu_{xy,0}} \right) \quad \text{Ecuación 3.11}$$

donde $\mu_{xy,0}$ y $\mu_{xy,1}$ designan el módulo de cortante a torsión de la parte no agrietada y agrietada de la probeta respectivamente, según la teoría CLT “Classical Lamination Theory”. La geometría de la probeta y el método de cálculo se evaluaron realizando un análisis de elementos finitos en 3D utilizando modelos de 8 nodos mediante el programa ABAQUS®, Figura 3.24.

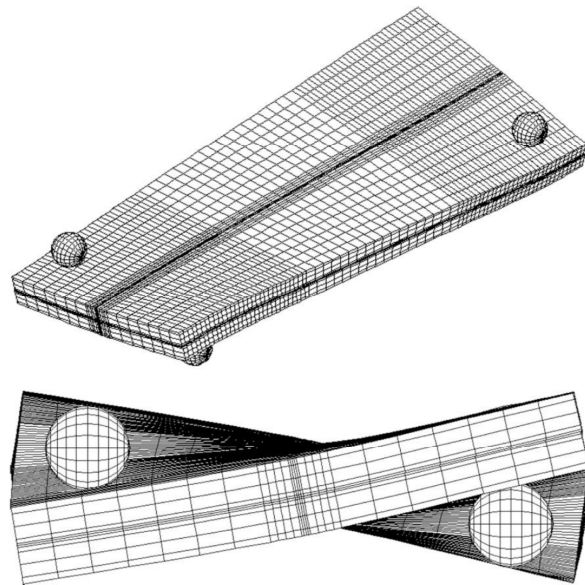


Figura 3.24. Modelo FE en ensayo ECT “*Edge Crack Torsion*” con probeta deformada durante el proceso de carga, de Morais et al. [65].

La tasa de relajación de energía se ha calculado con el método VCCT “*Virtual Crack Closure Technique*”, Krueger [102]. Este método ha sido utilizado por numerosos autores en sus investigaciones. Marat-Mendes y Freitas [103] también utilizaron el método VCCT para el cálculo de la tasa de relajación de energía crítica en un compuesto laminado de fibra de vidrio/epoxi, para: modo I, G_{IC} , a partir de un ensayo DCB “*Double Cantilever Beam*”; modo II, G_{IIC} , a partir de un ensayo ENF “*End Notch Flexure*”; y modo III, G_{III} , a partir de un ensayo ECT “*Edge Crack Torsion*”, ASTM D 5528-01 [104] y Marat-Mendes y Freitas [105] [106]. En este caso para el estudio de la resistencia a fractura interlaminar en modo mixto I+II se utilizó el método de ensayo MMB “*Mixed-Mode Bending*”, ASTM D 6671-01 [107].

Tras el análisis, con este método, de Morais et al. [65] concluyen que el modo III es dominante, aun así existen unos valores altos, en forma de pico, de G_{II} que coinciden con los puntos de apoyo de la probeta en el dispositivo de ensayo (puntos donde se aplica la carga “ Q ” en *Figura 3.23*). Para longitudes de grieta pequeñas $a=10\text{ mm}$ el modo III es dominante pero con los picos de G_{III} en los citados puntos de apoyo, sin embargo para $a \geq 15\text{ mm}$, en la región

delimitada entre los puntos de apoyo G_{III} es cuasi-uniforme, y muy poco uniforme para $a=25\text{ mm}$, como puede observarse en la *Figura 3.25*.

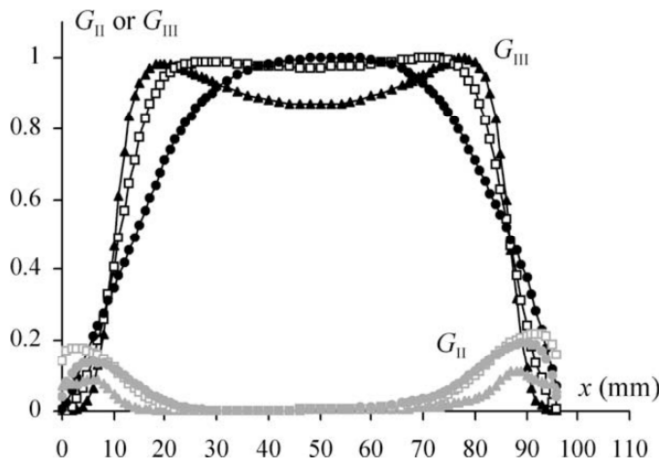


Figura 3.25. Distribución de G_{II} y G_{III} para valores de $a= 10\text{ mm}$ ($\blacktriangle, \blacktriangle$), 15 mm (\square, \square) y 25 mm (\bullet, \bullet), de Morais et al. [65].

El análisis de elementos finitos demostró que los cálculos realizados con la teoría PT “*Plate Theory*” son inadecuados, no así con el método de calibración de la flexibilidad (CC), *Figura 3.26*.

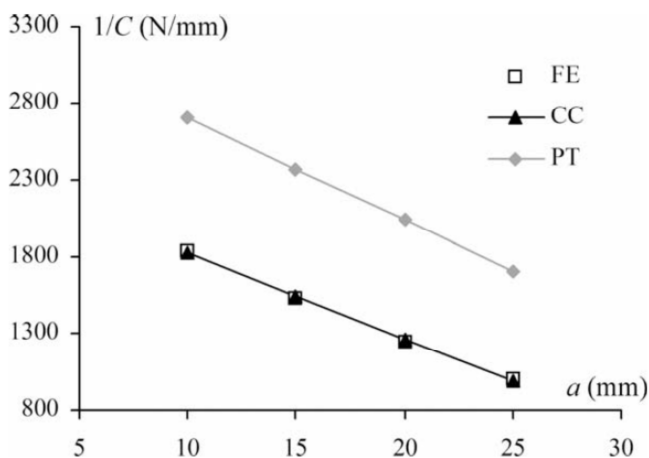


Figura 3.26. Comparación de la inversa de la flexibilidad obtenida mediante FE con la obtenida mediante la teoría PT y el método CC, de Morais et al. [65].

Cuando la tasa de relajación de energía se analiza mediante elementos finitos se observa que, con la geometría de la probeta adoptada, el método de calibración de la flexibilidad (CC) y la teoría PT no son una buena elección para el cálculo de G_{III} . En la *Figura 3.27* se puede observar que existe una desviación importante en las estimaciones.

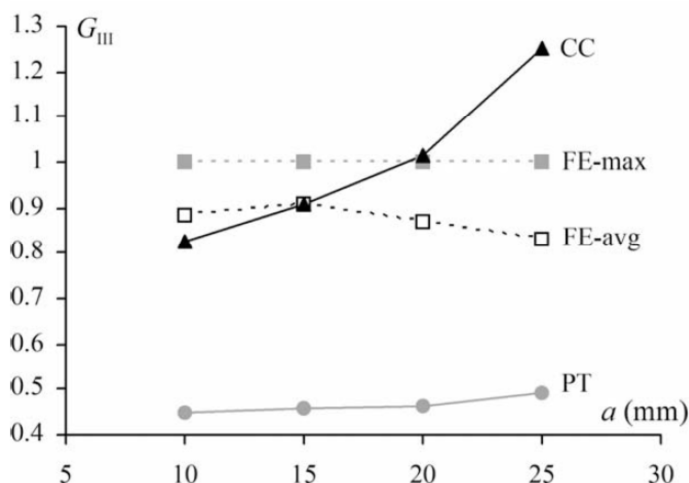


Figura 3.27. Comparativa de los resultados de G_{III} obtenidos mediante FE y los obtenidos mediante la teoría PT y el método CC, de Morais et al. [65].

Por lo tanto se hace necesaria una nueva alternativa, en este caso se utiliza un método basado en los análisis de Liao y Sun [60] y Suemasu [56]. Se utilizan probetas con una longitud de deslaminación inicial igual a la mitad del ancho de la probeta ($b=2a$). En el estudio se utilizaron dos geometrías ($a=20$ y 30 mm). Con este método se consiguen valores de cálculo para la flexibilidad acordes con los valores experimentales, sin embargo hay una pérdida de linealidad en la curva carga-desplazamiento mucho antes de que se alcance el punto de carga máxima. Este problema se asocia con los efectos de las “*R-curve*”, e impide la definición exacta del punto de iniciación. Sin embargo las curvas carga-desplazamiento registraron dos etapas de no linealidad lo que permitió la identificación de dos puntos de iniciación. Estos puntos dan lugar a valores de G_{III} entre 850 y 1.100 J/m^2 para las dos geometrías de probeta, que se pueden estimar como válidos teniendo en cuenta que G_{III} se había calculado previamente alrededor de 800 J/m^2 .

Aun así, persiste la incertidumbre sobre la iniciación de la fractura interlaminar, y el rango de valores de G_{III} es claramente muy amplio, con lo que, a juicio de de Morais et al. [65], son necesarias nuevas investigaciones de fractura interlaminar de compuestos bajo modo III, inclusive la necesidad de elaboración de nuevos métodos de ensayo alternativos al ETC.

Al hilo de las anteriores investigaciones, de Moura et al. [66] realizaron un análisis numérico de la fractura interlaminar de un compuesto laminado epoxi-carbono a través de un ensayo ECT bajo modo III. A partir de este ensayo concluyeron que hay un cierto grado de dependencia de la longitud de grieta en G_{III} , aunque para un determinado rango de longitud de grieta los errores son aceptables. Las dimensiones de las probetas utilizadas fueron las siguientes: $L(\text{largo})=108 \text{ mm}$, $B(\text{ancho})=44 \text{ mm}$, $l(\text{distancia entre puntos de carga en dirección longitudinal})=76 \text{ mm}$, $b(\text{distancia entre puntos de carga en dirección transversal})=32 \text{ mm}$ y $t(\text{espesor})=5,4 \text{ mm}$. Al igual que en el estudio de de Morais et al. [65], éste comenzó con varias longitudes de grieta ($a_0 = 15, 16, 17, 18, 19, 20$ y 21 mm). El análisis con elementos finitos descartó la mayoría de las probetas debido a desviaciones importantes en los resultados, obteniéndose los mejores resultados para una longitud de grieta inicial de 18 mm, que corresponde con un valor de $a_0/B=0,41$ (41% del ancho, “ B ”, de la probeta), similar al obtenido por de Morais et al. [65] en sus estudios ($a/b=0,5$).

Por otro lado Marat-Mendes y Freitas [108] realizaron un estudio para caracterizar mediante el ensayo ECT la resistencia a la fractura interlaminar de un compuesto unidireccional de fibra de vidrio con resina epoxi. Para ello se realizaron ensayos con dos tipos de dispositivos ECT, similares a los utilizados por Ratcliffe [98], uno el común u original (OECT), en el cual la probeta se apoya en dos puntos inferiores y en la parte superior se fija con un tornillo para cargar a través del dispositivo en la esquina superior opuesta al punto de fijación. El otro dispositivo, el denominado MECT, modificado de tal forma que la probeta se apoya en su parte inferior en dos puntos diagonalmente opuestos, aplicándose la carga en la parte superior de la probeta en la diagonal opuesta, *Figura 3.28*.

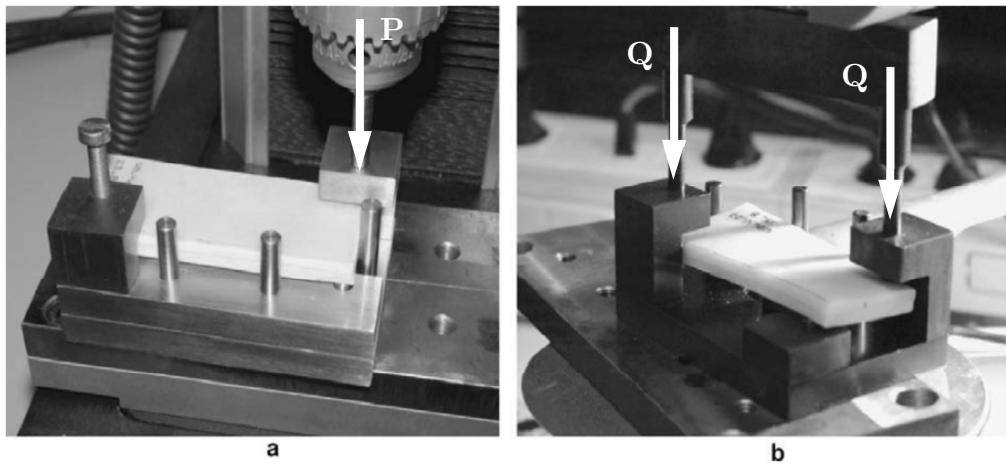


Figura 3.28. (a)Dispositivo ECT “*Edge Crack Torsion*” original (OECT) y (b) dispositivo ECT “*Edge Crack Torsion*” modificado (MECT), Marat-Mendes y Freitas [108].

Los cálculos se realizan siguiendo el método de calibración de la flexibilidad (CC), Lee [57], según la *Ecuación 3.2* y *Ecuación 3.3*, sobre probetas con distintas longitudes de grieta iniciales $0, 8, 15, 19$ y 23 mm. Las probetas mantienen la relación entre longitud de grieta y ancho de $a/b > 0,4$. Posteriormente se realizó un análisis mediante elementos finitos en 3D utilizando ANSYS sobre los ensayos realizados con los dos dispositivos, OECT y MECT. Mediante el método VCCT “*Virtual Crack Closure Technique*”, Krueger [102] y Marat-Mendes y Freitas [109], calculan la distribución de las componentes de modo I, II y III, del total de la tasa de relajación de energía obtenida en cada caso. De este estudio se concluye que el ensayo más apropiado para realizar un crecimiento de grieta estable bajo modo III es el método MECT.

Mehrabadi [110] ha estudiado el comportamiento frente a la deslaminación de un compuesto laminado polimérico reforzado con fibra de vidrio (40% volumen de fibra y resina epoxi) bajo modo III y modo mixto (III+II), tanto numérica como experimentalmente. En el estudio bajo esfuerzos de modo III se empleó un método de ensayo ECT mejorado. Las curvas carga-desplazamiento indicaron que la desviación de la linealidad, $P_{C(NL)}$, y la carga máxima, $P_{C(Máx)}$, fue del 35% respecto a la longitud de grieta. La curva R “*R-curve*” obtenida

muestra que la resistencia a la fractura aumenta al incrementarse la longitud de grieta. El análisis por elementos finitos indicó que el modo III puro se produce en la sección media de la probeta ECT, a pesar de que existe una pequeña componente de modo II cerca de los bordes libres de la deslaminación. Para el estudio bajo esfuerzos de modo mixto (II+III) se utilizó el método 6PBP “*Six-Point Bending PLate*”. Dependiendo del ensayo de fractura, se realizaron análisis de elementos finitos en 3D, evaluándose la distribución de las componentes de modo I, II y III sobre el total de la tasa de relajación de energía para cada ensayo. En el ensayo 6PBP se demostró que no se producía un comportamiento uniforme en el avance de la grieta. Además este método acarrea una desventaja intrínseca, que es la necesidad del estudio adicional mediante elementos finitos. En la *Figura 3.29* se pueden observar los métodos utilizados por el autor.

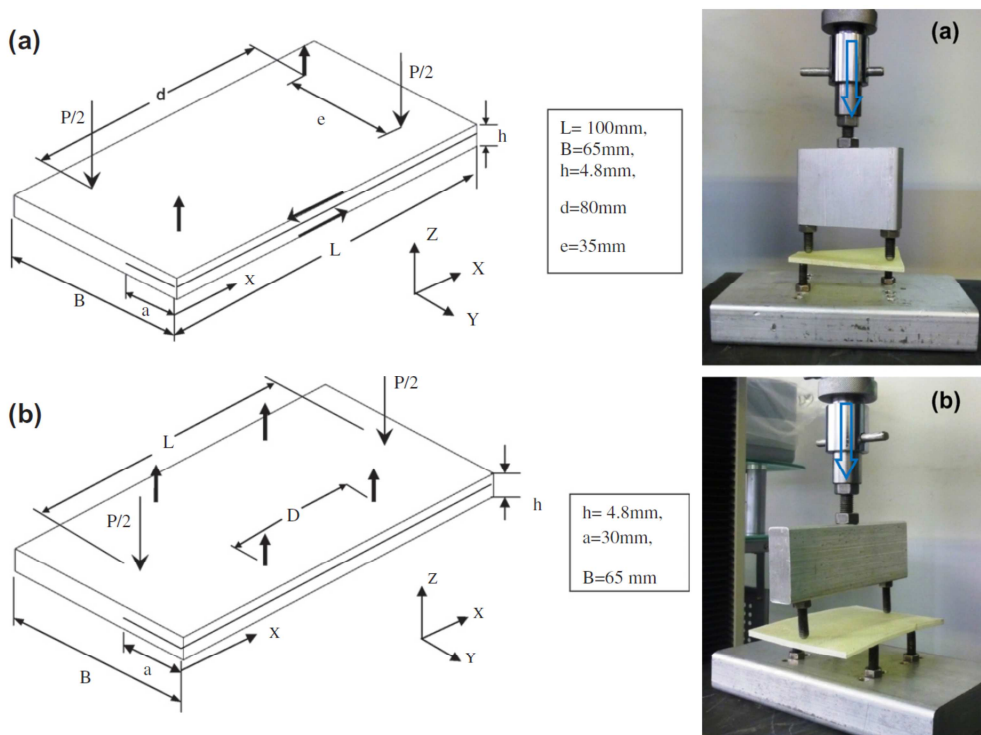


Figura 3.29. Configuración de los métodos de ensayo empleados (probetas y dispositivos de ensayo): (a) ECT “*Edge Crack Torsion*” y (b) 6PBP “*Six-Point Bending Plate*”, Mehrabadi [110].

En base a los resultados obtenidos con estos ensayos Mehrabadi [110] concluye que G_{III} aumenta al incrementar la longitud de grieta. El método de elementos finitos indica que si bien existe una componente de modo III mayoritaria, también existe la componente de modo II en las zonas cercanas a los puntos de apoyo y de carga de la probeta. Según el análisis de elementos finitos, la configuración óptima proporciona una pureza del modo III del 97% sobre el total de la tasa de relajación de energía, pero no se obtiene una distribución uniforme de G_{II} y G_{III} .

3.6 Método ACPB “*Anti-Clastic PLate Bending*”

Otro de los métodos que se ha utilizado es el denominado ACPB “*Anti-Clastic Plate Bending*” inicialmente utilizado para la determinación del módulo elástico a cortadura en el plano de materiales compuestos. Este método utiliza una probeta rectangular, *Figura 3.30*, con dos entallas laterales a lo largo de su línea media, y a ambos lados de la misma, mediante un ensayo de flexión se intenta producir cortadura pura. Podczeczek [111] demostró que la tensión crítica decrece significativamente con la profundidad de las entallas de la probeta ACPB. Este método se está utilizando, en la actualidad, con solicitaciones en modo mixto en varios materiales.

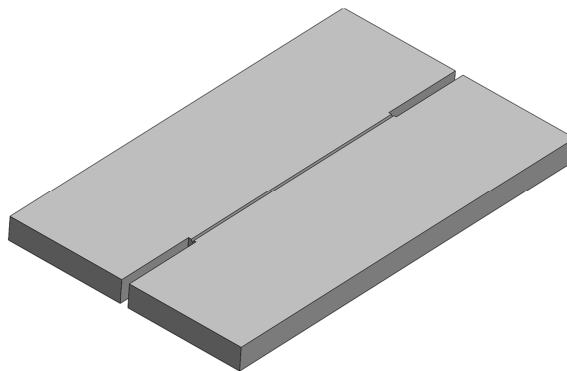


Figura 3.30. Geometría de la probeta ACPB “*Anti-Clastic Plate Bending*”.

Farshad y Flüeler [73] estudiaron diversos materiales, entre ellos compuestos de fibra de carbono (CFRP), donde los autores obtuvieron la flexibilidad, la tasa de relajación de energía y la resistencia a la fractura en relación con la longitud de grieta. Los autores determinan que el método ACPB

“*Anti-Clastic PLate Bending*” puede ser un método fiable y sencillo, no solo para el cálculo de la propiedades a cortadura de materiales compuestos laminados sino también para el estudio de la tenacidad a fractura interlaminar bajo modo III. En este método se utiliza una probeta rectangular que se apoya sobre dos puntos situados en dos esquinas diagonalmente opuestas y se carga con esfuerzos normales en las otras dos esquinas opuestas. Esto produce una superficie con doble curvatura pero con signos opuestos (curvatura gaussiana negativa). El método se utilizó originalmente para la obtención del módulo a cortadura de termoplásticos, espumas y plásticos reforzados, Farshad et al. [112], posteriormente fue utilizando para la investigación del modo III de fractura, Farshad [113]. La *Figura 3.31* muestra la configuración típica de ensayo ACPB.

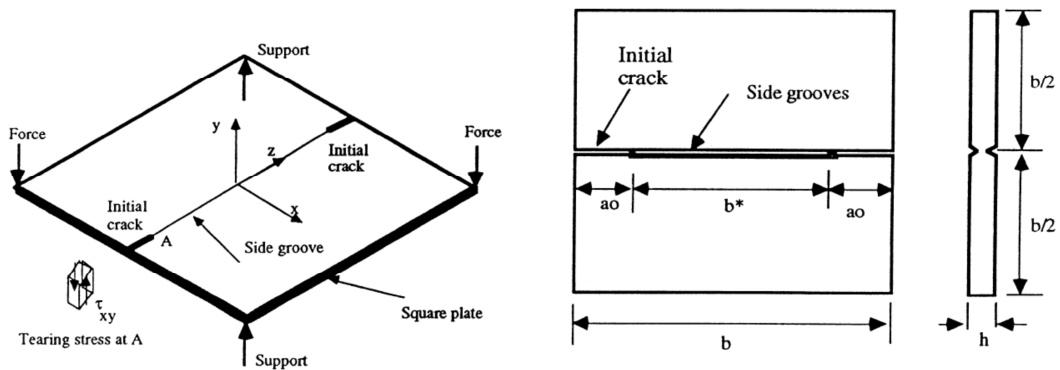


Figura 3.31. Probeta y configuración del ensayo ACPB “*Anti-Clastic Plate Bending*”, Farshad y Flüeler [73].

Farshad y Flüeler [73] destacan como ventajas del método ACPB la realización del ensayo bajo un estado de cortadura puro, la simplicidad del “*set-up*” del ensayo, la facilidad de preparación de la muestra, la rapidez de ejecución del ensayo y la reproductibilidad de los resultados, concluyendo que puede ser un buen ensayo para el estudio del modo III de fractura en materiales compuestos. Sin embargo los investigadores apuntan a que hay aspectos del ensayo que hay que mejorar, como puede ser la optimización de la geometría de la muestra y la forma de aplicación de la carga. También creen necesario comparar los resultados con otros métodos de ensayo de modo III.

3.7 Método 4-ENF “*Four Point-Bend End-Notched Flexure*”

Otro de los métodos posibles para la determinación de la tasa de relajación de energía bajo modo III, aunque no se conocen hasta el momento publicaciones en las que se aplique a materiales compuestos, es el método denominado 4-ENF “*Four Point-Bend End-Notched Flexure*”. En el que la tasa de relajación de energía bajo modo III de fractura, se determina utilizando un ensayo a flexión en cuatro puntos con probeta de diferente rigidez longitudinal, en la que se dispone el inserto iniciador del proceso de deslaminación en posición vertical, en la misma dirección de la carga aplicada. La probeta es de menor anchura en la parte de la zona del inserto iniciador, *Figura 3.32*.

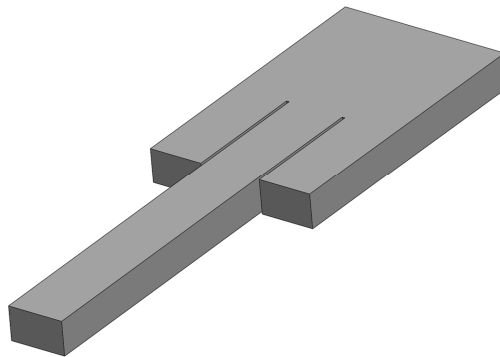


Figura 3.32. Geometría de la probeta 4-ENF “*Four Point-Bend End-Notched Flexure*”.

Yoshihara [76] utiliza el método de ensayo denominado 4-ENF, inicialmente desarrollado para calcular las “*R-curve*” en modo II, para la obtención de las “*R-curve*” en modo III de la madera. Se utiliza el análisis mediante elementos finitos en 3D para determinar la tasa de relajación de energía a partir de los datos obtenidos del método VCCT “*Virtual Crack Closure Technique*”. Para el análisis se utiliza el método MBT “*Modified Beam Theory*” y el método de calibración de la flexibilidad (CC) “*Compliance Calibration Method*”, ambos usados convencionalmente para el estudio de los modos I y II. El análisis de elementos finitos revela que existe modo III puro en el centro de la sección de la probeta, a pesar de que existe una componente de modo II en los bordes libres del frente de deslaminación. La componente de modo III de la tasa de relajación de energía calculada con el método VCCT

coincide con los resultados obtenidos mediante los métodos de análisis utilizados por el autor en su estudio, MBT “*Modified Beam Theory*” y el método de calibración de la flexibilidad (CC) “*Compliance Calibration Method*”.

En la *Figura 3.33* se representa de forma esquemática el método de ensayo 4-ENF_{III}, así como el tipo y disposición de la probeta utilizada en este método de ensayo.

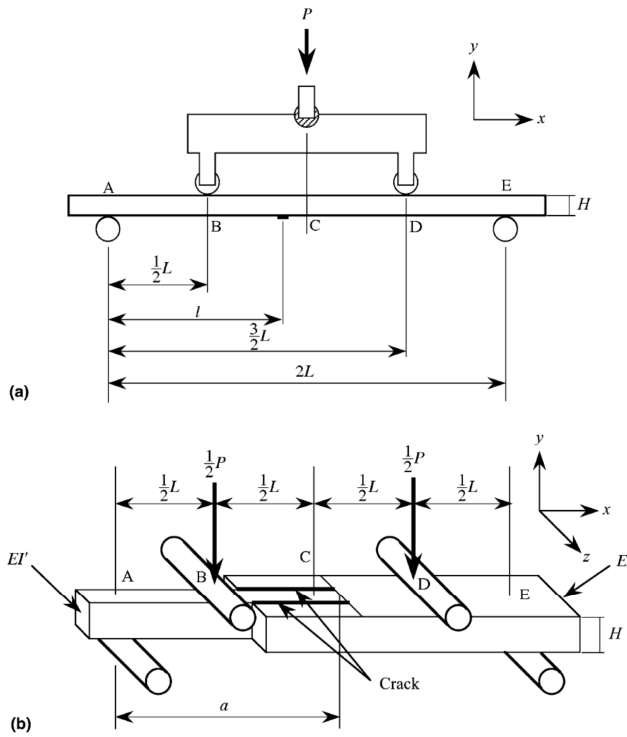


Figura 3.33. (a) Geometría del ensayo 4-ENF_{III} “*Four Point-Bend End-Notched Flexure*”, (b) tipo y disposición de la probeta, Yoshihara [76].

Este método introduce durante el ensayo aproximadamente un 90% de modo III, con lo que no puede considerarse un modo III puro, además como desventajas o inconvenientes adicionales tiene que la probeta necesita dos grietas paralelas, aparte de ser necesario practicar dos entallas longitudinales en toda la longitud de la misma, con la complicación que eso conlleva cuando hay que realizar operaciones sobre materiales compuestos del tipo fibra de

vidrio o fibra de carbono, además de ser necesario probetas de grandes dimensiones.

3.8 Método 4PBP “*Four-Point Bending Plate*”

Otra alternativa a los métodos anteriormente comentados, es el denominado 4PBP “*Four-Point Bending Plate*”. Esta metodología de ensayo, poco utilizada, presenta el principal inconveniente de necesitar para la determinación de la tasa de relajación de energía bajo modo III de un análisis mediante métodos numéricos. Y la principal ventaja es la capacidad de seguir el proceso de propagación de la deslaminación en el borde de probeta.

De Morais y Pereira [77] utilizan el método 4PBP “*Four-Point Bending Plate*” para la caracterización de la fractura interlaminar en compuestos laminados epoxi-carbono. En este ensayo se parte de una probeta tipo viga con entallas en su plano medio, de disposición longitudinal y en ambos lados, similar a la probeta ECT, aunque con doble inserto. El ensayo somete a la probeta a flexión en cuatro puntos, *Figura 3.34*.

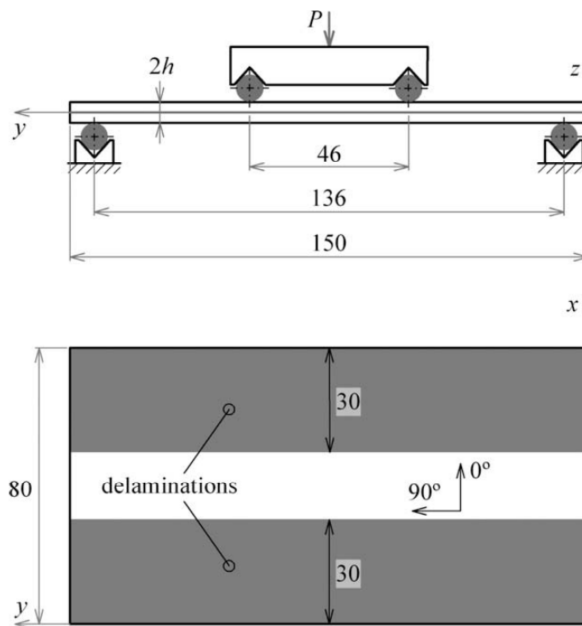


Figura 3.34. Geometría y probeta del ensayo 4PBP “*Four-Point Bending Plate*”, de Morais y Pereira [77].

Este método es simple y barato de ejecutar en comparación con el ensayo ECT. Frente a esto, los principales inconvenientes son: la necesidad, para la determinación de la tasa de relajación de energía bajo modo III, de un análisis mediante elementos finitos (FEA), a partir de los datos numéricos obtenidos mediante el método VCCT “*Virtual Crack Closure Technique*”, además de ser poco probable que se pueda llegar a la iniciación del crecimiento de grieta en los cuatro puntos críticos de la probeta de manera simultánea.

Los resultados de los ensayos proporcionaron una tasa de relajación de energía G_{III} media de $1.550 J/m^2$, valor significativamente más alto que el obtenido en estudios anteriores, $G_{III}=850-1.100 J/m^2$.

A partir de este método, los mismos autores Pereira y de Morais [36], desarrollaron el método de ensayo denominado 8PBP “*8-Point Bending Plate*”, utilizado para medir la resistencia a la fractura interlaminar bajo modo mixto I/III. La complejidad del útil de ensayo, la necesidad de recurrir a un análisis de elementos finitos basados en la toma de datos experimentales y la limitación para medir la resistencia al inicio de la deslaminación son algunos de los inconvenientes de este método de ensayo. Una de las ventajas de este ensayo en comparación con el ensayo ECT es la ausencia de torsión en la probeta.

3.9 Método CRS “*Crack Rail Shear*”

Otro método de ensayo es el denominado CRS “*Crack Rail Shear*”, es un método de ensayo propuesto para caracterizar la resistencia a la fractura interlaminar en modo III de materiales compuestos reforzados con fibras continuas. La probeta y el dispositivo de ensayo es similar al utilizado para obtener el cortante en materiales compuestos propuesto por la norma ASTM D4255/D4255M [114]. La probeta de ensayo utilizada incorpora dos insertos iniciadores de la deslaminación en dirección longitudinal y colocados simétricamente, es decir, en este método se usa una complicada forma de probeta y de configuración de ensayo, donde la probeta cuenta con una doble pregrieta del tipo indicado en la *Figura 3.35*. Este método tiene una gran desventaja, la baja flexibilidad, y es por eso por lo que no se puede aplicar el método de calibración de la flexibilidad (CC) para la obtención de los resultados. Además la tasa de relajación de energía tiene una gran componente de modo II, y la doble pregrieta no se propaga simultáneamente.

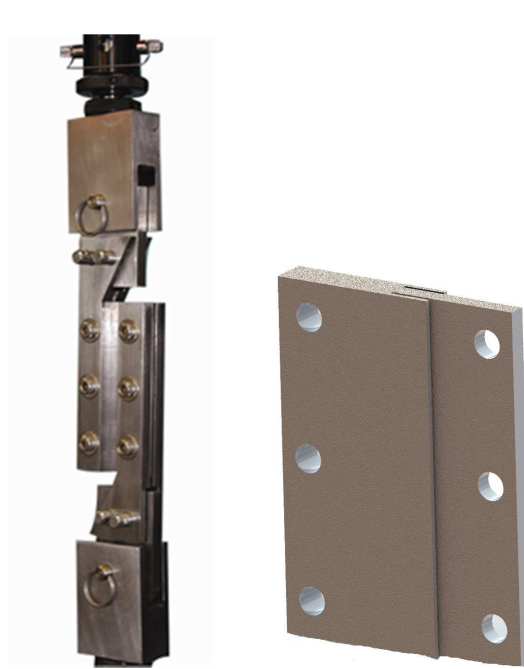


Figura 3.35. Geometría del dispositivo de ensayo y probeta CRS “*Crack Rail Shear*”.

Hussain y Adams [115], denominaron 2-RS “*Two-Rail Shear*” al método de ensayo comúnmente denominado CRS “*Crack Rail Shear*”. Realizaron los ensayos sobre materiales compuestos y utilizaron métodos de elementos finitos en 3D para la obtención de los resultados. Para los ensayos se utilizaron diferentes geometrías de probeta, rectangulares o trapezoidales, y a su vez alguna con diferentes entallas, *Figura 3.36*. Estos análisis dieron lugar a un nuevo método de ensayo denominado “*Wyoming-Modified Two-Rail Shear*”, *Figura 3.37*.

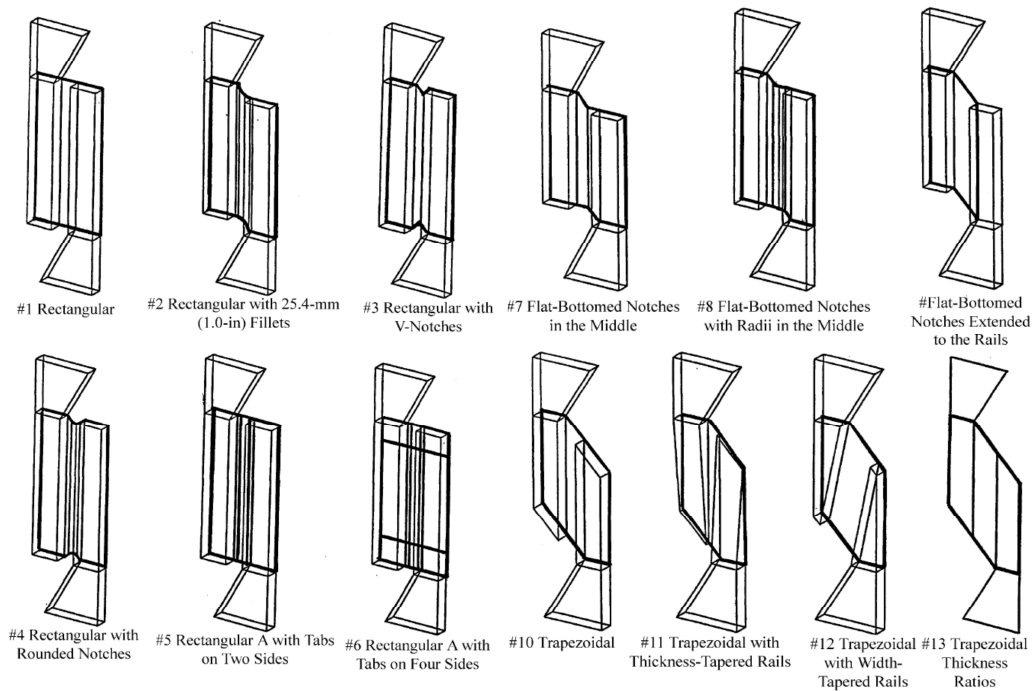


Figura 3.36. Modelos de probetas 2-RS (CRS) para análisis mediante elementos finitos, Hussain y Adams [115].

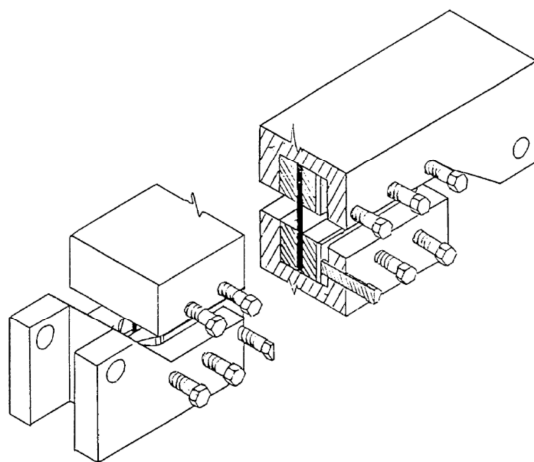


Figura 3.37. Geometría del dispositivo de ensayo “Wyoming-Modified Two-Rail Shear”, Hussain y Adams [115].

3.10 Método STB “*Shear Torsion Bending*”

STB “*Shear Torsion Bending*” es un método inicialmente diseñado por sus autores para modo mixto y posteriormente modificado para estudios de fractura en modo III. Emplea probetas con inserto iniciador de la deslaminación en el frente y en sus contornos laterales situados todos ellos en su plano medio, *Figura 3.38*.

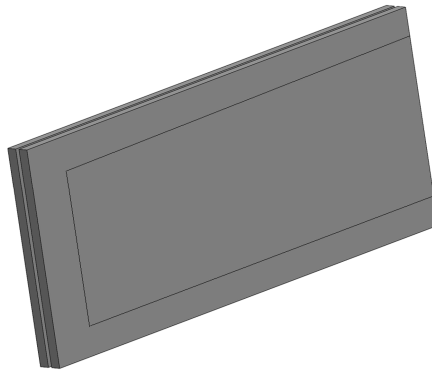


Figura 3.38. Geometría de la probeta STB “*Shear Torsion Bending*”.

Davidson y Sediles [80] utilizan este método de ensayo denominado STB “*Shear Torsion Bending*” para el estudio de la resistencia a la deslaminación bajo cualquier modo de carga: modo I, modo II o modo III. Este ensayo utiliza probetas similares a las utilizadas en ensayos existentes para modo I, modo II y modo mixto I-II. Mediante la utilización de elementos finitos en 3D se comprueba que la distribución de la tasa de relajación de energía en el frente de deslaminación es uniforme, con variaciones similares a las que tienen lugar en otros métodos de ensayo ampliamente utilizados. Este método de ensayo está indicado para el estudio de la resistencia a fractura interlaminar bajo modo mixto cuando hay presencia de modo III en el estudio de materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio o fibra de carbono.

En la *Figura 3.39* se puede observar la geometría de la probeta y la disposición de las cargas sobre la misma.

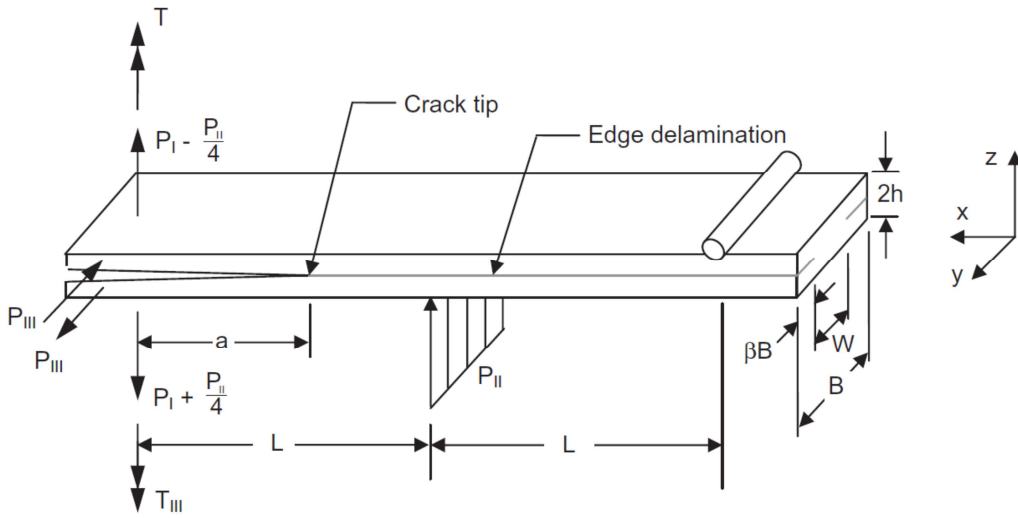


Figura 3.39. Geometría de la probeta para ensayo STB “*Shear Torsion Bending*” y disposición de cargas en un ensayo bajo modo mixto, Davidson y Sediles [80].

El dispositivo de ensayo exige una excesiva complejidad, debido a la posibilidad de ensayo bajo los tres modos de carga al mismo tiempo, *Figura 3.40*.

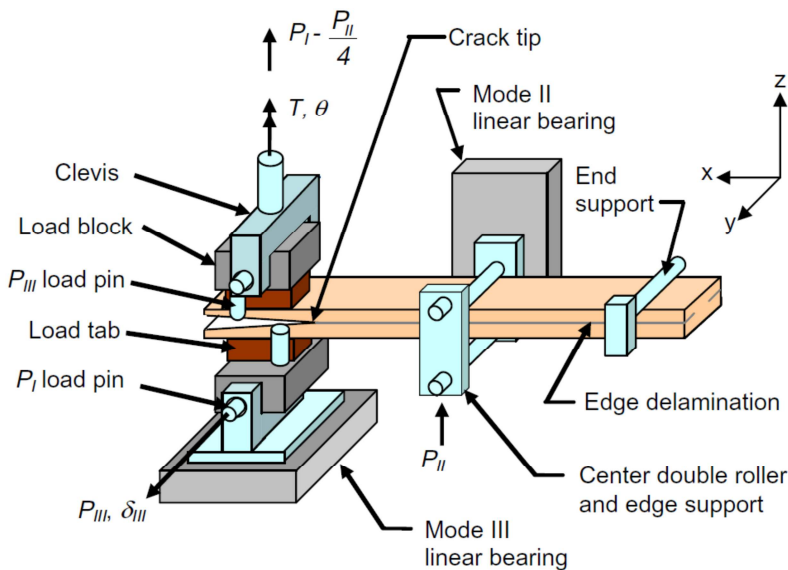


Figura 3.40. Geometría de ensayo STB “*Shear Torsion Bending*”, Davidson y Sediles [80].

Johnston et al. [116] modificaron el dispositivo empleado por Davidson y Sediles [80] en sus ensayos STB, bajo modo mixto, para adecuarlo al estudio de la fractura interlaminar bajo modo III en materiales compuestos de fibra de carbono, *Figura 3.41*. De sus ensayos se concluye que la resistencia a la deslaminación del compuesto decrece al aumentar la longitud de la grieta.

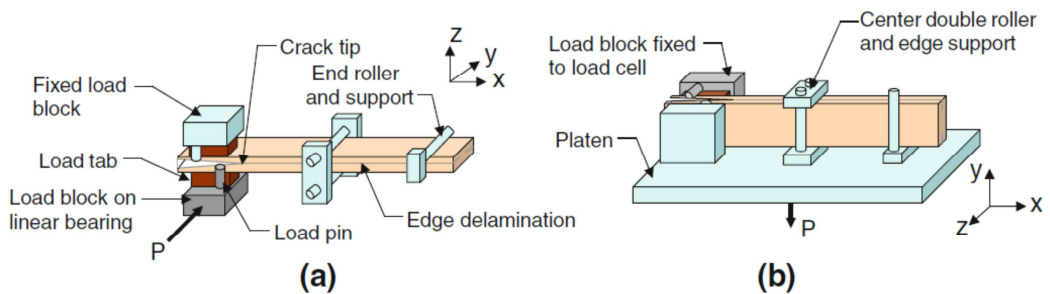


Figura 3.41. Geometría de ensayo STB “*Shear Torsion Bending*” bajo modo III: (a) orientación original, (b) rotación 90° alrededor del *eje-x*, Johnston et al. [116].

Como se puede observar el ensayo STB utiliza la idea similar al ensayo MSCB. La carga en el ensayo STB se introduce a través de bloques adheridos a la probeta. El par que se genera es menor que en el ensayo MSCB, pero la tasa de liberación de energía se produce prácticamente bajo modo III puro. Como se ha comentado, la dificultad de este ensayo radica en la complejidad del dispositivo de carga. Para minimizarla, los autores, modifican el accesorio de tal forma que al rotarlo sobre su eje longitudinal (*eje-x*) y al utilizar un bastidor, sobre el que se sujeta el conjunto, la carga que se introduce es axial, *Figura 3.41 (b)*. En la *Figura 3.42* y en la *Figura 3.43* se representan los bloques de carga y la disposición del inserto en la probeta utilizada en el ensayo STB, respectivamente. En la *Figura 3.44* se indica la disposición de los bloques de carga sobre una imagen del modelo de elementos finitos en 3D utilizado.

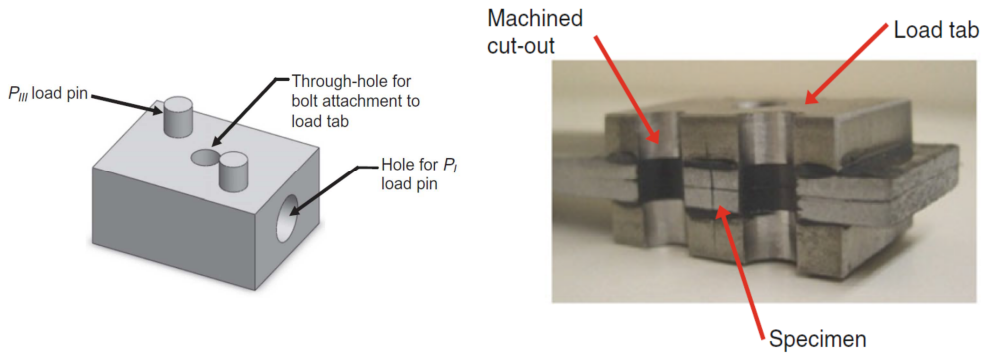


Figura 3.42. Bloques utilizados para cargar la probeta STB “*Shear Torsion Bending*”, Johnston et al. [116].

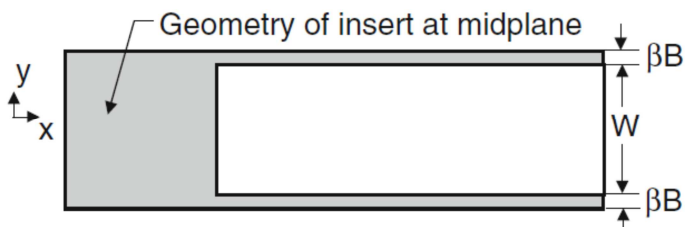


Figura 3.43. Disposición del inserto en la probeta STB “*Shear Torsion Bending*”, Johnston et al. [116].

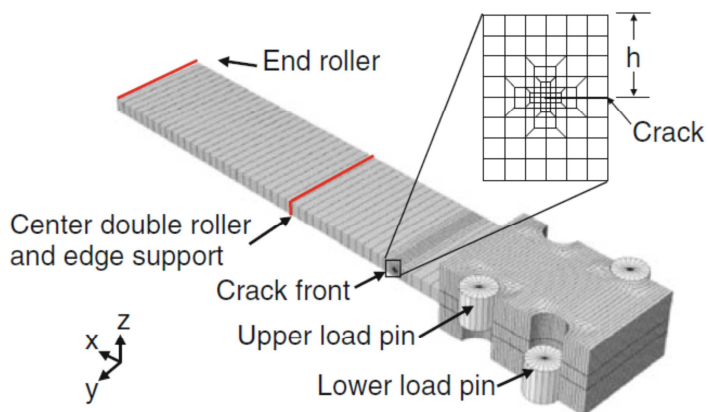


Figura 3.44. Modelo de elementos finitos en 3D para ensayo STB “*Shear Torsion Bending*”, Johnston et al. [116].

En un análisis fractográfico sobre alguna de las muestras se aprecia que en la matriz del compuesto de fibra de carbono se forman grietas a 45° en el plano de la deslaminación, estas grietas se producen antes y durante el avance de la grieta, esto puede explicar la disminución de la tasa de relajación de energía al aumentar la longitud de deslaminación, *Figura 3.45*.

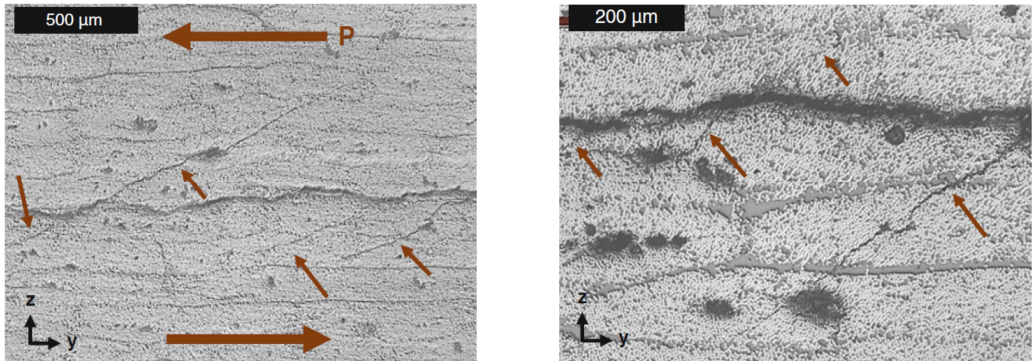


Figura 3.45. Fotografías realizadas mediante SEM sobre el plano de la deslaminación en probeta STB “*Shear Torsion Bending*”, Johnston et al. [116].

3.11 Método SST “*Split Shear Torsión*”

Uno de los últimos trabajos relacionados con este tema utiliza el método denominado SST “*Split Shear Torsión*”, con una filosofía semejante al método SCB pero con una probeta de menor espesor que la utilizada en el ensayo SCB y con movimientos rotacionales más restringidos por los dispositivos de ensayo y los “*tabs*” adheridos sobre la misma, *Figura 3.46*.



Figura 3.46. Geometría de la probeta SST “*Split Shear Torsión*”.

Johnston y Davidson [117], estudian la relación entre el crecimiento de grieta en la matriz de un compuesto de fibra de carbono y la resistencia a la deslaminación bajo modo III con un nuevo ensayo denominado SST “*Split Shear Torsión*”. Las probetas se ensayan a diferentes niveles de carga y poseen insertos de diferentes longitudes. Una vez ensayadas se efectúa sobre ellas un estudio fractográfico, observando que en zonas de la matriz próximas a la deslaminación hay grietas que se inician y propagan de forma interlaminar antes del inicio del crecimiento de la deslaminación. Estas grietas, como ya comentaron Johnston et al. [116], se encuentran formando ángulos de 45° con relación al eje longitudinal de la probeta y son perpendiculares a la dirección de la máxima tensión que se produce en el frente de la deslaminación. Esto ocurre en laminados poliméricos que tienen un inserto delimitado por capas con fibras orientadas según la dirección de la deslaminación. Todo ello podría explicar que la resistencia a la deslaminación bajo modo III dependa de la geometría del ensayo. Este estudio es parte, a su vez, de otro realizado por Czabaj et al. [118] para evaluar la influencia de la matriz en el frente de grieta en los ensayos de resistencia a la deslaminación bajo solicitaciones de modo III. Czabaj et al. [118] realizan el estudio mediante ensayos ECT, mientras que Johnston y Davidson [117] lo realizan a través del ensayo SST “*Split Shear Torsión*”, *Figura 3.47* y *Figura 3.48*, donde se utiliza una probeta del tipo SCB “*Split Cantilever Beam*”, doble viga en voladizo (*Double Cantilever Beam*). Los análisis fractográficos posteriores a los ensayos SST revelaron que las grietas, comentadas con anterioridad, se inician en el inserto realizado con teflón, en la zona rica en resina, orientadas aproximadamente 45° y se extienden dentro de la zona no fisurada (zona de no inserto). También aparecen, este tipo de grietas, en capas por encima y por debajo del plano de deslaminación. Todos estos procesos se producen antes del inicio de la deslaminación, aumentando con la carga. Por lo tanto el proceso de avance, bajo modo III, lleva parejo la formación de grietas antes del inicio de la deslaminación de la probeta. La consecuencia directa de este fenómeno es que para la obtención de la tasa de relajación de energía se consideraba un modelo no fisurado, y según los autores, el modelo ya está fisurado, porque el daño (fisuras) aparece antes de la deslaminación. Este inconveniente tiene lugar, probablemente, en ensayos SST, MSCB y ECT donde se usan materiales compuestos con secuencias de apilamientos (capas) convencionales formadas por fibras unidireccionales y matrices poliméricas. Todo ello, como se ha comentado con anterioridad, contribuye a explicar la influencia de la geometría del ensayo en la resistencia interlaminar bajo modo III.

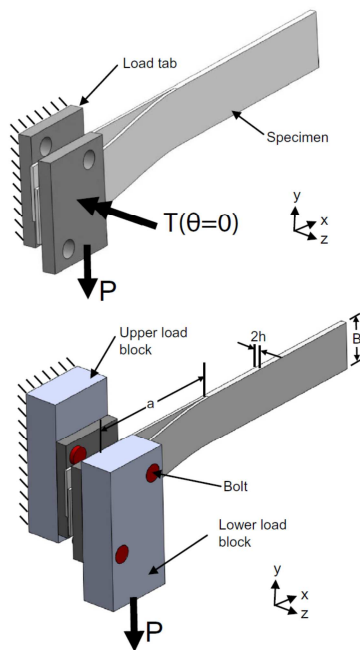


Figura 3.47. Geometría del ensayo SST “*Split Shear Torsión*”, Johnston y Davidson [117].



Figura 3.48. Disposición de los “*tabs*” de carga sobre la probeta SST “*Split Shear Torsión*”, Johnston y Davidson [117].

3.12 Método de Torsión

Ehart et al. [74] [75] estudiaron el comportamiento bajo modo I, modo III y modo mixto (I-III) de probetas de madera mediante un método de ensayo particular donde se aplica torsión, tracción o una combinación de ambos según

el modo a estudiar. La *Figura 3.49* indica la geometría de la probeta y la *Figura 3.50* la geometría y despiece del dispositivo de ensayo.

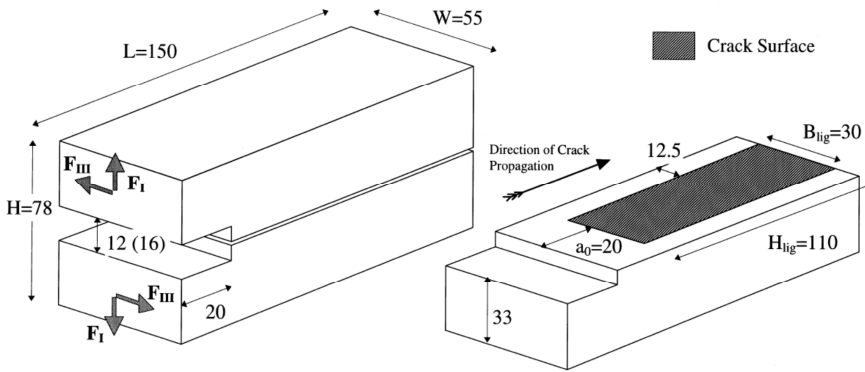


Figura 3.49. Geometría de la probeta utilizada por Ehart et al. [74] en el ensayo de torsión.

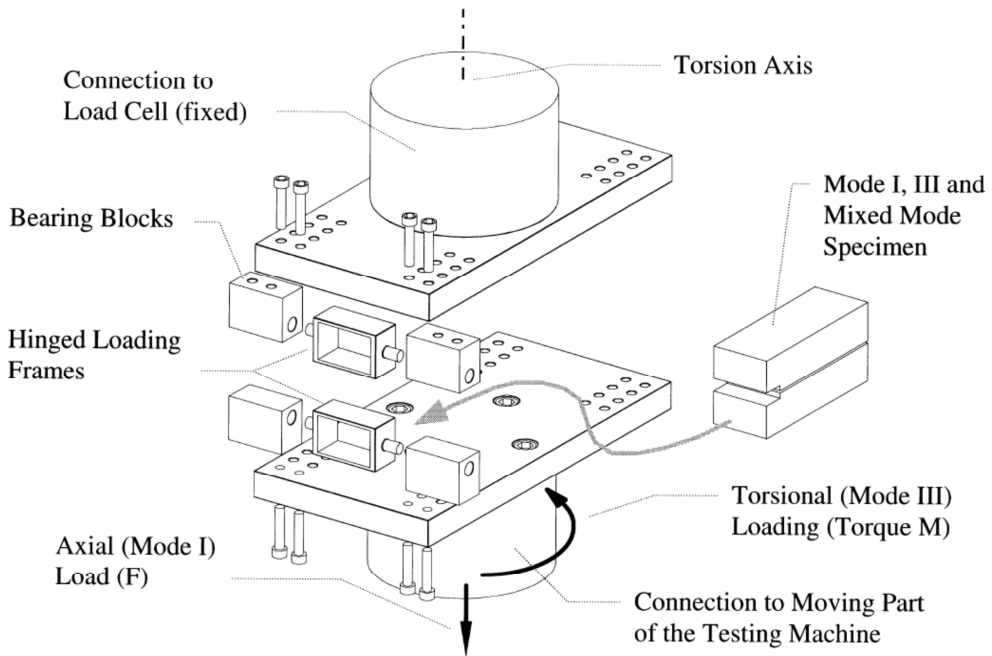


Figura 3.50. Geometría y despiece del dispositivo de ensayo utilizado por Ehart et al. [74] en el ensayo de torsión.

Capítulo 4

Procedimiento experimental

4.1 Introducción

Para la caracterización frente al fenómeno de deslaminación de los materiales ensayados en esta tesis se ha estudiado su comportamiento a fractura bajo modo III de sollicitación con el objetivo de obtener la tasa de relajación de energía (tenacidad a fractura), G_{IIIc} . Para ello se ha utilizado una máquina de ensayos axial-torsional. Las probetas ensayadas son del tipo DCB “*Double Cantilever Beam*”, y el ensayo utilizado para esta tesis se ha denominado LHFB “*Longitudinal Half Fixed Beam*”. En la *Figura 4.1* se observa el esquema de la probeta empotrada longitudinalmente en toda su mitad inferior, la carga se aplica sobre su labio superior.

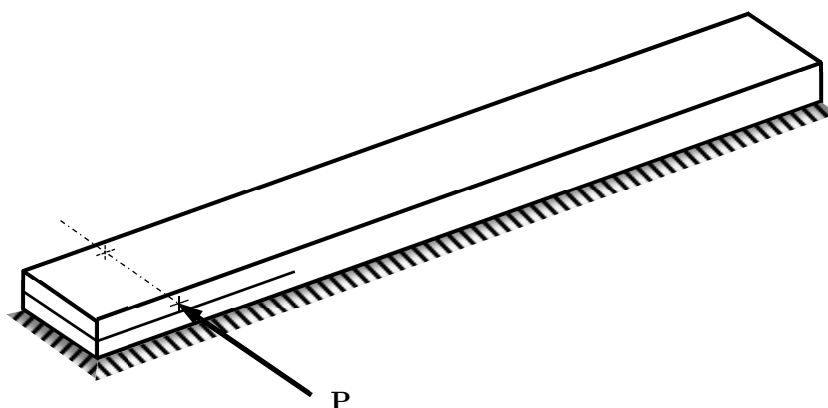


Figura 4.1. Esquema de ensayo sobre probeta LHFB “*Longitudinal Half Fixed Beam*”.

El ensayo LHF_B, desarrollado en esta tesis, se realiza sobre una probeta rectangular de espesor uniforme, fabricada a partir de un compuesto laminado unidireccional que contiene un inserto no adhesivo en la mitad del espesor que sirve como iniciador de la deslaminación, la carga se aplica sobre la probeta LHF_B mediante un dispositivo diseñado y fabricado expresamente para esta configuración de ensayo.

La probeta LHF_B se deslaminará controlando el ángulo que aplica la máquina (control de desplazamiento) mientras se registra el par (carga) aplicado sobre la misma.

La tenacidad a fractura interlaminar en modo III se obtendrá utilizando dos métodos analíticos de cálculo:

- *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas* (considerando alabeo de la sección).
- *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas* (sin alabeo de la sección).

4.2 Descripción de los materiales empleados en los ensayos

El comportamiento frente al proceso de deslaminación y consecuentemente el comportamiento a fractura de un material compuesto depende de los materiales constituyentes del mismo, por eso es importante conocer la influencia de estos materiales. En particular, el comportamiento de la matriz del compuesto es esencial en la determinación de la resistencia a la deslaminación.

Debido a que estos compuestos persiguen una buena resistencia a la fractura interlaminar, el material usado comúnmente como matriz para la fabricación de laminados es la resina epoxi. Esta resina se fabrica a partir de un polímero termoestable frágil que apenas sufre deformación ni plastificación antes del fallo, aportando una buena resistencia a la deslaminación.

Para la realización de los ensayos de la presente tesis se han empleado probetas de dos materiales compuestos de fibra de carbono de calidad aeronáutica fabricados a partir de preimpregnados comerciales.

El material base utilizado en las probetas fue fabricado por *Hexcel Composites*. Uno de los materiales está fabricado a partir de cinta preimpregnada de resina epoxi *Hexply*[®] 8552, como matriz, y refuerzo unidireccional de fibra de carbono *HexTow*[®] AS4 de alta resistencia y alta deformación, denominado comercialmente por *Hexply*[®] AS4/8852 RC34 AW196, y el otro material, está fabricado a partir de cinta preimpregnada de resina epoxi *Hexply*[®] 3501-6, como matriz, y refuerzo unidireccional de fibra de carbono *HexTow*[®] AS4 de alta resistencia y alta deformación, denominado comercialmente por *Hexply*[®] AS4/3501-6 RC37 AW190.

El refuerzo de fibra de carbono unidireccional (*Figura 4.2*) se ha fabricado utilizando poliacrilonitrilo (PAN) como precursor, cuyas propiedades (indicadas por el fabricante) se reflejan en la *Tabla 4.1*.



Figura 4.2. Fibra de carbono *HexTow*[®] AS4.

Propiedades <i>HexTow</i> [®] AS4	Valor SI
Resistencia a tracción	
3K	4.620 MPa
6K	4.410 MPa
12K	4.410 MPa
Módulo elástico	
	231 GPa
Deformación máxima	
3K	1,8%
6K	1,7%
12K	1,7%
Densidad	
	1,79 g/cm ³
Peso/longitud	
3K	0,210 g/m
6K	0,427 g/m
12K	0,858 g/m
Rendimiento aproximado	
3K	4,76 g/m
6K	2,34 g/m
12K	1,17 g/m
Sección	
3K	0,12 mm ²
6K	0,24 mm ²
12K	0,12 mm ²
Diámetro del filamento	
	7,1 micras
Contenido en carbono	
	94%

Tabla 4.1. Propiedades de la fibra de carbono *HexTow*[®] AS4.

Estos materiales se fabrican a partir del apilamiento secuencial de láminas de preimpregnado (*Figura 4.3*) y posterior curado en autoclave, lo que permite altos volúmenes de fibra y bajo contenido en poros, resultando una fracción volumétrica de fibra del 60% para el material AS4/8852 y del 62% para el material AS4/3501-6.

Figura 4.3. Preimpregnado *Hexply*[®].

La configuración de los laminados para ambos materiales es de 32 láminas con 0° de orientación (16 láminas a 0°/inserto/16 láminas a 0°), es decir se trata de laminados simétricos de estructura $[0]_{16/S}$. Los laminados fueron caracterizados previamente al objeto de determinar las características mecánicas. Así se determinaron las constantes elásticas y resistencias últimas en dirección longitudinal (dirección de las fibras) y transversal de acuerdo a la norma ASTM D 3039 [119], en el primer caso, y a cortadura utilizando la norma ASTM D 3518 [120] en el segundo.

La deslaminación artificial, inserto inicial, de las probetas para los ensayos de deslaminación se consigue empleando un film desmoldante de 15 μm de espesor (RF-242 *Tygavac*) en el medio de las 32 láminas del laminado, como se puede observar en la *Figura 4.4*.

Figura 4.4. Probeta completamente deslaminada. Detalle del film desmoldante (RF-242 *Tygavac*).

4.2.1 Material AS4/8552

El material AS4/8552, referido comercialmente con anterioridad como *Hexply*[®] AS4/8852 RC34 AW196, es un material compuesto fabricado a partir de cinta preimpregnada de resina epoxi *Hexply*[®] 8552 como matriz, y refuerzo unidireccional de fibra de carbono *HexTow*[®] AS4 de alta resistencia y alta deformación. A este material se le denomina en la presente tesis como “material K”, siendo la identificación de las probetas para este material 5KX/XX/XXX_X, que corresponde a 5KX/n^o de panel/orden de probeta.

La resina *Hexply*[®] 8552 utilizada como matriz en este compuesto, de acuerdo con la información obtenida del fabricante del preimpregnado, es una resina epoxi curada por amina y reforzada habitualmente con fibras de carbono o vidrio, unidireccionales o formando tejidos. Esta resina fue desarrollada para trabajar en aplicaciones estructurales que requieran alta resistencia, rigidez y tolerancia al daño. Las propiedades de la matriz de resina epoxi, proporcionadas por el fabricante, se indican en la *Tabla 4.2*.

Propiedades <i>Hexply</i> [®] 8552	Valor SI
Densidad	1,301 g/cm ³
Temperatura de transición vítrea en seco	200°C
Temperatura de transición vítrea en húmedo	154°C
Resistencia a tracción	121 MPa
Módulo elástico	4,67 GPa
Deformación máxima	1,7%
Tenacidad a fractura, K _{IC}	1,62 MPa√m
Tasa de liberación de energía, G _{IC}	679,7 J/m ²
Tiempo de gel	13 min

Tabla 4.2. Propiedades mecánicas de la resina *Hexply*[®] 8552.

En la *Tabla 4.3* se muestran los resultados medios obtenidos a partir de 7 ensayos realizados para la determinación de cada constante.

Propiedades laminado AS4/8552	Valor SI
Módulo elástico longitudinal, E_{11}^*	144 GPa
Módulo elástico transversal, E_{22}^*	10,6 GPa
Resistencia a tracción longitudinal, σ_{11}^*	1.703 MPa
Resistencia a tracción transversal, σ_{22}^*	30,8 MPa
Módulo de elasticidad a cortadura, G_{12}	5,36 GPa
Tensión de rotura a cortadura, τ_{12}	67,7 MPa

*11: paralelo a las fibras, 22: perpendicular a las fibras

Tabla 4.3. Propiedades mecánicas del laminado AS4/8552.

4.2.2 Material AS4/3501-6

El material AS4/3501-6, referido comercialmente con anterioridad como *Hexply*[®] AS4/3501-6 RC37 AW190, es un material compuesto fabricado a partir de cinta preimpregnada de resina epoxi *Hexply*[®] 3501-6 como matriz, y refuerzo unidireccional de fibra de carbono *HexTow*[®] AS4 de alta resistencia y alta deformación. A este material se le denomina en la presente tesis como “material L”, siendo la identificación de las probetas para este material 5LX/XX/XX_X, que corresponde a 5LX/nº de panel/orden de probeta.

La resina *Hexply*[®] 3501-6 utilizada como matriz en este compuesto, de acuerdo con la información obtenida del fabricante del preimpregnado, es una resina epoxi curada por amina y reforzada habitualmente con fibras de carbono o vidrio, unidireccionales o formando tejidos. Según el fabricante, la forma habitual de refuerzo de esta resina es con fibras de carbono *HexTow*[®] AS4 unidireccionales. El compuesto AS4/3501-6 está recomendado para aplicaciones estructurales en general. Las propiedades de la matriz de resina epoxi, proporcionadas por el fabricante, se indican en la *Tabla 4.4*.

Propiedades <i>Hexply</i> [®] 3501-6	Valor SI
Densidad	1,265 g/cm ³
Temperatura de transición vítrea en seco	210°C
Temperatura de transición vítrea en húmedo	151°C
Resistencia a tracción	45,51 MPa
Módulo elástico	4,24 GPa
Deformación máxima	1,10%
Tenacidad a fractura, K_{IC}	0,454 MPa \sqrt{m}
Tasa de liberación de energía, G_{IC}	128,13 J/m ²
Tiempo de gel	4-10 min

Tabla 4.4. Propiedades mecánicas de la resina *Hexply*[®] 3501-6.

En la *Tabla 4.5* se muestran los resultados medios obtenidos a partir de 7 ensayos realizados para la determinación de cada constante.

Propiedades laminado AS4/3501-6	Valor SI
Módulo elástico longitudinal, E_{11}^*	131 GPa
Módulo elástico transversal, E_{22}^*	8,9 GPa
Resistencia a tracción longitudinal, σ_{11}^*	1.954 MPa
Resistencia a tracción transversal, σ_{22}^*	24 MPa
Módulo de elasticidad a cortadura, G_{12}	5,09 GPa
Tensión de rotura a cortadura, τ_{12}	79,3 MPa

*11: paralelo a las fibras, 22: perpendicular a las fibras

Tabla 4.5. Propiedades mecánicas del laminado AS4/3501-6.

4.3 Geometría de las probetas

Para la caracterización estática de la deslaminación en modo III se utilizaron probetas del tipo DCB. Estas probetas, como se ha comentado con anterioridad, están fabricadas a partir de un laminado de fibra de carbono con refuerzo unidireccional. La geometría es rectangular, de espesor “ h ” y anchura “ b ” uniformes, y con un inserto iniciador artificial, no adhesivo, en su plano medio de longitud “ a_i ” que sirve como iniciador de la deslaminación, *Figura 4.5*.

Como se ha comentado con anterioridad, para los ensayos realizados en esta tesis el laminado es simétrico, con un número par de capas (preimpregnados) unidireccionales. La configuración del laminado es de 32 láminas con 0° de orientación del refuerzo de fibra de carbono, en el cual se le ha colocado, durante el proceso de fabricación, un inserto antiadherente en su plano medio, obteniendo la configuración mencionada: 16 láminas a 0° /inserto/16 láminas a 0° .

Para la fabricación de las probetas se empleó un film desmoldante de fluoropolímero (RF-242 *Tygavac*) de $15\ \mu\text{m}$ de espesor.

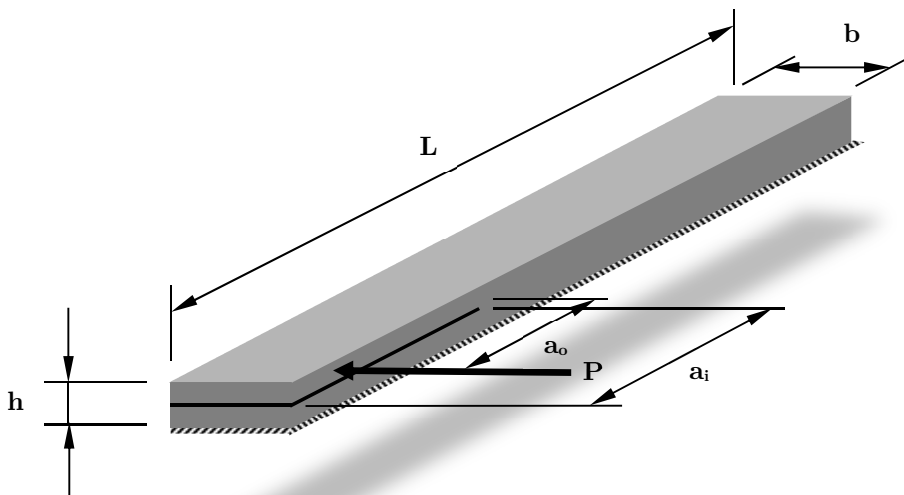


Figura 4.5. Geometría de la probeta LHFBS “*Longitudinal Half Fixed Beam*” con inserto y empotrada longitudinalmente en su labio inferior.

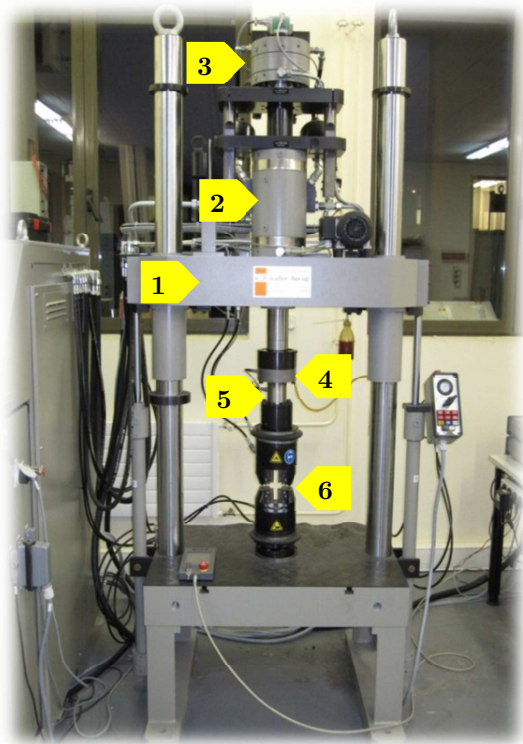
Las dimensiones de las probetas utilizadas en los ensayos son:

- Longitud (L): 160-200 mm.
- Ancho (b): 10 mm.
- Espesor (h): 6 mm.
- Longitud de deslaminación inicial (a_0): 1-30 mm.
- Longitud total del inserto iniciador (a_i): 55-60 mm.

4.4 Procedimiento general de ensayo

4.4.1 Equipo empleado

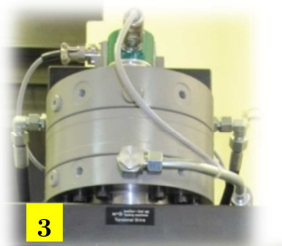
El equipo empleado para realizar los ensayos está formado por una máquina servohidráulica marca $w+b$ (*walter+bai ag*), con una célula de carga axial de 100 kN y una célula de par de 500 Nm, controlada por un software informático. Esta máquina es capaz de realizar ensayos de tracción, torsión o una combinación de ambos, aunque en este trabajo se emplea únicamente como máquina de torsión. Los ensayos se realizaron en control de ángulo (control de desplazamiento). En la *Figura 4.6* se observa el equipo descrito, diferenciando las principales partes que lo componen: bastidor, actuador de carga axial, actuador de par (torsión), célula de carga axial, célula de par (torsión) y mordazas.



1. Bastidor.
2. Actuador de carga (axial).
3. Actuador de par (torsión).
4. Célula de carga axial.
5. Célula de par (torsión).
6. Mordazas.



2



3



4



5



6

Figura 4.6. Máquina servohidráulica *w+b (walter+bai ag)*.

Para el estudio del campo de desplazamientos en el frente de la grieta se ha utilizado la videocorrelación de imágenes digitales (fotogrametría), realizada por un equipo *Aramis 5M*, *Figura 4.7*.



Figura 4.7. Equipo para videocorrelación de imágenes digitales *Aramis 5M*.

4.4.2 Descripción del dispositivo de ensayo

La carga se aplica a la probeta mediante un dispositivo diseñado, desarrollado y fabricado expresamente para esta tesis, cuyo objetivo es conseguir la deslaminación del compuesto bajo una sollicitación de modo III.

Finalmente, y tras varios prototipos, se ha diseñado un dispositivo que proporciona resultados que hacen que el modo de fractura obtenido del ensayo sea puro, puesto que la componente de modo II sobre el total de la tasa de relajación de energía es prácticamente despreciable, al contrario de lo que ocurre en los ensayos realizados hasta la fecha con otros dispositivos del tipo SCB (*Split-Cantilever Beam*), MSCB (*Modified Split-Cantilever Beam*) o ECT (*Edge Crack Torsión*), donde la componente de modo II es relevante.

En esencia el dispositivo se compone de una base prismática de sección recta en forma de T con una ranura longitudinal de las mismas dimensiones que la mitad de la probeta. Esto permite empotrar la mitad inferior del espesor de la probeta en toda su longitud, tanto la parte preagrietada como la que no. En la parte superior se dispone, fundamentalmente, de una guía sobre la que se desliza un rodamiento lineal al que se fija un elemento prismático sobre el que se colocan los rodillos que permiten introducir la carga en cualquier punto de la zona preagrietada, incluso muy próximo al final del inserto si se quiere evitar la flexión en el brazo libre de la probeta al inicio del crecimiento de la grieta. La carga que hace avanzar la grieta es siempre perpendicular a la dirección de su propagación, por la propia tecnología del dispositivo. Una característica a tener en cuenta es la mejora de la calidad y rapidez de la instalación de la probeta en el dispositivo desarrollado, que con su sencillez, ausencia de tornillos y de fijaciones mecánicas evitan todo tipo de precargas antes del inicio del ensayo.

En la *Figura 4.8* y en la *Figura 4.9* se representan diferentes vistas del dispositivo, en base a las cuales se describen sus elementos principales. Se compone básicamente de una pieza en forma de T (6) en la que en su cara superior se ha mecanizado una ranura prismática en toda su longitud con las dimensiones exactas del ancho y de la mitad del espesor de la probeta (5). La forma con la que se diseña este elemento permite su fijación a la máquina de ensayos en diferentes posiciones a través de la mordaza (2), la cual es fija al bastidor de la máquina de ensayos.

La aplicación de la carga a la probeta a ensayar se realiza a través de un bloque de carga (7) fijado a un rodamiento lineal (4) que se desliza sobre una guía (3). La guía se fija a la mordaza (1) que a su vez está unida al actuador de la máquina de ensayos. El bloque de carga incorpora dos pequeños cilindros de 2 mm de diámetro (8) situados a ambos lados de la probeta encargados de transmitir la carga. Estos cilindros actúan tangencialmente sobre la probeta asegurando una carga puntual sobre la mitad superior de la probeta (labio superior).

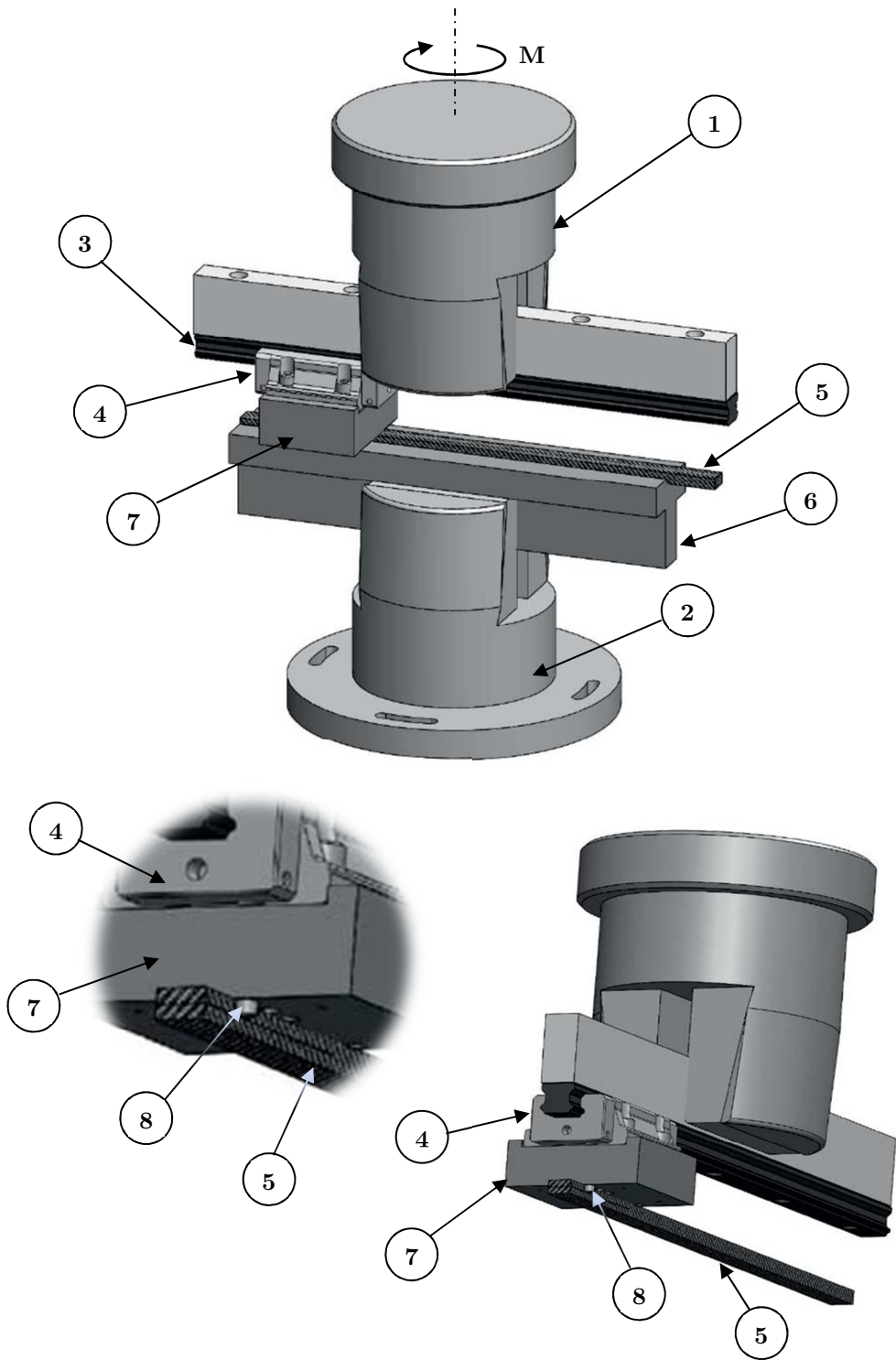


Figura 4.8. Vistas generales del dispositivo de ensayo.

Con esta disposición de elementos se puede regular el punto de aplicación de la carga sobre la probeta con solo deslizar el bloque de carga (7) sobre la guía longitudinal (3), y haciendo coincidir el cilindro (8) que transmite la carga en el punto deseado “ a_0 ”, *Figura 4.9*. Además se restringe el posible alabeo de la probeta durante el ensayo. La combinación del rodamiento lineal junto con la forma puntual de aplicar la carga asegura que, con el desplazamiento angular del actuador, la carga siempre se transmite perpendicular a la probeta, además la forma y dimensiones del bloque de carga (7) impide la rotación de la probeta respecto a su eje longitudinal.

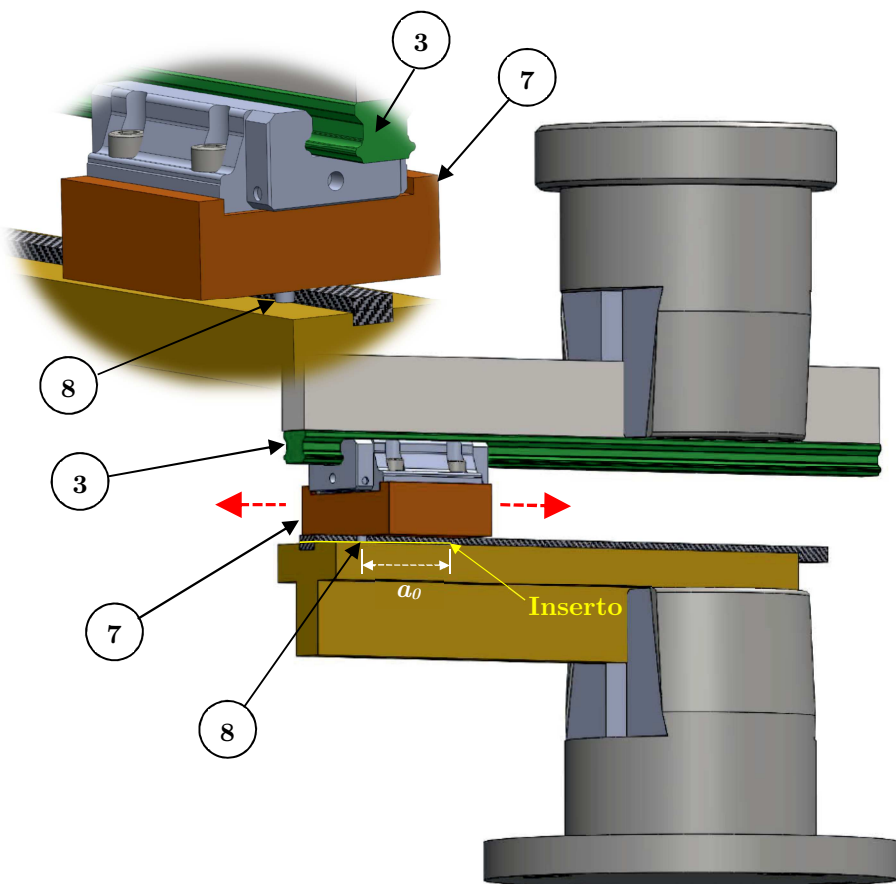


Figura 4.9. Regulación del punto de carga sobre la probeta.

En la *Figura 4.10* se presenta una fotografía del dispositivo instalado sobre el equipo de ensayos utilizado en la que se pueden apreciar los componentes fundamentales.

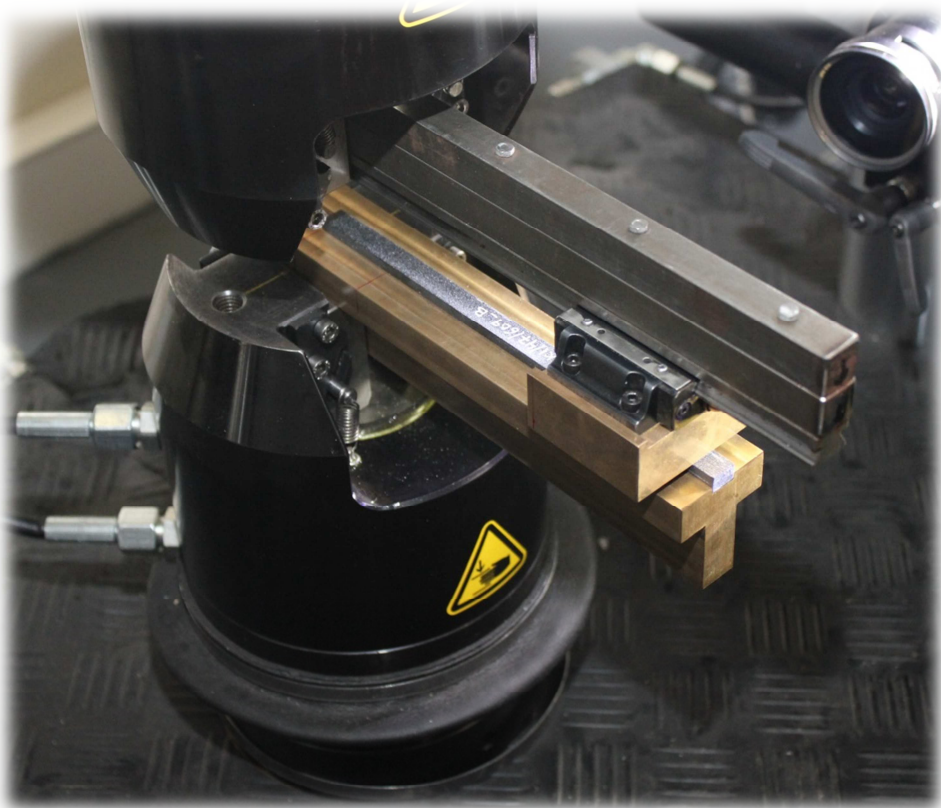


Figura 4.10. Dispositivo de ensayo.

4.4.3 Acondicionamiento de las probetas

Previamente al comienzo del ensayo es necesario realizar una serie de operaciones sobre las probetas para que puedan ser estudiadas mediante el sistema de videocorrelación de imágenes digitales.

En primer lugar se miden sus dimensiones: longitud, ancho y espesor, los dos últimos en el centro y a 25 mm de cada extremo de cada una de ellas. La variación del espesor a lo largo de la longitud de la probeta no debe ser superior a 0,1 mm.

Posteriormente mediante un proyector de perfiles y un microscopio se determina el punto inicial del inserto, determinando así su longitud inicial " a_i ", *Figura 4.11*. Hay que tener en cuenta que las probetas se cortan mecánicamente de una plancha de dimensiones superiores con lo que no es fácil distinguir donde comienza el inserto.

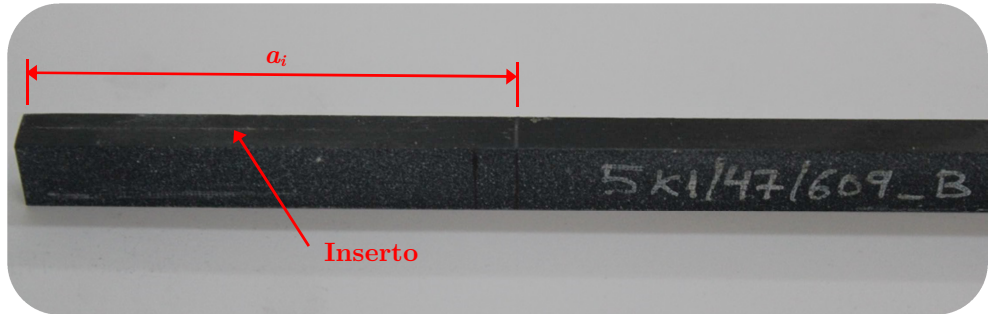


Figura 4.11. Longitud inicial del inserto a_i .

A continuación se realiza el moteado de la cara que va a ser tratada mediante videocorrelación de imágenes digitales para conseguir el pixelado de la imagen en tonos blancos y negros, para ello se pulveriza pintura acrílica blanca sobre la superficie de la probeta, *Figura 4.12*.

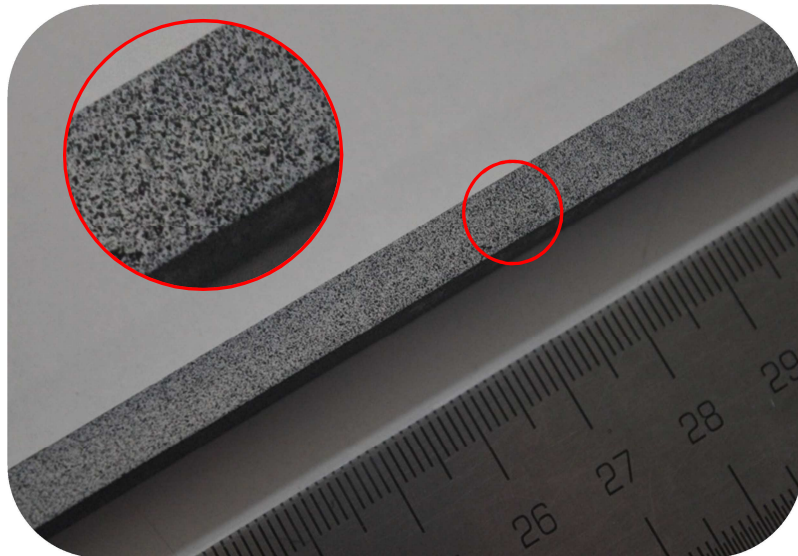


Figura 4.12. Moteado de la superficie de la probeta con pintura acrílica blanca.

Una vez seca, a temperatura ambiente, la pintura utilizada para el moteado, se procede a realizar la marca que definirá el punto de carga sobre la probeta, definiendo así la longitud inicial de grieta “ a_0 ” para cada ensayo, *Figura 4.13*.

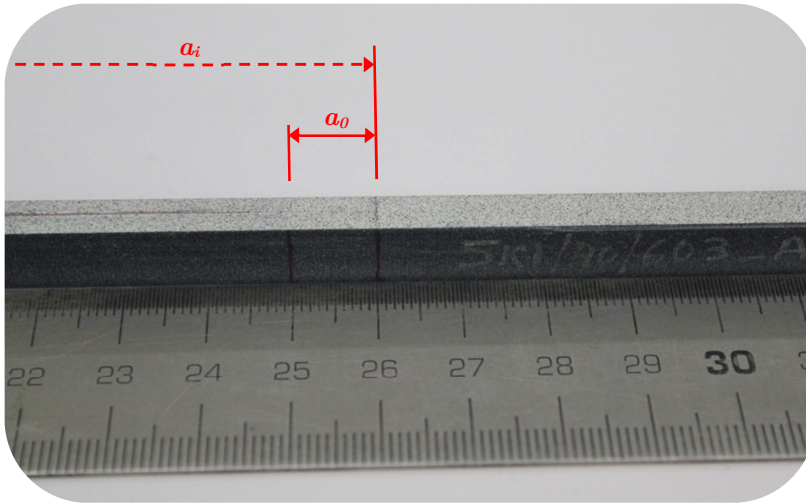


Figura 4.13. Marcado del punto de aplicación de la carga, sobre la probeta, para cada longitud inicial de grieta “ a_0 ”.

Una vez preparadas las probetas para el ensayo se deben acondicionar, para ello se introducen en un horno a 40 °C durante 48 horas, posteriormente se mantienen aisladas de humedad en un desecador hasta la ejecución de los ensayos. Por otro lado durante los ensayos se mantienen constantes las condiciones ambientales del laboratorio en $23\pm 3^\circ\text{C}$ y $50\pm 10\%\text{HR}$.

4.5 Ensayo en modo III estático

4.5.1 Introducción

El ensayo consiste en aplicar una carga sobre la probeta con los medios descritos anteriormente haciendo crecer una grieta, creada artificialmente durante el proceso de fabricación de la misma, hasta alcanzar la deslaminación de la probeta (tipo DCB) en modo III.

Este ensayo estudia la tenacidad a fractura en un compuesto unidireccional de fibra de carbono y matriz de resina epoxi, determinándose la tasa de relajación de energía en modo III, G_{III} , es decir la pérdida de energía “ dU ” sufrida por la probeta por unidad de ancho para un crecimiento infinitesimal de la longitud de grieta “ da ” en un proceso de deslaminación con velocidad de desplazamiento constante, *Ecuación 4.1*.

$$G = \frac{1}{b} \frac{dU}{da} \quad \text{Ecuación 4.1}$$

La tenacidad a fractura interlaminar en modo III, G_{III} , es el valor crítico de G para el que comienza a producirse la deslaminación cuando se aplica una carga.

En los ensayos se considera un comportamiento elástico lineal, hipótesis válida cuando la zona de daño o de deformación no lineal en el frente de la grieta es pequeña en relación con la menor dimensión de la probeta.

Este ensayo se caracteriza por el arranque brusco del crecimiento de la grieta y deslaminación total de la probeta de manera instantánea por la geometría propia del ensayo en modo III, donde se requieren cargas relativamente altas para la deslaminación del compuesto.

4.5.2 Metodología de ensayo

Una vez colocado el dispositivo de ensayo sobre la máquina de ensayos, y con el equipo de videocorrelación de imágenes digitales preparado para la captura de datos, se procede a extraer la probeta del desecador y se coloca correctamente en el mencionado dispositivo, operación simple y rápida, *Figura 4.14*.

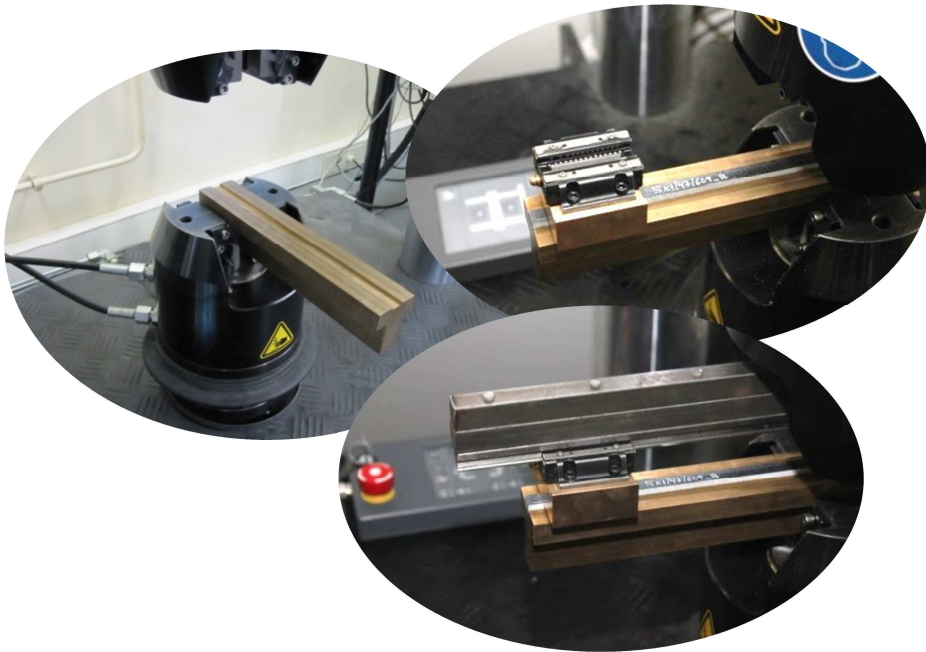


Figura 4.14. Montaje de la probeta sobre el dispositivo de ensayo.

A continuación se procede al inicio del ensayo que se lleva a cabo controlando el ángulo girado por el actuador torsional, con una velocidad de ensayo de $0,01$ °/segundo. Durante todo el ensayo se registra, por un lado, el momento torsor aplicado y el ángulo girado equivalente a la carga y desplazamiento aplicados en el punto de carga, *Figura 4.15*, mediante el software de la máquina de ensayos y, por otro, las imágenes que toma el software del equipo de videocorrelación de imágenes digitales para el posterior estudio fotogramétrico que, en base a los desplazamientos de la probeta, nos proporcionará las deformaciones en tres dimensiones de la misma.

El crecimiento de la grieta se produce de una forma súbita, teniendo lugar en ese mismo momento la deslaminación total de la probeta, punto en el que el ensayo se da por terminado, *Figura 4.16*. Esta forma brusca de crecimiento de grieta es propia del modo III y, como ya se ha comentado, debida a la propia configuración del ensayo.

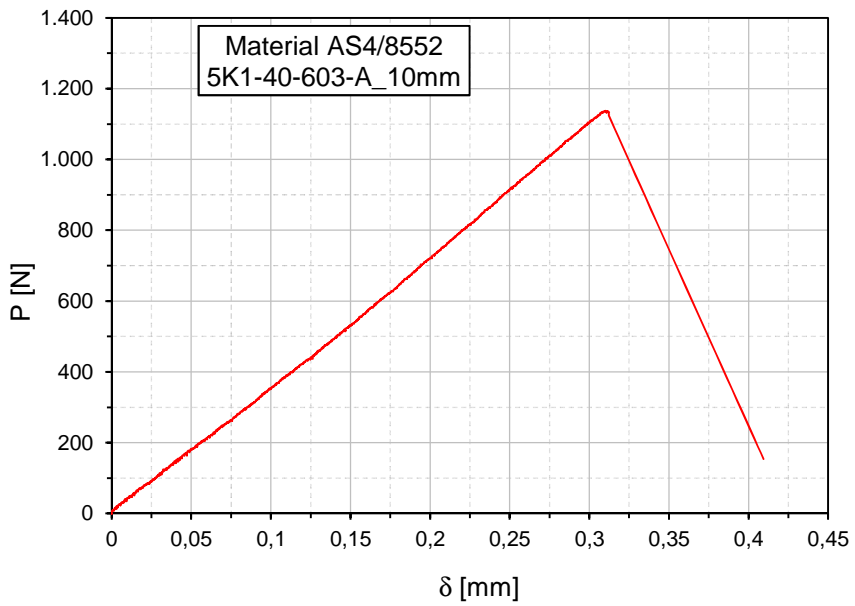


Figura 4.15. Curva carga-desplazamiento registrada durante el ensayo.



Figura 4.16. Fin del ensayo, probeta totalmente deslaminada.

4.6 Estudio de las componentes de modo I, II y III mediante videocorrelación de imágenes digitales

Debido a que el objetivo de esta tesis es la caracterización a fractura en modo III de materiales compuestos laminados, se hace imprescindible el estudio del grado de pureza del modo III conseguido durante los ensayos. También resulta de sumo interés cuantificar, en caso de existir, qué porcentaje de modo I y modo II se ha introducido en el ensayo.

Para este estudio se ha utilizado la videocorrelación de imágenes digitales, basada en la fotogrametría.

4.6.1 Introducción al método fotogramétrico

La técnica óptica denominada *fotogrametría* obtiene, a partir de la variación de las coordenadas (desplazamientos) de los nodos de una malla tridimensional, las deformaciones y traslaciones de la citada malla. Esta técnica se utilizará en esta tesis para determinar el grado de pureza de modo III alcanzado en los ensayos.

Para la obtención de los datos en los que se apoya el método, el equipo capta imágenes de alta resolución de la probeta durante la aplicación de la carga, con un software especializado, las evalúa, dando lugar a un modelo digital tridimensional del objeto. Las imágenes son tomadas por dos cámaras que obtienen en cada instante un par de imágenes. Previamente ha de realizarse una calibración que, desde el punto de vista fotogramétrico, se entiende como un proceso en el que tratan de determinarse los parámetros geométricos y físicos de la toma fotográfica.

Durante el proceso de calibración, el software obtiene los parámetros necesarios para detectar y compensar las distorsiones de las lentes (radial, tangencial, etc.) y hace un cálculo de las orientaciones, que permitirán a posteriori, mediante una intersección directa, hacer la transformación entre las coordenadas imagen y las coordenadas objeto, para formar el modelo 3D.

El procesamiento de imágenes está basado en el principio de correlación automática de imágenes digitales. El sistema calcula la distribución de valores

digitales para muchas áreas pequeñas en cada imagen de las cámaras y determina las posiciones de los puntos de medición correspondientes en todas las imágenes con precisión subpíxel. Es decir, el sistema calcula la distribución de valores digitales para muchas áreas pequeñas en cada imagen de un par y localiza, en la otra imagen del par, los puntos homólogos, permitiendo identificar cada punto objeto en ambas imágenes. Este proceso de correlación o correspondencia ha de repetirse tantas veces como pares de imágenes tenga el ensayo.

Combinando el modelo matemático del sensor, con el método de correlación de imágenes digitales y un cálculo de triangulación, se obtienen coordenadas 3D. La evaluación de la información de la superficie en el espacio objeto, durante toda la duración del ensayo, proporciona valores exactos de desplazamientos y deformaciones y su relación con la carga aplicada.

4.6.1.1 Equipos y material utilizado. Características

Para la captura y procesamiento de datos fotogramétricos se utilizará el siguiente equipo:

- Equipo Aramis 5M con soporte móvil.
 - Lentes de 50 mm de distancia focal.
 - Patrón de calibrado.
- Ordenador con procesador Intel i7 y 12Gb de RAM.

Equipo Aramis 5M

El equipo dispone de dos cámaras fijas, situadas sobre un soporte que permite el movimiento de las mismas en caso de necesidad. Este soporte está calibrado para facilitar la medida de la base (distancia entre las dos cámaras) y está unido a un sistema de sujeción mediante un cabezal que permite girar el sistema de cámaras para apuntar correctamente sobre la zona de interés, que se encuentra perfectamente iluminada por dos focos de tecnología led, *Figura 4.17*.



Figura 4.17. Equipo Aramis 5M.

Según las especificaciones facilitadas por el fabricante, ARAMIS-User Manual) [121], este equipo es capaz de tomar imágenes a objetos en un rango que abarca desde 10x8 mm (con lente de 100 mm de distancia focal) hasta 5.000x4.150 (con lente de 8 mm de distancia focal).

La resolución de la cámara es de 2.448x2.050 píxeles, es decir, 5 mega píxeles y el sensor es del tipo CCD (*Charge Coupled Device*).

Lentes

Las lentes utilizadas por el equipo son de focal fija, lo que les confiere mayor precisión en los ajustes de la lente y minimiza, a la larga, las causas de error producidas por desgaste.

El equipo puede trabajar con lentes de 100, 50, 23, 17, 12 y 8 mm de distancia focal. En los ensayos realizados para esta tesis se ha utilizado

únicamente el juego de lentes de 50 mm, par situado a la derecha en la *Figura 4.18*.



Figura 4.18. Diferentes juegos de lentes utilizadas por el equipo Aramis.

4.6.1.2 Preparación de ensayos

Pintado de las probetas

Aramis utiliza la correlación de imágenes digitales para identificar píxeles de la imagen izquierda en la imagen derecha. Estos puntos conjugados u homólogos son más fácilmente identificables si hay un contraste elevado entre ellos, a nivel digital.

Las imágenes son captadas por el equipo en escala de grises, por tanto lo ideal sería tener una probeta con fondo blanco y puntos negros. Este efecto se consigue mediante el pintado de la probeta con pintura acrílica mate, ya que los brillos generan píxeles de color blanco que en realidad no están en la superficie de la probeta. La incidencia de la luz sobre zonas mal pintadas que generan brillos tienen normalmente graves consecuencias al ser, estos brillos,

registrados por una sola de las cámaras, lo que imposibilitará la identificación de los píxeles homólogos.

Captura de imágenes

Antes de comenzar con el ensayo es necesario establecer los parámetros de captura de imágenes: velocidad de captura y tiempo de apertura.

La velocidad de captura será de una imagen por segundo en todos los ensayos, mientras que el tiempo de apertura puede variar de un ensayo a otro debido a que las condiciones de luminosidad son cambiantes.

4.6.2 Determinación del campo de desplazamientos mediante videocorrelación de imágenes digitales

Durante la ejecución del ensayo, desde el inicio del proceso de carga hasta la completa deslaminación de la probeta, y de forma sincronizada, se realiza la captura de imágenes digitales mediante el equipo de videocorrelación en 3D, a razón de un par de imágenes por segundo. Estas imágenes van a dar lugar al estudio fotogramétrico de videocorrelación de imágenes digitales, para lo cual es necesaria la sincronización de los dos equipos utilizados durante el ensayo, es decir, el software de la máquina de ensayos y el software del equipo de videocorrelación para relacionar la medida de las deformaciones y traslaciones con los desplazamientos.

Una vez calibrado el equipo de videocorrelación de imágenes digitales, y justo antes del inicio del ensayo, se toman dos imágenes de referencia (dos fotografías, una con cada cámara del equipo) de la probeta sin aplicación de carga. A partir de estas dos imágenes, una vez finalizada la toma de datos, se obtendrá un modelo digital de referencia con el que comparar posteriormente el resto de modelos digitales obtenidos durante el ensayo, *Figura 4.19*.

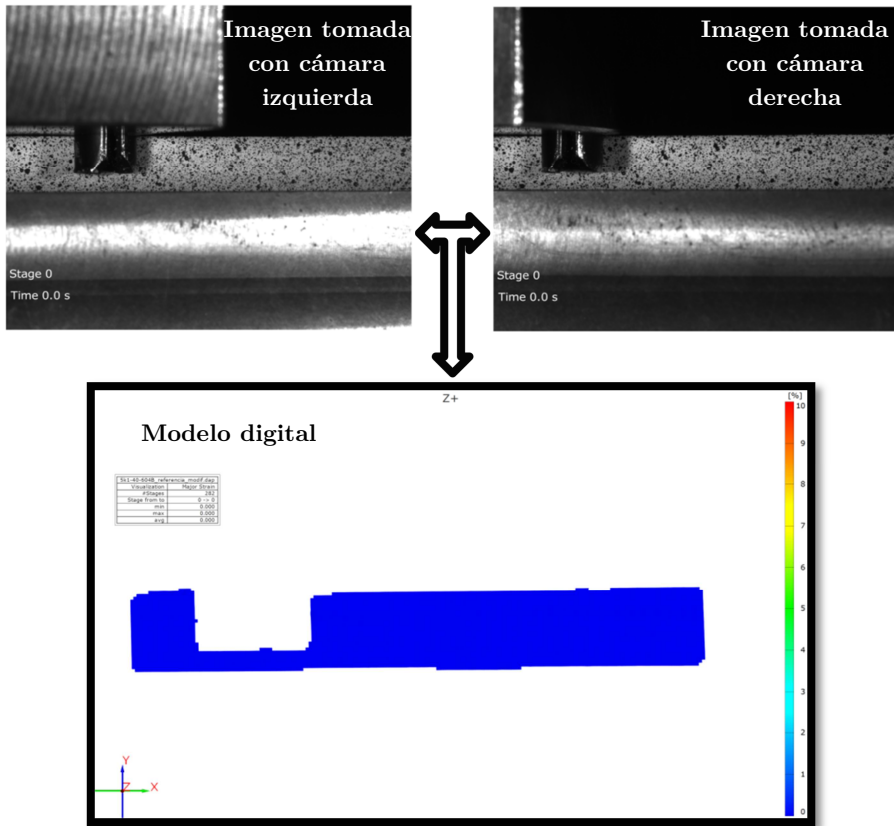


Figura 4.19. Modelo digital de referencia.

Una vez tomadas las imágenes durante todo el ensayo se realiza el procesamiento de las mismas para crear los modelos digitales, tantos como pares de imágenes capturadas. Para ello, en primer lugar, se selecciona la zona de cálculo, *Figura 4.20*, y se fija un punto en la fotografía de referencia tomada con la cámara de la izquierda, *Figura 4.21*, a partir de ese punto el programa crea una tesela, con el punto elegido como centro, sobre esa imagen de la izquierda, esto se denomina matriz de niveles digitales en torno al punto señalado, *Figura 4.22*.

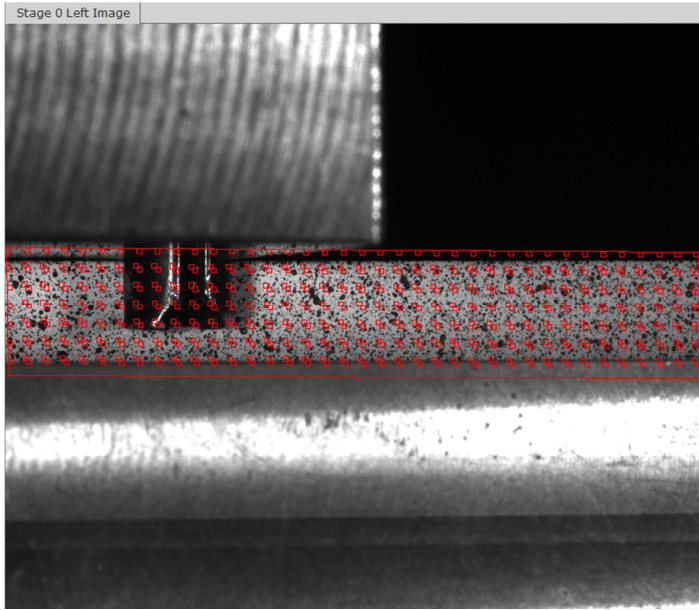


Figura 4.20. Zona de cálculo.

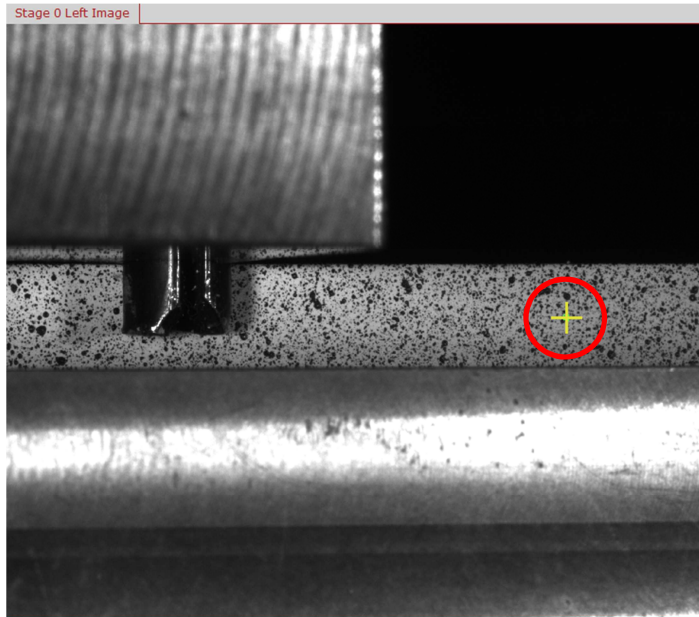


Figura 4.21. Selección de punto en la imagen de la izquierda.

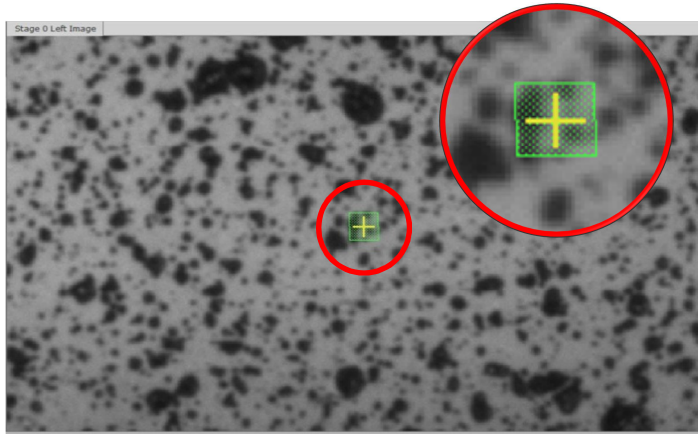


Figura 4.22. Tesela o matriz de niveles digitales en torno al punto señalado.

A partir de esta operación el software busca la misma tesela en la fotografía de referencia tomada con la cámara de la derecha, *Figura 4.23*. Una vez identificadas estas dos teselas el software identifica esas mismas teselas en el resto de cada par de imágenes tomadas durante el ensayo.

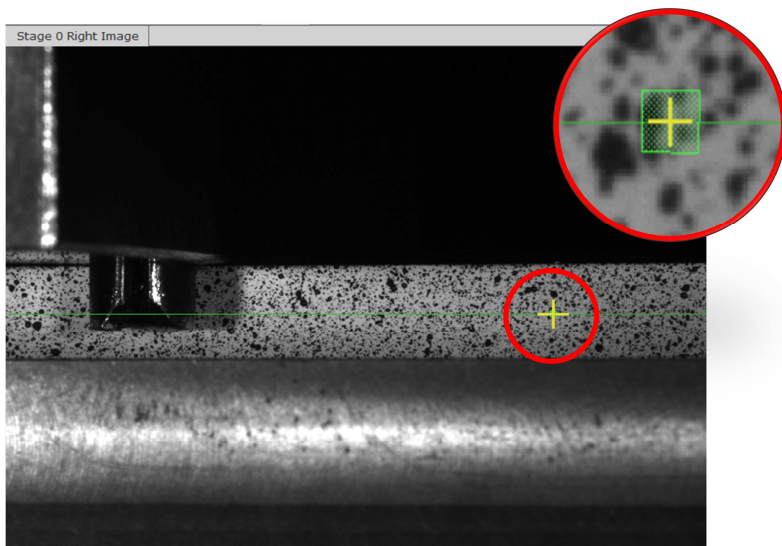


Figura 4.23. Tesela sobre fotografía tomada con la cámara derecha.

Definida la tesela y el punto central de la misma en todos los pares de fotografías (izquierda y derecha) tomadas durante el ensayo, el software identifica los píxeles de la zona de cálculo de la imagen tomada con la cámara izquierda en la imagen tomada con la cámara derecha, *Figura 4.24*.

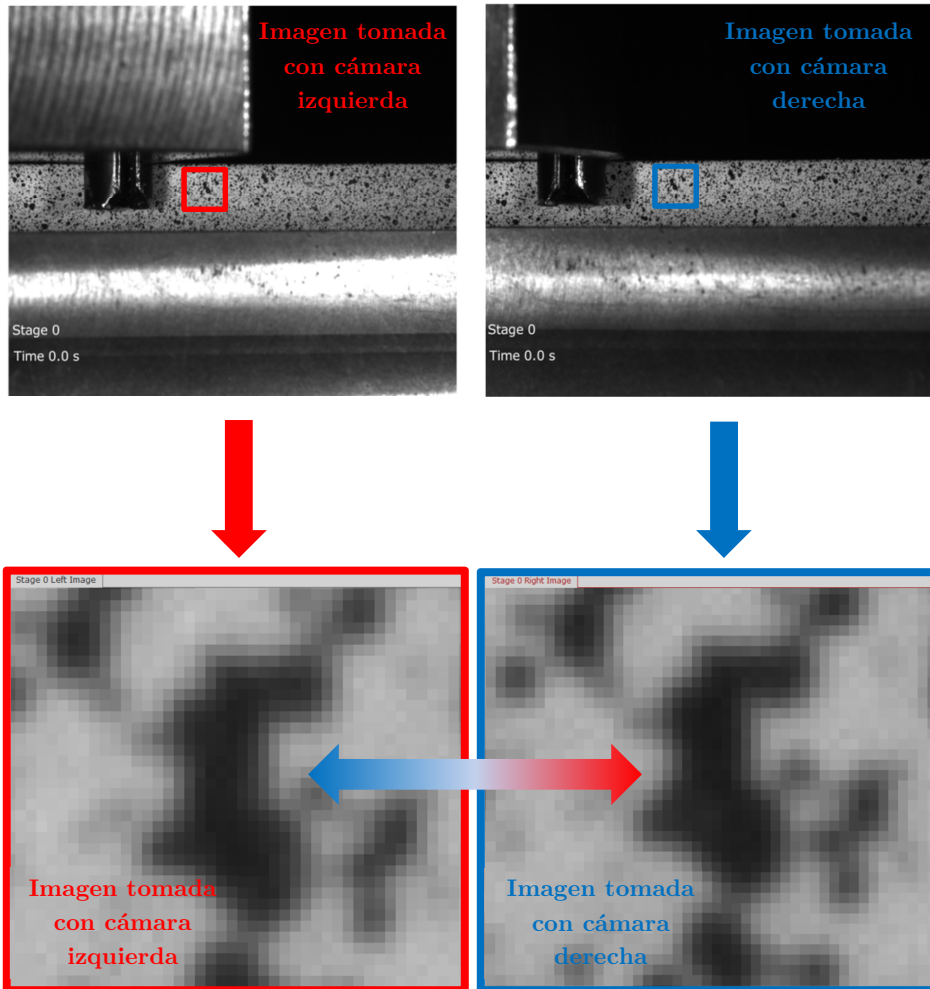


Figura 4.24. Proceso de identificación de píxeles de la zona de cálculo en cada par de imágenes.

Concluido el proceso anterior, el programa informático del equipo realiza los cálculos necesarios para transformar las coordenadas bidimensionales de cada par de imágenes (izquierda y derecha), en coordenadas tridimensionales de la probeta objeto del ensayo.

Tras obtener las coordenadas tridimensionales del objeto para el momento inicial de referencia y posteriores, se crea un modelo digital por cada par de imágenes. Este modelo es una malla de coordenadas en 3D (modelo CAD), *Figura 4.25.*

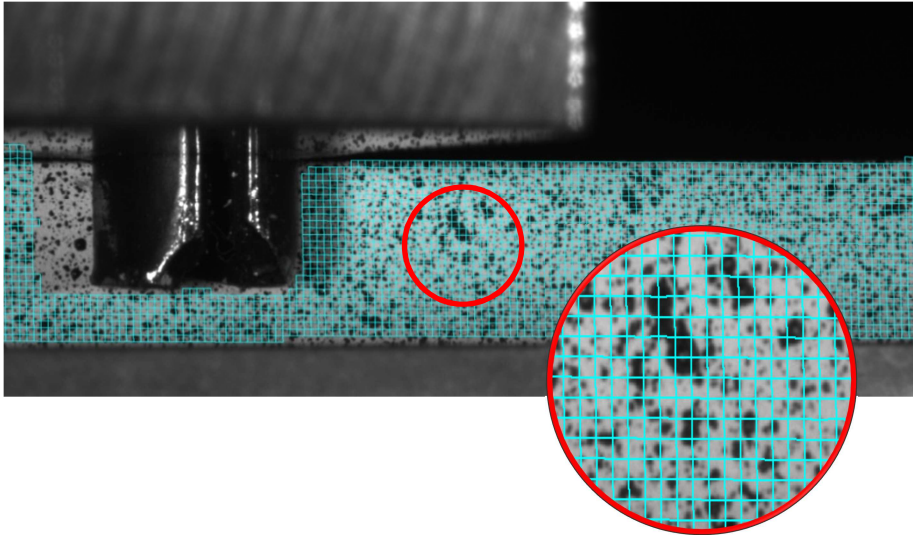


Figura 4.25. Malla de coordenadas en 3D (modelo digital).

Una vez creados todos los modelos digitales se establece una comparativa entre el modelo digital de referencia y los posteriores.

Esa comparativa permite al programa calcular las deformaciones y traslaciones de todos los nodos de la malla.

Una vez procesado el modelo, se estudian las componentes de modo I, modo II y modo III introducidas en el ensayo, es decir, se estudia bajo qué porcentaje de sollicitación en modo I, II y III se ha ensayado la probeta.

Para obtener los datos de las componentes de los modos I, II y III de los ensayos, se toman cuatro puntos de cálculo sobre el modelo de referencia, estos puntos serán los que, a partir del estudio de sus giros y desplazamientos respecto al modelo de referencia, indiquen el modo o modos de sollicitación al que se ha sometido la probeta durante el ensayo.

Los puntos citados en el párrafo anterior se toman alineados verticalmente sobre una sección perpendicular de la probeta que dista 3 mm del final del inserto. Uno de ellos se utilizará como referencia, P_R (*reference point*), para observar si la probeta sufre algún giro o traslación sobre el útil de ensayo (pieza en forma de T), lo que invalidaría el ensayo en caso de ser significativo, y así considerar realmente empotrado el labio inferior de la misma. Este punto de referencia (P_R) se situará por debajo de la línea de deslaminación o línea media de la probeta. Los otros tres puntos, denominados P_1 (*down*), P_2 (*middle*) y P_3 (*up*), se situarán por encima de la línea de deslaminación o línea media de la probeta, de forma que el primero se encuentre más cerca de ella, a 0,5 mm de la línea media, y el tercero más alejado de la misma, a 2,5 mm de la línea media, el segundo estará situado en el medio de los dos anteriores, a 1,5 mm de la línea media, como se observa en la *Figura 4.26*.

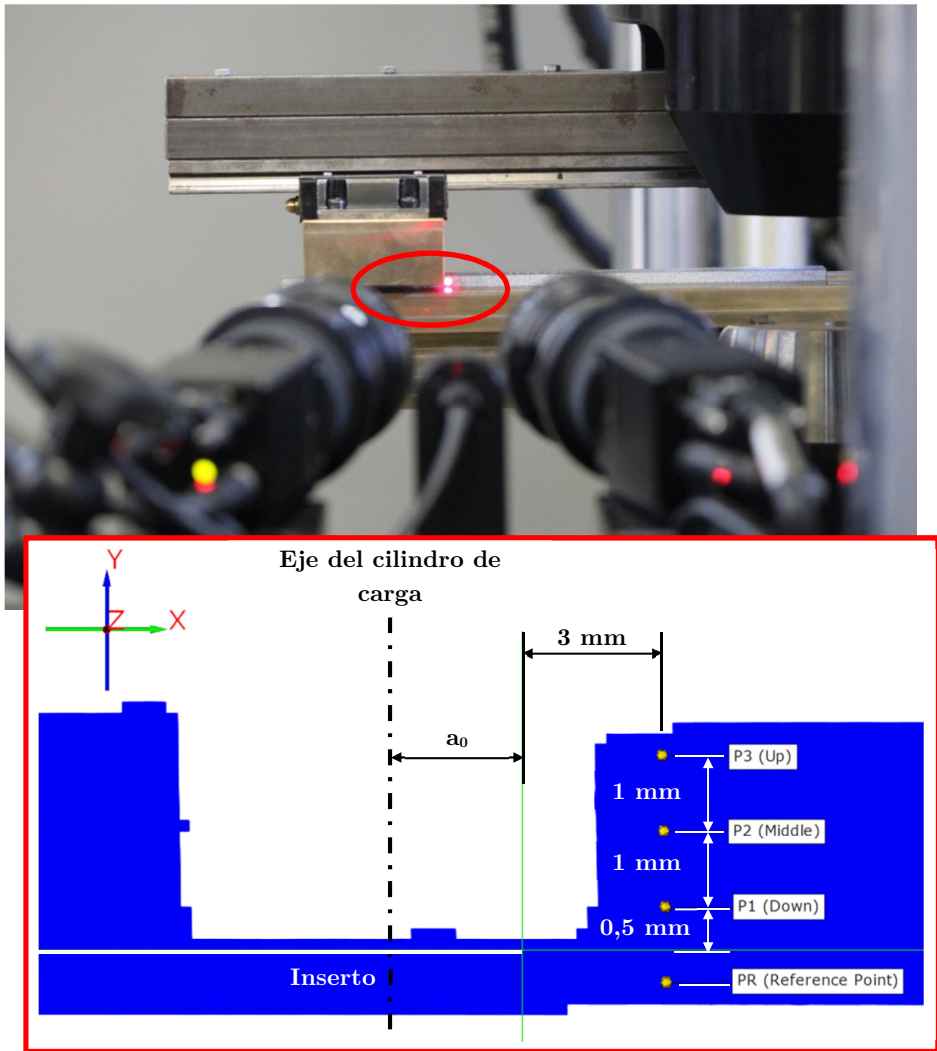


Figura 4.26. Distribución de los puntos de cálculo en la probeta.

Una vez definidos los puntos de cálculo, el programa calcula los desplazamientos de todos ellos en cada uno de los modelos digitales obtenidos a partir de cada par de imágenes tomadas en cada segundo de duración del ensayo. Estudiando los desplazamientos de los puntos P_1 , P_2 y P_3 del labio superior de la probeta se obtienen los porcentajes de sollicitación en modo I, modo II y modo III bajo los cuales se ha ensayado ésta. Los criterios seguidos son los siguientes, *Figura 4.27*:

- Desplazamientos en la dirección del eje Z: modo III.
- Desplazamientos en la dirección del eje X: modo II.
- Desplazamientos en la dirección del eje Y: modo I.

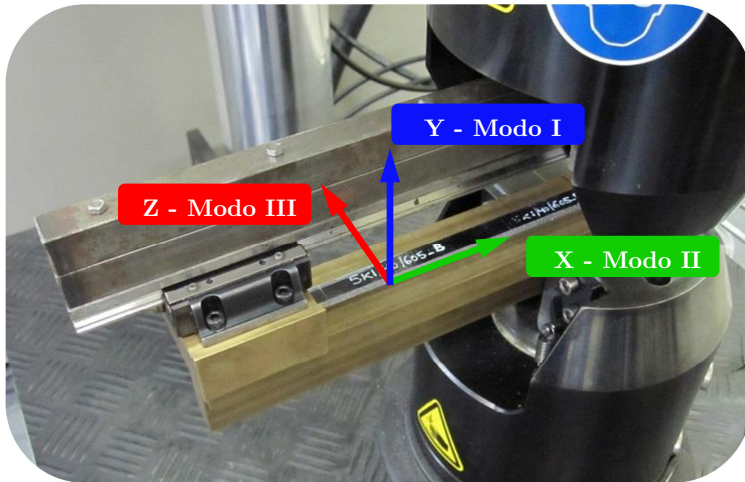


Figura 4.27. Ejes de referencia para el cálculo de los desplazamientos mediante videocorrelación de imágenes digitales.

4.7 Formulación para el cálculo de la tasa de relajación de energía bajo modo III de sollicitación a fractura

La *Figura 4.28* define la geometría de una probeta sometida a una sollicitación de modo III.

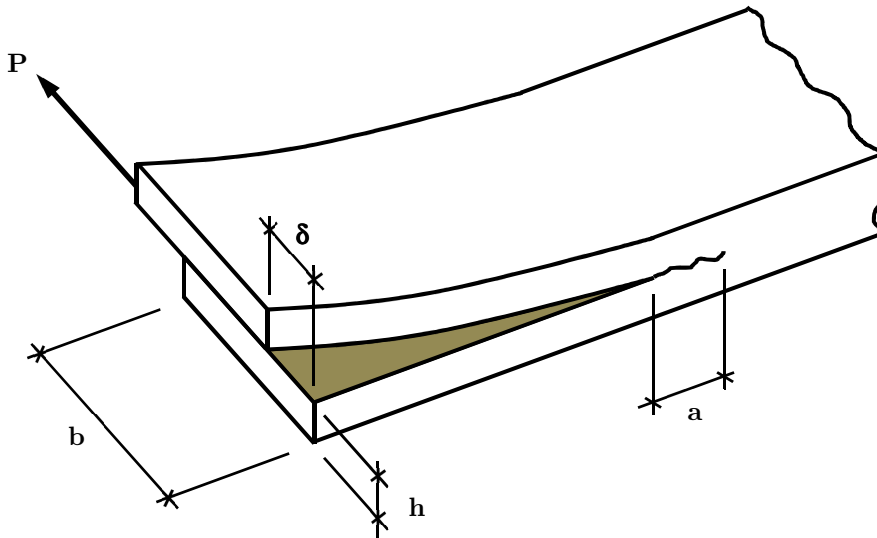


Figura 4.28. Geometría probeta bajo Modo III.

La tasa de relajación de energía se define como el cambio diferencial de energía elástica por unidad de área generada en el crecimiento de la grieta.

$$G = \left(\frac{\partial U}{\partial A} \right)_{\delta=cte.} \tag{Ecuación 4.2}$$

dónde U es la energía de deformación y δ el desplazamiento.

Según el Método de la Flexibilidad,

$$Flexibilidad = C = \frac{\delta}{P} \tag{Ecuación 4.3}$$

dónde P es la carga.

La energía de deformación se expresa como,

$$U = \frac{1}{2} P \delta \quad \text{Ecuación 4.4}$$

De la *Ecuación 4.3* se obtiene,

$$P = \frac{\delta}{C} \quad \text{Ecuación 4.5}$$

Sustituyendo la *Ecuación 4.5* en la *Ecuación 4.4* se obtiene la energía de deformación en función de la flexibilidad y el desplazamiento.

$$U = \frac{1}{2} \frac{\delta^2}{C} \quad \text{Ecuación 4.6}$$

Operando la *Ecuación 4.2* con la *Ecuación 4.6*, se obtiene la *tasa de relajación de energía en función de la flexibilidad y del desplazamiento*.

$$G = \left(\frac{\partial U}{\partial A} \right)_{\delta=cte.} = \left[\frac{\partial \left(\frac{1}{2} \frac{\delta^2}{C} \right)}{\partial A} \right]_{\delta=cte.} \quad \text{Ecuación 4.7}$$

resolviendo se obtiene,

$$G = \frac{\delta^2}{2} \left[\frac{\partial \left[\frac{1}{C} \right]}{\partial A} \right] = \frac{\delta^2}{2C} \frac{dC}{dA} \quad \text{Ecuación 4.8}$$

Despejando δ de la *Ecuación 4.3* se obtiene,

$$\delta = CP \quad \text{Ecuación 4.9}$$

Sustituyendo la *Ecuación 4.9* en la *Ecuación 4.8* se obtiene la *tasa de relajación de energía en función de la flexibilidad y de la carga*.

$$G = \frac{CP^2}{2} \frac{dC}{dA} \quad \text{Ecuación 4.10}$$

La *Figura 4.29* representa la zona de deslaminación inicial.

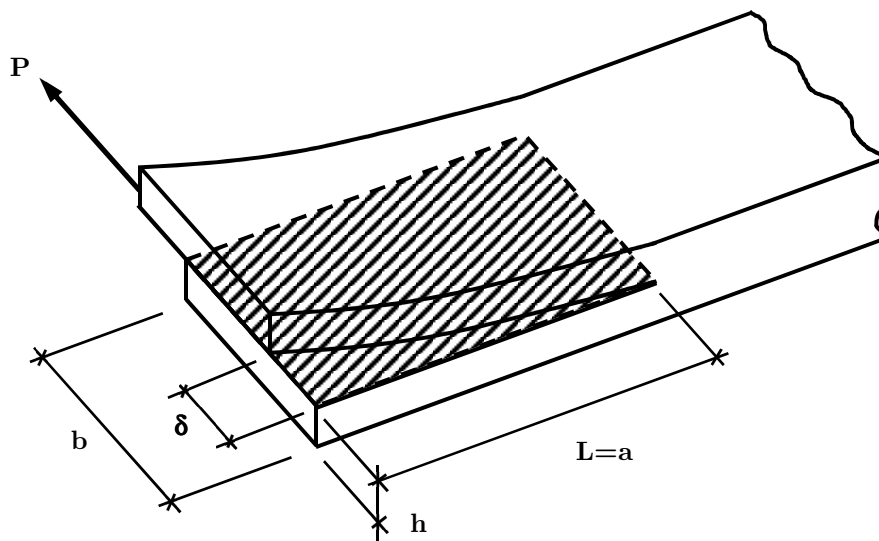


Figura 4.29. Zona de deslaminación inicial.

A partir del área rayada en la *Figura 4.29* se obtiene,

$$dA = (d(bL))_{b=cte.} = bdL \quad \text{Ecuación 4.11}$$

Sustituyendo la *Ecuación 4.11* en la *Ecuación 4.10* se obtiene la *tasa de relajación de energía en función de la longitud de deslaminación y de la carga*.

$$G = \left. \frac{CP^2}{2b} \frac{dC}{dL} \right|_{L=a} \quad \text{Ecuación 4.12}$$

Por otro lado, sustituyendo la *Ecuación 4.11* en la *Ecuación 4.2*, se obtiene la *tasa de relajación de energía en función de la energía de deformación y de la longitud de deslaminación*.

$$G = \left(\frac{\partial U}{\partial A} \right) = \left(\frac{\partial U}{\partial (bL)} \right) = \frac{1}{b} \left(\frac{\partial U}{\partial L} \right) \quad \text{Ecuación 4.13}$$

A continuación se calcula la tasa de relajación de energía para modo III considerando la probeta como una viga en voladizo. Para ello se considera que el desplazamiento que se produce entre los labios de la probeta es la suma de

los desplazamientos debidos al momento flector y al esfuerzo cortante como se puede observar en la *Figura 4.30*.

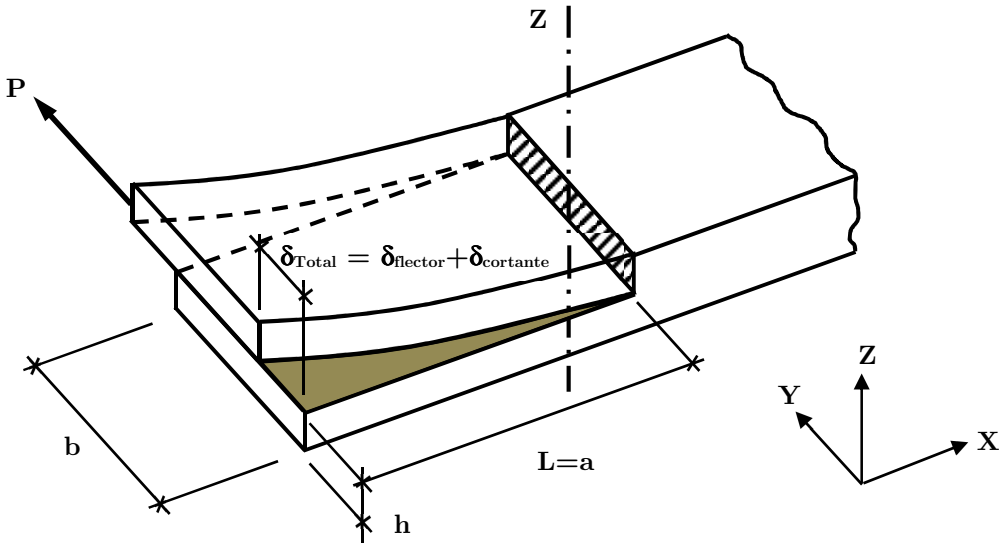


Figura 4.30. Desplazamiento debido al momento flector y al esfuerzo cortante.

Tomando una sección del labio de la probeta como la que se indica en la *Figura 4.31*, se procede a calcular el desplazamiento total de los dos labios de la probeta como suma de los desplazamientos debidos al momento flector y al esfuerzo cortante como se ha comentado en el párrafo anterior según la *Ecuación 4.14*.

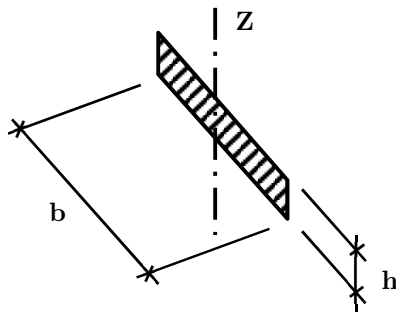


Figura 4.31. Sección labio probeta.

$$\delta_T = \delta_{flector} + \delta_{cortante} \quad \text{Ecuación 4.14}$$

Para este cálculo se van a utilizar dos teorías, por un lado la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas (considerando alabeo de la sección)*, y por otro la *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas (sin alabeo de la sección)*.

Según la sección representada en la *Figura 4.31*, el desplazamiento debido al momento flector correspondería al cálculo realizado mediante la *Ecuación 4.15*.

$$\delta_{flector} = \frac{PL^3}{3EI_z} \quad \text{Ecuación 4.15}$$

Donde el momento de inercia según el eje “z” para la sección representada en la *Figura 4.31* sería el calculado mediante la *Ecuación 4.16*.

$$I_z = \frac{hb^3}{12} \quad \text{Ecuación 4.16}$$

El desplazamiento debido al esfuerzo cortante según la Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas (considerando alabeo de la sección) se obtendría mediante la *Ecuación 4.17*.

$$\delta_{cortante} = \frac{3PL}{2bhG} \quad \text{Ecuación 4.17}$$

Y el desplazamiento debido al esfuerzo cortante según la Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas (sin alabeo de la sección) vendría dado por la *Ecuación 4.18*.

$$\delta'_{cortante} = \frac{Plb^2}{10GI_z} \quad \text{Ecuación 4.18}$$

A partir de estos desplazamientos se obtienen la expresión para la tasa de relajación de energía según las teorías mencionadas anteriormente.

4.7.1 Tasa de relajación de energía según la Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas (considerando alabeo de la sección)

A partir de la ecuación que nos define el desplazamiento total, *Ecuación 4.14*, introduciendo las expresiones obtenidas para el cálculo del desplazamiento debido al momento flector *Ecuación 4.15* y de la expresión para el cálculo del desplazamiento debido al esfuerzo cortante para esta teoría *Ecuación 4.17* se obtiene la siguiente expresión para el desplazamiento total,

$$\delta_T = \delta_{flector} + \delta_{cortante} = \frac{PL^3}{3EI_z} + \frac{3PL}{2bhG} \quad \text{Ecuación 4.19}$$

Introduciendo el desplazamiento total calculado a partir de la *Ecuación 4.19* en la *Ecuación 4.4* se obtiene la siguiente expresión para la energía de deformación,

$$U = \frac{1}{2}P\delta_T = \frac{P^2L^3}{6EI_z} + \frac{3P^2L}{4bhG} \quad \text{Ecuación 4.20}$$

Y a partir de la expresión anterior *Ecuación 4.20*, y desarrollando la *Ecuación 4.13* correspondiente a la tasa de relajación de energía en función de la energía de deformación y de la longitud de deslaminación, se obtiene la expresión para la tasa de relajación de la energía según la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas (considerando alabeo de la sección)*,

$G = \frac{1}{b} \left(\frac{\partial U}{\partial L} \right) = \frac{1}{b} \left[\frac{P^2L^2}{2EI_z} + \frac{3P^2}{4bhG} \right]$	Ecuación 4.21
--	---------------

4.7.2 Tasa de relajación de energía según la Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas (sin alabeo de la sección)

A partir de la ecuación que nos define el desplazamiento total *Ecuación 4.14* introduciendo las expresiones obtenidas para el cálculo del desplazamiento debido al momento flector *Ecuación 4.15* y de la expresión para el cálculo del desplazamiento debido al esfuerzo cortante para esta teoría *Ecuación 4.18* se obtiene la siguiente expresión para el desplazamiento total,

$$\delta'_T = \delta_{flector} + \delta'_{cortante} = \frac{PL^3}{3EI_z} + \frac{PLb^2}{10GI_z} \quad \text{Ecuación 4.22}$$

Introduciendo el desplazamiento total calculado a partir de la *Ecuación 4.22* en la *Ecuación 4.4* se obtiene la siguiente expresión para la energía de deformación,

$$U' = \frac{1}{2}P\delta'_T = \frac{P^2L^3}{6EI_z} + \frac{P^2Lb^2}{20GI_z} \quad \text{Ecuación 4.23}$$

Y a partir de la expresión anterior *Ecuación 4.23*, y desarrollando la *Ecuación 4.13* correspondiente a la tasa de relajación de energía en función de la energía de deformación y de la longitud de deslaminación, se obtiene la expresión para la tasa de relajación de la energía según la *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas (sin alabeo de la sección)*,

$$G' = \frac{1}{b} \left(\frac{\partial U'}{\partial L} \right) = \frac{1}{b} \left[\frac{P^2L^2}{2EI_z} + \frac{P^2b^2}{20GI_z} \right] \quad \text{Ecuación 4.24}$$

Capítulo 5

Resultados experimentales

5.1 Introducción

En este capítulo se describen los resultados obtenidos de los ensayos estáticos realizados para la caracterización de la fractura interlaminar bajo modo III de dos tipos de materiales compuestos con el mismo tipo de refuerzo unidireccional de fibra de carbono unidireccional, *HexTow*[®] AS4, y matriz de resina epoxi diferente para cada uno de ellos, *Hexply*[®] 8552 y *Hexply*[®] 3501-6 respectivamente.

Los ensayos se han realizado sobre probetas con distintas longitudes iniciales de grieta, “ a_0 ”: 1, 5, 10, 15, 20, 25 y 30 mm, para cada uno de los dos materiales compuestos analizados: AS4/8552 y AS4/3501-6.

También en este capítulo se realiza una comprobación pormenorizada de la pureza del modo III empleado en los ensayos.

5.2 Resultados modo III estático

Los ensayos estáticos bajo modo III se desarrollaron según el procedimiento descrito en el *Capítulo 4*. La tenacidad a fractura interlaminar en modo III, G_{III} , se calculó empleando las teorías descritas en el mismo capítulo: *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas* (considerando alabeo de la sección) y *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas* (sin alabeo de la sección), respectivamente.

En este ensayo se pretende determinar la tenacidad a fractura interlaminar, G_{IIIc} , en el punto de iniciación de la deslaminación, correspondiente con el punto de carga máxima, $P_{MÁX}$, así como comparar cuantitativamente los valores de G_{IIIc} para los dos materiales compuestos fabricados con diferentes matrices de resina epoxi.

5.2.1 Evolución de la tenacidad a fractura en modo III con la longitud de deslaminación inicial

A continuación se muestran los resultados de la tasa de relajación de energía, G_{IIIc} , para las distintas longitudes iniciales de grieta, “ a_0 ”, y según el tipo de material empleado en la fabricación de las probetas. Para el cálculo de la tasa de relajación de energía se ha tenido en cuenta el punto de carga máxima $P_{MÁX}$. En la *Tabla 5.1* se muestran los valores medios de la tasa de relajación de energía, G_{IIIc} , para los dos materiales estudiados en función de las distintas longitudes de deslaminación inicial, “ a_0 ”, según la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas* (considerando alabeo de la sección).

G_{IIIc} [J/m ²]	<i>Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas</i>						
	$a_0=1\text{mm}$	$a_0=5\text{mm}$	$a_0=10\text{mm}$	$a_0=15\text{mm}$	$a_0=20\text{mm}$	$a_0=25\text{mm}$	$a_0=30\text{mm}$
AS4/8552	1.299,83	868,19	795,89	847,89	740,59	861,49	840,24
AS4/3501-6	1.685,20	1.045,25	957,94	1.070,83	901,10	1.039,35	891,68

Tabla 5.1. Valores medios de G_{IIIc} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas*.

En la *Figura 5.1* se representa la tasa de relajación de energía según la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas*. En el gráfico se observa que G_{IIIc} es visiblemente superior para probetas con una longitud de grieta inicial de 1 mm, estabilizándose de manera asintótica a un valor constante para tamaños de grieta iniciales entre 5 y 30 mm.

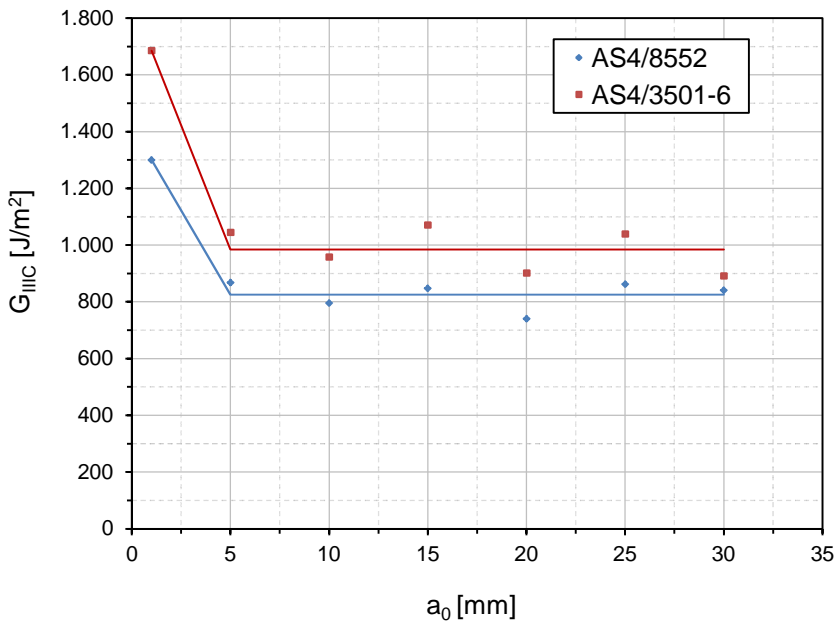


Figura 5.1. Valores medios de G_{IIIc} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas*.

Análogamente en la *Tabla 5.2* se muestran los valores medios de la tasa de relajación de energía, G_{IIIc} , para los dos materiales estudiados en función de las distintas longitudes de deslaminación inicial, “ a_0 ”, según la *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas* (sin alabeo de la sección).

G_{IIIc} [J/m^2]	<i>Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas</i>						
	$a_0=1mm$	$a_0=5mm$	$a_0=10mm$	$a_0=15mm$	$a_0=20mm$	$a_0=25mm$	$a_0=30mm$
AS4/8552	1.040,64	706,56	673,29	746,19	673,95	801,90	794,11
AS4/3501-6	1.349,22	851,53	812,35	944,39	820,23	968,52	845,41

Tabla 5.2. Valores medios de G_{IIIc} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas*.

En la *Figura 5.2* se representa la tasa de relajación de energía según la *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas*. En este gráfico puede observarse, al

igual que ocurre con la *Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas*, que G_{IIIc} es también visiblemente superior para probetas con una longitud de grieta inicial de 1 mm , estabilizándose de manera asintótica a un valor constante para tamaños de grieta iniciales entre 5 y 30 mm .

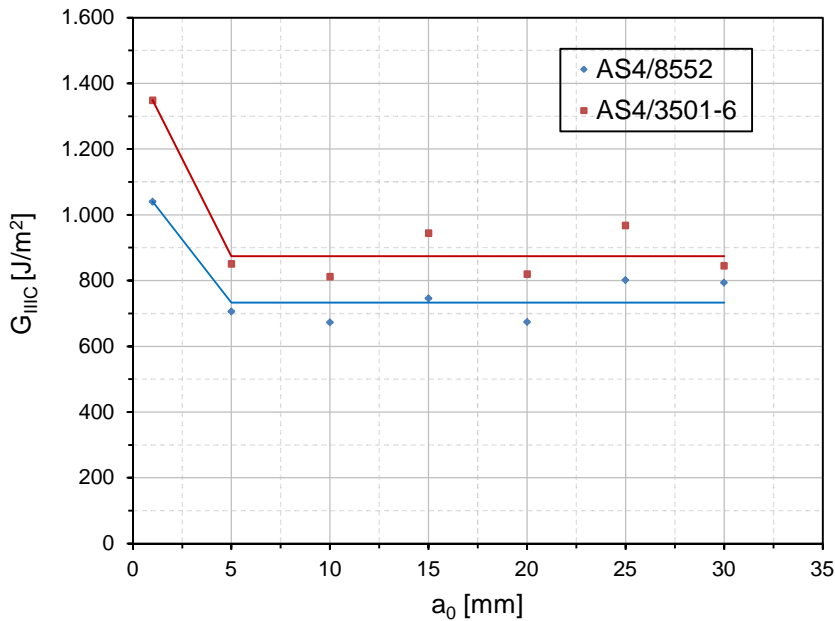


Figura 5.2. Valores medios de G_{IIIc} en función de la longitud inicial de grieta para los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6, según la *Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas*.

En la *Tabla 5.3* se representan los valores medios de G_{IIIc} de las probetas más representativas bajo modo III y sollicitación estática en el momento de carga máxima, $P_{MÁX}$, calculados según los métodos de cálculo expuestos para longitudes de grieta iniciales, " a_0 ", entre 5 y 30 mm . Analizando los gráficos de la *Figura 5.1* y de la *Figura 5.2*, a partir de 5 mm de longitud de grieta inicial, se pueden considerar los valores medios calculados como valores constantes para la tasa de relajación de energía bajo modos III de los materiales estudiados.

G_{IIC} [J/m ²]	Teoría de Timoshenko de Vigas Cortas		Teoría Clásica de Flexión de Vigas Largas	
	AS4/8552	AS4/3501-6	AS4/8552	AS4/3501-6
a ₀ =5 mm	868,19	1.045,25	706,56	851,53
a ₀ =10 mm	795,89	957,94	673,29	812,35
a ₀ =15 mm	847,89	1.070,83	746,19	944,39
a ₀ =20 mm	740,59	901,10	673,95	820,23
a ₀ =25 mm	861,49	1.039,35	801,90	968,52
a ₀ =30 mm	840,24	891,68	794,11	845,41
Media	825,72	984,36	732,67	873,74
Des. Típica	48,83	78,01	57,28	66,19
Desv. %	5,91	7,92	7,82	7,58

Tabla 5.3. Valores medios de G_{IIC} , para longitudes de grieta iniciales, “ a_0 ”, entre 5 y 30 mm, obtenidos en los ensayos estáticos de los materiales AS4/8552 y AS4/3501-6.

5.3 Componentes de modo I, II y III de fractura durante los ensayos

Después de analizar los resultados obtenidos mediante videocorrelación de imágenes digitales, como se ha descrito en *Capítulo 4*, se observa que el punto de referencia (P_R) no sufre ningún desplazamiento, en las direcciones de los ejes X , Y y Z , durante la realización de los ensayos de la totalidad de las muestras analizadas, lo que indica que el citado labio está perfectamente fijado, en toda su longitud, en el dispositivo de ensayo. De no ocurrir así el ensayo en cuestión sería rechazado.

Por otro lado los puntos P_1 , P_2 y P_3 , se desplazan de la misma forma, lo que indica que el labio superior de la probeta, en la zona próxima al inicio de la deslaminación (3 mm), se deforma por igual en todo su espesor. Tratando los desplazamientos, se obtiene el porcentaje de modo I, modo II y modo III bajo los cuales se ha desarrollado el ensayo, comprobando así el grado de mixticidad alcanzado durante los ensayos.

En la *Tabla 5.4* se presentan los porcentajes de las componentes de los tres modos de fractura sobre el total de la tasa de relajación de energía, G_{TC} , para el material AS4/8552 según la longitud inicial de grieta, “ a_0 ”. Los resultados de esta tabla se corresponden con los valores medios de todos los datos registrados durante el ensayo de cada una de las probetas, utilizando el nuevo método de ensayo desarrollado para esta tesis. Estos resultados indican que los ensayos, para este material, se han desarrollado bajo modo III puro para todas las longitudes iniciales de grieta.

$G_{IC-IIIC-III}/G_{TC}$ [%] Material AS4/8552	$a_0=1\text{mm}$	$a_0=5\text{mm}$	$a_0=10\text{mm}$	$a_0=15\text{mm}$	$a_0=20\text{mm}$	$a_0=25\text{mm}$	$a_0=30\text{mm}$
Modo I	0,02	0,04	0,06	0,02	0,02	0,24	0,03
Modo II	1,08	2,95	1,73	2,08	2,46	1,90	1,94
Modo III	98,90	97,01	98,21	97,90	97,52	97,86	98,03

Tabla 5.4. Valores porcentuales de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} para el material AS4/8552 en función de la longitud inicial de grieta.

De los resultados de aplicar la nueva metodología de ensayo sobre probetas del material AS4/8552 se obtienen los valores medios de los porcentajes de las componentes de cada modo de fractura sobre el total de la tasa de relajación de energía, G_{TC} . Para este material en concreto se obtienen porcentajes del: 97,92% de modo III, 2,02 % de modo II y 0,06 % de modo I, este último prácticamente inexistente en los ensayos, *Figura 5.3*.

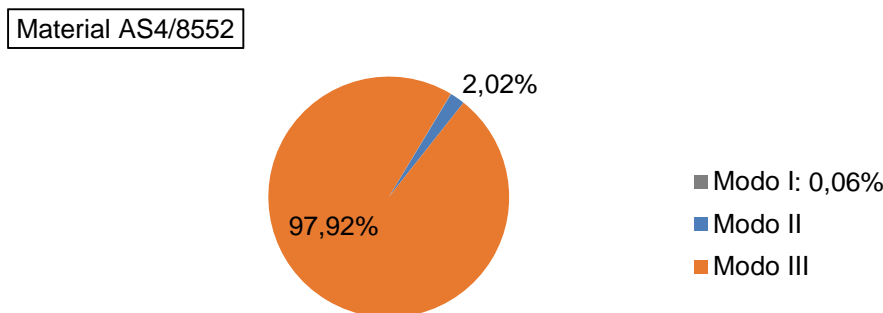


Figura 5.3. Valores medios de las componentes de modo I, II y III de fractura resultantes de aplicar la nueva metodología de ensayo al material AS4/8552.

En las siguientes figuras (*Figura 5.4* a *Figura 5.10*) se representan gráficamente los porcentajes de cada modo de fractura respecto al total de la tasa de relajación de energía, G_{TC} , para cada longitud de grieta estudiada, “ a_0 ”, del material AS4/8552.

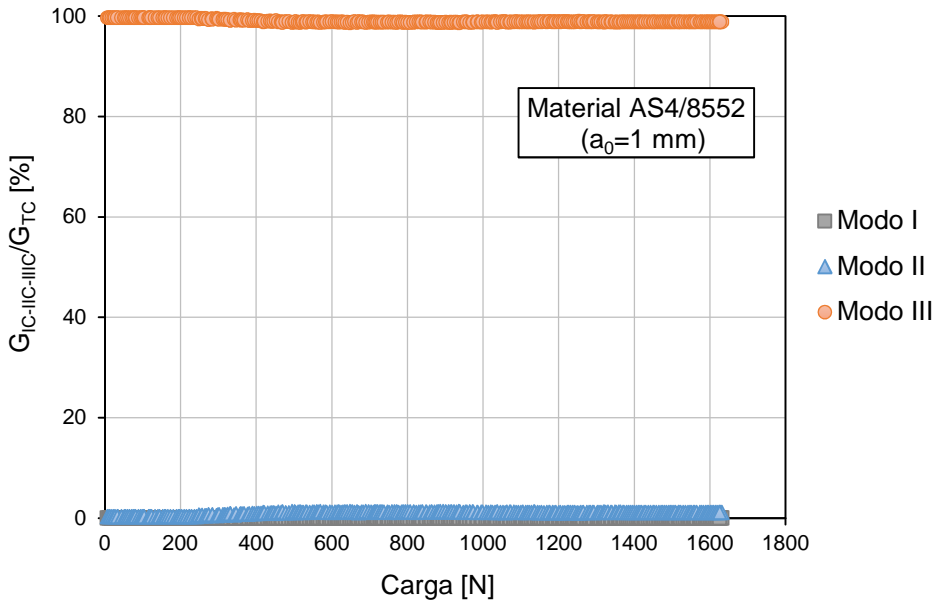


Figura 5.4. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=1$ mm.

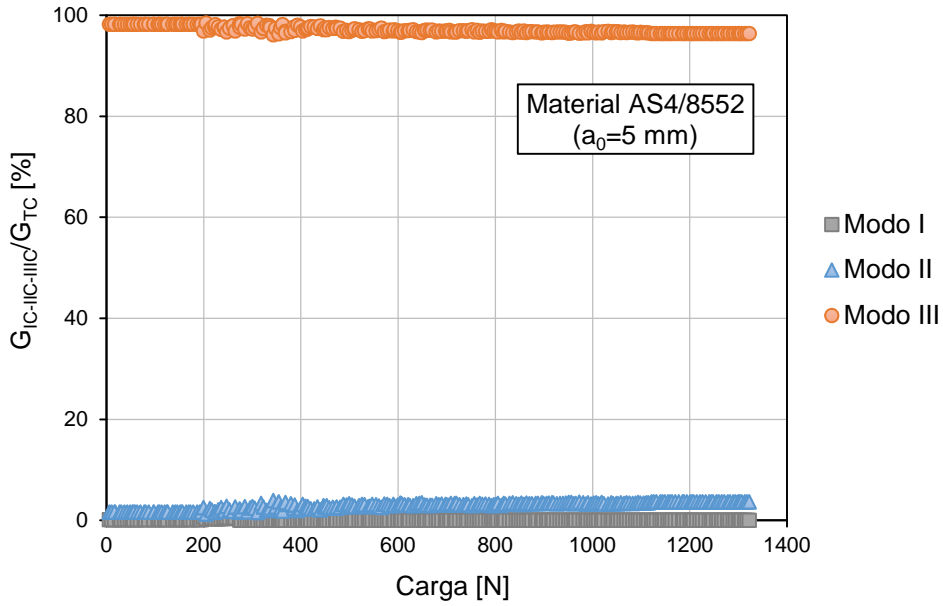


Figura 5.5. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=5 \text{ mm}$.

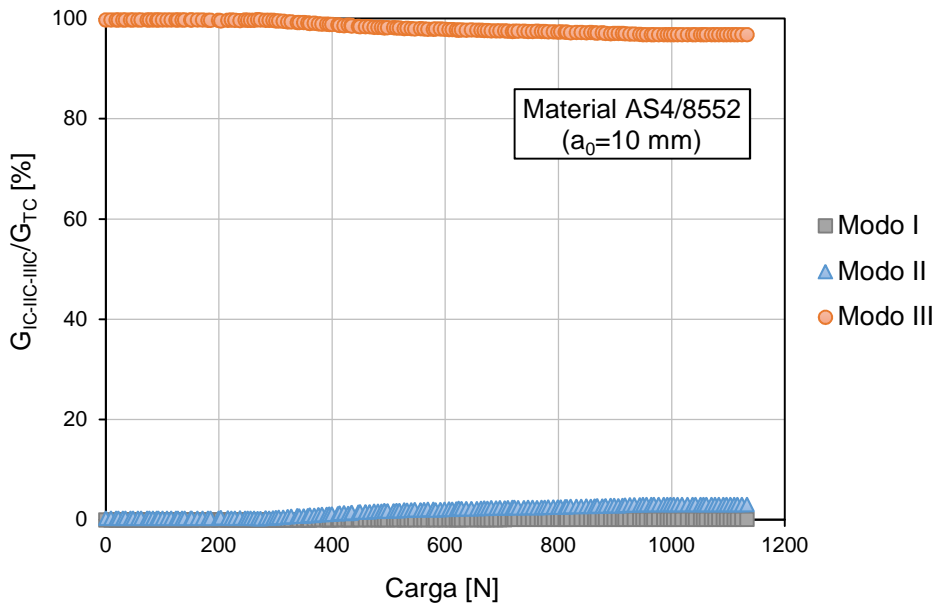


Figura 5.6. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=10 \text{ mm}$.

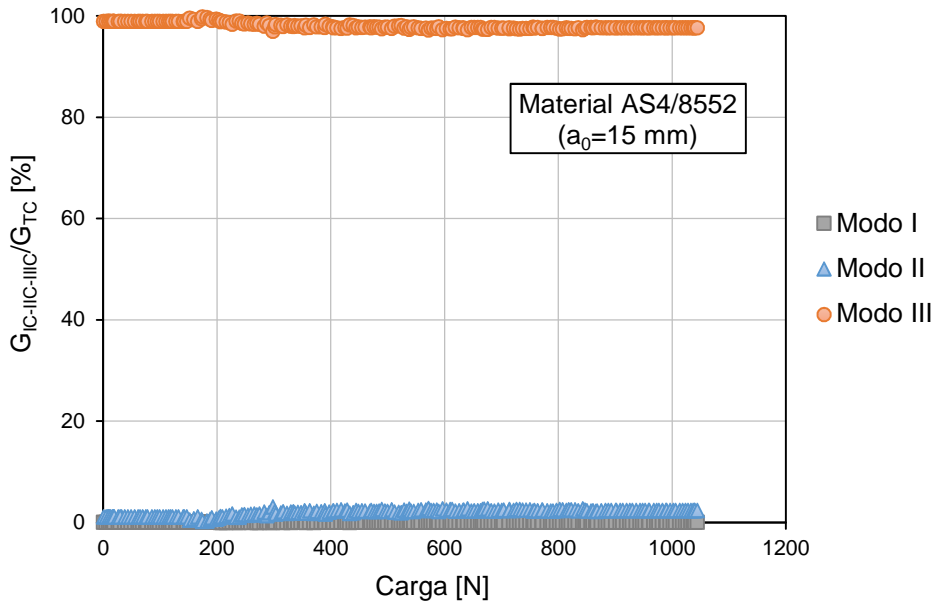


Figura 5.7. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=15$ mm.

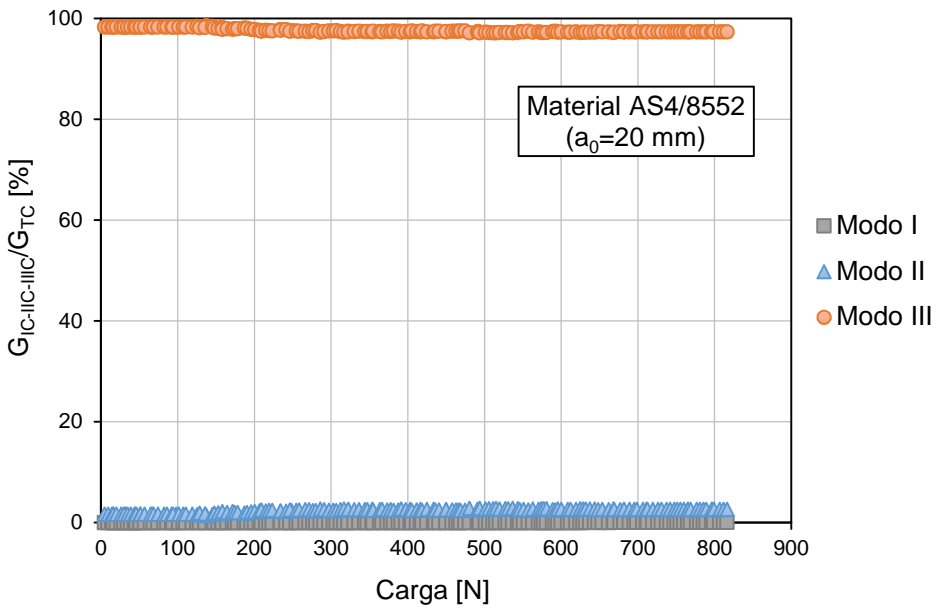


Figura 5.8. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=20$ mm.

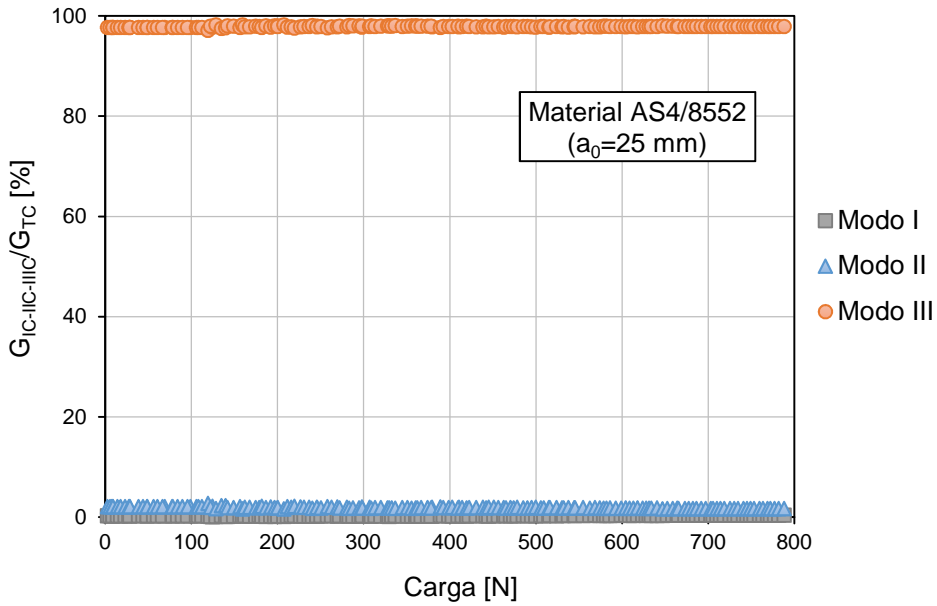


Figura 5.9. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=25$ mm.

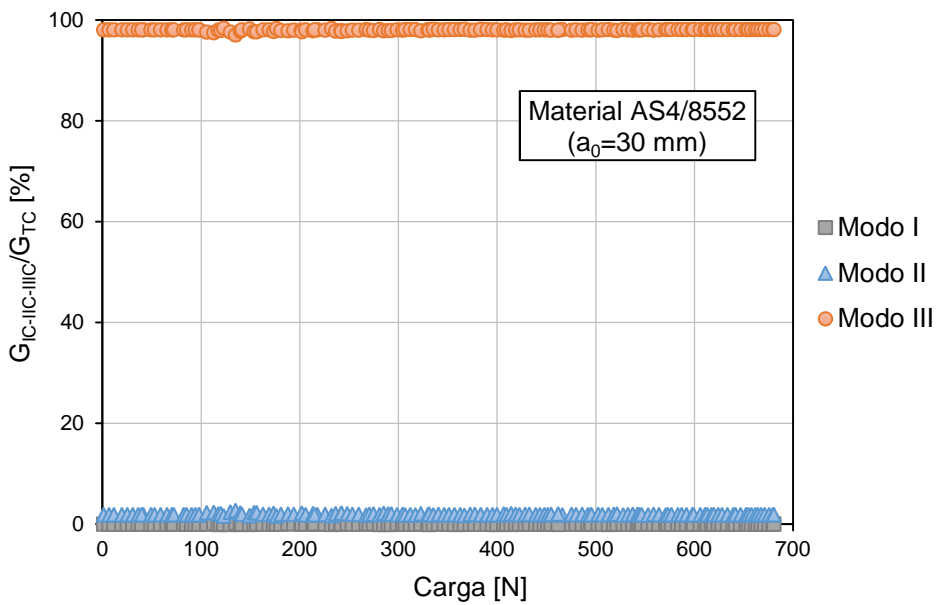


Figura 5.10. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/8552 para $a_0=30$ mm.

Análogamente al estudio realizado con los resultados del material AS4/8552, en la *Tabla 5.5* se pueden observar, en este caso, los porcentajes de las componentes de los tres modos de fractura sobre el total de la tasa de relajación de energía, G_{TC} , para el material AS4/3501-6 en función de cada longitud inicial de grieta, “ a_0 ”. En este caso los resultados de esta tabla también se corresponden con los valores medios de todos los datos registrados durante el ensayo de cada una de las probetas, utilizando el nuevo método de ensayo desarrollado para esta tesis. Estos resultados indican, de igual forma, que los ensayos en el material AS4/3501-6 se han desarrollado bajo modo III puro para todas las longitudes iniciales de grieta.

$G_{I\text{-II}\text{-III}}/G_{TC}$ [%]	$a_0=1\text{mm}$	$a_0=5\text{mm}$	$a_0=10\text{mm}$	$a_0=15\text{mm}$	$a_0=20\text{mm}$	$a_0=25\text{mm}$	$a_0=30\text{mm}$
Material AS4/3501-6							
Modo I	0,02	0,02	0,03	0,08	0,04	0,09	0,02
Modo II	0,70	1,65	2,24	1,97	1,71	2,11	1,45
Modo III	99,28	98,33	97,73	97,95	98,25	97,80	98,53

Tabla 5.5. Valores porcentuales de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} para el material AS4/3501-6 en función de la longitud inicial de grieta.

De los resultados de aplicar la nueva metodología de ensayo sobre probetas del material AS4/3501-6 se obtienen los valores medios de los porcentajes de las componentes de cada modo de fractura sobre el total de la tasa de relajación de energía, G_{TC} . Para este material en concreto se obtienen porcentajes del: 98,27% de modo III, 1,69 % de modo II y 0,04 % de modo I, este último prácticamente inexistente en los ensayos, al igual que ocurrió para el material AS4/8552, *Figura 5.11*.

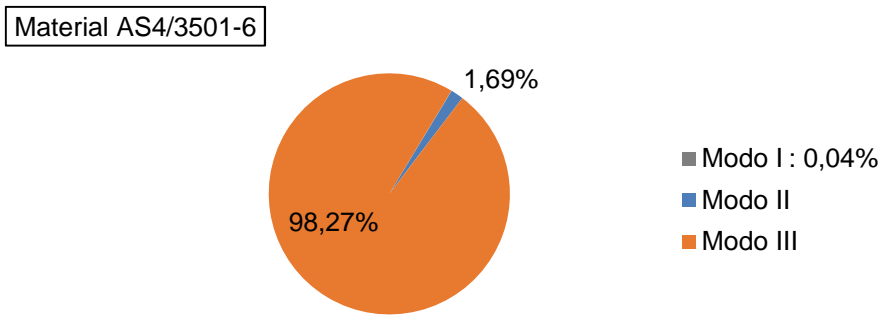


Figura 5.11. Valores medios de las componentes de modo I, II y III de fractura resultantes de aplicar la nueva metodología de ensayo al material AS4/3501-6.

En las siguientes figuras (*Figura 5.12 a Figura 5.18*) se representan gráficamente los porcentajes de cada modo de fractura respecto al total de la tasa de relajación de energía, G_{TC} , para cada longitud de grieta estudiada, “ a_0 ” del material AS4/3501-6.

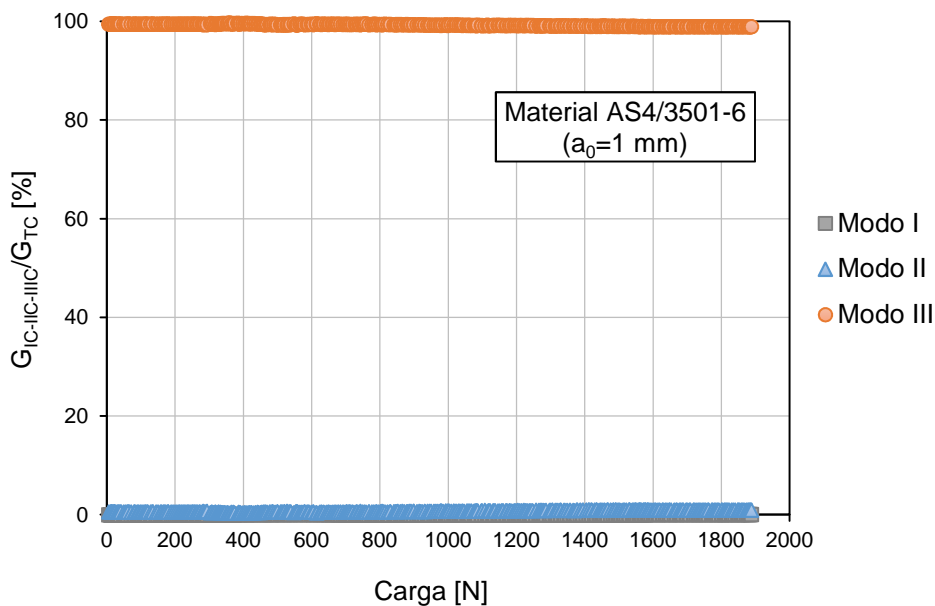


Figura 5.12. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=1$ mm.

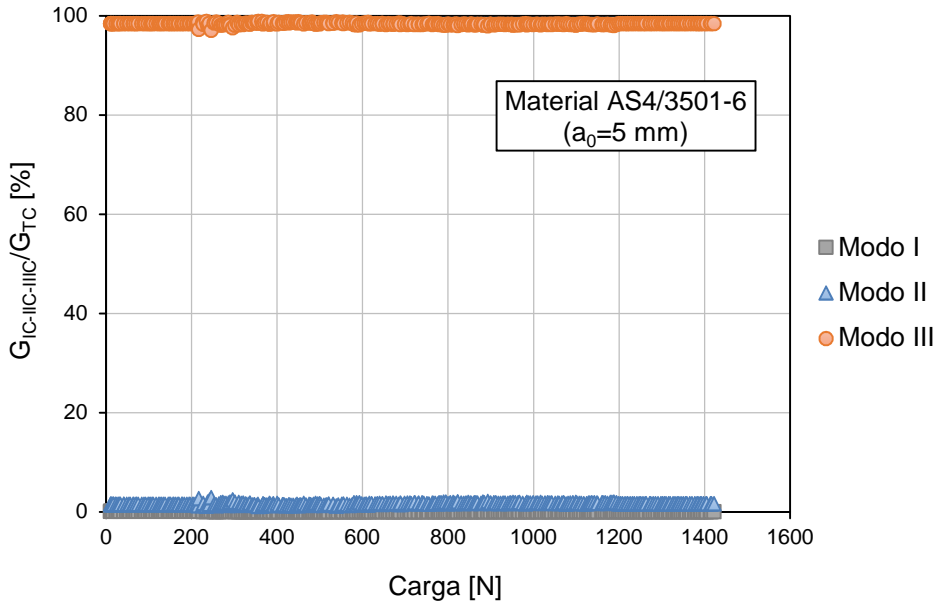


Figura 5.13. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=5\text{ mm}$.

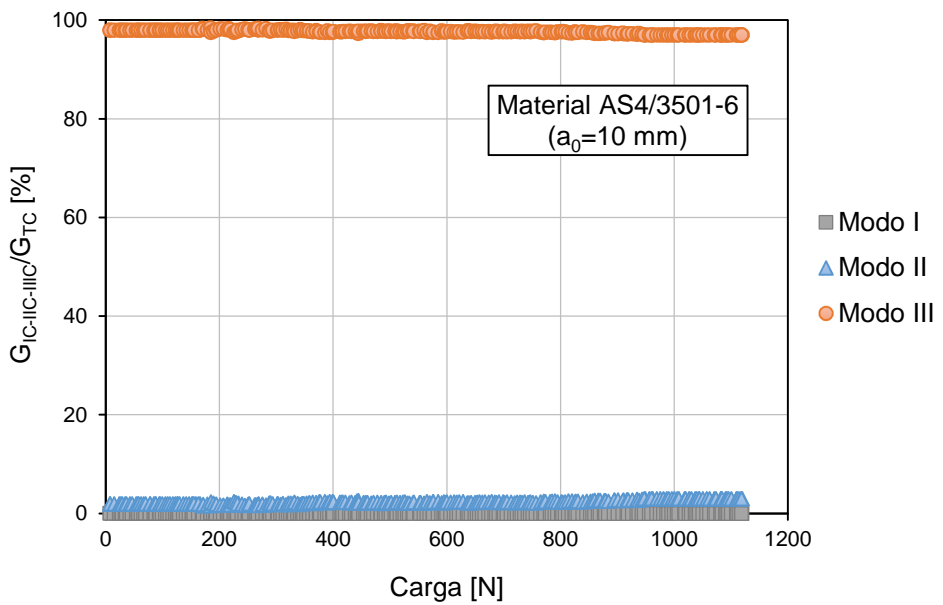


Figura 5.14. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=10\text{ mm}$.

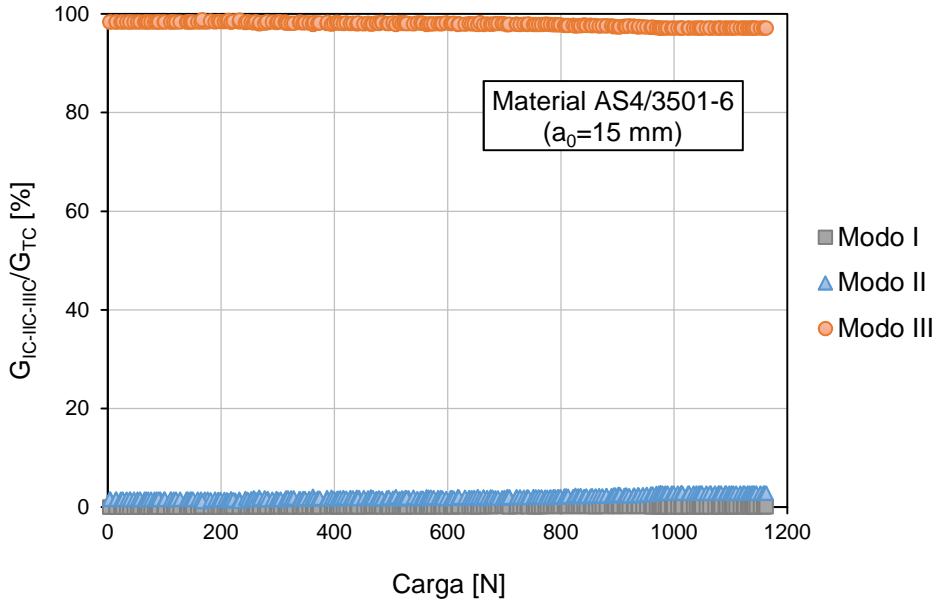


Figura 5.15. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=15$ mm.

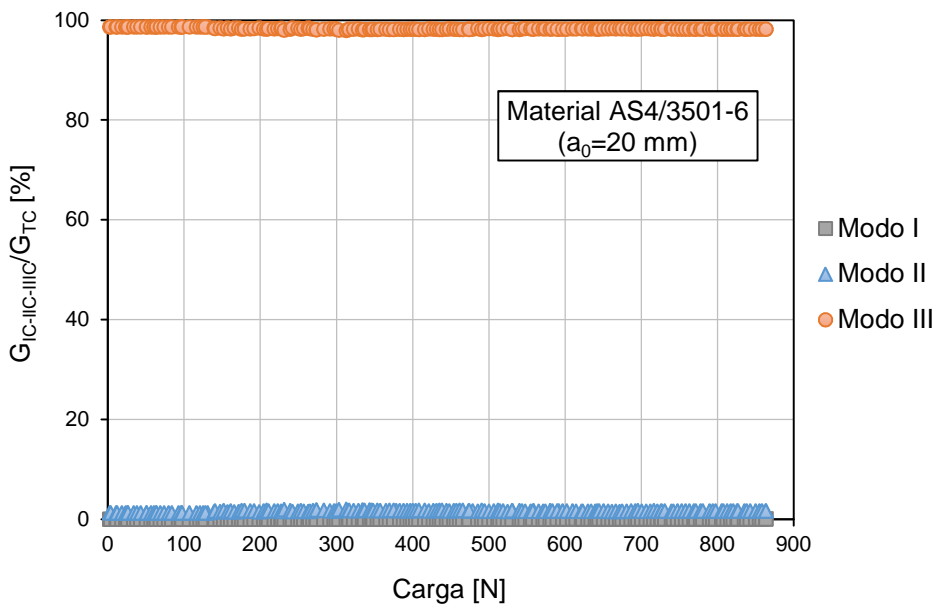


Figura 5.16. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=20$ mm.

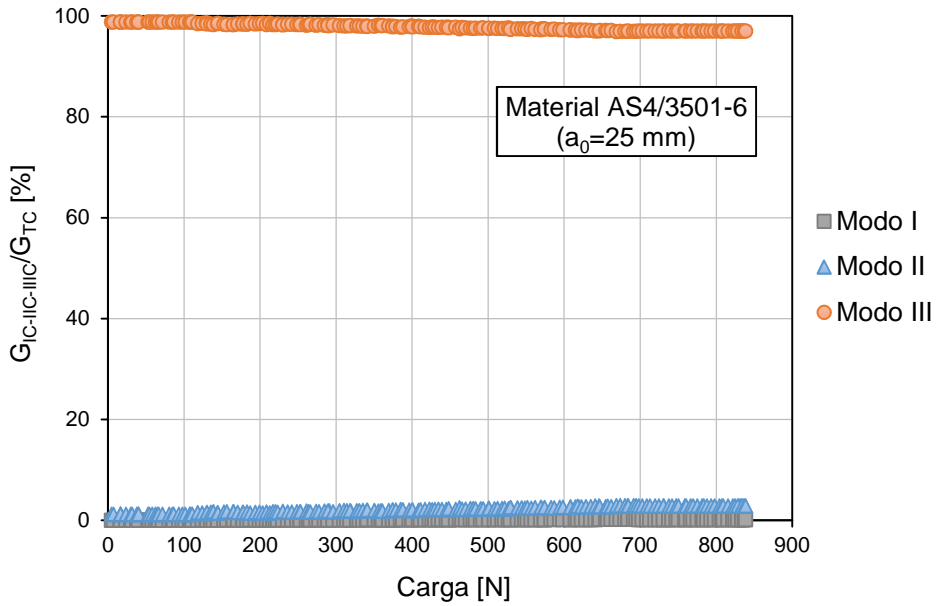


Figura 5.17. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=25$ mm.

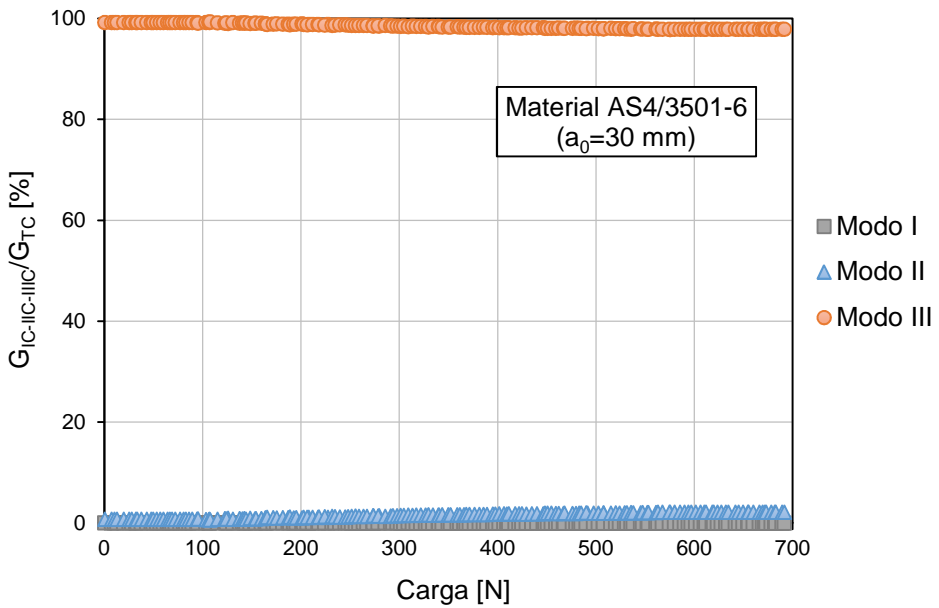


Figura 5.18. Componentes de modo I, II y III de fractura sobre G_{TC} durante el ensayo del material AS4/3501-6 para $a_0=30$ mm.

5.4 Análisis fractográfico

Se ha realizado un análisis fractográfico de las superficies generadas en el proceso de fractura de ambos materiales, ensayadas previamente bajo modo III con el dispositivo de ensayo presentado en el *Capítulo 4*, utilizando un microscopio electrónico de barrido (SEM) JEOL-6610LV.

5.4.1 Fractografía sobre material AS4/8552.

El estudio fractográfico se ha realizado tanto en la zona contigua al inserto como en zonas más internas con objeto de tratar de identificar los mecanismos de daño presentes en las diferentes zonas de fractura. También se han analizado por separado superficies de fractura correspondientes a probetas donde el inserto se encontraba a 1 y a 30 mm del punto de aplicación de la carga, con el fin de verificar que en ambos casos se originen idénticas superficies de fractura.

Por tratarse, como se demostró en capítulos anteriores, de un modo III más puro el caso en el que la carga actúa a 1 mm del inicio del inserto se ha comenzado por él.

En la *Figura 5.19* se puede apreciar un plano de fractura del material AS4/8552 en una zona cercana al inserto y en una probeta donde la carga se aplicó a 1 mm del mismo. En ella se pueden observar como las fibras se encuentran desplazadas respecto de la vertical, justamente en la dirección en la que ha sido aplicada la carga sobre esa parte de la probeta.

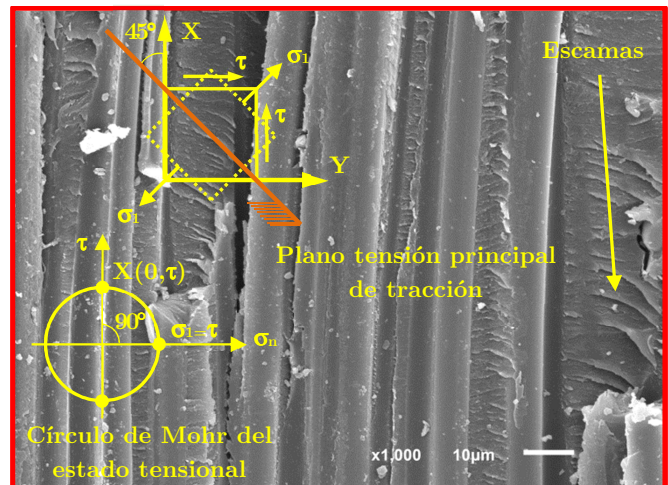
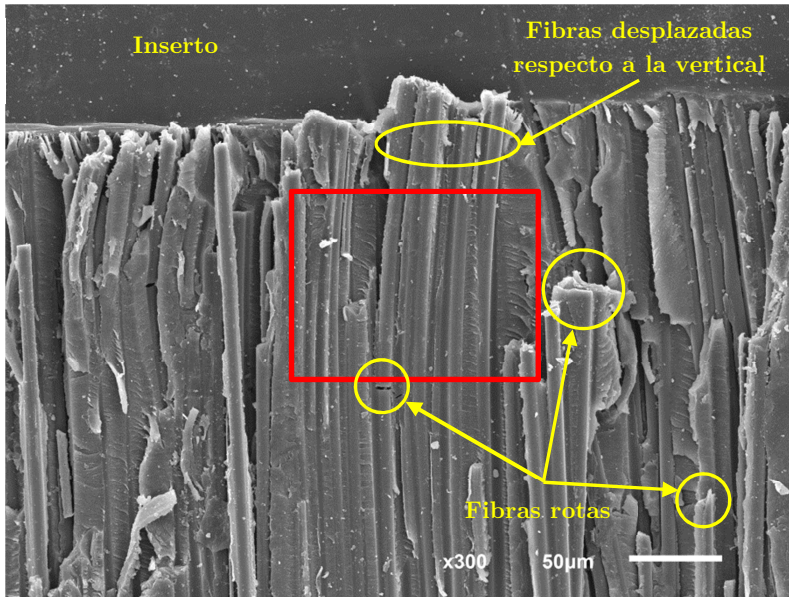


Figura 5.19. Superficie de fractura del material AS4/8552 en la zona próxima al inserto cuando la carga se aplicó a 1 mm de él.

Asimismo se puede constatar la presencia de fibras rotas, esta fractura se produce por la excesiva flexión a la que se ven sometidas y que termina provocando su fractura. Por último se distingue con claridad, en la imagen con mayor número de aumentos, la existencia de las escamas típicas de la fractura en modo III que ya han sido observadas por Li et al. [63], que, aunque guardan cierta similitud, son diferentes de la estructura de “crestas” o “*hackle*”

markings” características del modo II de fractura. Ha de llamarse la atención sobre la inclinación de estas escamas. Como se puede apreciar en la fotografía se orientan formando un ángulo del orden de 45° en sentido horario con la dirección longitudinal de la probeta (dirección de las fibras). Para su interpretación se ha representado sobre dicha figura el estado tensional generado en un punto de esta zona de fractura para un sistema de referencia (X-Y) donde el eje X se sitúa en la dirección longitudinal de la probeta. Este estado tensional está dominado por tensiones tangenciales (τ) en la dirección de estos ejes de referencia y se han representado las tensiones principales de tracción generadas, obtenidas mediante la representación gráfica de Mohr. Se muestra la orientación de dichas tensiones y el plano en el que actúan, que básicamente coincide con los planos de fractura observados.

La *Figura 5.20* corresponde a imágenes obtenidas en una probeta de material AS4/8552 en la zona cercana al inserto, en este caso la carga ha sido aplicada a 30 mm del inserto.

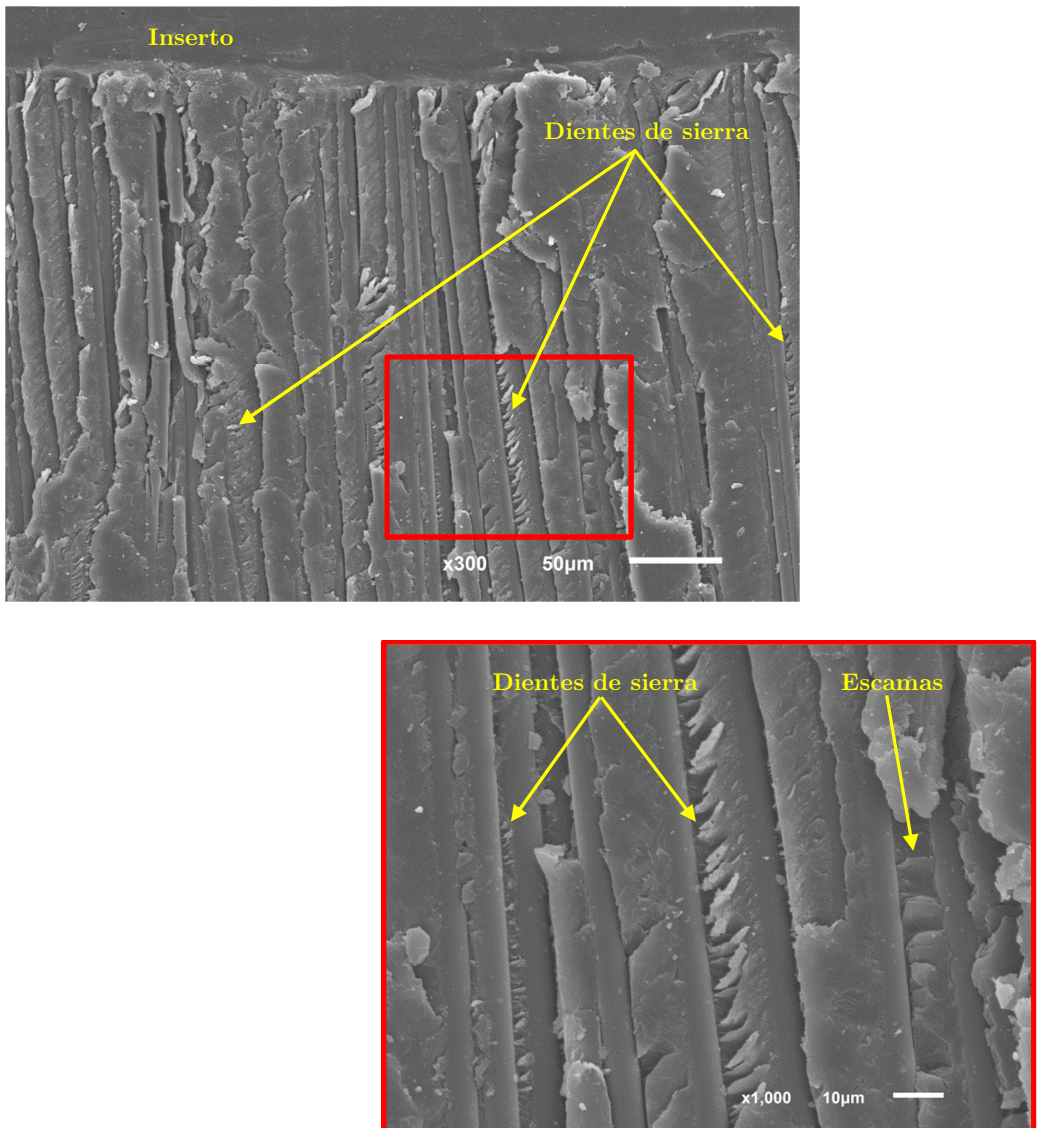


Figura 5.20. Superficie de fractura del material AS4/8552 en la zona próxima al inserto cuando la carga se aplicó a 30 mm de él.

Se pueden apreciar tanto las escamas mencionadas en el caso anterior como una fractura en diente de sierra. La orientación de 45° se mantiene pero en este caso en sentido contrario puesto que tal como se puede apreciar en la inclinación de las fibras el esfuerzo estuvo aplicado en la dirección contraria a la superficie anterior. Esta fractura en forma de dientes de sierra no ha sido mostrada anteriormente. En la *Figura 5.21* se puede apreciar con mayor

claridad este tipo de fractura. Su presencia se puede justificar por el elevado grado de ductilidad de esta resina, que alcanza un alto grado de deformación antes de producirse su rotura. La orientación dominante, como en el caso anterior, viene definida por las tensiones principales de tracción que las originan. Las imágenes han sido obtenidas de la misma probeta pero ligeramente más alejadas del inserto.

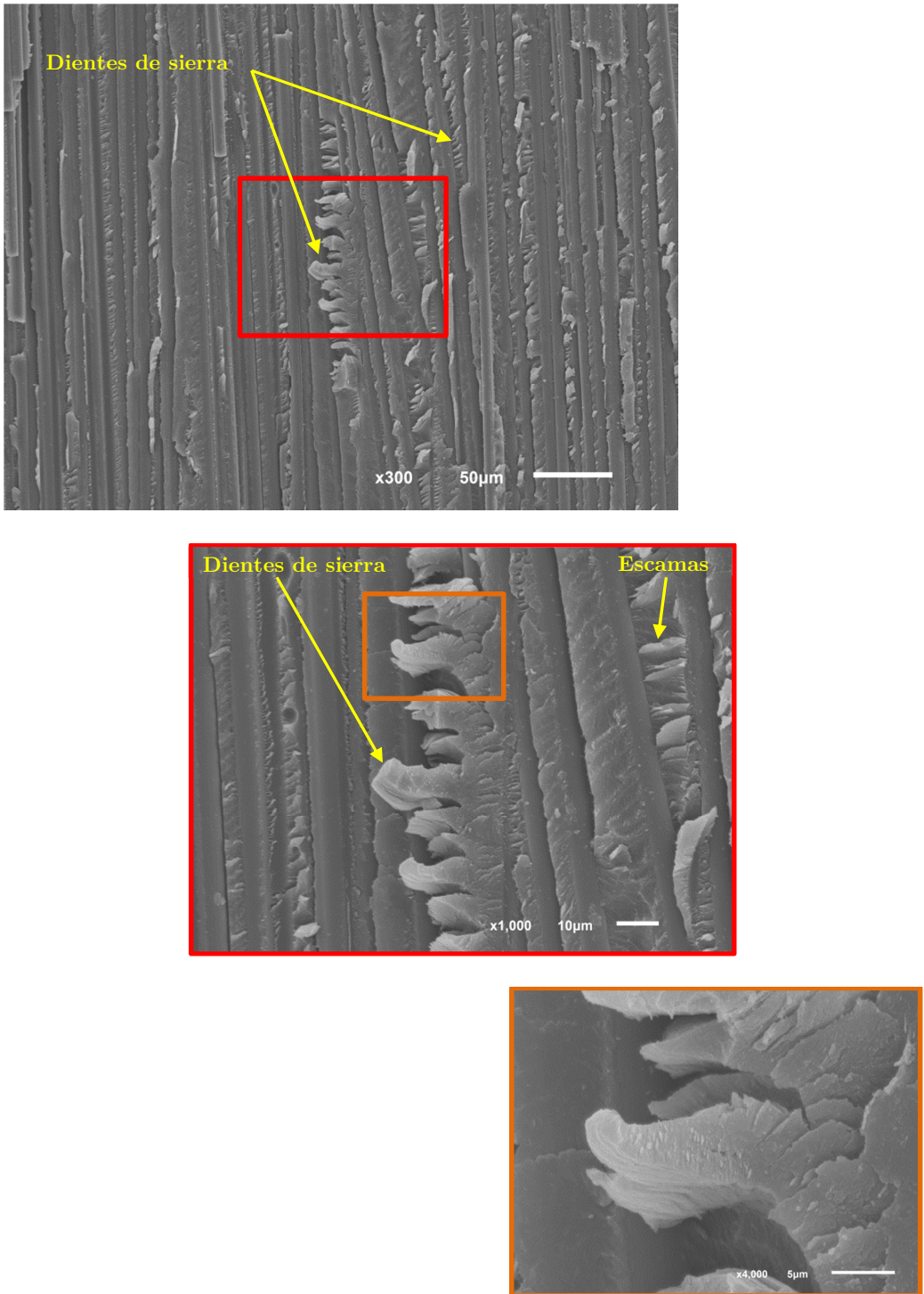


Figura 5.21. Superficie de fractura del material AS4/8552 en la zona algo alejada del inserto cuando la carga se aplicó a 30 mm de él.

Esta morfología en diente de sierra tiene algo de parecido con la fractura que se produce en modo II. En este caso los elementos que aparecen se denominan habitualmente “crestas” o “*hackle markings*” y también se ha demostrado que tienen una inclinación de 45° , pero como se puede apreciar en la *Figura 5.22* la dirección del “diente” es perpendicular a la detectada en el modo III.

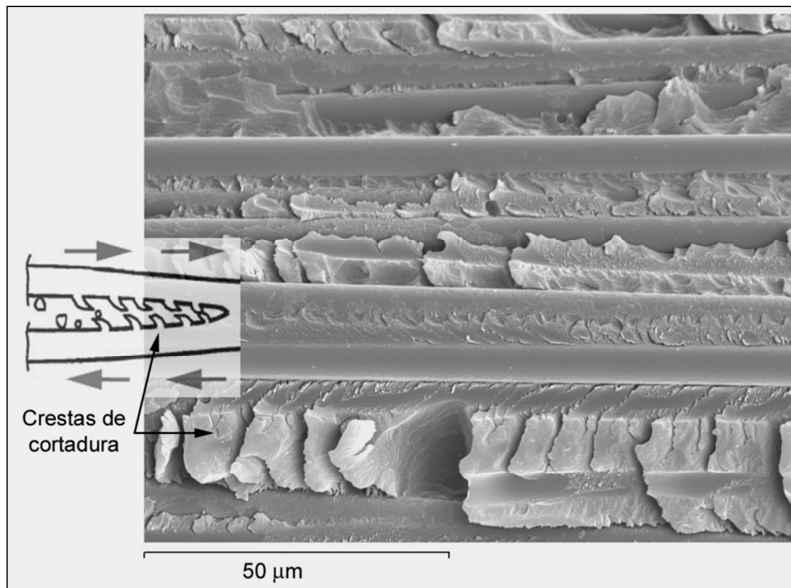


Figura 5.22. Superficie típica de fractura en modo II, Bonhomme et al. [122].

5.4.2 Fractografía sobre material AS4/3501-6.

El estudio fractográfico se ha realizado tanto en la zona contigua al inserto como en zonas más internas al objeto de tratar de identificar posibles diferencias en las superficies de fractura. También se han analizado por separado zonas correspondientes a probetas donde el esfuerzo fue aplicado a 1 y a 30 mm del frente del inserto iniciador del proceso de deslaminación.

La *Figura 5.23* muestra la zona próxima al inserto de una superficie fracturada del material AS4/3501-6. Tal como se ha visto en capítulos anteriores la tenacidad a fractura en modo III de este material es superior a la del material AS4/8552. Pero esto no quiere decir que la fractura no pueda ser más frágil, que es precisamente lo que ocurre en este caso.

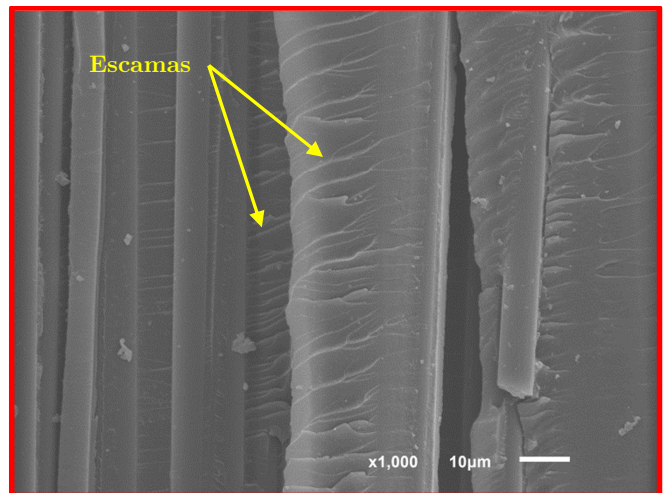
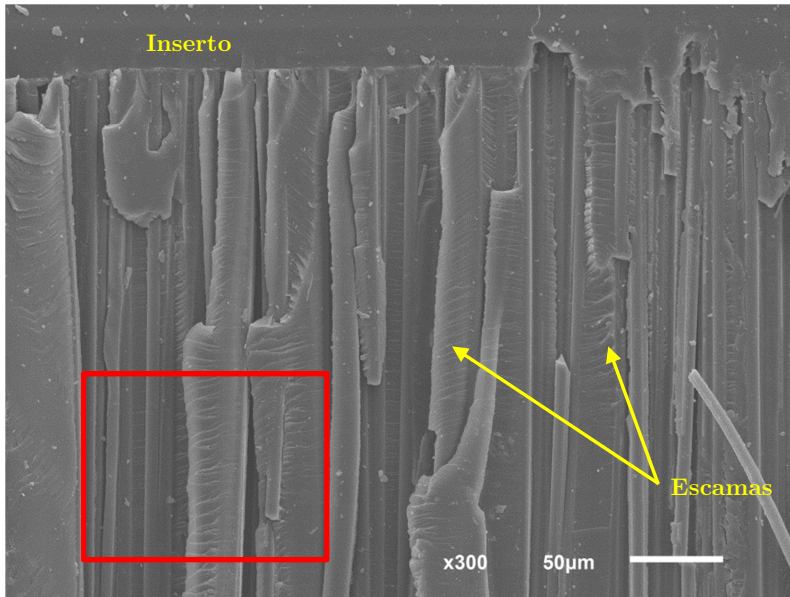


Figura 5.23. Microestructura de la zona cercana al inserto correspondiente al material AS4/3501-6 con la carga aplicada a 1 mm de él.

En la *Figura 5.23* se aprecian nuevamente las escamas típicas de este tipo de fractura, orientadas a $+45^\circ$ debido a una carga en la dirección de derecha a izquierda, pero mucho menos profundas debido a una fragilidad superior del material AS4/3501-6 en comparación con el AS4/8552.

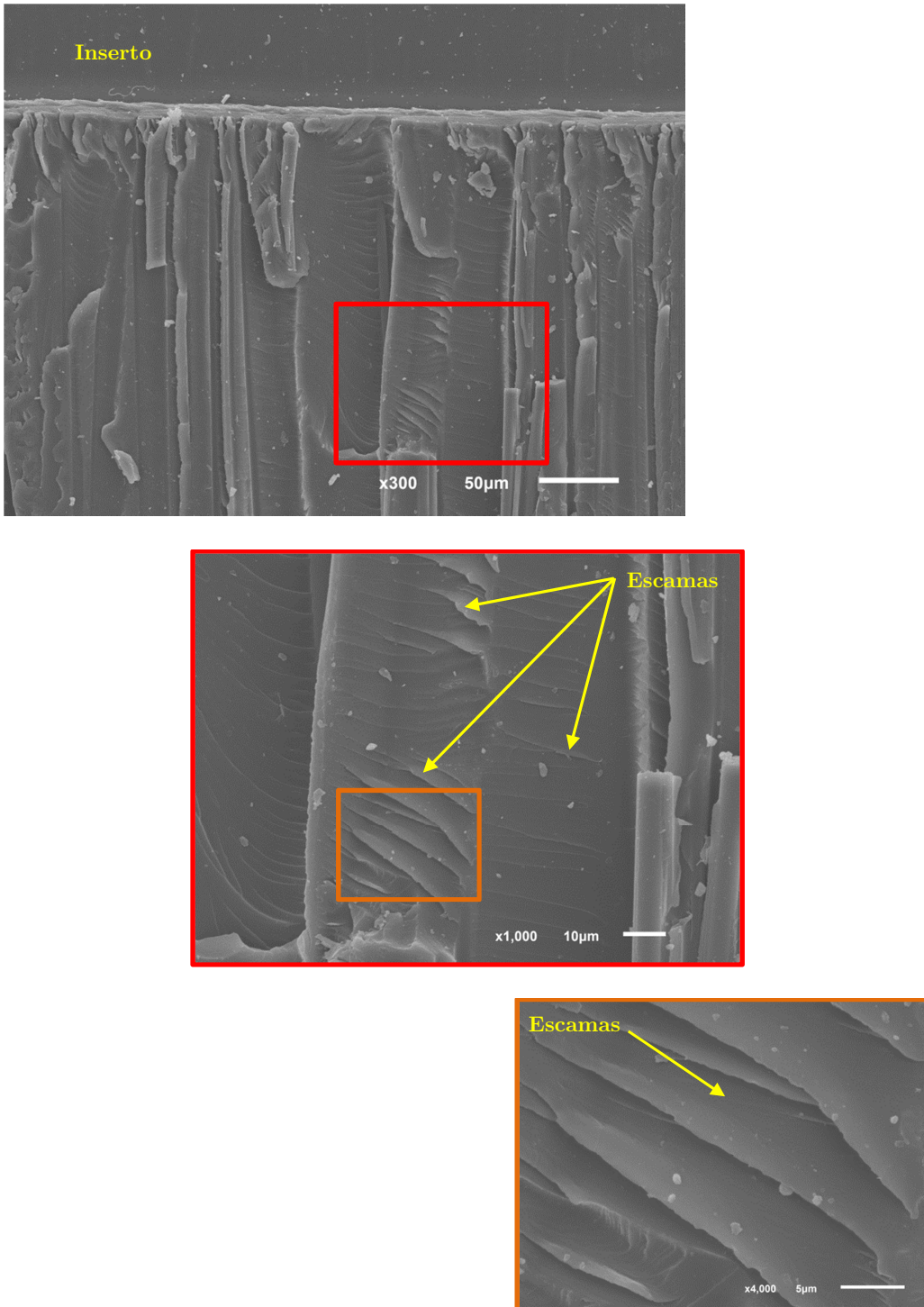


Figura 5.24. Microestructura de la zona cercana al inserto correspondiente al material AS4/3501-6 con la carga aplicada a 30 mm de él.

En la *Figura 5.24* se presentan sucesivos detalles de las superficies más representativas del modo III de fractura dominante. Se vuelven a apreciar las mismas características micrográficas que en la *Figura 5.23*, no detectándose ninguna influencia, en este material, del punto de aplicación de la carga, lo que, en resumen, indica que el punto de aplicación de la carga sobre la probeta no modifica el modo de fractura y que el modo III es el que determina el proceso de fractura.

A partir de un profundo análisis de las micrografías realizadas, se ha comprobado que en todas las superficies de fractura analizadas, para ambos materiales, el avance del proceso de deslaminación se origina principalmente en la intercara fibra matriz dispuesta entre láminas adyacentes, tal como se representa esquemáticamente en la *Figura 5.25*. En el material AS4/3501-6 exclusivamente en esta zona, mientras que en el material AS4/8552 también se aprecian fallos de la intercara fibra matriz existente en planos perpendiculares al plano de deslaminación.

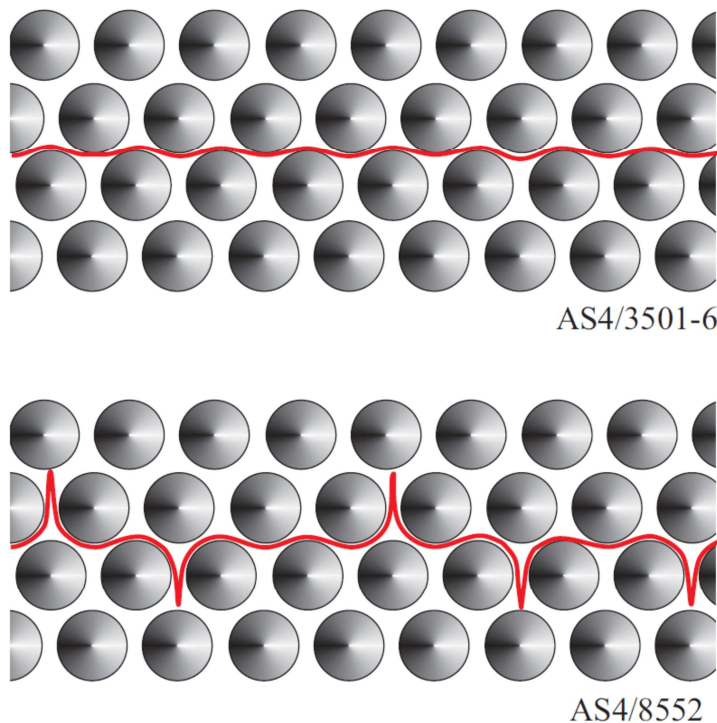


Figura 5.25. Avance del proceso de deslaminación para los materiales AS4/3501-6 y AS4/8552 respectivamente.

Capítulo 6

Conclusiones

En esta tesis doctoral se analiza el comportamiento a fractura en modo III de dos materiales compuestos laminados epoxi-carbono de calidad aeronáutica mediante una nueva metodología de ensayo desarrollada expresamente para este estudio, que ha sido validada mediante videocorrelación de imágenes digitales. Así, se ha realizado un análisis experimental sobre probetas de ambos materiales con grietas iniciales de distinta longitud, seguido de un posterior análisis fractográfico de las mismas.

6.1 Respecto a la metodología de ensayo.

Del trabajo experimental realizado se puede concluir que el utillaje y la metodología de ensayo desarrollada para la caracterización de materiales compuestos frente al proceso de deslaminación a fractura bajo sollicitación en modo III resulta adecuada y garantiza una iniciación del proceso bajo modo III puro.

Que la combinación de dos actuadores uno lineal y otro angular en el equipo de ensayos proporciona una gran fiabilidad en los resultados obtenidos al evitar el alabeo longitudinal de la probeta, a la vez que simplifica el método de ensayo en comparación con otras metodologías empleadas hasta el momento.

El tipo de probeta utilizada (DCB) es adecuada para la caracterización del material a fractura bajo modo III de sollicitación.

Las formulaciones para el cálculo de la tasa de relajación de energía bajo modo III de sollicitación a fractura, desarrolladas en este trabajo, se considera que proporcionan un valor válido de este parámetro, congruente, en estos materiales, con los obtenidos en otros trabajos de investigación utilizando metodologías de ensayo diferentes o bien mediante modelización numérica.

La formulación de cálculo más conservadora y por lo tanto la que se considera más adecuada desde el punto de vista de la seguridad es la desarrollada en base a la teoría clásica de flexión de vigas largas.

6.2 Respecto al tipo de material.

Para ambos materiales, a partir de un cierto valor, la longitud de inserto iniciador del proceso de deslaminación no tiene influencia significativa, pudiendo, por lo tanto, considerarse independiente la tasa de relajación de energía bajo modo III de sollicitación de la longitud de grieta utilizada.

De los dos materiales estudiados en este trabajo, el AS4/3501-6, de matriz más frágil, es el que proporciona valores más elevados de resistencia a fractura bajo este modo de sollicitación.

Las dispersiones de los resultados obtenidas son relativamente bajas, en comparación con las obtenidas habitualmente para los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono.

6.3 Respecto al análisis fractográfico

En el análisis fractográfico se ha constatado la existencia de unos patrones típicos de la fractura en modo III, que habían sido descubiertos previamente por otros autores, consistentes en una especie de “escamas” orientadas a 45° con la dirección de las fibras y perpendiculares a las direcciones principales generadas por el esfuerzo de cortadura existente.

Igualmente se ha detectado una fractografía novedosa, propia del material más tenaz, consistente en la presencia de unos “dientes de sierra” con la misma orientación anterior.

En todas las superficies de fractura analizadas y para ambos materiales el avance del proceso de deslaminación se origina principalmente en la intercara fibra matriz dispuesta entre láminas adyacentes, en el material AS4/3501-6 exclusivamente en esta zona, mientras que en el material AS4/8552 también se aprecian fallos de la intercara fibra matriz en planos perpendiculares al plano de deslaminación.

Bibliografía

- [1] K. K. Chawla, *Composite materials: science and engineering*. New York: Springer-Verlag, 1987.
- [2] S. A. Wainwright, W. D. Biggs, J. D. Currey, and J. M. Gosline, *Mechanical design in organisms*. New York: John Wiley & Sons, 1976.
- [3] D. Hull, *Materiales compuestos*. Barcelona: Reverté, 2003.
- [4] H. R. Clauser, "Advanced composite materials," *Scientific American*, vol. 229, no. 1, p. 36, 1973.
- [5] A. K. Kaw, *Mechanics of composite materials*, 2nd ed. Boca Raton, Florida (USA): Taylor Francis Group, 2006.
- [6] A. Miravete, *Materiales compuestos: volumen 1 y volumen 2*. Barcelona: Reverté, 2003.
- [7] T. G. P. Gutowski, *Advanced composites manufacturing*. New York: John Wiley & Sons, 1997.
- [8] M. Díaz Santos, *Fabricación y mecanizado de materiales compuestos*. Madrid: EUIT Aeronáutica, Sección Publicaciones, 1992.
- [9] P. K. Mallick, *Composites engineering handbook*. New York: Marcel Dekker, Inc., 1997.
- [10] D. Gay, S. V. Hoa, and S. W. Tsai, *Composite materials: design and applications*. Boca Raton, Florida (USA): CRC Press, 2003.

-
- [11] NASA, "Standard tests for toughened resin composites," *NASA RP 1092*, 1983.
- [12] T. K. O'Brien, "Characterization of delamination onset and growth in a composite laminate," *Reifsnider KL, editor. Damage in Composite Materials, ASTM STP 775*, pp. 140-167, 1982.
- [13] S. Sridharan, "Delamination behaviour of composites," *Number 25. Woodhead Publishing Edition*, 2003.
- [14] J. M. Hodgkinson, "Mechanical testing of advanced fibre composites," *Woodhead Publishing Limited*, 2000.
- [15] I. A. Ashcroft, D. J. Hughes, and S. J. Shaw, "Mode I fracture of epoxy bonded composite joints: 1. quasi-static loading," *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol. 21, pp. 87-99, 2001.
- [16] A. J. Brunner, "Experimental aspects of mode I and mode II fracture toughness testing of fibre reinforced polymer-matrix composites," *Computer Methods Applied Mechanics Engineering*, vol. 185, pp. 161-172, 2000.
- [17] S. Hashemi, A. J. Kinloch, and J. G. Williams, "The effects of geometry, rate and temperature on the mode I, mode II and mixed-mode I/II interlaminar fracture of carbon-fibre/poly (ether-ether ketone) composites," *Journal of Composites Materials*, vol. 24, pp. 918-956, 1990.
- [18] M. Hojo et al., "Modes I and II interlaminar fracture toughness and fatigue delamination of CF/epoxy laminates with self-same epoxy interleaf," *International Journal of Fatigue*, vol. 28, pp. 1154-1165, 2006.
- [19] M. Hojo, K. Kageyama, and K. Tanaka, "Prestandardization study on mode I interlaminar fracture toughness test for CFRP in Japan," *Composites Science and Technology*, vol. 26, pp. 243-255, 1995.

- [20] M. Hojo, S. Matsuda, M. Tanaka, S. Ochiai, and A. Murakami, "Mode I delamination fatigue properties of interlayer-toughened CF/epoxy laminates," *Composites Science and Technology*, vol. 66, pp. 665-675, 2006.
- [21] D. Broek, "Elementary engineering fracture mechanics," *Kluwer Academic Publishers Group, 4th edition*, 1986.
- [22] G. R. Irwin, "Relation of stress near a crack to the crack extension force," *IXth International Congress of Applied Mechanics*, vol. VIII, pp. 245-251, 1957.
- [23] M. L. Williams, "On the stress distribution at the base of a stationary crack," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 24, pp. 109-114, 1957.
- [24] A. A. Griffith, "The phenomena of rupture and flow in solids," *Philosophical Transactions, Royal Society of London, Series A*, vol. 221, pp. 163-198, 1920.
- [25] R. B. Pipes and N. J. Pagano, "Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension," *Journal of Composite Materials*, vol. 4, pp. 538-548, 1970.
- [26] W. D. Bascom, R. J. Bitner, R. J. Moulton, and A. R. Siebert, "The interlaminar fracture of organic-matrix woven reinforced composites," *Composites*, vol. 11, pp. 9-18, 1980.
- [27] D. J. Wilkins, J. R. Eisenmann, R. A. Camin, W. S. Margolis, and R. A. Benson, "Characterizing delamination growth in graphite-epoxy," *ASTM STP*, vol. 775, pp. 168-183, 1982.
- [28] T. E. Tay, "Characterization and analysis of delamination fracture in composites: an overview of developments from 1990 to 2001," *Applied Mechanics Reviews*, vol. 56, pp. 1-31, 2003.

- [29] A. J. Brunner, B. R. K. Blackman, and P. Davies, "A status report on delamination resistance testing of polymer–matrix composites," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 75, pp. 2779–2794, 2008.
- [30] W. L. Bradley and R. N. Cohen, "Matrix deformation and fracture in graphite-reinforced epoxies," *ASTM STP*, vol. 876, pp. 389–410, 1985.
- [31] D. L. Hunston, "Composite interlaminar fracture: effect of matrix fracture energy," *Composites Technology Review*, vol. 4, pp. 176–180, 1984.
- [32] D. L. Hunston, R. J. Moulton, J. J. Johnston, and W. D. Bascom, "Matrix resin effects in composite delamination: mode I fracture aspects," *ASTM STP*, vol. 937, pp. 74–94, 1987.
- [33] M. S. S. Prasad, C. S. Venkatesha, and T. Jayaraju, "Experimental methods of determining fracture toughness of fiber reinforced polymer composites under various loading conditions," *Journal of Minerals & Materials Characterization & Engineering*, vol. 10, no. 13, pp. 1263-1275, 2011.
- [34] P. Robinson and J. M. Hodgkinson, "Interlaminar fracture toughness, mechanical testing of advanced fibre composites," *J.M. Hodgkinson (ed.), Woodhead Publishing*, pp. 170-210, 2000.
- [35] A. Szekrényes, "Delamination fracture analysis in the GII–GIII plane using prestressed transparent composite beams," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 44, pp. 3359–3378, 2007.
- [36] A. Pereira and A. de Morais, "Mixed-mode I+III interlaminar fracture of carbon/epoxy laminates," *Composites Part A: Applied Sciences and Manufacturing*, vol. 40, pp. 518–523, 2009.
- [37] A. B. de Morais and A. B. Pereira, "Mixed mode II+III interlaminar fracture of carbon/epoxy laminates," *Composites Science Technology*, vol. 68, pp. 2022–2027, 2008.

- [38] J. R. Reeder, "3D mixed mode delamination fracture criteria - an experimentalist's perspective," *American Society for Composites, 21st Annual Technical Conference, Dearborn, MI, United States*, 17–20 September 2006.
- [39] S. S. Wang, "Fracture mechanics for delamination problems in composite materials," *Journal Composite Materials*, vol. 17, pp. 210-223, 1983.
- [40] T. K. O'Brien and I. S. Raju, "Strain energy release rate analysis of delamination around an open hole in composite materials," *25th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, CA*, pp. 526-536, 1984.
- [41] S. L. Donaldson, "Mode III interlaminar fracture characterization of composite materials," *Composites Science and Technology*, vol. 32, pp. 225-249, 1988.
- [42] G. Becht and J. W. Gillespie, "Design and analysis of the crack rail shear specimen for mode III interlaminar fracture," *Composites Science Technology*, vol. 31, pp. 143–157, 1988.
- [43] B. D. Agarwal and G. S. Giare, "Fracture toughness of short fibre composites in modes II and III," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 15, pp. 219-230, 1981.
- [44] J. Li, S. M. Lee, E. W. Lee, and T. K. O'Brien, "Evaluation of the edge crack torsion test (ECT) test for mode III interlaminar fracture toughness of laminated composites," *Journal of Composites Technology and Research*, vol. 19, pp. 174-183, 1997.
- [45] G. R. Sidey and F. J. Bradshaw, "Some investigations on carbon fiber reinforced plastics under impact loading, and measurements of fracture energies," *International Conference on Carbon Fibres, Their Composites and Applications. The Plastics Institute. London*, 1971.

- [46] G. R. DeBaise, "Mechanics and morphology of wood shear fracture," *PhD thesis. 71-7755. State University College of Forestry at Syracuse University. University Microfilms International. Ann Arbor. Michigan, 1970.*
- [47] E. J. Ripling, J. S. Santner, and P. B. Crosley, "Fracture toughness of composite adherend adhesive joints under mixed mode I and III loading," *Journal Materials Science*, vol. 18, pp. 2274-2282, 1983.
- [48] S. F. Hwang and C. L. Hu, "Tearing mode interlaminar fracture toughness of composite materials," *Polymer Composites*, vol. 22, no. 1, pp. 57-64, February 2001.
- [49] N. K. Naik et al., "Interlaminar fracture characterization for plain weave fabric composites," *Journal of Materials Science*, vol. 37, pp. 2983 – 2987, 2002.
- [50] F. Sharif, M. T. Kortschot, and R. H. Martin, "Mode III delamination using a split cantilever beam," *Martin, R.H. (ed.) Composite Materials: Fatigue and Fracture – Fifth Volume, ASTM STP 1230. American Society for Testing and Materials, Philadelphia*, pp. 85-99, 1995.
- [51] P. Robinson and D. Q. Song, "A new mode III delamination test for composites," *Advanced Composites Letters*, vol. 1, pp. 160-164, 1992.
- [52] P. Robinson and Q. D. Song, "The development of an improved mode III delamination test for composites," *Composites Science and Technology*, vol. 52, pp. 217–233, 1994.
- [53] K. Trakas and M.T. Kortschot, "The relationship between critical strain energy release rate and fracture mode in multidirectional carbon-fiber/epoxy laminates," *Armanios EA, editor. Composite Materials: Fatigue and Fracture– Sixth Volume ASTM STP 1285 ASTM*, pp. 283-304, 1997.

- [54] V. Rizov, Y. Shindo, K. Horiguchi, and F. Narita, "Mode III interlaminar fracture behavior of glass fiber reinforced polymer woven laminates at 293 to 4 K," *Applied Composite Materials*, vol. 13, pp. 287-304, 2006.
- [55] A. Szekrényes, "Improved analysis of the modified split-cantilever beam for mode-III fracture," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 51, pp. 682-693, 2009.
- [56] H. Suemasu, "An experimental method to measure the mode III interlaminar fracture toughness of composite laminates," *Composite Science and Technology*, vol. 59, pp. 1015–1021, 1999.
- [57] S. M. Lee, "An edge crack torsion method for mode III delamination fracture testing," *Journal Composites Technology and Research*, vol. 15, pp. 193–201, 1993.
- [58] J. Li and Y. Wang, "Analysis of a symmetric laminate with mid-plane free edge delamination under torsion: theory and application to the edge crack torsion (ECT) specimen for mode III toughness characterization," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 49, pp. 179–194, 1994.
- [59] J. Li and T. K. O'Brien, "Simplified data reduction methods for the ECT test for mode III interlaminar fracture toughness," *Journal of Composites Technology and Research*, vol. 18, pp. 96–101, 1996.
- [60] W. C. Liao and C. T. Sun, "The determination of mode III fracture toughness in thick composite laminates," *Composites Science and Technology*, vol. 56, pp. 489– 499, 1996.
- [61] D. Pennas, W. J. Cantwell, and P. Compston, "The influence of strain rate on the mode III interlaminar fracture of composite materials," *Journal of Composite Materials*, vol. 41, pp. 2595-2614, 2007.
- [62] D. F. Adams, L. A. Carlsson, and R. B. Pipes, *Experimental characterization of advanced composite materials*, 3rd ed. Boca Raton, London, New York, Washington: CRC Press, 2003.

- [63] X. Li, L. A. Carlsson, and P. Davies, "Influence of fiber volume fraction on mode III interlaminar fracture toughness of glass/epoxy composites," *Composites Science and Technology*, vol. 64, no. 9, pp. 1279-1286, 2004.
- [64] D. Zhao and Y. Wang, "Mode III fracture behavior of laminated composite with edge crack in torsion," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 29, no. 2, pp. 109-123, 1998.
- [65] A. B. Morais, A. B. Pereira, M. F. S. F. de Moura, and A. G. Magalhaes, "Mode III interlaminar fracture of carbon/epoxy laminates using the edge crack torsion (ECT) Test," *Composites Science and Technology*, vol. 69, pp. 670-676, 2009.
- [66] M. de Moura, M. Fernández, A. de Morais, and R. Campilho, "Numerical analysis of the edge crack torsion test for mode III interlaminar fracture of composite laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 76, pp. 469-478, 2009.
- [67] F. A. Mehrabadi and M. Khoshravan, "Mode III interlaminar fracture and damage characterization in woven fabric-reinforced glass/epoxy composite laminates," *Journal of Composite Materials*, vol. 47, pp. 1583-1592, 2013.
- [68] D. Pennas and W. Cantwell, "The influence of loading rate on the mode III interlaminar fracture toughness of composite/steel bi-material systems," *Journal of Composite Materials*, vol. 43, pp. 2255-2268, 2009.
- [69] Minutes of Sub-Committee D30.06 on Interlaminar Properties, "Report from the second round-robin on the edge crack torsion test," May 1999.
- [70] Y. Wang and D. Zhao, "FEM and experimental analysis of mode III fracture behavior of composite laminates," *12th International Conference of Composite Materials (ICCM/12), Paris, France, 5-9 July 1999*.
- [71] G. Browning, L. A. Carlsson, and J. G. Ratcliffe, "Redesign of the ECT test for mode III delamination testing. Part I: Finite element analysis," *Journal of Composite Materials*, vol. 44, pp. 1867-1881, 2010.

- [72] G. Browning, L. A. Carlsson, and J. G. Ratcliffe, "Modification of the edge crack torsion specimen for mode III delamination testing. Part II – experimental study," *Journal of Composite Materials*, vol. 45, pp. 2633-2640, 2011.
- [73] M. Farshad and P. Flüeler, "Investigation of mode III fracture toughness using an anti-clastic plate bending method," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 60, no. 5-6, pp. 597-603, 1998.
- [74] R. J. A. Ehart, S. E. Stanzl-Tschegg, and E. K. Tschegg, "Crack face interaction and mixed mode fracture of wood composites during mode III loading," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 61, pp. 253-278, 1998.
- [75] R. J. A. Ehart, S. E. Stanzl-Tschegg, and E. K. Tschegg, "Mode III fracture energy of wood composites in comparison to solid wood," *Wood Science Technology*, vol. 33, pp. 391-405, 1999.
- [76] H. Yoshihara, "Examination of the 4-ENF test for measuring the mode III R-curve of wood," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 73, no. 1, pp. 42-63, 2006.
- [77] A. B. de Morais and A. B. Pereira, "Mode III interlaminar fracture of carbon/epoxy laminates using a four-point bending plate test," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 40, pp. 1741-1746, 2009.
- [78] A. Pereira, A. de Morais, and M. de Moura, "Design and analysis of a new six-point edge crack torsion (6ECT) specimen for mode III interlaminar fracture characterisation," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 42, pp. 131-139, 2011.
- [79] A. de Morais, A. Pereira, and M. de Moura, "Mode III interlaminar fracture of carbon/epoxy laminates using the six-point edge crack torsion (6ECT)," *Composite Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 42, pp. 1793-1799, 2011.

- [80] B. D. Davidson and F. O. Sediles, "Mixed-mode I–II–III delamination toughness determination via a shear–torsion–bending test," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 42, pp. 589–603, 2011.
- [81] S. L. Donaldson and S. Mall, "Delamination growth in graphite/epoxy composites subjected to cyclic mode III loading," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 8, no. 1, pp. 91–103, January 1989.
- [82] S. L. Donaldson, S. Mall, and C. Lingg, "The split cantilever beam test for characterizing mode III interlaminar fracture toughness," *Journal of Composites Technology and Research*, vol. 13, pp. 41–47, 1991.
- [83] Y. Shindo, K. Horiguchi, R. Wang, and H. Kudo, "Double cantilever beam measurement and finite element analysis of cryogenic mode I interlaminar fracture toughness of glass-cloth/epoxy laminates," *ASME Journal of Engineering Materials and Technology*, vol. 123, pp. 191–197, 2001.
- [84] M. Miura, Y. Shindo, F. Narita, S. Watanabe, and M. Suzuki, "Mode III fatigue delamination growth of glass fiber reinforced polymer woven laminates at cryogenic temperatures," *Cryogenics*, vol. 49, pp. 407–412, 2009.
- [85] J. T. Gilman, "Direct measurement of the surface energies of crystals," *Journal Applied Physics*, vol. 31, p. 2208, 1960.
- [86] J. P. Berry, "Determination of fracture surface energies by the cleavage technique," *Journal Applied Physics*, vol. 34, pp. 62–68, 1963.
- [87] P. Davies and M. L. Benzeggagh, "Interlaminar mode I fracture testing," *Application of fracture mechanics to composite materials*, K. Friedrich, ed Elsevier Science Publishers, p. 81, 1989.
- [88] F. Ozdil, L. A. Carlsson, and P. Davies, "Beam analysis of angle-ply laminate end-notched flexure specimens," *Composites Science and Technology*, vol. 58, pp. 1929–1938, 1998.

- [89] R. Olsson, "A simplified improved beam analysis of the DCB specimen," *Composites Science and Technology*, vol. 43, pp. 329-338, 1992.
- [90] S. Timoshenko and J. N. Goodier, *Theory of elasticity*. New York, Toronto, London: McGraw-Hill Book Company, 1951.
- [91] B. V. Sankar, "A beam theory for laminated composites and application to torsion problems," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 60, pp. 246-249, 1993.
- [92] A. Szekrényes, "The influence of crack length and delamination width on the mode-III energy release rate of laminated composites," *Journal of Composite Materials*, vol. 45, no. 3, pp. 279-294, 2011.
- [93] M. R. Khoshravan and M. Moslemi, "Investigation on mode III interlaminar fracture of glass/epoxy laminates using a modified split cantilever beam test," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 127, pp. 267-279, 2014.
- [94] R. A. Westmann and W. H. Yang, "Stress analysis of cracked rectangular beams," *ASME Transactions Journal of Applied Mechanics*, vol. 34, pp. 693-701, 1967.
- [95] Y. Z. Chen, "Solutions of torsion crack problems of a rectangular bar by harmonic function continuation technique," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 13, pp. 193-212, 1980.
- [96] W. C. Liao, "The torsional response and measurement of the in situ shear moduli of an edge-cracked thick laminate," *Composites Science and Technology*, vol. 58, pp. 145-154, 1998.
- [97] J. Li and Y. Wang, "Analysis of mode III delamination fracture testing using a mid-plane edge crack torsion specimen," *In: Proceedings of the Twelfth Symposium on Composite Materials: Testing and Design*, 1994.

- [98] J. G. Ratcliffe, "Characterization of the edge crack torsion (ECT) test for mode III fracture toughness measurement of laminated composites," *NASA/Technical Memorandum-2004-213269*, 2004.
- [99] J. Li and T. K. O'Brien, "Analytical investigation of the hygrothermal effects and parametric study of the edge crack torsion (ECT) mode III test lay-ups," *Composite Materials: Fatigue and Fracture, Sixth Volume, ASTM STP 1285. E. A. Armanios, Ed., ASTM*, pp. 411-433, 1997.
- [100] Minutes of Sub-Committee D30.06 on Interlaminar Properties, "Report from the first round-robin on the edge crack torsion test," May 1997.
- [101] S. Ogihara and K. Matsuda, "Evaluation of mode III interlaminar fracture toughness of laminated composites," *16th International Conference on Composite Materials. Kyoto, Japan, July 2007*.
- [102] R. Krueger, "The virtual crack closure technique: history, approach and applications," *NASA/CR-2002-211628*, 2002.
- [103] R. M. Marat-Mendes and M. M. Freitas, "Failure criteria for mixed mode delamination in glass fibre epoxy composites," *Composite Structures*, vol. 92, pp. 2292-2298, 2010.
- [104] ASTM D 5528-01 (2001), "Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites," *ASTM Standards*, 2001.
- [105] R. M. Marat-Mendes and M. M. Freitas, "DCB, ENF and ECT tests for interlaminar fracture of glass/epoxy unidirectional laminates," *10th Portuguese Conference on Fracture, Guimarães, Portugal, 22-24 February 2006*.
- [106] R. M. Marat-Mendes and M. M. Freitas, "Mode I, mode II, mode III and mixed mode interlaminar fracture of glass/epoxy unidirectional laminates," *EUROMECH 473. Fracture of composite materials, Porto, Portugal, 27-29 October 2005*.

- [107] ASTM D 6671-01, "Standard test method for mixed mode I-mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber reinforced polymer matrix composites," *ASTM Standards*, 2001.
- [108] R. M. Marat-Mendes and M. M. Freitas, "Characterisation of the edge crack torsion (ECT) test for the measurement of the mode III interlaminar fracture toughness," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 76, pp. 2799–2809, 2009.
- [109] R. M. Marat-Mendes and M. M. Freitas, "Mode III fracture behaviour of laminated composite with ECT," *Proceedings of Composites 2007, Eccomas Thematic Conference Mechanical Response of Composites*, pp. 140–141, 2007.
- [110] F. A. Mehrabadi, "Analysis of pure mode III and mixed mode (III + II) interlaminar crack growth in polymeric woven fabrics," *Materials and Design*, vol. 44, pp. 429-437, 2013.
- [111] F. Podczec, "The determination of fracture mechanics properties of pharmaceutical materials in mode III loading using an anti-clastic plate bending method," *International Journal of Pharmaceutics*, vol. 227, no. 1-2, pp. 39-46, 2001.
- [112] M. Farshad, M. W. Wildenberg, and P. Flüeler, "Determination of shear modulus and Poisson's ratio of polymers and foams by anticlastic plate bending method," *Materials and Structures*, vol. 30, pp. 377-382, 1997.
- [113] M. Farshad, "Investigation of adhesives properties and mode III crack growth with the anti-clastic plate bending method," *Proceedings of European Conference on Macromolecular Physics-Surfaces and Interfaces in Polymers and Composites*. eds Pick, R. *European Physical Society, Lausanne, Switzerland*, p. 145, 1997.
- [114] ASTM D4255/D4255M-01 (2007), "Standard test method for in-plane shear properties of polymer matrix composite materials by the rail shear method," *ASTM International, West Conshohocken, PA*, pp. DOI: 10.1520/D4255_D4255M-01R07, 2007.

-
- [115] A. K. Hussain and D. F. Adams, "Analytical evaluation of the two-rail shear test method for composite materials," *Composites Science and Technology*, vol. 64, pp. 221-238, 2004.
- [116] A. L. Johnston, B. D. Davidson, and K. K. Simon, "Assessment of split-beam-type tests for mode III delamination toughness determination," *International Journal of Fracture*, vol. 185, pp. 31-48, 2014.
- [117] A. L. Johnston and B. D. Davidson, "Intrinsic coupling of near-tip matrix crack formation to mode III delamination advance in laminated polymeric matrix composites," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 51, pp. 2360-2369, 2014.
- [118] M. W. Czabaj, J. G. Ratcliffe, and B. D. Davidson, "Observation of intralaminar cracking in the edge crack torsion specimen," *Engineering Fracture Mechanics*, 2014.
- [119] American Society for Testing and Materials, ASTM D 3039/ D3039M-08, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, 2008.
- [120] American Society for Testing and Materials, ASTM D 3518-76, Standard recommended practice for in plane shear stress-strain response of unidirectional reinforced plastics, 1976.
- [121] Gesellschaft Für Optische Messtechnik, *ARAMIS user manual-software. ARAMIS v6.3 and higher.*: GOM mbH, 2007.
- [122] J. Bonhomme, A. Argüelles, J. Viña, and I. Viña, "Fractography and failure mechanisms in static mode I and mode II delamination testing of unidirectional carbon reinforced composites," *Polymer Testing*, vol. 28, pp. 612-617, 2009.