

## *TESIS DOCTORAL*

# *Análisis experimental y numérico de reparaciones adhesivas de laminados delgados*

**Autor:**

**Lorena María Moreno Fernández-Cañadas**

**Director:**

**Dra. Sonia Sánchez Sáez**

**Co-director:**

**Dra. Inés Iváñez del Pozo**

**Tutor:**

**Dra. Sonia Sánchez Sáez**

**PROGRAMA DE DOCTORADO EN INGENIERÍA MECÁNICA Y DE ORGANIZACIÓN INDUSTRIAL**



TESIS DOCTORAL

**ANÁLISIS EXPERIMENTAL Y NUMÉRICO DE REPARACIONES  
ADHESIVAS DE LAMINADOS DELGADOS**

**Autor:** *Lorena María Moreno Fernández-Cañadas*

**Director:** Dra. Sonia Sánchez Sáez

**Co-director:** Dra. Inés Iváñez del Pozo

Firma del Tribunal Calificador:

Firma

Presidente:

Vocal:

Secretario:

Calificación:

Leganés, de de



*A mis padres.*

*A mi abuela Mercedes.*

*A Daniel.*



# Agradecimientos

En primer lugar, quiero agradecer a mis directoras Sonia Sánchez Sáez e Inés Iváñez del Pozo el apoyo y seguimiento recibidos durante estos años. Por toda la ayuda prestada y generosidad, así como el esfuerzo y tiempo dedicados día a día para poder llevar a cabo la presente Tesis Doctoral.

Agradecer también al profesor Dr. Ever J. Barbero del Mechanical and Aerospace Engineering Department (MAE) de la West Virginia University toda la amabilidad, hospitalidad y ayuda prestada durante mi estancia predoctoral.

A todos mis compañeros a lo largo de esta etapa, con los que he compartido muy buenos momentos. A Sara, Pablo, Óscar, Mata, Vila, Elisa, Mahy, Javi, Elena, Dani, Damián y Ángel. A Marta por su apoyo, compañía y amistad.

Al Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras por la oportunidad brindada para hacer la Tesis Doctoral. A José Fernández con quien comencé a trabajar, y a Enrique Barbero y Jorge López como directores de departamento. A los técnicos de laboratorio, Sergio y David, por su disposición y ayuda prestada. Al resto de miembros del departamento cuya ayuda y consejos he valorado muy especialmente.

Al Ministerio de Economía y Competitividad por la ayuda económica para el desarrollo de la presente Tesis Doctoral. A la Universidad Carlos III de Madrid por la ayuda económica durante mi estancia en la West Virginia University

En especial, quiero agradecer a mis padres todo su cariño, confianza y ánimo para seguir hacia adelante, y no rendirme en los momentos más difíciles. A mi abuela Mercedes por seguir a mi lado cada día. A Daniel por su apoyo, paciencia y comprensión. Porque gran parte de este trabajo es vuestro y sin vosotros no lo habría conseguido. A mi familia y amigos que, de manera indirecta, me han apoyado y animado durante esta etapa.

A todos, GRACIAS.





# Resumen

En las últimas décadas, el uso de materiales compuestos se ha visto incrementado en diferentes sectores de la industria, entre los que destacan el aeronáutico y aeroespacial, debido a sus excelentes propiedades mecánicas y la reducción de peso que suponen frente a los materiales tradicionales. Las aeronaves pueden sufrir daños durante su vida en servicio, por lo que la reparación de los componentes afectados resulta de especial interés debido al alto nivel de integración y elevado tamaño de los mismos. Entre las diferentes técnicas de reparación existentes aplicables a laminados delgados, destacan las reparaciones adhesivas.

El objetivo principal de una reparación estructural es restaurar la resistencia del componente dañado a la de su estado previo al daño. De la misma forma, debe evitar cambios en la rigidez global de la estructura, garantizando una correcta transferencia de carga. El comportamiento de las reparaciones adhesivas de material compuesto depende de un elevado número de parámetros, por lo que la realización de un estudio exclusivamente experimental supondría un elevado coste temporal y económico. Por otra, los modelos analíticos permiten el estudio del problema planteado en términos globales, pero sin llegar a contemplar en detalle la influencia de las diferentes variables.

En la presente Tesis Doctoral se analiza el comportamiento de reparaciones adhesivas estructurales de tipo parche externo sobre laminados delgados fabricados con material compuesto sometidas a esfuerzos de tracción uniaxial en condiciones estáticas y dinámicas. Para ello, se ha desarrollado un modelo numérico tridimensional empleando el código comercial de elementos finitos Abaqus, el cual permite predecir la respuesta de este tipo de reparaciones.

Como primera aproximación al estudio de reparaciones adhesivas se ha llevado un análisis sobre uniones adhesivas que ha permitido profundizar en el comportamiento del adhesivo. Se ha empleado un modelo de daño progresivo basado en la formulación de los Modelos de Zona Cohesivos, capaz de predecir el inicio del daño y su evolución. Este modelo se ha validado con resultados disponibles en la literatura de uniones adhesivas y se ha empleado para analizar la influencia de parámetros relativos al modelo y de parámetros geométricos sobre la respuesta a tracción uniaxial en condiciones estáticas.

Una vez validado el modelo de comportamiento del adhesivo, se ha extendido al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a un mismo estado de cargas en condiciones estáticas y dinámicas. El comportamiento del laminado de material compuesto se ha

definido mediante una subrutina de usuario basada en el criterio de daño de Hashin. Con el objetivo de validarlo se han realizado ensayos experimentales a tracción uniaxial en condiciones estáticas y dinámicas sobre probetas reparadas considerando diferentes configuraciones. A su vez, se han realizado ensayos sobre probetas de laminados intactos y con agujero, el cual representa el saneamiento del daño, con el objetivo de evaluar la eficiencia de las reparaciones.

El modelo numérico se ha empleado para analizar la influencia sobre el comportamiento de las reparaciones adhesivas de diversos parámetros como la configuración de la reparación, la longitud de solape, el espesor del adhesivo, la secuencia de apilamiento del parche, la geometría del parche y la velocidad de aplicación de la carga.

# Abstract

In recent decades, the use of composite materials has increased in different sectors of the industry, such as aeronautical and aerospace areas, because of their excellent properties and the reduction in weight that they entail compared to traditional materials. Aircrafts can suffer damage during its service life, so the repair of the damaged components can be considered of interest due to its large size and high level of integration. Among the different repair techniques, adhesive repairs are the only which can be applicated on thin laminates.

The objective of a structural repair is to restore the strength of the damaged component. Moreover, the repair must avoid changes in the overall stiffness of the structure, guaranteeing a correct load transfer. The behaviour of composite adhesively-bonded repairs depends on a large number of parameters, so that the performance of an exclusively experimental study would involve high temporal and economic costs. On the other hand, analytical models can be used to analyse the problems in global terms without studying the influence of different parameters in detail.

In this PhD Thesis the study of the behaviour of composite patch repairs applied on thin laminates subjected to uniaxial tensile loads under static and dynamic conditions is proposed. A three-dimensional numerical model using the finite-element code Abaqus has been developed to reproduce its response.

As a first approach to the analysis of structural repairs, bonded joints were analysed, going into detail about the adhesive response. A progressive damage model using the Cohesive Zone Model formulation to predict the damage onset and its propagation was used to define the adhesive behaviour. This model was validated considering results from the literature for single-lap joints. The influence of geometric and numerical parameters on the joint response were analysed.

The numerical model was extended to define the adhesively-bonded repair behaviour. A user subroutine based on Hashin criteria to reproduce the composite laminate behaviour, together with the adhesive damage model validated previously, was developed to study the repair behaviour. Experimental tests under static and dynamic conditions, considering different specimen configurations, were carried out to validate the numerical model. Moreover, experimental tests on undamaged and open-hole laminates were carried out to evaluate the efficiency of the repairs.

The numerical model was used to analyse the influence of the repair configuration (single- or double-lap), overlap length, adhesive thickness, patch stacking sequence, patch geometry and strain rate dependence on the repair behaviour.

# Índice de contenidos

<b>RESUMEN</b> .....	<b>I</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>III</b>
<b>ÍNDICE DE CONTENIDOS</b> .....	<b>V</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS</b> .....	<b>VIII</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS</b> .....	<b>XV</b>
<b>CAPÍTULO 1</b> .....	<b>1</b>
<b>INTRODUCCIÓN</b> .....	<b>1</b>
1.1. Motivación .....	1
1.2. Objetivos.....	6
1.3. Estructura del documento.....	9
<b>CAPÍTULO 2</b> .....	<b>11</b>
<b>ANTECEDENTES</b> .....	<b>11</b>
2.1. Introducción.....	11
2.2. Reparaciones adhesivas de laminados.....	12
2.3. Mecanismos de fallo en reparaciones adhesivas.....	18
2.3.1. Fallo en el adherente.....	19
2.3.2. Fallo en el adhesivo.....	23
2.4. Modelos de daño en reparaciones adhesivas.....	26
2.4.1. Modelo de Zona Cohesiva (CZM).....	33
2.5. Estudio del comportamiento de reparaciones adhesivas.....	37
2.5.1. Comportamiento de uniones adhesivas sometidas a tracción.....	37
2.5.2. Comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas de tracción .....	41
<b>CAPÍTULO 3</b> .....	<b>48</b>
<b>ESTUDIO DEL COMPORTAMIENTO DE UNIONES ADHESIVAS</b> .....	<b>48</b>
3.1. Introducción.....	48
3.2. Modelo tridimensional de unión a solape simple .....	49
3.2.1. Descripción del modelo numérico.....	49
3.2.2. Análisis del daño progresivo en el adhesivo – Modelo de Zona Cohesiva.....	51
3.2.3. Validación del modelo numérico.....	57
3.3. Análisis de la ley tracción-separación sobre el comportamiento de uniones adhesivas.....	59

3.3.1. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación lineal .....	61
3.3.2. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación exponencial .....	63
3.3.3. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación trapezoidal.....	64
3.4. Influencia del espesor de adhesivo.....	66
3.4.1. Material empleado .....	67
3.4.2. Obtención experimental de las propiedades del adhesivo.....	68
3.4.2.1. Propiedades elásticas del adhesivo.....	68
3.4.2.2. Propiedades a fractura del adhesivo.....	72
3.4.2.3. Modelo numérico y validación de uniones ensayadas a fractura.....	87
3.4.3. Resultados de la variación del espesor de adhesivo.....	95
<b>CAPÍTULO 4 .....</b>	<b>102</b>
<b>ANÁLISIS DE REPARACIONES A TRACCIÓN ESTÁTICA .....</b>	<b>102</b>
4.1. Introducción.....	102
4.2. Material empleado .....	103
4.3. Estudio experimental de reparaciones a tracción estática .....	103
4.3.1. Resultados experimentales.....	106
4.4. Modelización numérica de reparaciones adhesivas en condiciones estáticas .....	113
4.4.1. Descripción del comportamiento del laminado.....	114
4.4.2. Descripción del modelo numérico.....	117
4.4.3. Validación del modelo numérico.....	120
4.5. Estudio paramétrico del comportamiento de reparaciones a tracción estática.....	125
4.5.1. Reparaciones a solape simple y doble.....	126
4.5.2. Tamaño del parche .....	128
4.5.3. Espesor de adhesivo.....	133
4.5.4. Influencia combinada del tamaño del parche y el espesor de adhesivo.....	138
4.5.5. Secuencia de apilamiento de parche .....	139
4.5.6. Geometría del parche.....	142
<b>CAPÍTULO 5 .....</b>	<b>144</b>
<b>ANÁLISIS DE REPARACIONES A TRACCIÓN DINÁMICA .....</b>	<b>144</b>
5.1. Introducción.....	144
5.2. Material empleado .....	145
5.3. Estudio experimental de reparaciones a tracción dinámica .....	148
5.3.1. Comprobación de la condición de equilibrio dinámico.....	152
5.3.2. Resultados experimentales.....	155
5.3.2.1. Comparación entre el comportamiento experimental de reparaciones adhesivas en condiciones estáticas y dinámicas.....	160
5.4. Modelización numérica de reparaciones a tracción dinámica .....	162

5.4.1. Descripción del modelo numérico.....	162
5.4.2. Validación del modelo numérico.....	164
5.5. Estudio paramétrico de reparaciones a tracción dinámica .....	170
5.5.1. Influencia combinada del espesor de adhesivo y la longitud de solape.....	170
5.5.2. Secuencia de apilamiento del parche.....	173
5.5.3. Geometría del parche.....	175
5.5.4. Velocidad de aplicación de la carga .....	176
<b>CAPÍTULO 6 .....</b>	<b>179</b>
<b>CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS .....</b>	<b>179</b>
6.1. Resumen y conclusiones .....	179
6.2. Trabajos futuros.....	184
6.3. Aportaciones originales.....	185
6.4. Difusión de resultados .....	186
<b>CHAPTER 6.....</b>	<b>189</b>
<b>CONCLUSIONS AND FUTURE RESEARCH.....</b>	<b>189</b>
6.1. Conclusions.....	189
6.2. Future research .....	194
6.3. Original contributions.....	194
6.4. Dissemination of results.....	195
<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>198</b>

# Índice de figuras

Figura 1.1. Evolución del uso de los materiales compuestos en la industria aeronáutica en las últimas décadas (Sohel y Fangueiro, 2016)..... 2

Figura 1.2. Diferentes partes de una aeronave en su proceso de montaje (Boeing, 2000)..... 4

Figura 2.1. Proceso de reparación de materiales compuestos (Hexcel 1999)..... 13

Figura 2.2. Reparación adhesiva tipo parche externo (Hexcel 1999)..... 16

Figura 2.3. Reparación adhesiva tipo scarf (Hexcel 1999)..... 17

Figura 2.4. Reparación adhesiva tipo step (Hexcel 1999)..... 17

Figura 2.5. Modos de fallo en reparaciones adhesivas: a) fallo de los adherentes, b) fallo interlaminar de los adherentes, c) fallo cohesivo en el adhesivo y d) fallo en la interfaz entre el adherente y el adhesivo. .... 19

Figura 2.6. Tipos de daño a nivel mesoscópico en materiales compuestos de fibra continua: a) intralaminar, b) interlaminar y c) translaminar (Miravete et al., 2000)..... 21

Figura 2.7. Mecanismos de daño en laminados: a) fallo de fibras, b) fallo en la matriz y c) delaminación (Deng et al., 2015)..... 22

Figura 2.8. Principales estados de carga a los que se encuentran sometidas las uniones adhesivas y la distribución de tensiones correspondiente a lo largo de la unión: a) tracción, b) compresión, c) cortadura, d) pelado y e) desgarro (Henkel, 2012)..... 23

Figura 2.9. Tipos de crecimiento de grieta: a) frágil estable, b) frágil inestable y c) dúctil estable. .... 25

Figura 2.10. Puntos de singularidad en una reparación adhesiva (Chaves et al., 2014). .... 27

Figura 2.11. Modos básicos de fractura: a) modo I, b) modo II y c) modo III. .... 29

Figura 2.12. Representación conceptual de la técnica de cierre virtual de grieta (VCCT) (Rybicki y Kanninen, 1977). .... 31

Figura 2.13. Representación conceptual del Modelo de Zona Cohesiva..... 32

Figura 2.14. Distribución de tensiones en la zona cercana al inicio de grieta (Scheider, 2001).... 34

Figura 2.15. Leyes tracción-separación a) bilinear, b) exponencial, c) trapezoidal y d) trilineal. 35

Figura 2.16. Tipos de uniones adhesivas: a) unión a solape simple y doble, b) unión con cubierta, c) unión con cubierta simple y d) unión con cubierta doble..... 39

Figura 2.17. Modos de fallo de reparaciones a solape doble (Liu y Wang, 2007)..... 43

Figura 3.1. Configuración de la unión a solape simple: geometría y condiciones de contorno..... 49

Figura 3.2. Detalle del mallado para una unión a solape simple. .... 51



Figura 3.3. Geometría de las leyes tracción-separación consideradas: a) lineal, b) exponencial y c) trapezoidal.....	52
Figura 3.4. Representación gráfica de las ecuaciones constitutivas para la ley tracción-separación lineal en: a) modo normal puro y b) modos tangenciales puros (extensible al resto de geometrías). .....	53
Figura 3.5. Definición del modo-mixto para la ley tracción-separación lineal (extensible al resto de geometrías). .....	54
Figura 3.6. Evolución del daño correspondiente a la ley tracción-separación lineal (extensible al resto de direcciones y geometrías).....	56
Figura 3.7. Curvas fuerza-desplazamiento de la unión adhesiva con longitud de solape de: a) 10 mm y b) 80 mm. ....	58
Figura 3.8. Variación porcentual de la fuerza máxima del modelo numérico tridimensional respecto de los resultados experimentales (Campilho et al., 2013) para diferentes geometrías de la ley tracción-separación. ....	60
Figura 3.9. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación lineal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo. ....	61
Figura 3.10. Efecto de la variación de los parámetros cohesivos sobre la fuerza máxima respecto de la fuerza de referencia para longitudes de solape de 10 mm y 80 mm considerando la ley tracción-separación lineal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.....	62
Figura 3.11. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación exponencial: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo. ....	63
Figura 3.12. Efecto de la variación de los parámetros cohesivos sobre la fuerza máxima respecto de la fuerza de referencia para longitudes de solape entre 10 mm y 80 mm considerando la ley tracción-separación exponencial: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.....	64
Figura 3.13. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación trapezoidal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo. ....	65
Figura 3.14. Efecto de la variación de los parámetros cohesivos sobre la fuerza máxima respecto de la fuerza de referencia para longitudes de solape entre 10 mm y 80 mm considerando la ley tracción-separación trapezoidal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo. ....	65
Figura 3.15. Dimensiones de la probeta Tipo I según la norma ASTM D638-14 empleada en los ensayos de tracción. ....	69
Figura 3.16. Curvas tensión-deformación obtenidas de los ensayos de tracción del adhesivo. ....	69
Figura 3.17. Modo de fallo de las probetas de tracción para la obtención del módulo de elasticidad. ....	70
Figura 3.18. Dimensiones de la probeta Tipo A según la norma ASTM D3528-96 empleada en los ensayos de cortadura. ....	70

Figura 3.19. Curvas tensión-deformación obtenidas de los ensayos de tracción del adhesivo. ....	71
Figura 3.20. Probeta ensayada a cortadura para la obtención del módulo de cortadura del adhesivo.....	71
Figura 3.21. Representación esquemática de una curva R típica basada en Ameli et al. (2010). .	74
Figura 3.22. Máquina servohidráulica INSTRON 8516 con el utillaje de ensayo en a) modo I y b) modo II. ....	75
Figura 3.23. Configuración de las probetas para el ensayo a) en modo I y b) en modo II. ....	76
Figura 3.24. Configuración de los ensayos a) DCB y b) ENF para la obtención de la energía de fractura del adhesivo.....	76
Figura 3.25. Curva típica de calibración para el MBT.....	78
Figura 3.26. Curvas fuerza-desplazamiento obtenidas de los ensayos DCB para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm. ....	79
Figura 3.27. Detalle de la evolución típica de la apertura de grieta durante el ensayo DCB. ....	80
Figura 3.28. Superficie de fractura de las probetas DCB ensayadas.....	80
Figura 3.29. Energía de fractura $G_{Ic}$ para los espesores de adhesivo estudiados de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm. ....	82
Figura 3.30. Valor medio de la energía de fractura en modo I, $G_{Ic}$ .....	83
Figura 3.31. Curvas fuerza-desplazamiento obtenidas de los ensayos ENF para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm. ....	85
Figura 3.32. Energía de fractura $G_{IIc}$ para los espesores de adhesivo estudiados de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm. ....	86
Figura 3.33. Valor medio de la energía de fractura en modo II, $G_{IIc}$ .....	87
Figura 3.34. Condiciones de contorno y de carga aplicadas sobre las probetas a) DCB y b) ENF. ....	89
Figura 3.35. Mallado del modelo numérico para un espesor de 0.52 mm junto con un detalle del inicio de grieta. ....	89
Figura 3.36. Validación del modelo numérico en términos de la evolución de la fuerza en modo I para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.....	91
Figura 3.37. Validación del modelo numérico en términos de la energía de fractura $G_{Ic}$ para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.....	92
Figura 3.38. Validación del modelo numérico en términos de la evolución de la fuerza en modo I para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.....	93
Figura 3.39. Validación del modelo numérico en términos de la energía de fractura $G_{Ic}$ para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.....	94
Figura 3.40. Comparación de la energía de fractura media experimental y numérica en a) modo I, $G_{Ic}$ y b) modo II, $G_{IIc}$ .....	95

Figura 3.41. Fuerza máxima de la unión de solape L=10mm para los espesores de adhesivo analizados. ....	96
Figura 3.42. Variación de la fuerza máxima soportada por la unión para diferentes longitudes de solape en función del espesor de adhesivo.....	97
Figura 3.43. Distribuciones de tensión tridimensionales en el adhesivo para un espesor de 0.13 mm: a) tensiones de pelado y b) tensiones de cortadura para el solape de 10 mm; c) tensiones de pelado y d) tensiones de cortadura para el solape de 30 mm; e) tensiones de pelado y f) tensiones de cortadura para el solape de 60 mm; g) tensiones de pelado y h) tensiones de cortadura para el solape de 80 mm. ....	98
Figura 3.44. Distribuciones de tensión en el interior de la capa de adhesivo para un espesor de 0.13 mm: a) tensiones de pelado y b) tensiones de cortadura.....	99
Figura 3.45. Variación de las distribuciones de a) tensión de pelado y b) tensión de cortadura para los diferentes espesores de adhesivo. ....	100
Figura 4.1. Ensayos de tracción estática: a) disposición de la probeta y b) detalle de la colocación de las bandas extensométricas. ....	106
Figura 4.2. Curvas fuerza-desplazamiento experimentales en condiciones estáticas para: a) probetas intactas, b) probetas con agujero, c) reparaciones con parche rectangular simple, d) reparaciones con parche rectangular doble y e) reparaciones con parche circular doble.....	107
Figura 4.3. Valores de fuerza máxima y desplazamiento de las probetas ensayadas a tracción estática.....	108
Figura 4.4. Modo de fallo de los laminados intactos en condiciones estáticas.....	109
Figura 4.5. Explicación gráfica del efecto borde para un laminado [0/90/90/0].....	110
Figura 4.6. Modo de fallo de los laminados con agujero en condiciones estáticas.....	111
Figura 4.7. Modo de fallo de las reparaciones de parche rectangular simple en condiciones estáticas.....	111
Figura 4.8. Modo de fallo de las reparaciones de parche rectangular doble en condiciones estáticas. ....	112
Figura 4.9. Modo de fallo de la reparación de parche circular doble en condiciones estáticas....	113
Figura 4.10. Sistema de coordenadas local 123 (lámina) y global XYZ (laminado).....	114
Figura 4.11. Geometría de la reparación de parche doble circular, como ejemplo de los casos estudiados bajo condiciones estáticas. ....	118
Figura 4.12. Condiciones de contorno aplicadas sobre las reparaciones en condiciones estáticas. ....	119
Figura 4.13. Detalle del mallado de las reparaciones en condiciones estáticas.....	119

Figura 4.14. Explosionado de la reparación adhesiva de parche doble circular (en color azul las capas de adhesivo y en color gris el laminado y los parches).....120

Figura 4.15. Curvas fuerza-desplazamiento de las distintas configuraciones en condiciones estáticas: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche simple rectangular, d) reparación con parche doble rectangular y e) reparación con parche doble circular. ....121

Figura 4.16. Comparación de la fuerza máxima y el desplazamiento obtenidos numérica y experimentalmente en condiciones estáticas.....123

Figura 4.17. Modo de fallo de las reparaciones en condiciones estáticas: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche simple rectangular, d) reparación con parche doble rectangular y e) reparación con parche doble circular.....124

Figura 4.18. Fuerza máxima en función de la configuración de la reparación en condiciones estáticas. ....127

Figura 4.19. Fuerza máxima en función del tamaño del parche de las reparaciones en condiciones estáticas. ....128

Figura 4.20. Evolución del daño en condiciones estáticas de las reparaciones de: a) parche doble rectangular y b) parche doble circular. ....129

Figura 4.21. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular en condiciones estáticas.....130

Figura 4.22. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble circular en condiciones estáticas.....131

Figura 4.23. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple rectangular en condiciones estáticas.....131

Figura 4.24. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple circular en condiciones estáticas.....132

Figura 4.25. Fuerza máxima en función del espesor de adhesivo para las diferentes configuraciones de reparaciones en condiciones estáticas. ....133

Figura 4.26. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas. ....134

Figura 4.27. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble circular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas. ....135

Figura 4.28. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple rectangular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas. ....136

Figura 4.29. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple circular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas. ....137

Figura 4.30. Fuerza máxima al variar el tamaño del parche y el espesor de adhesivo en condiciones estáticas para las configuraciones de a) parche rectangular doble y b) parche circular doble...	138
Figura 4.31. Fuerza máxima en función de la secuencia de apilamiento del parche de las reparaciones en condiciones estáticas.....	139
Figura 4.32. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar la secuencia de apilado del parche en condiciones estáticas. ....	140
Figura 4.33. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar la secuencia de apilado del parche en condiciones estáticas. ....	141
Figura 4.34. Fuerza máxima al variar la geometría del parche de las reparaciones en condiciones estáticas.....	142
Figura 4.35. Evolución del daño en el adhesivo al variar la geometría del parche en condiciones estáticas.....	143
Figura 5.1. Máquina Instron VHS de alta velocidad.....	148
Figura 5.2. Detalle de los elementos móviles de la máquina de ensayos Instron VHS. ....	150
Figura 5.3. Detalle de a) la disposición de la probeta y b) la colocación de las bandas extensométricas para los ensayos de tracción dinámica. ....	151
Figura 5.4. Fuerza de inercia de los ensayos en condiciones dinámicas. ....	154
Figura 5.5. Vibración libre de la máquina de ensayos tras la rotura de las probetas en condiciones dinámicas. ....	154
Figura 5.6. Curvas fuerza-desplazamiento experimentales en condiciones dinámicas a 5 m/s para: a) probetas intactas, b) probetas con agujero y c) reparaciones con parche rectangular doble.	155
Figura 5.7. Curvas fuerza-desplazamiento experimentales en condiciones dinámicas a 15 m/s para: a) probetas intactas, b) probetas con agujero y c) reparaciones con parche rectangular doble. ....	156
Figura 5.8. Valores de fuerza máxima y desplazamiento de las probetas ensayadas a tracción dinámica: a) 5 m/s y b) 15 m/s. ....	157
Figura 5.9. Modo de fallo de las probetas intactas ensayadas en condiciones dinámicas a una velocidad de ensayo de: a) 5 m/s y b) 15 m/s. ....	159
Figura 5.10. Modo de fallo de las probetas con agujero ensayadas en condiciones dinámicas a una velocidad de: a) 5 m/s y b) 15 m/s. ....	159
Figura 5.11. Modo de fallo de las reparaciones de parche doble rectangular ensayadas en condiciones dinámicas a una velocidad de: a) 5 m/s y b) 15 m/s. ....	160
Figura 5.12. Variación de la resistencia de las probetas con agujero y reparaciones ensayadas en condiciones estáticas y dinámicas, respecto del laminado intacto correspondiente.....	161

Figura 5.13. Geometría de la reparación de parche doble rectangular, como ejemplo de los casos estudiados bajo condiciones dinámicas. ....163

Figura 5.14. Condiciones de contorno aplicadas sobre las reparaciones en condiciones dinámicas, extensibles al resto de configuraciones estudiadas.....163

Figura 5.15. Mallado del laminado con agujero en condiciones dinámicas, como ejemplo de las configuraciones estudiadas. ....164

Figura 5.16. Curvas fuerza-desplazamiento de las distintas configuraciones en condiciones dinámicas a una velocidad de ensayo de 5 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular. ....165

Figura 5.17. Curvas fuerza-desplazamiento de las distintas configuraciones en condiciones dinámicas a una velocidad de ensayo de 15 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular. ....166

Figura 5.18. Validación del modelo numérico de reparaciones en condiciones dinámicas: a) 5 m/s y b) 15 m/s. ....167

Figura 5.19. Modo de fallo de reparaciones adhesivas en condiciones dinámicas para una velocidad de ensayo de 5 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular. ....168

Figura 5.20. Modo de fallo de reparaciones adhesivas en condiciones dinámicas para una velocidad de ensayo de 15 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular. ....169

Figura 5.21. Fuerza máxima al variar el tamaño del parche y el espesor de adhesivo en condiciones estáticas condiciones dinámicas para la configuración de parche rectangular doble.....171

Figura 5.22. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar el espesor de adhesivo en condiciones dinámicas. ....172

Figura 5.23. Fuerza máxima en función de la secuencia de apilamiento del parche rectangular para la reparación a solape doble en condiciones dinámicas.....173

Figura 5.24. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar la secuencia de apilado del parche en condiciones dinámicas.....174

Figura 5.25. Fuerza máxima en función de la geometría del parche en condiciones dinámicas. 175

Figura 5.26. Evolución del daño en el adhesivo al variar la geometría del parche en condiciones dinámicas. ....176

Figura 5.27. Fuerza máxima en función de aplicación de la carga para las reparaciones de parche doble rectangular. ....177

Figura 5.28. Evolución del daño en el adhesivo al variar la velocidad de aplicación de la carga en condiciones dinámicas.....178

# Índice de tablas

Tabla 3.1. Propiedades ortótropas elásticas de la lámina unidireccional de carbono-epoxi en la dirección de las fibras (Campilho et al., 2013).....	57
Tabla 3.2. Propiedades del adhesivo, Araldite 2015 (Campilho et al., 2013).....	57
Tabla 3.3. Fuerza máxima de la unión a solape simple.....	58
Tabla 3.4. Fuerza máxima de la unión a solape simple para diferentes leyes tracción-separación. .....	60
Tabla 3.5. Propiedades de la lámina IM7/MTM-45-1 (Ridgard, 2008).....	67
Tabla 3.6. Propiedades elásticas del adhesivo MTA-240.....	71
Tabla 3.7. Energía de fractura $G_{Ic}$ obtenida en modo I.....	83
Tabla 3.8. Energía de fractura $G_{IIc}$ obtenida en modo II.....	87
Tabla 3.9. Fuerza máxima experimental y numérica obtenida en modo I.....	91
Tabla 3.10. Energía de fractura experimental y numérica obtenida en modo I.....	92
Tabla 3.11. Fuerza máxima experimental y numérica obtenida en modo II.....	93
Tabla 3.12. Energía de fractura experimental y numérica obtenida en modo II.....	94
Tabla 4.1. Propiedades del adhesivo MTA-240 para el espesor de 0.13 mm.....	103
Tabla 4.2. Geometría de las probetas sometidas a tracción estática.....	105
Tabla 4.3. Valores de fuerza máxima de probetas ensayadas a tracción estática.....	108
Tabla 4.4. Resultados numéricos y experimentales para probetas a tracción estática.....	123
Tabla 4.5. Resultados numéricos y experimentales para reparaciones a solape simple y doble. .....	126
Tabla 5.1. Geometría de las probetas sometidas a tracción dinámica.....	149
Tabla 5.2. Valores de fuerza máxima de probetas ensayadas a tracción dinámica.....	157
Tabla 5.3. Comparativa de los resultados experimentales y numéricos en condiciones dinámicas. .....	167





# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Motivación

En las últimas décadas, la evolución en diferentes tecnologías industriales motivada por las nuevas necesidades y retos que han aparecido ha llevado a buscar alternativas en materiales diferentes a los tradicionales (Mangalgiri, 1999; Soutis y Hu, 1997). Este avance, ha supuesto un incremento en el uso de estructuras fabricadas con materiales compuestos, los cuales presentan excelentes propiedades mecánicas frente a los anteriores, en numerosos campos de la ingeniería, tales como la construcción, el sector de la automoción, y la industria aeronáutica y aeroespacial entre otros (Banea y da Silva, 2009; Davis y Bond, 1999; Blackman et al., 2008; Budhe et al., 2017).

Los materiales compuestos son aquellos formados por dos o más constituyentes, de tal forma que las propiedades del conjunto son superiores a las de cada uno de los componentes de manera individual. Desde un punto de vista de diseño estructural, algunas de las características que ofrecen este tipo de materiales y que han motivado su desarrollo son su elevada resistencia mecánica frente a su bajo peso, alta rigidez, flexibilidad, estabilidad dimensional, mayor tolerancia a fatiga y resistencia a la corrosión (Okafor et al., 2005; Budhe et al., 2017).

Actualmente, numerosos sectores de la industria se enfrentan a la consecución de diferentes desafíos relacionados con factores económicos y de seguridad de los materiales compuestos. Entre ellos, destacan reducir los costes de fabricación, garantizar la calidad de los procesos de fabricación desarrollando tecnologías eficientes y reglas de diseño fiables, y mejorar las

tecnologías de mantenimiento estructural y reparación, partiendo de una mejor prevención de daños en servicio (Katnam et al., 2013). Además de los anteriores, en los últimos años han aparecido nuevos retos como consecuencia de los efectos del cambio climático. Sectores como el aeroespacial o el aeronáutico, están focalizando sus esfuerzos en conseguir una reducción considerable de las emisiones de sus aeronaves debidas al elevado consumo de combustible. Algunas de las medidas para disminuir el elevado consumo son el desarrollo de motores más eficientes, el uso de combustibles alternativos, la disminución del peso de los diferentes componentes y las mejoras de la aerodinámica (Lawrence, 2009).

La optimización del peso del conjunto de la estructura debe llevarse a cabo sin comprometer las aptitudes mecánicas y la seguridad de las aeronaves. Este hecho, ha impulsado de manera exponencial (Figura 1.1) el uso de los materiales compuestos debido a sus excelentes propiedades mecánicas y ligereza frente a materiales tradicionales como los metales, suponiendo un elevado ahorro energético (Katnam et al., 2013). Se estima que una reducción de 1 kg en una aeronave del tipo Airbus A230 se traduce en un ahorro de 2900 litros de combustible anuales (O’Higgins et al., 2008). Así, compañías como Airbus y Boeing, son algunas de las principales precursoras de este avance mediante la sustitución de estructuras primarias y secundarias de sus aeronaves fabricadas inicialmente con materiales como el aluminio o el acero, por materiales compuestos, como, por ejemplo, laminados de fibra de carbono (Katnam et al., 2013). Cabe destacar que la cantidad de material compuesto empleado en los modelos de avión más recientes, como son el Boeing 787 y el Airbus 350, supone un 50% aproximadamente del peso estructural total de la aeronave (Hale, 2006; Xing et al., 2014). Esta reducción de peso se traduce en un 20% de ahorro de combustible, respecto de una estructura fabricada con materiales tradicionales.

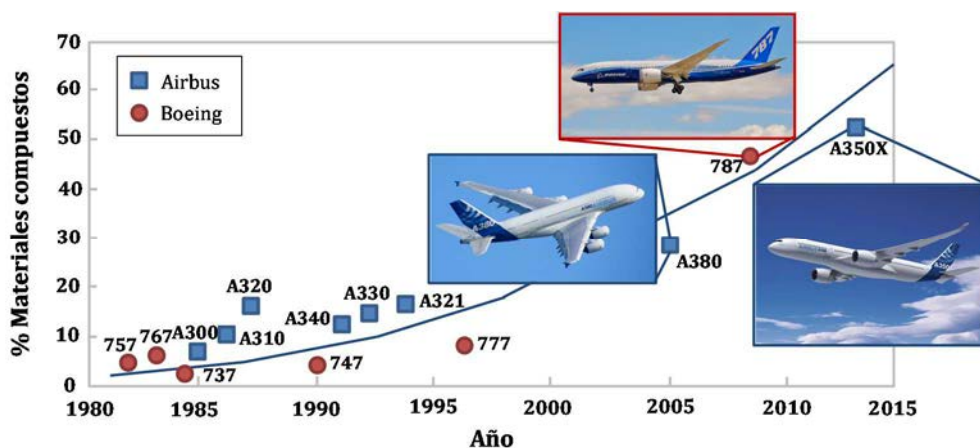


Figura 1.1. Evolución del uso de los materiales compuestos en la industria aeronáutica en las últimas décadas (Sohel y Fangueiro, 2016).

El reciente desarrollo de los materiales compuestos avanzados en comparación a los materiales tradicionales, implica que el conocimiento sobre su comportamiento no esté desarrollado de igual manera (Katnam et al., 2013). Las propiedades de la matriz y la fibra, así como la interacción entre ambas, influyen de manera muy variada en las propiedades del conjunto y sus mecanismos de fallo. La complejidad asociada al comportamiento que presentan los materiales compuestos hace necesario el desarrollo de técnicas capaces de predecir la respuesta de estas estructuras frente a diferentes estados de carga. Del mismo modo, resulta necesaria la determinación, desarrollo y estandarización de los diferentes procesos relacionados con la fabricación, mantenimiento, reparación, seguridad y eficiencia de estos materiales.

Durante su vida en servicio, las aeronaves pueden sufrir daños en estructuras primarias o secundarias debido a la aparición de defectos durante la fabricación, o como consecuencia de cargas mecánicas externas o factores medioambientales. La resistencia de un componente que ha sido dañado depende del alcance y naturaleza del daño, el cual se puede encontrar localizado en mayor o menor medida (Abrate, 1991; Davies y Gao, 1995). Los materiales compuestos, se caracterizan por un comportamiento frágil, lo que los hace susceptibles al daño provocado por impactos durante el mantenimiento o durante su vida útil, ya que éstos se producen en la dirección transversal provocando una mayor disminución de la resistencia (Abrate, 1991; Davies y Gao, 1995; Katnam et al., 2013). En cualquier caso, es necesario analizar el alcance del mismo y evaluar las posibles soluciones que se pueden adoptar para recuperar las aptitudes mecánicas de la estructura sin dañar.

Debido al alto nivel de integración y elevado tamaño de los diferentes componentes estructurales de la aeronave (Figura 1.2), existe una necesidad creciente en el desarrollo de las técnicas y procesos relacionados con la reparación de componentes dañados fabricados en material compuesto (Cheng y Gong, 2014; Shah y Tarfaoui, 2016). De esta forma, con el objetivo principal de aplicar este tipo de tecnología sobre estructuras primarias, como pueden ser el fuselaje o las alas, o secundarias, la reparación resulta preferible frente a la sustitución completa de las mismas como primera solución (Caminero et al., 2013). Por todo esto, la reparación de partes dañadas se ha convertido en una alternativa que, dependiendo del tipo de daño, puede suponer un gran ahorro desde el punto de vista económico y temporal (Baker, 1996; Cheng y Gong, 2014). Además, permite el aprovechamiento de estructuras ya existentes, lo que contribuye a un desarrollo sostenible disminuyendo el problema de la generación de residuos y el reciclaje de materiales compuestos.



**Figura 1.2. Diferentes partes de una aeronave en su proceso de montaje (Boeing, 2000).**

Existen dos grandes grupos de técnicas de reparación de estructuras de materiales compuestos ampliamente utilizadas: reparaciones mecánicas y reparaciones adhesivas. Las reparaciones mecánicas son un proceso generalmente más simple respecto de otras técnicas, que proporcionan un refuerzo fuera del plano. Sin embargo, el proceso de perforado puede provocar daños en el laminado, a la vez que da lugar a la aparición de grandes concentraciones de tensión en los mismos debidas a los agujeros. Además, no son aplicables a laminados cuyo espesor es inferior a 8 mm (Baker y Jones, 1988).

Las reparaciones adhesivas presentan ciertas ventajas frente a las reparaciones mecánicas como puede ser un menor incremento de peso, mejor adaptación a geometrías complejas y mejor comportamiento frente a fatiga (Baker, 1996; Blackman et al., 2008; Khoramishad et al., 2010). Además, son aplicables a laminados delgados con espesores inferiores a 3 mm, o a estructuras tipo sándwich (Zimmerman y Liu, 1996). Sin embargo, las reparaciones adhesivas estructurales de material compuesto no se han desarrollado de igual manera que las reparaciones mecánicas, debido a la falta de estudio acerca de su comportamiento. Algunas de las causas que han obstaculizado la implantación de esta tecnología en la industria, han sido el conocimiento limitado de la respuesta de estas estructuras, junto con la carencia de criterios de daño correctamente establecidos.

Las reparaciones adhesivas no están certificadas en la industria aeronáutica, frente a las mecánicas que sí lo están, debido, en cierto modo, a la dificultad de predicción del comportamiento de las mismas por la influencia de un elevado número de parámetros diferentes, como pueden ser el tratamiento superficial previo, el tipo de adhesivo, las condiciones de curado y el diseño de la propia reparación (BOPACS, 2012; Kruse et al., 2014; da Silva et al., 2011; Floros et al., 2015). Este

desconocimiento lleva al uso de métodos inapropiados de diseño que se emplean desde la selección de los materiales que constituyen el adhesivo, hasta los posteriores procesos a seguir de fabricación y mantenimiento (Davis y Bond, 2000). Además, la mayor parte de las técnicas de reparación existentes son muy específicas y no pueden ser empleadas de manera generalizada en reparaciones destinadas a diferentes aplicaciones (Ahn y Springer, 2000). Desde hace años, este problema ha supuesto, en algunas ocasiones, llevar a cabo de manera inadecuada una reparación adhesiva incluso habiendo seguido las recomendaciones e instrucciones de manuales (Davies y Zhang, 1995). Como consecuencia, resulta necesario desarrollar, extender y estandarizar nuevas técnicas de reparación adhesiva sobre materiales compuestos, así como técnicas de predicción que permitan alcanzar un diseño preciso y óptimo para la solicitud requerida.

El objetivo principal de una reparación es restaurar la capacidad resistente del componente dañado, evitar cambios en la rigidez y las distribuciones de tensiones, impedir la aparición de daños adicionales bajo las condiciones de carga a las que se ven sometidos y garantizar la tolerancia al daño frente a posibles impactos (Davis y Bond, 2000; Davis et al., 2004). De este modo, para poder llegar a certificar este tipo de reparaciones resulta necesario demostrar que cumplen con los objetivos de fiabilidad, seguridad y eficiencia requeridos para el diseño de las aeronaves. Para ello, se debe actuar en niveles diferentes: determinación de materiales y procesos (preparación y realización de la reparación), análisis de la reparación para asegurar su comportamiento (experimental y modelización), y monitorización y control de la reparación (empleando técnicas de inspección no destructiva).

Entre los niveles anteriores, es imprescindible el análisis de la respuesta de una reparación adhesiva desde un punto de vista experimental y numérico. Un estudio experimental extenso puede resultar costoso y difícil de llevar a cabo, pero permite entender el problema y validar los modelos planteados. Los métodos numéricos, por su parte, requieren de un conocimiento profundo del problema para poder formular las hipótesis y simplificaciones necesarias, y analizar los resultados de forma adecuada. Sin embargo, suponen un gran ahorro en términos temporales y económicos.

En la presente Tesis Doctoral se ha realizado un análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas sobre laminados de material compuesto desde un punto de vista numérico y experimental. Dada la elevada cantidad de parámetros influyentes sobre el comportamiento de las reparaciones adhesivas, los métodos analíticos resultan, en ocasiones, demasiado sencillos y simplificados, por lo que no permiten abordar el problema con el detalle deseado. A pesar de ello, pueden ser empleados como aproximaciones rápidas ya que tienen en cuenta los parámetros más significativos.

El estudio de la literatura científica revela la importancia del análisis de la respuesta global de reparaciones adhesivas estructurales frente a diferentes solicitaciones. La mayor parte de estos trabajos están centrados en el estudio de reparaciones en condiciones estáticas, mientras que son muy pocos los llevados a cabo considerando condiciones dinámicas. Por otro lado, existe una necesidad relativa al diseño y optimización de este tipo de estructuras. Es posible encontrar estudios que abordan la influencia de diferentes parámetros del problema de manera aislada. Sin embargo, es importante ampliar el análisis sobre diferentes configuraciones que permitan un análisis más detallado en condiciones dinámicas, teniendo en cuenta la extensión del problema que se plantea. Por otro lado, existen pocos trabajos en los que se haya llevado a cabo el estudio de los mecanismos de fallo de reparaciones estructurales. El análisis de estos mecanismos resulta imprescindible para conocer con precisión la respuesta de las mismas, lo que permite su posterior diseño y certificación (Jones et al., 1995). Por todo ello, en el presente trabajo se pretende extender el conocimiento acerca de las reparaciones adhesivas estructurales de parche externo sobre laminados delgados sometidos a un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas y dinámicas, al ser el caso más sencillo, pero a su vez representativo, de manera que sea posible una optimización de su diseño.

## 1.2. Objetivos

El objetivo de la presente Tesis Doctoral es estudiar el comportamiento de reparaciones adhesivas de tipo parche externo de material compuesto sobre laminados delgados sometidas a cargas de tracción uniaxial en condiciones estáticas y dinámicas, analizando el efecto de diferentes variables en el comportamiento global de la reparación.

Para alcanzar el objetivo general de la Tesis, se han establecido los siguientes objetivos parciales divididos en tres bloques:

- Objetivos relativos al estudio del comportamiento de uniones a solape simple.
- Objetivos relativos al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial en condiciones estáticas.
- Objetivos relativos al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial en condiciones dinámicas.

### **Objetivos relativos al estudio del comportamiento de uniones a solape simple**

Se lleva a cabo un estudio del comportamiento de uniones adhesivas de material compuesto a solape simple como primera aproximación al comportamiento de reparaciones adhesivas estructurales. Para ello, se han planteado diferentes tareas:

- Desarrollo de un modelo numérico tridimensional en el código comercial de elementos finitos Abaqus/Standard para predecir el comportamiento del adhesivo y su respuesta a fractura. Dicho modelo se ha validado empleando resultados experimentales y numéricos, obtenidos a partir de un modelo bidimensional, ambos recogidos en la literatura.
- Evaluación de la influencia de parámetros relativos a la evolución del daño en el adhesivo del modelo numérico, como la ley tracción-separación, la energía de fractura y la resistencia cohesiva, sobre el comportamiento global de la unión y el modo de fallo.
- Evaluación del efecto de parámetros geométricos, como el espesor de adhesivo o la longitud de solape, sobre el modo de fallo de la unión adhesiva y la resistencia de la misma.
- Caracterización mecánica del adhesivo con el objetivo de obtener las propiedades necesarias para la implementación del modelo numérico considerando diferentes espesores debido a la falta de información disponible en la literatura.

El adhesivo caracterizado se empleó, a su vez, en el posterior análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas. Así, fue necesaria la realización de ensayos experimentales a tracción y cortadura para obtener las propiedades elásticas del material, y de fractura en diferentes modos para obtener la energía de fractura del adhesivo para diferentes espesores, todos ellos siguiendo las directrices de las normativas ASTM e ISO.

- Validación del modelo numérico desarrollado para las propiedades obtenidas experimentalmente, reproduciendo los ensayos de fractura llevados a cabo sobre uniones adhesivas frente a los diferentes modos de fractura ensayados.

### **Objetivos relativos al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial en condiciones estáticas**

Se analiza de la respuesta de reparaciones adhesivas de tipo parche externo sometidas a cargas tracción uniaxial en condiciones estáticas sobre laminados de material compuesto de pequeño espesor, para lo cual ha sido necesario:

- Implementación de una subrutina de usuario VUMAT en lenguaje Fortran para definir la respuesta del material compuesto empleando un criterio de daño que contempla diferentes modos de fallo tanto en fibra como en matriz.
- Desarrollo de un modelo numérico tridimensional en Abaqus/Explicit que permita simular el comportamiento de reparaciones adhesivas combinando un modelo de daño progresivo basado en la Mecánica del Daño Continuo para predecir la degradación de las propiedades del adhesivo tras el inicio del daño, y la subrutina VUMAT desarrollada para el material compuesto.
- Realización de ensayos experimentales sobre reparaciones con diferentes configuraciones: laminado intacto, laminado con agujero (para simular el saneamiento del daño en el mismo) y laminado reparado con parche a solape simple y doble, cuya geometría es circular y rectangular.
- Validación del modelo numérico planteado con los resultados obtenidos experimentalmente para las diferentes configuraciones consideradas y análisis de los resultados
- Análisis de la influencia de parámetros geométricos como el tipo de solape, tamaño del parche, espesor de adhesivo, secuencia de apilamiento del parche y geometría del mismo, sobre el comportamiento de reparaciones adhesivas estructurales y el modo de fallo.

### **Objetivos relativos al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial en condiciones dinámicas**

Se estudia el comportamiento de reparaciones adhesivas de tipo parche externo bajo cargas tracción uniaxial en condiciones dinámicas. Para la consecución de este objetivo se han llevado a cabo las siguientes tareas:

- Realización de ensayos experimentales considerando diferentes velocidades de deformación sobre laminados de material compuesto intactos, con agujero y reparados considerando una configuración de parche a solape doble rectangular.
- Validación del modelo numérico en condiciones dinámicas empleando resultados experimentales de ensayos llevados a cabo.



- Análisis de la influencia de parámetros geométricos relativos al tamaño del parche, espesor de adhesivo, secuencia de apilamiento del parche, geometría del mismo y velocidad de aplicación de la carga, sobre el comportamiento global de la estructura.

### **1.3. Estructura del documento**

La presente Tesis Doctoral se ha dividido en seis capítulos, el primero de los cuales recoge la motivación que ha llevado a la realización del presente trabajo, exponiendo los principales objetivos planteados.

En el segundo capítulo se presenta el estado del arte. En primer lugar, se plantea la importancia del desarrollo y aplicación de reparaciones adhesivas en la industria frente a otros tipos de reparaciones, como pueden ser las mecánicas, debido a las ventajas que ofrece este tipo de tecnología en numerosos sectores. Asimismo, se exponen los principales modos de fallo que pueden aparecer en este tipo de estructuras para entender su comportamiento en profundidad, y que demuestran la importancia del desarrollo de herramientas predictivas capaces de reproducirlos. Posteriormente, se han presentado algunos de los estudios más relevantes relativos a este campo y que han servido como punto de partida del presente trabajo. Finalmente, se ha focalizado la búsqueda bibliográfica en los modelos de daño empleados en la modelización de reparaciones adhesivas sometidas a cargas de tracción.

El tercer capítulo se ha centrado en la implementación de un modelo numérico capaz de reproducir el comportamiento del adhesivo. Para ello, se ha realizado un análisis de la respuesta de uniones adhesivas como primera aproximación al estudio de reparaciones adhesivas, el cual ha permitido una mejor comprensión del inicio y evolución del daño en el adhesivo. Se estudia la influencia de variables que definen el modelo numérico, así como parámetros geométricos de la unión. Debido a la falta de información necesaria para definir el modelo numérico al variar el espesor de adhesivo, es necesaria la caracterización de las propiedades del adhesivo para los espesores considerados. Para ello, se llevan a cabo ensayos experimentales que permiten obtener tanto las propiedades elásticas del material, como la energía de fractura del mismo. Además, se valida el modelo numérico para las propiedades del adhesivo obtenidas reproduciendo los ensayos de fractura llevados a cabo sobre uniones adhesivas.

A continuación, en el cuarto capítulo, se estudia el comportamiento a tracción uniaxial en condiciones estáticas de reparaciones adhesivas considerando diferentes configuraciones. Para

ello, se presenta un modelo numérico que recoge el daño en el material compuesto y el adhesivo, el cual se valida mediante resultados experimentales obtenidos de los ensayos llevados a cabo. Sobre dicho modelo, se realizan diversas modificaciones en lo que a geometría se refiere, buscando una configuración óptima de referencia que cumpla unos requisitos determinados. Sobre dicha configuración se lleva a cabo un análisis de la influencia de diferentes parámetros comparando los resultados obtenidos, con el objetivo de encontrar pautas de diseño que contemplen una mayor variedad de variables.

En el quinto capítulo, se analiza la respuesta de las reparaciones adhesivas ante un estado de carga uniaxial en condiciones dinámicas. Se muestran los resultados obtenidos a partir de los ensayos experimentales realizados, variando la velocidad de aplicación de la carga, los cuales, posteriormente, se emplean como herramienta de validación del modelo numérico. Se estudian diferentes configuraciones que han permitido profundizar en la respuesta de este tipo de estructuras bajo las condiciones determinadas y analizar la influencia de diferentes parámetros sobre su respuesta.

Posteriormente, en el sexto capítulo, se presentan las principales conclusiones extraídas de la realización del presente trabajo, así como las principales aportaciones originales derivadas del mismo, proponiendo diferentes líneas de desarrollo para posibles trabajos futuros. También, se muestran las principales contribuciones en forma de publicaciones en revistas científicas o aportaciones a congresos, tanto de ámbito nacional, como internacional.

Con el fin de obtener la mención internacional del doctorado y de acuerdo con la normativa vigente del programa de doctorado, el sexto capítulo se ha redactado nuevamente en inglés, incluyendo las principales conclusiones, aportaciones originales y líneas de trabajo futuro, así como la difusión de resultados.

Por último, se presenta la bibliografía empleada en la realización de la presente Tesis Doctoral.

## Capítulo 2

### Antecedentes

#### 2.1. Introducción

La certificación de reparaciones adhesivas requiere demostrar que cumplen con los objetivos de fiabilidad, seguridad y eficiencia requeridos para las aeronaves, actuando de acuerdo con tres niveles: materiales y procesos, análisis de la reparación y monitorización y control de la misma. Por ello, el desarrollo del presente trabajo se centra en el análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas estructurales, desde un punto de vista experimental y numérico, profundizando en la influencia de diferentes parámetros geométricos sobre su respuesta.

En el presente capítulo se ha realizado una descripción general del estado del arte acerca del análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas de laminados de material compuesto de espesor delgado. En primer lugar, se presentan aspectos generales relativos a las reparaciones adhesivas, describiendo brevemente el proceso de reparación, así como los tipos existentes.

A continuación, se analizan los diferentes modos de fallo en uniones adhesivas como primera aproximación al estudio del comportamiento de reparaciones adhesivas, extendiendo los mecanismos de daño a estas últimas. Finalmente, se presentan diferentes estudios disponibles en la literatura focalizando la búsqueda bibliográfica sobre las metodologías experimentales y numéricas propuestas en la literatura científica para el estudio de la respuesta a tracción de reparaciones en condiciones estáticas y dinámicas.

## 2.2. Reparaciones adhesivas de laminados

Durante los últimos años, el uso de estructuras primarias y secundarias fabricadas con materiales compuestos se ha visto impulsado en sectores como el aeroespacial o el aeronáutico. Con el propósito de reducir el impacto negativo del transporte aéreo en el medio ambiente, resulta de gran interés disminuir el consumo de combustible de las aeronaves. Este objetivo se puede alcanzar mediante una reducción del peso estructural, entre otros. Por este motivo, el número de componentes fabricados con materiales compuestos que conforman una aeronave ha incrementado en las últimas décadas como consecuencia de la disminución de peso que suponen respecto de una estructura convencional metálica equivalente (Lawrence, 2009).

La naturaleza frágil que caracteriza a los materiales compuestos los hace susceptibles al daño a lo largo de su vida útil. Algunos de los motivos que pueden llegar a provocar el daño en el material compuesto afectando negativamente su comportamiento están causados por defectos que aparecen durante el proceso de fabricación, acumulación de daños debidos a las cargas a las que está sometida la estructura, efecto de cargas que superan los límites de diseño, impactos a baja velocidad durante el mantenimiento de la aeronave o condiciones meteorológicas adversas como el granizo (Miravete et al., 2002). Como consecuencia de estos daños, y debido al alto nivel de integración de las estructuras fabricadas con materiales compuestos junto con el gran tamaño de los mismos, ha sido necesario el desarrollo de técnicas de reparación que permitan la recuperación de las propiedades mecánicas de la estructura previas al daño (Soutis y Hu, 1997). Dichas técnicas suponen un ahorro en términos económicos y una reducción del impacto medioambiental al disminuir la cantidad de residuos (Katnam et al., 2013).

El propósito principal de una reparación estructural es restaurar la resistencia inicial del componente dañado, asegurando su integridad estructural, así como su correcto comportamiento al estar sometido a diferentes estados de carga durante su vida en servicio. Asimismo, debe evitar cambios en la rigidez global de la estructura y garantizar una correcta transferencia de carga de manera que la distribución de tensiones sea similar a la original a través del área reparada, todo ello sin suponer un aumento de peso (Chue y Liu, 1995; Banea y da Silva 2009; Rachid et al., 2012).

Existen dos tipos de reparaciones aplicables a estructuras de materiales compuestos: reparaciones mecánicas y reparaciones adhesivas. Las reparaciones adhesivas presentan ventajas con respecto a las mecánicas, como un mejor comportamiento a fatiga, menor sensibilidad a la corrosión al no introducir piezas metálicas adicionales, mejor adaptación a formas complejas y menor peso. Cabe destacar que las reparaciones mecánicas no son aplicables a reparaciones de

laminados delgados con espesores menores a 8 mm debido a las cargas inducidas por los remaches (Baker, 1996), mientras que las reparaciones adhesivas son aplicables a laminados delgados de espesor inferior a 3 mm. De esta forma, constituyen una alternativa creciente frente a las reparaciones mecánicas dentro de los diferentes campos de la ingeniería (Soutis y Hu, 1997; Davis y Bond, 1999; Banea y da Silva, 2009; Budhe et al., 2017).

Antes de llevar a cabo una reparación es necesario evaluar los daños existentes para determinar el método más adecuado a utilizar. De esta forma es posible establecer de manera correcta la técnica de reparación y el material a emplear, así como los procesos que son necesarios llevar a cabo sobre el área dañada (Figura 2.1).

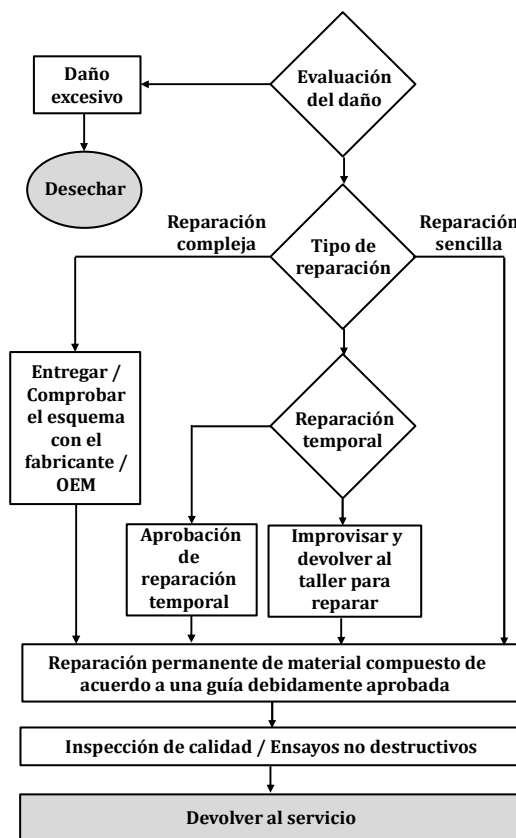


Figura 2.1. Proceso de reparación de materiales compuestos (Hexcel 1999).

La decisión de reparar o desechar un componente tras evaluar el daño se determina en base a la naturaleza del daño y su alcance, el tipo de reparación a realizar para recuperar la resistencia

inicial, los costes derivados de la misma, su posición y accesibilidad, y la disponibilidad de los materiales necesarios.

Una vez evaluado el daño y determinada el área a reparar sobre el componente, el paso previo a la ejecución de la propia reparación es la eliminación de material de la zona dañada mediante la realización de un agujero (Soutis y Hu 1997; Hu y Soutis, 2000; Caminero et al., 2013, Katnam et al., 2013). Este agujero puede provocar un cambio en el estado tensional de la estructura, reduciendo su capacidad resistente y vida en fatiga debido a la aparición de concentración de tensiones en las zonas cercanas al mismo (Whitney y Nuismer, 1974; Erçin et al., 2013). La cantidad de material que debe ser eliminado depende no sólo del alcance del propio daño, sino también de los parámetros geométricos con los que se diseña la reparación. Un exceso en la eliminación de material puede provocar un efecto adverso sobre el componente. Por ello, una reparación debe estar diseñada de manera tal que se minimice la concentración de tensiones del agujero en el laminado debidas tanto a la cantidad de material eliminado (tamaño del agujero) como a la geometría de la reparación, considerado que actúa sobre un área determinada del laminado (Katnam et al., 2013).

La preparación superficial, previa a la realización de la reparación, resulta fundamental para conseguir la correcta adhesión de los diferentes elementos (Kruse et al., 2014), de tal forma que las cargas se transmitan de manera adecuada. Por ello, es necesario asegurar que la superficie a unir se encuentre libre de contaminantes e impermeabilizada, llevando a cabo un tratamiento básico según el cual la superficie quede limpia y activa para la posterior adhesión, el cual, dependerá del material empleado (Budhe et al., 2017). Algunos autores han demostrado que la durabilidad de las reparaciones depende de la preparación superficial previa al proceso de adhesión (Azari y Spelt, 2010).

El proceso de adhesión es uno de los aspectos relevantes que deben ser considerados, ya que influye sobre el desarrollo del daño, el modo de fallo y la resistencia de la reparación (Mohan et al., 2014; Mohan et al., 2015). La reparación de sustratos de material compuesto puede llevarse a cabo mediante diferentes métodos, como son la co-reparación, el co-curado, la reparación secundaria y la reparación mediante el uso de diferentes materiales (Kruse et al., 2014; Budhe et al., 2017). El proceso de co-reparación consiste en el curado simultáneo del parche y el adhesivo. El co-curado es el curado simultáneo de adherente, parche y adhesivo. En el caso de la reparación secundaria, el adherente y el parche se encuentran curados, y es el adhesivo el que se cura en último lugar. De entre los métodos anteriores, el co-curado es más comúnmente empleado frente a la reparación secundaria, ya que el número de partes y ciclos de curado disminuye respecto del anterior. Sin embargo, cuando la estructura a reparar es de gran tamaño la reparación secundaria

se convierte en la alternativa óptima (Budhe et al., 2017). Además, existen estudios que demuestran que uniones llevadas a cabo mediante el método de reparación secundaria presentan una resistencia más elevada que las anteriores bajo diferentes modos de carga (Song et al., 2010; Mohan et al., 2014; Mohan et al., 2015).

Se pueden distinguir diferentes tipos de reparaciones adhesivas dependiendo del alcance del daño (Soutis y Hu, 1997; Hexcel, 1999). Las más sencillas, son las reparaciones cosméticas, las cuales se relacionan con un tipo de daño que no es significativo desde un punto de vista estructural, como puede ser un roce, una abolladura o la pérdida de láminas superficiales. Con el objetivo de restaurar la uniformidad de la superficie afectada, se extiende un material o adhesivo líquido sobre el área dañada que toma la forma del contorno del daño.

Las reparaciones por inyección se emplean sobre pequeñas delaminaciones o despegues. En este caso, se realizan pequeños agujeros taladrados hasta llegar al foco del daño sobre uno de los cuales se introduce una resina, sometida previamente a calor, hasta que rebosa por los agujeros restantes. También se puede aplicar presión para asegurar la correcta repartición del material inyectado en el interior de la estructura.

El último tipo de reparación es aquella en la cual el daño ha producido una pérdida notable en la capacidad resistente de la estructura, siendo necesaria la adición de material en forma de refuerzo o parche. Éste suele estar fabricado del mismo material del componente dañado, aunque puede ser diferente en función de los requisitos establecidos. Dependiendo de la técnica empleada se puede distinguir diferentes tipos de reparaciones adhesivas: las reparaciones de parche externo simple o doble, y las reparaciones de parche alineado o integrado, las cuales a su vez pueden ser tipo *scarf* o tipo *step* (Baker, 1996; Ahn y Springer, 2000). A continuación, se describen brevemente los diferentes tipos de reparaciones tipo parche:

- Las reparaciones de tipo parche externo son aquellas en las que el material de refuerzo se une a la superficie del laminado, pudiendo colocar el mismo en el exterior del laminado (parche simple), o tanto en el exterior como en el interior (parche doble), siendo las de parche simple son las más empleadas debido a su relación entre simplicidad y eficiencia. El agujero puede ser o no rellenado con capas de laminado original que refuerce la zona interior del agujero, o de un material auxiliar que, a pesar de no aportar un aumento en la resistencia de la estructura, facilite la colocación del parche (Figura 2.2).

Son el tipo más sencillo de reparación, y aunque requiere una buena preparación superficial para lograr una adhesión óptima, suponen un menor coste temporal si se comparan con las

reparaciones de parche integrado. Además, se pueden emplear en componentes curvados, ya que se adaptan a la geometría durante el proceso de curado. Sin embargo, el grosor del laminado reparado es mayor que el inicial, lo que supone un ligero aumento del peso total de la estructura que dependerá del tamaño del parche.

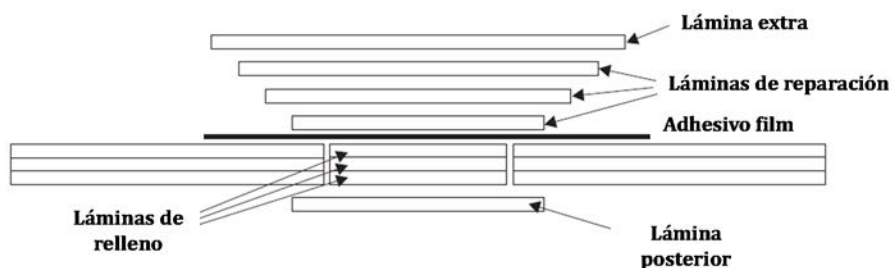


Figura 2.2. Reparación adhesiva tipo parche externo (Hexcel 1999).

Los parches externos pueden estar compuestos por láminas del mismo tamaño, o de diferentes tamaños. En este último caso, la sección más pequeña debe ser suficiente para cubrir el daño por completo, aumentando progresivamente el tamaño del resto de láminas de abajo hacia arriba. Este tipo de apilamiento se emplea para conseguir una mejor distribución de la carga y evitar grandes esfuerzos en los extremos del parche. El adhesivo, por su parte, tiene el tamaño máximo del parche de manera que está en contacto con todas las láminas.

- Las reparaciones tipo *scarf* son aquellas en las que la zona externa alrededor del orificio se lija de manera continua, dejando expuesta una sección biselada de cada capa de laminado con un ángulo determinado (Figura 2.3). Como regla general, la relación empleada para realizar el ángulo de biselado se comprende entre 1:20 y 1:40 de longitud de solape respecto de espesor de laminado (Okafor et al., 2005). El parche se une al laminado de manera que cada capa se encuentra superpuesta con el mismo, siendo en ocasiones necesaria la colocación de alguna lámina de relleno para conseguir una superficie más plana. De este modo, el espesor final del laminado reparado es prácticamente igual que el original.

Estas reparaciones se han desarrollado para laminados de hasta 10 mm de espesor, y se recomiendan para áreas dañadas de hasta 150 mm de diámetro aproximadamente. Se utilizan para aquellas aplicaciones en las que la cara posterior del laminado dañado no es accesible. Sin embargo, llevar a cabo este tipo de configuración requiere una gran cantidad tiempo y habilidad del operario debido a la dificultad que conlleva el proceso.



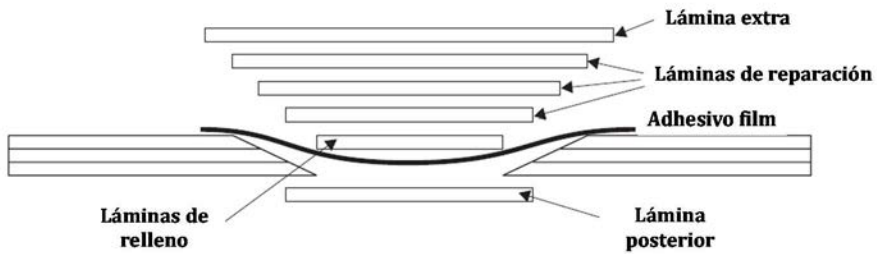


Figura 2.3. Reparación adhesiva tipo *scarf* (Hexcel 1999).

- Las reparaciones tipo *step* son aquellas en las que el laminado se lija perpendicularmente a la superficie del laminado en cada una de las láminas, de manera que se produce un acabado escalonado sobre el cual se coloca el parche (Figura 2.4). Así, el espesor de la reparación es muy similar al del laminado inicial, aunque, al igual que las anteriores, requiere una gran cantidad de tiempo para su preparación y realización.

Cabe destacar la importancia del escalado de cada lámina del parche ya que ejerce una elevada influencia sobre el comportamiento global de la estructura. En cada uno de los extremos de las diferentes láminas aparecen valores elevados de tensión, cuyo aumento puede llegar a dar lugar a una pérdida de efectividad del parche si se comparan con las reparaciones tipo *scarf*. Por este motivo, es imprescindible dimensionar de manera adecuada la longitud de escalonado.

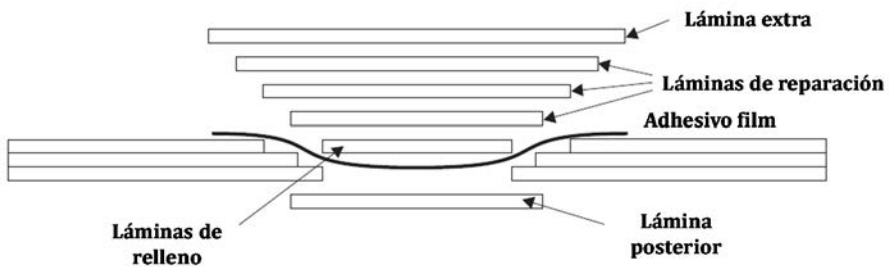


Figura 2.4. Reparación adhesiva tipo *step* (Hexcel 1999).

A la vista del procedimiento de reparación de materiales compuestos presentado y los diferentes tipos de reparaciones existentes, es posible afirmar que se trata de un proceso complejo que depende de numerosos parámetros. Éstos deben ser analizados para conocer la influencia

individual y conjunta de cada uno de ellos sobre la respuesta de la reparación bajo un estado de carga determinado. Este hecho dificulta la predicción del comportamiento de un componente reparado y, por consiguiente, su implementación en la industria. En la actualidad, se dispone de manuales no estandarizados que presentan procedimientos de reparación de estructuras de material compuesto definidos, en general, por los operadores. De esta forma, las reparaciones adhesivas no están certificadas, al contrario de lo que ocurre con las reparaciones mecánicas, que sí lo están.

Para conseguir su certificación sería necesario cumplir con todos los requisitos de diseño originales de la estructura una vez terminado el proceso de reparación. Este hecho lleva a considerar diferentes premisas relativas a los materiales empleados y procesos llevados a cabo, así como el análisis del comportamiento estructural de las mismas mediante la realización de ensayos y simulaciones validadas. Para finalizar el proceso de reparación, antes de devolver el componente a su vida en servicio, es necesario llevar a cabo inspecciones de calidad sobre la reparación, generalmente, mediante la realización de ensayos no destructivos.

El presente trabajo se ha centrado en el análisis de reparaciones adhesivas de laminados delgados de material compuesto, entendiéndose por laminados delgados aquellos cuyo espesor es inferior a 3 mm (Zimmerman y Liu, 1996). De entre las diferentes reparaciones tipo parche existentes se han descartado las de parche integrado tipo *scarf* y *step* ya que no resultan eficaces al ser empleadas sobre este tipo de laminados (Baker, 1988). El saneamiento del daño del laminado en este tipo de reparaciones implica el mecanizado de pequeños ángulos de biselado y escalonado, respectivamente, lo que resulta en un proceso complejo y costoso que puede dar lugar a la aparición de otros mecanismos de daño en la estructura (Zimmerman y Liu, 1996, Breitzman et al., 2009). De este modo, se ha optado por considerar reparaciones de tipo parche externo, al presentar un menor grado de dificultad, en lo que a ejecución se refiere, y ser más eficientes que las anteriores cuando se emplean sobre laminados delgados.

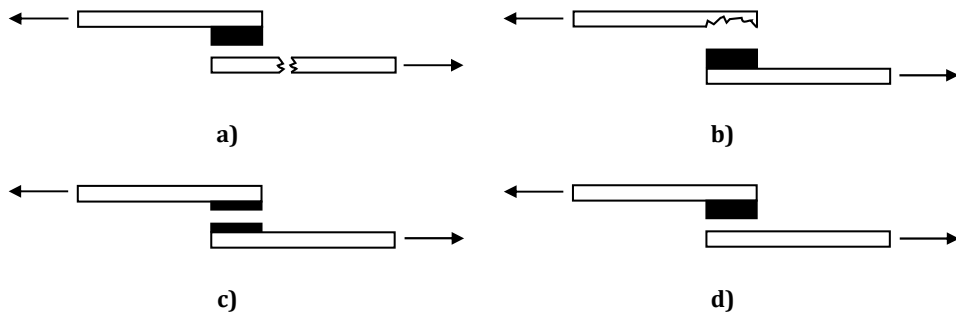
### **2.3. Mecanismos de fallo en reparaciones adhesivas**

Además de restaurar la resistencia inicial, las reparaciones adhesivas deben minimizar el riesgo de fallo bajo las diferentes condiciones de trabajo a las que va a estar sometida durante su vida en servicio. Los mecanismos de fallo que se desarrollan en este tipo de reparaciones deben ser identificados para detectar su origen de manera correcta y decidir sobre la solución más

adecuada para evitarlos. Existen diferentes factores que resultan determinantes sobre estos mecanismos de fallo y, todos ellos, deben ser analizados en detalle para obtener una visión completa de comportamiento de una reparación bajo un determinado estado de carga.

Desde hace décadas, el fallo en uniones adhesivas ha sido analizado con la finalidad de encontrar métodos de cálculo sencillos que conduzcan a resultados fiables, los cuales se puedan extender al comportamiento de reparaciones adhesivas. Todos estos estudios y su posterior desarrollo han llevado a demostrar que las reparaciones adhesivas sufren los mismos esfuerzos y mecanismos de fallo que las uniones adhesivas (Davis y Bond, 1999). De esta forma, y debido a su interés, en la presente Tesis Doctoral se realizó un análisis sobre uniones adhesivas con el objetivo de profundizar en el comportamiento del adhesivo, como primera aproximación al estudio de reparaciones adhesivas.

Los mecanismos de fallo que se pueden desarrollar en una unión adhesiva, y por consiguiente, en una reparación adhesiva, se han clasificado en función de su localización, siendo posible distinguir entre el fallo en los adherentes, en el interior del adhesivo (fallo cohesivo), o en la interfaz entre adherente y el adhesivo (fallo adhesivo o fallo en la interfaz), tal y como se muestra en la Figura 2.5 (ASTM D5573-99; ISO 10365, 1996; Davis y Bond, 1999; Heslehurst y Hart-Smith, 2002).



**Figura 2.5. Modos de fallo en reparaciones adhesivas: a) fallo de los adherentes, b) fallo interlaminar de los adherentes, c) fallo cohesivo en el adhesivo y d) fallo en la interfaz entre el adherente y el adhesivo.**

### 2.3.1. Fallo en el adherente

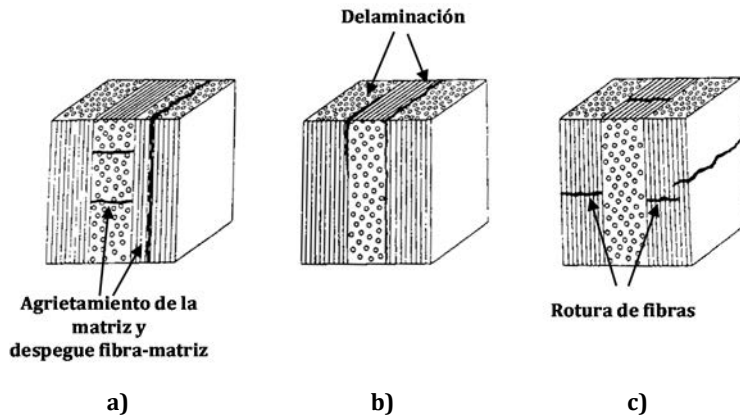
En las reparaciones adhesivas de material compuesto, se pueden distinguir dos modos de fallo en el adherente: fallo interlaminar o fallo en una zona alejada del parche. El fallo interlaminar se produce en el laminado, en los alrededores del parche y como consecuencia de los elevados

valores de tensión que aparecen en esa región. El fallo en el adherente en una región alejada del parche se alcanza cuando el diseño y la fabricación de las zonas adheridas son óptimas (Hart-Smith, 1981). Esta situación es deseable ya que implica que la carga soportada por el adhesivo es mayor que la resistencia de la estructura reparada, y por lo tanto la reparación trabaja de manera eficiente.

La modelización del fallo en materiales compuestos sigue siendo hoy en día objeto de estudio debido a los numerosos mecanismos de daño que pueden desarrollarse y a las complejas interacciones resultantes de los anteriores, lo que convierte la predicción del comportamiento de este tipo de estructuras en un proceso complejo (Arias et al., 2004). La evolución de estos mecanismos y sus combinaciones, que pueden llegar a provocar el fallo último del material, depende, entre otras, de las condiciones de contorno consideradas, geometría del laminado y secuencia de apilamiento (Miravete et al., 2000). Además, la presencia de dos constituyentes (fibra y matriz) y la anisotropía de los mismos, en cuanto a rigidez y resistencia, dan lugar a mecanismos de daño que actúan a diferentes escalas (Davila y Rose, 2007).

En los materiales compuestos las fibras son el elemento encargado de aportar rigidez y resistencia al laminado, mientras que la matriz proporciona el sustento necesario a las fibras transfiriendo la carga entre ellas y aportando integridad estructural al conjunto. La rotura de fibras es un modo de fallo frágil que tiene lugar de manera explosiva. Se trata de un proceso en el cual se absorbe una proporción pequeña de energía. La matriz, por su parte, que presenta un comportamiento dúctil, es capaz de absorber una mayor cantidad de energía que se traduce en crecimiento de grietas y deformación plástica. Cualquiera de los mecanismos de daño que se desarrollan en un laminado de material compuesto depende de factores tales como la orientación de las fibras que lo conforman y la dirección de la carga aplicada, siendo posible diferenciar diferentes tipos de daño a nivel mesoscópico y microscópico.

A nivel mesoscópico, se distinguen tres tipos de daños: intralaminar, interlaminar y translaminar (Miravete et al., 2000). Los daños intralaminar e interlaminar se localizan en el plano del laminado, por lo que no se produce la rotura de las fibras. Las grietas intralaminares se desarrollan en el plano interior de cada lámina, de manera éstas progresan en un plano paralelo al de las fibras (Figura 2.6a). A nivel microscópico se producen agrietamientos de la matriz y despegues fibra-matriz. Las grietas interlaminares aparecen entre láminas contiguas, dando lugar a la delaminación (Figura 2.6b). Ambos daños pueden ser descritos mediante la Mecánica de Fractura. El daño translaminar, por su parte, es aquel en el que las grietas se desarrollan en dirección transversal al plano del laminado, lo que generalmente provoca la rotura de las fibras (Figura 2.6c).



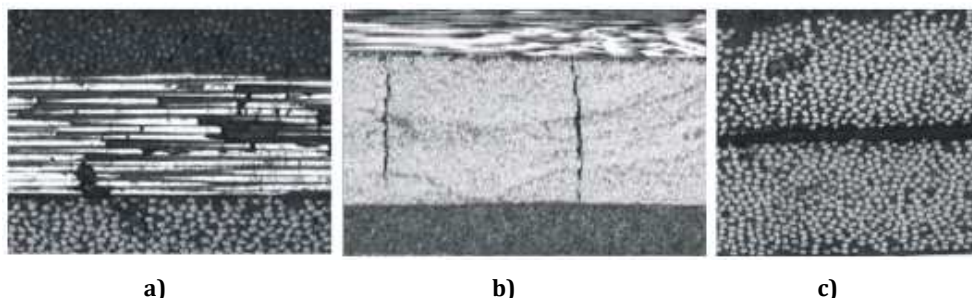
**Figura 2.6. Tipos de daño a nivel mesoscópico en materiales compuestos de fibra continua: a) intralaminar, b) interlaminar y c) translaminar (Miravete et al., 2000).**

Los mecanismos a nivel microestructural que controlan los daños anteriores a nivel mesoscópico (Pagès et al., 2003) se explican brevemente a continuación:

- La rotura de fibras puede ser debida a esfuerzos de tracción o compresión en función del estado de cargas al que está sometido el laminado. La rotura de fibras a tracción es un modo de fallo frágil que provoca una rotura última catastrófica de las mismas. Se trata de un proceso progresivo según el cual, el fallo comienza desde uno o varios puntos en los cuales exista algún defecto o las fibras sean más débiles. Este hecho modifica la tensión de manera local, afectando a las fibras adyacentes. Así, a medida que la carga aumenta, las tensiones se redistribuyen y el fallo se extiende desde la fibra dañada hacia las fibras más cercanas (Figura 2.7a), llegando incluso interaccionar provocando el fallo último del laminado (Schuecker y Pettermann, 2008). El fallo de fibras a compresión se produce, de manera más extendida, debido al micropandeo de las mismas y suele ir acompañado de una deformación plástica de la matriz. Este fenómeno también puede deberse a esfuerzos de cortadura (Arias et al., 2004). Por lo general, el fallo de las fibras tiene lugar como consecuencia del fallo en la matriz y/o la delaminación, de manera que la resistencia a tracción de las fibras es mayor que la resistencia a compresión de las fibras (Schuecker y Pettermann, 2008).
- La rotura de la matriz es un modo de fallo dúctil que consiste en la aparición de fisuras en la matriz polimérica del compuesto (Figura 2.7b). En general, la rotura de la matriz va a aparecer en las láminas con mayor ángulo de orientación respecto de la dirección de la carga. Al igual que ocurría anteriormente, la rotura de la matriz puede ser a tracción o a compresión. La rotura de la matriz a tracción se produce cuando la superficie de fractura resultante es ortogonal a la dirección de carga. Provoca la redistribución de las tensiones a

las láminas adyacentes y puede originar el inicio de otros modos de fallo como la delaminación, el deslizamiento de fibras o la rotura de fibras (Barbero et al., 2011). Se considera uno de los modos de fallo más críticos debido a la baja resistencia a tracción de la matriz respecto de la fibra. El fallo de la matriz a compresión aparece cuando la superficie de fractura forma un ángulo con la dirección de la carga, siendo un fallo de la matriz por cortante.

- El despegue de fibras tiene lugar cuando se daña la interfaz entre fibra y matriz. Aparece cuando la resistencia de las fibras es muy elevada y la interfaz fibra-matriz es débil, lo que provoca una elevada concentración de tensiones en la misma. Así se produce una pérdida de adhesión, que lleva asociada a su vez una pérdida de energía debida a la fricción.
- La delaminación aparece cuando existe un fallo en la interfase entre varias láminas orientadas a diferentes ángulos en el interior del laminado, las cuales tienen diferentes rigideces. Se produce una pérdida de la distribución de cargas entre ellas debido a la separación de las mismas. Puede ser originada por las cargas que actúan sobre la estructura (tensiones normales al plano) o defectos de fabricación, y provoca reducciones significativas de la rigidez a flexión del laminado y la resistencia global de la estructura (Figura 2.7c). Se trata de un fenómeno capaz de causar importantes daños sobre la estructura, especialmente bajo cargas de compresión, difícilmente observable a simple vista.

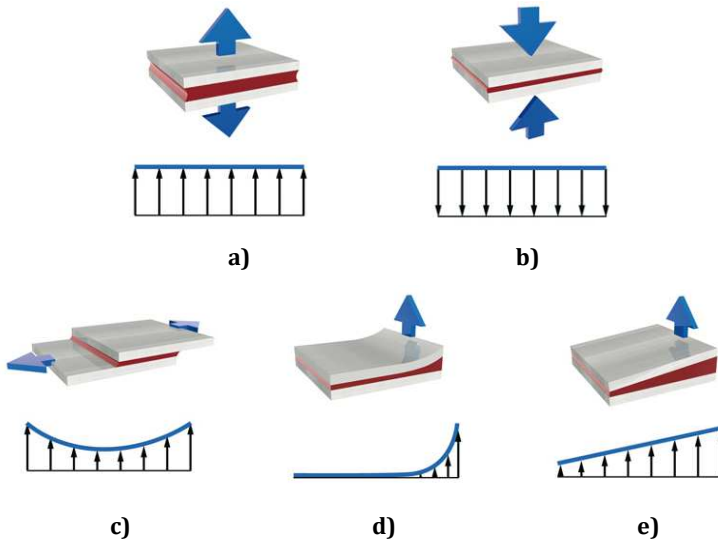


**Figura 2.7. Mecanismos de daño en laminados: a) fallo de fibras, b) fallo en la matriz y c) delaminación (Deng et al., 2015).**

El daño a nivel microestructural sufrido por una estructura de material compuesto, como resultado de una combinación de los mecanismos de daño anteriores, se puede distribuir a lo largo del material y afecta a cada lámina de una manera diferente dependiendo de la sollicitación global de la estructura. Así, la respuesta de un laminado está dominada por las propiedades de las fibras en la dirección de las mismas, mientras que en la dirección transversal y de cortadura son las propiedades de la matriz las que rigen su comportamiento (Schuecker y Pettermann, 2008).

### 2.3.2. Fallo en el adhesivo

El comportamiento de uniones adhesivas puede ser estudiado como una primera aproximación al análisis de reparaciones adhesivas de tipo parche externo debido a su sencillez y semejanza. Los diferentes esfuerzos que aparecen a lo largo de la superficie adherida pueden ser de tracción o compresión, cortadura, pelado y desgarro (Figura 2.8).



**Figura 2.8. Principales estados de carga a los que se encuentran sometidas las uniones adhesivas y la distribución de tensiones correspondiente a lo largo de la unión: a) tracción, b) compresión, c) cortadura, d) pelado y e) desgarro (Henkel, 2012).**

Los esfuerzos normales son aquellos que se producen en la dirección perpendicular al plano de la superficie adherida y producen un alargamiento (tracción, Figura 2.8a) o acortamiento de la estructura (compresión, Figura 2.8b). Estos esfuerzos dan lugar a una distribución de tensiones uniforme a lo largo de la superficie adherida, de manera que el adhesivo trabaja por igual en todos sus puntos. Por lo general, los adhesivos estructurales presentan una elevada resistencia a este tipo de esfuerzos.

Los esfuerzos de cortadura (Figura 2.8c) aparecen paralelos al plano de la estructura dando lugar a un estado de carga uniforme a lo largo de la superficie unida. Los esfuerzos de pelado (Figura 2.8d), que surgen cuando existe la flexión de alguno de los adherentes, dan lugar a una distribución de tensiones no uniforme, de manera similar a los esfuerzos de desgarro que aparecen cuando la carga presenta una excentricidad (Figura 2.8e). Generan valores de tensión

elevados en el borde de la superficie adherida de la reparación donde su resistencia es inferior, pudiendo llegar a provocar el fallo último de la misma (Banea y da Silva, 2009).

De esta forma, las reparaciones deben estar diseñadas para minimizar las concentraciones de tensiones en el área dañada y los esfuerzos o combinaciones de esfuerzos que aparecen. Además, el diseño de la misma debe ser tal, que el adhesivo trabaje sometido a esfuerzos de cortadura de manera predominante, minimizando los esfuerzos de pelado que pueden llegar a provocar el fallo en el interior del mismo (Katnam et al., 2013; Banea y da Silva, 2009).

El fallo en el adhesivo, que aparece como consecuencia de los esfuerzos anteriores que dan lugar a elevados valores de tensión, puede ser clasificado como fallo adhesivo o fallo cohesivo, en función de su localización. El fallo adhesivo se desarrolla a lo largo de la interfaz entre los adherentes y la capa de adhesivo y se identifica por la ausencia de material en una de las superficies despegadas, (Davis y Bond, 1999). Algunas de las causas que pueden originar este fallo y, que son previas a la puesta en servicio de la estructura, son debidas a una mala preparación superficial durante la producción o un proceso de curado inadecuado (Kruse et al., 2014). Dependiendo del grado de imperfección de la superficie adherida, este tipo de daño se puede detectar empleando técnicas de inspección no destructiva, como ultrasonidos, a pesar de que la ausencia de una interfaz detectable puede dificultar el proceso. Otro de los motivos que provoca el fallo del adhesivo se debe a una mala elección de los materiales seleccionados para su fabricación, de manera que las propiedades no son las más adecuadas. Todas estas causas se ven agravadas por las cargas que aparecen durante su puesta en servicio debidas, por ejemplo, a impactos de baja velocidad sobre el adherente como consecuencia de la caída de herramientas durante las tareas de mantenimiento. El daño atraviesa el laminado y alcanza la interfaz entre éste y el adhesivo.

El fallo cohesivo se caracteriza por la presencia de adhesivo en las superficies en contacto entre el laminado y el parche, y aparece como resultado de la degradación del material (Davis y Bond, 1999). Se debe, en general, a esfuerzos de cortadura, pero ve su efecto incrementado por la presencia de tensiones de pelado, de manera que la combinación de ambas tensiones produce la rotura. Así, tiende a ser un defecto localizado en zonas cercanas a concentraciones de tensiones (como son los extremos de la región adherida), que posteriormente se desarrolla hacia el interior de la capa de adhesivo. El origen de este tipo de fallo puede estar motivado por un diseño ineficiente de la unión, como pueden ser una longitud de solape insuficiente que provoca la aparición de tensiones de pelado muy elevadas en los extremos del adhesivo (Okafor et al., 2005). También la porosidad en la capa de adhesivo, debida a una alta humedad durante el proceso de pre-curado, puede provocar este tipo de fallo (Davis y Bond, 1999).



Generalmente el daño que aparece en una reparación tiende a ser un fallo mixto por el cual se produce, en primer lugar, una degradación de la interfaz durante un periodo de tiempo determinado. Si la reparación es sometida a valores elevados de carga, la interfaz debilitada puede fallar sobrecargando el adhesivo en las regiones que no están degradadas por completo. Además, pueden aparecer diferentes combinaciones de fallo adhesivo y cohesivo de manera simultánea. En cualquier caso, todos estos mecanismos aparecen debido a las elevadas concentraciones de tensiones de cortadura y pelado, y dependen de las características de la estructura reparada y el procedimiento seguido para llevar a cabo la reparación.

De la misma forma que es importante identificar el modo de fallo del adhesivo en una reparación, resulta fundamental analizar el proceso de fractura, siendo posible distinguir tres tipos diferentes de propagación de grieta (Figura 2.9): propagación frágil estable, propagación frágil inestable y propagación dúctil estable (Gledhill et al., 1978; ISO 25217-2009).

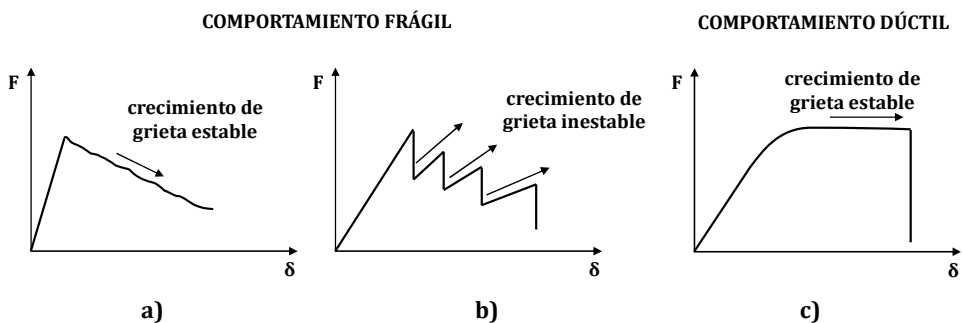


Figura 2.9. Tipos de crecimiento de grieta: a) frágil estable, b) frágil inestable y c) dúctil estable.

- La propagación frágil estable consiste en un crecimiento de grieta estable y controlado a lo largo del proceso de fractura completo, según el cual el avance de grieta es dependiente del desplazamiento determinado en la máquina de ensayos (Figura 2.9a). Este tipo de crecimiento de grieta es característico de materiales que presentan un comportamiento frágil.
- La propagación frágil inestable es característica de materiales de naturaleza frágil para los cuales la propagación de grieta es intermitente. La curva fuerza-desplazamiento resultante del proceso de fractura presenta una forma de diente de sierra de manera que aparecen caídas repentinas de la carga soportada por la unión (Figura 2.9b). Los valores pico de la curva corresponden con los instantes en los que la grieta avanza, mientras que los mínimos se relacionan con el instante en el que el crecimiento de la grieta se detiene. Este hecho,

genera superficies de fractura claramente visibles que se pueden asociar a cada uno de los avances de grieta.

- La propagación dúctil estable se produce de manera sobre controlada sobre materiales que presentan un comportamiento dúctil, dando lugar a la aparición de superficies rugosas (Figura 2.9c).

En cualquier caso, el tipo de crecimiento de grieta observado durante el proceso de fractura debe ser analizado en profundidad, ya que las transiciones de un modo a otro no son exactas y dependen de diversos factores como pueden ser el tipo de adhesivo, condiciones en la que se realiza el ensayo, geometría de la unión o velocidad de deformación (Kinloch, 1987; Davis y Bond, 1999). De esta forma, el avance de grieta a una velocidad de deformación baja o alta suele ser de manera estable, mientras que velocidades de deformación medias dan lugar a crecimientos de grieta inestables, aunque no existe una tendencia generalizada.

Debido a la variedad de mecanismos de fallo que pueden aparecer en las reparaciones adhesivas de material compuesto durante el proceso de fractura, así como combinaciones posibles de todos ellos, resulta complejo desarrollar herramientas capaces de reproducir la respuesta de un componente estructural reparado. Analizar en profundidad el comportamiento de una reparación requiere llevar a cabo ensayos experimentales detallados que permitan conocer la respuesta real del adhesivo ante diferentes estados de carga. Sin embargo, y ante el elevado coste que supone un estudio experimental es necesario desarrollar modelos numéricos complejos que tengan en cuenta los diferentes modos de fallo que aparecen en la estructura tomando especial importancia la elección de un criterio de fallo adecuado al problema que se está tratando.

## **2.4. Modelos de daño en reparaciones adhesivas**

Los diferentes mecanismos de daño que se pueden desarrollar en una reparación adhesiva de material compuesto suponen una pérdida de la capacidad resistente del componente estructural que pone en peligro su integridad. Por ello, estudiar el daño de una reparación adhesiva y desarrollar herramientas capaces de reproducir su comportamiento resulta de gran importancia.

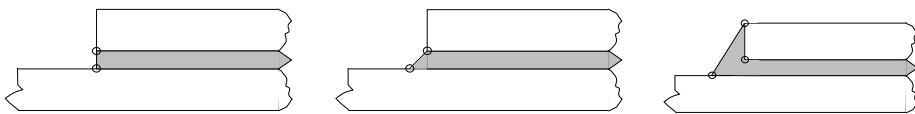
Para analizar el daño de una reparación adhesiva y predecir su resistencia se pueden emplear tres aproximaciones diferentes basadas en la Mecánica de Medios Continuos, la Mecánica de Fractura o la Mecánica del daño, la cual es una combinación de las anteriores (Chaves et al., 2014; Santos y Campilho, 2017).

- **Mecánica de Medios Continuos**

Los modelos numéricos que emplean la Mecánica de Medios Continuos se basan en la caracterización de las tensiones y deformaciones en los elementos adheridos, y en la definición de la fuerza máxima que se puede aplicar a la unión bajo diferentes estados de carga. Emplean elementos finitos continuos para modelizar el adherente y el adhesivo, definiendo el contacto entre ambos como una unión perfecta al no considerar las propiedades adhesivas en la interfaz.

Autores como Harris y Adams, (1984) caracterizaron la fractura de uniones a solape simple de adhesivo epoxi empleando criterios basados en tensión y deformación máximas. Los criterios de fallo utilizados son capaces de predecir la resistencia de la reparación comparando con los valores límite de tensión y deformación del material (Kumar et al., 2006).

A pesar de su relativamente bajo coste computacional y sencillez, esta aproximación es conservadora y está sujeta a la aparición de puntos de singularidad cuando empiezan a aparecer defectos en el material para los cuales el valor de la tensión es infinito (Figura 2.10). El mayor inconveniente de estos puntos es que los valores de la tensión son dependientes de la malla, lo que hace que este tipo de criterios sean complicados de aplicar (Chaves et al., 2014).



**Figura 2.10. Puntos de singularidad en una reparación adhesiva (Chaves et al., 2014).**

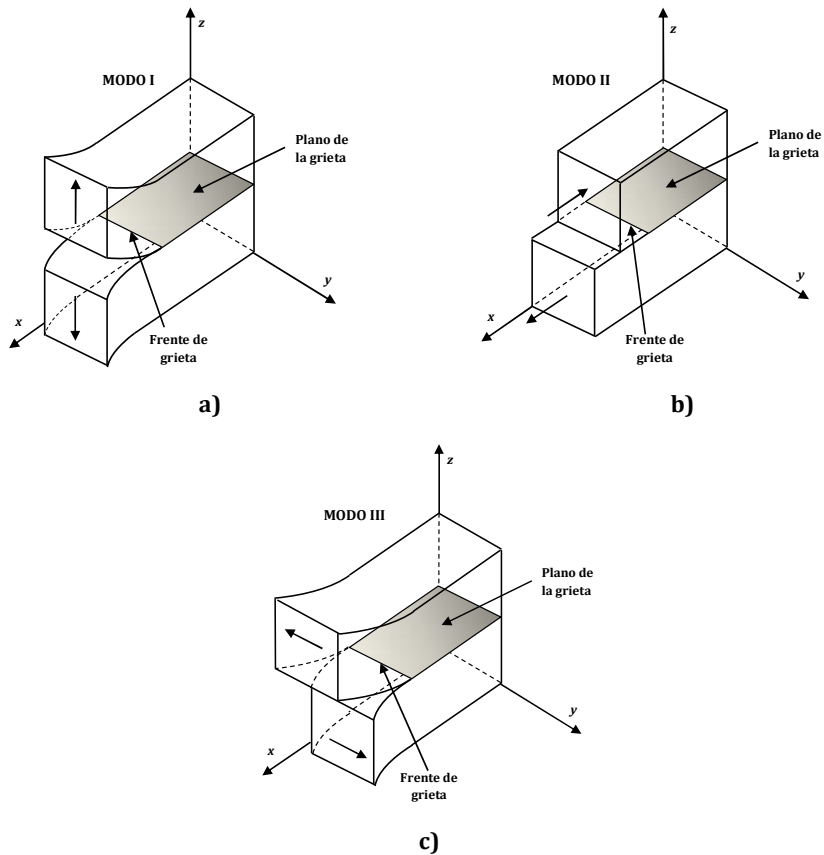
Este tipo de problemas se pueden encontrar en análisis llevados a cabo mediante análisis de Elementos Finitos, en los cuales las tensiones en un punto de singularidad aumentan a medida que el mallado es más fino, impidiendo la convergencia del método (Panigrahi y Pradhan, 2007). Es importante destacar que el empleo de estos criterios es aplicable a estructuras continuas, observando problemas cuando existen defectos o existe más de un material. De esta forma, resulta necesario modificar los criterios ya existentes o desarrollar nuevos criterios.

- **Mecánica de Fractura**

La Mecánica de Fractura, se ha convertido en una alternativa frente a la Mecánica de Medios Continuos, y ha sido ampliamente aceptada como herramienta para el cálculo del comportamiento de uniones y reparaciones adhesivas (Chai, 1988; Fernlund et al., 1994). Esta teoría supone que el material es un cuerpo continuo que no contiene defectos. Su objetivo es determinar las posibles combinaciones críticas sobre una estructura con relación a la tensión aplicada sobre la misma, el tamaño de sus defectos y la tenacidad de fractura del material, lo cual resulta un aspecto fundamental a la hora de diseñar y fabricar una estructura. Así, está sujeta a la presencia de una fisura, lo cual requiere de una gran inversión computacional y experimental (Osnes et al., 2012).

La Mecánica de Fractura Lineal Elástica (*LFEM*), que se engloba dentro de la Mecánica de Fractura, permite obtener a predicciones aproximadas de crecimiento de grieta siempre que las no linealidades del material puedan ser despreciadas y la posición inicial de la grieta sea conocida. La *LFEM* supone que cuando un sólido alcanza la resistencia del material tiene lugar en inicio y propagación de la fractura, provocando el fallo.

Existen tres modos básicos diferentes de propagación de grietas en sólidos sometidos a tensiones, como se observa en la Figura 2.11 (Fineberg y Marder, 1999). El modo I, o modo de apertura, es debido a las tensiones normales y da lugar una separación perpendicular al plano de las superficies de la grieta (Figura 2.11a). El modo II, o modo de deslizamiento, es aquel en el cual el desplazamiento de las superficies de la grieta se produce bajo la acción de tensiones de cortadura perpendicular al frente de grieta (Figura 2.11b). El modo III, o modo de desgarre, se produce en la dirección paralela al frente de grieta por la actuación de deslizamiento y cortadura en los labios de la fisura (Figura 2.11c). En la práctica, el estado de tensiones al que está sometido el adhesivo puede dar lugar a la aparición de uno de estos modos, o una combinación de varios de ellos, siendo el modo I el que mayor atención requiere ya que una grieta tiende a desarrollarse en la orientación que minimiza la tensión de corte en sólidos homogéneos.



**Figura 2.11. Modos básicos de fractura: a) modo I, b) modo II y c) modo III.**

Dentro del marco de la *LFEM*, Griffith (1921), motivado por los estudios previos en este campo de Inglis (1913), introdujo una nueva teoría acerca de la resistencia de un material basado en el Primer Principio de la Termodinámica y, por consiguiente, en la conservación de la energía. Según la misma, una grieta se vuelve inestable debido a las tensiones aplicadas, produciéndose la fractura de la misma, cuando la energía resultante del desarrollo de la grieta es superior a la energía superficial del material (Arana y Gonzáles, 2002). Así, era capaz de predecir la respuesta de materiales frágiles cuya variación de la energía de fractura está causada exclusivamente por la energía superficial del material, que presentan un comportamiento elástico lineal. Sin embargo, presentaba limitaciones al tratar con materiales dúctiles, los cuales disipan parte de la energía en régimen plástico.

Posteriormente, Irwin (1957) extendió la teoría de Griffith definiendo dos criterios básicos para predecir la resistencia de la reparación: uno de ellos basado en el factor de intensidad de

tensiones y otro definido en términos energéticos (Dillard, 2005; Broek, 1986). El factor de intensidad de tensiones  $K$ , representa un parámetro de escala que determina los cambios en el estado tensional en las cercanías del borde de grieta. El valor de  $K$ , que depende de la geometría considerada, distribución de fuerzas y longitud de la grieta, aumenta a medida que incrementa la tensión aplicada sobre el sólido, hasta que se alcanza un valor crítico a partir del cual se produce el crecimiento de la grieta,  $K_C$ , característico del material. De manera semejante, el criterio energético se basa en la comparación entre la tasa de liberación de energía  $G$  o energía de fractura. Se define como la energía disipada durante el proceso de fractura por unidad de superficie, creada a causa de este fenómeno y que depende de la carga aplicada, y un valor crítico de dicha energía que es característico del material  $G_C$ . De esta forma el avance de la grieta se producía cuando la tasa de liberación de energía alcanzaba dicho valor crítico  $G = G_C$ , y equivale a la tenacidad de fractura.

En materiales homogéneos los parámetros anteriores definidos por Irwin (1957) se relacionan entre sí como se expresa en la ecuación (2.1)

$$G = \frac{K^2}{\bar{E}} \quad (2.1)$$

donde  $\bar{E}$  es el módulo de Young, el cual se define como  $\bar{E} = E$  para el caso de tensión plana y  $\bar{E} = E/(1 - \nu^2)$  para el caso de deformación plana. Esta expresión, también es válida para relacionar los valores críticos de ambas variables.

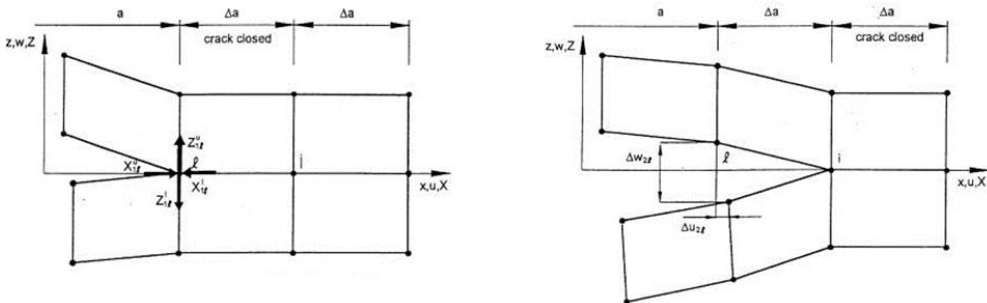
Algunos autores han determinado que el criterio basado en la energía presentaba ventajas respecto de  $K$ , ya que el sentido físico de  $G$  está relacionado con el proceso de absorción de energía en la grieta (Kinloch, 1986). Asimismo, resulta complicado obtener el valor de  $K$  cuando la grieta avanza a lo largo de una región cercana a la interfaz. Asimismo, este nuevo concepto, que modificaba el propuesto por Griffith, tenía en cuenta el flujo plástico.

Cuando un defecto se desarrolla debido a la fuerza aplicada, en los alrededores del inicio de grieta se desarrolla una región plástica en la cual se supera la tensión necesaria para que el adhesivo alcance la plastificación. En esta región, también denominada zona de proceso de fractura (*FPZ*), tienen lugar, además, procesos inelásticos, tales como microfisuras, microdeformaciones plásticas, etc. (Fineberg y Marder, 1999; de Borst, 2003; Chaves et al., 2014) De esta manera, si esta región es pequeña en comparación con cualquiera de las dimensiones características de la estructura la hipótesis de la Mecánica de Fractura Lineal Elástica se puede

considerar como aproximación válida para caracterizar el comportamiento a fractura del material (ASTM D5528-13; ISO 15024-2001; ISO 25217-2009; ASTM D7905/D7905M-14).

En las últimas décadas, se han desarrollado metodologías específicas estandarizadas para la obtención de la energía de fractura bajo diferentes modos de fractura puros (modo I y modo II) o modo mixto (combinación de modo I y modo II) debido a su elevada importancia en diversas aplicaciones. Las configuraciones más extendidas son la de doble viga en voladizo (*DCB*) para el estudio del comportamiento a fractura en modo I (ASTM D5528-13; ISO 15024-2001; ISO 25217-2009), el de flexión en tres puntos (*ENF*) sobre una probeta con fisura en modo II (ASTM D7905/D7905M-14) y la de flexión en modo mixto (*MMB*). Sin embargo, esta configuración puede resultar compleja ante ciertos problemas (ASTM D6671/D6671M-13).

Una de las técnicas más empleadas basadas en la *LFEM* para la predicción de la delaminación en materiales compuestos es la Técnica de Cierre Virtual de Grieta (*VCCT*), cuya representación conceptual se muestra en la Figura 2.12 (Rybicki y Kanninen, 1977; Krueger, 2004), o la extensión virtual de grieta (Hellen, 1975).



**Figura 2.12. Representación conceptual de la técnica de cierre virtual de grieta (*VCCT*) (Rybicki y Kanninen, 1977).**

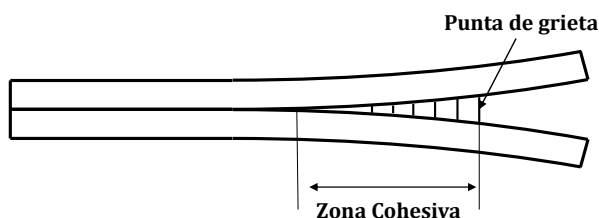
La *VCCT* es una de las técnicas más ampliamente utilizadas (Krueger, 2004). Sin embargo, aunque la Mecánica de Fractura Lineal Elástica permite simular la propagación de la grieta, estas técnicas no son capaces de predecir la iniciación de la misma.

- **Mecánica del daño**

Para evitar las limitaciones anteriores, en las últimas décadas se han desarrollado los modelos de daño progresivo que permiten capturar la respuesta completa en una estructura que comprende desde el inicio del daño hasta la rotura (Barenblatt, 1959; Dugdale, 1960; Barenblatt 1962; Hillerborg et al., 1976; Needleman, 1987; Needleman, 1990). Este tipo de modelos, que se

integran en el cálculo numérico mediante el uso elementos cohesivos (Modelo de Zona Cohesiva), combinan aspectos de la Mecánica de Medios Continuos para predecir el inicio del fallo y de la Mecánica de Fractura para predecir el crecimiento del mismo (Senthil et al., 2013). El criterio de tensiones considerado para el modelo es satisfecho en un determinado punto de integración cuando se alcanza un valor determinado. En ese instante tiene lugar un proceso de relajación establecido por el criterio de energía de fractura, a partir del cual se simula la degradación gradual del material. Esto da lugar a una reducción de la tensión en el punto de integración estudiado y, por consiguiente, una redistribución de las tensiones en los alrededores del mismo. Mediante este proceso se consiguen evitar los valores pico de las tensiones que aparecen numéricamente en los puntos de singularidad.

Los Modelos de Zona Cohesiva son capaces de simular tanto la iniciación de la grieta como su crecimiento en adhesivos frágiles y dúctiles (Elices et al., 2002; Chen, 2005; Scheider et al., 2006). Son ampliamente utilizados para modelizar diferentes problemas que abarcan desde daños en el hormigón (Carpinteri, 1989) hasta problemas de delaminación o rotura de interfase fibra-matriz en materiales compuestos (Campilho et al., 2009; Costa et al., 2011). También, son capaces de predecir el comportamiento macroscópico de una capa delgada de material, por lo que el uso de los Modelos de Zona Cohesiva se puede extender al estudio del comportamiento del adhesivo de una reparación estructural (Andersson y Stigh, 2004; Sørensen y Jacobsen, 2003; Campilho et al., 2008). Sin embargo, es necesario conocer a priori las regiones donde se va a producir el daño para definir los elementos cohesivos en esas zonas de manera adecuada. En la Figura 2.13 se presenta la representación conceptual del Modelo de Zona Cohesiva.



**Figura 2.13. Representación conceptual del Modelo de Zona Cohesiva.**

Las diferencias entre este tipo de modelos y el basado en la Mecánica de Fractura (*VCCT*) se enumeran a continuación:

- La *VCCT* permite predecir únicamente la propagación de grietas existentes, mientras que los Modelos de Zona Cohesiva son capaces de recoger tanto el inicio de la fisura como su evolución.



- La superficie de la grieta en los Modelos de Zona Cohesiva se define elásticamente. Por el contrario, en el caso de la *VCCT* esta unión se define rígidamente, y no requiere emplear elementos adicionales.
- La *VCCT* supone un comportamiento elástico lineal, mientras que el Modelo de Zona Cohesiva es compatible con las no linealidades que puedan aparecer.
- Los Modelos de Zona Cohesiva requieren del uso de un mallado refinado para que los resultados obtenidos sean lo suficientemente precisos, lo que implica un mayor coste computacional.
- La *VCCT* requiere la definición de condiciones de no penetración a lo largo de las superficies de fractura, mientras que los Modelos de Zona Cohesiva no lo requieren.
- La propagación de grietas en la *VCCT* se produce cuando el valor de la tasa de liberación de energía supera el de la tenacidad de fractura. En el caso de los Modelos de Zona Cohesiva, la propagación de la fisura se produce acorde al modelo de daño cohesivo considerado, para el cual cuando la grieta está completamente abierta la energía liberada es igual a la tasa de liberación de energía de deformación.

A la vista de las ventajas de los Modelos de Zona Cohesiva respecto de otras técnicas como la *VCCT*, en el presente trabajo se ha empleado este tipo de formulación para describir el comportamiento a fractura del adhesivo en el estudio de reparaciones adhesivas desarrollado.

### **2.4.1. Modelo de Zona Cohesiva (CZM)**

Los Modelos de Zona Cohesiva han sido utilizados de manera creciente en las últimas décadas debido a su amplia aplicabilidad sobre problemas que presentan diferentes mecanismos de fractura, como pueden ser la delaminación o el despegue de superficies adheridas (Camacho y Ortiz, 1996; Camanho y Davila, 2002; Sørensen y Jacobsen, 2003; Andersson y Stigh, 2004; Campilho et al., 2008; Campilho et al., 2009; Costa et al., 2011). Se han implementado en códigos comerciales de elementos finitos, permitiendo la resolución de una amplia gama de problemas muy diversos. Su uso es extensible a problemas de análisis de inicio y crecimiento de grietas, a diferencia de las estrategias tradicionales basadas en la mecánica de fractura. Así, es posible emplear esta formulación en la simulación de ensayos de caracterización de un material, como son los ensayos en modo I (*DCB*), modo II (*ENF*) o modo mixto (*MMB*), en los cuales una

delaminación o fisura es inducida previamente en la probeta (Camacho y Ortiz, 1996; Campilho et al., 2013).

El punto de partida de este tipo de modelos son las teorías de Dugdale (1959) y Barenblatt (1962), las cuales son similares a la teoría de Griffith, es decir, basadas en la energía disipada en el proceso de avance de la grieta y que consideraban la existencia de comportamiento plástico en las cercanías del inicio de la grieta. Sin embargo, existían algunas diferencias entre ambas: mientras Dugdale propuso que sobre la región plástica cercana al inicio de grieta la tensión se mantenía constante, Barenblatt consideró su variación con el desplazamiento, tal y como se muestra en la Figura 2.14 (Scheider, 2001).

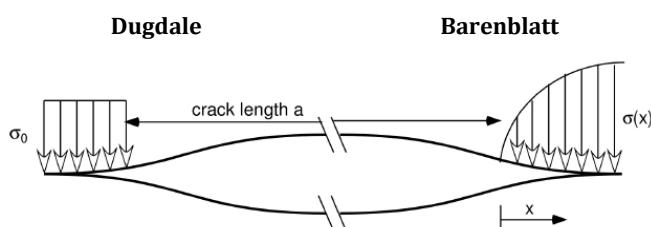


Figura 2.14. Distribución de tensiones en la zona cercana al inicio de grieta (Scheider, 2001).

En cualquiera de los casos, el modelo de fallo considera que el daño cohesivo se desarrolla delante de la punta de grieta. Las tensiones en la zona cohesiva, que trabajan como tensiones de contención manteniendo las superficies libres de la grieta unidas, se definen como una función de la distancia que las separa.

La relación constitutiva de la interfaz cohesiva es tal que la tracción a lo largo de la interfaz depende de la separación de la grieta,  $\sigma = \sigma(\delta)$ , relacionando las tensiones cohesivas con los desplazamientos relativos entre las superficies separadas. Se define, de esta manera, la ley tracción-separación del material, mediante la resistencia del material y la energía necesaria para separar las superficies de la grieta. Un incremento de la separación entre las superficies libres de la grieta supone un aumento del valor de la tracción (o resistencia) del adhesivo hasta alcanzar un máximo. A partir de ese instante, disminuye hasta que se produce la decohesión, o fallo del material.

Hillerborg et al., (1976) implementaron los Modelos de Zona Cohesiva en el marco computacional del Método de los Elementos Finitos. Inicialmente, la formulación de los Modelos de Zona Cohesiva se realizaba de modo independiente (Tvergaard y Hutchinson, 1992; Tvergaard, 1996) de manera que las leyes tracción-separación en los modos I y II eran iguales. Sin embargo, estudios posteriores (Yang et al., 1999; Yang, 2001) demostraron una diferencia significativa

entre la respuesta de ambos modos, de tal forma que no siempre el uso de un modo independiente era el más adecuado. Así, se desarrolló una alternativa, que resultó en el uso del modo mixto, para el cual se empleaba una ley específica en cada modo de fractura (Yang, 2001). Este modelo, propuso dividir el trabajo total de absorción de energía en modo de apertura (modo I) o modo de cortadura (modo II).

La forma que toma esta ley puede ser muy variada (Figura 2.15), y su correcta elección depende del comportamiento que describe el material estudiado. En términos generales, se pueden diferenciar tres partes diferentes en las leyes tracción-separación: la primera en la que el material aumenta la resistencia soportada a medida que aumenta el desplazamiento en modo de apertura y cortadura; la siguiente en la que se produce el inicio del daño tras alcanzar un valor de tracción máxima y, por último, la evolución del daño hasta alcanzar la degradación completa, instante en el cual la tracción disminuye hasta cero.

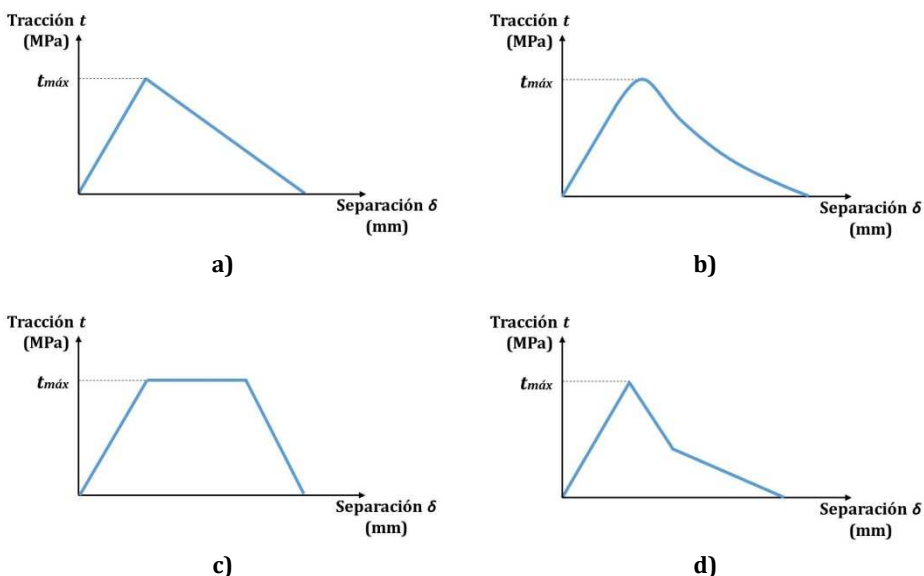


Figura 2.15. Leyes tracción-separación a) bilineal, b) exponencial, c) trapezoidal y d) trilineal.

La ley tracción-separación puede adoptar numerosas formas en función del comportamiento que presenta el material que es objeto de estudio, aunque en la práctica la más comúnmente empleada es la ley lineal mostrada en la Figura 2.15a (Needleman, 1987). Tvergaard y Hutchinson (1992) desarrollaron un tipo de ley que presentaba una región central en la que el valor de la tensión se mantenía constante y con un valor igual al máximo soportado por el material  $\sigma$ , entre  $\delta_1$  y  $\delta_2$ , resultando en una forma trapezoidal (Figura 2.15c). Mostraron que este tipo de

ley tracción-separación es adecuada para materiales que presentan un comportamiento dúctil ya que la parte central es capaz de simular el efecto del flujo plástico durante el proceso (Campilho et al., 2013). Otros autores desarrollaron una ley trilineal (Figura 2.15d) para el estudio de laminados de fibra de carbono reforzada, en la cual, tras alcanzar el inicio del daño, se produce una degradación muy rápida que, posteriormente, se suaviza hasta alcanzar el fallo (Vandellos et al., 2013).

En la mayor parte de aplicaciones, las cargas que aparecen dan lugar a una combinación de tensiones normales y tangenciales. Cuando existen este tipo de modos mixtos de carga (diferentes modos de fallo), es necesario conocer la influencia de la energía de fractura en cada uno de esos modos en función de las relaciones entre deformación normal y de cortadura. Sin embargo, en las reparaciones adhesivas la grieta tiende a desarrollarse a lo largo del interior del adhesivo, de manera que los adherentes fuerzan el crecimiento de la grieta en modo mixto. Para ello, es necesario establecer un criterio capaz de predecir la evolución del daño bajo diferentes estados de carga. De esta forma, resulta necesaria la determinación de un criterio que recoja los efectos de los diferentes modos de fallo. Uno de los estos criterios y más ampliamente extendido, es el basado la relación de la energía de fractura en diferentes modos (Wu, 1965).

$$\left\{\frac{G_I}{G_I^c}\right\}^\alpha + \left\{\frac{G_{II}}{G_{II}^c}\right\}^\alpha + \left\{\frac{G_{III}}{G_{III}^c}\right\}^\alpha = 1 \quad (2.2)$$

donde el valor de  $\alpha$  se ajusta en función del comportamiento del material, aunque los criterios lineal ( $\alpha=1$ ) y cuadrático ( $\alpha=2$ ) son los más ampliamente empleados en la literatura (Camacho y Ortiz, 1996; Camanho y Dávila, 2002; Campilho et al., 2013; Fernández-Cañadas et al., 2016; Santos y Campilho, 2017).

Existe otro criterio ampliamente utilizado, y que proporciona buenos resultados en problemas de delaminación, propuesto por Benzeggagh y Kenane (1996). Expresa la energía  $G_c$  como función de la energía de fractura en modo I y modo II como sigue

$$G_I^c + (G_{II}^c - G_I^c) \left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)^\eta = G^c \quad (2.3)$$

donde  $G_T = G_I + G_{II}$  y  $\eta$  un parámetro del material que se obtiene experimentalmente.

Cuando existen cargas en modo III la expresión se modifica como se expresa a continuación

$$G_I^c + (G_{III}^c - G_I^c) \left(\frac{G_{shear}}{G_T}\right)^\eta = G^c \quad (2.4)$$

donde  $G_{shear} = G_{II} + G_{III}$  y  $G_T = G_I + G_{shear}$ .

## **2.5. Estudio del comportamiento de reparaciones adhesivas**

En los últimos años, el estudio del comportamiento de reparaciones adhesivas ha despertado un gran interés debido a las ventajas que ofrece este tipo de tecnología frente a otras, como pueden ser las reparaciones mecánicas. Estos análisis se han centrado en la resistencia, carga de rotura y modos de fallo de estas estructuras, así como en la influencia de diferentes parámetros geométricos sobre los anteriores.

Realizar un estudio netamente experimental requeriría de la realización de un gran número de ensayos, resultando en un proceso muy costoso (Khoramishad et al., 2010) y cuyos resultados serían extrapolables únicamente a las condiciones ensayadas, impidiendo extraer conclusiones de carácter generalista. La realización de ensayos virtuales, empleando simulaciones numéricas que reproduzcan el comportamiento de una reparación en diferentes condiciones a las que pueda verse sometida, como pueden ser condiciones estáticas o dinámicas, resulta muy eficiente en términos temporales y económicos al reducir la cantidad de ensayos experimentales a los necesarios para validar el modelo (Khoramishad et al., 2010).

En el presente trabajo se ha analizado el comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial, ya que el estudio de este estado tensional permite, de una manera sencilla, profundizar en los diferentes mecanismos de fallo derivados del mismo y que se pueden extender a otros estados de carga. Asimismo, se presentan algunos trabajos relacionados con el problema planteado llevados a cabo por diferentes autores, los cuales han servido como base para el desarrollo de la presente Tesis Doctoral.

### **2.5.1. Comportamiento de uniones adhesivas sometidas a tracción**

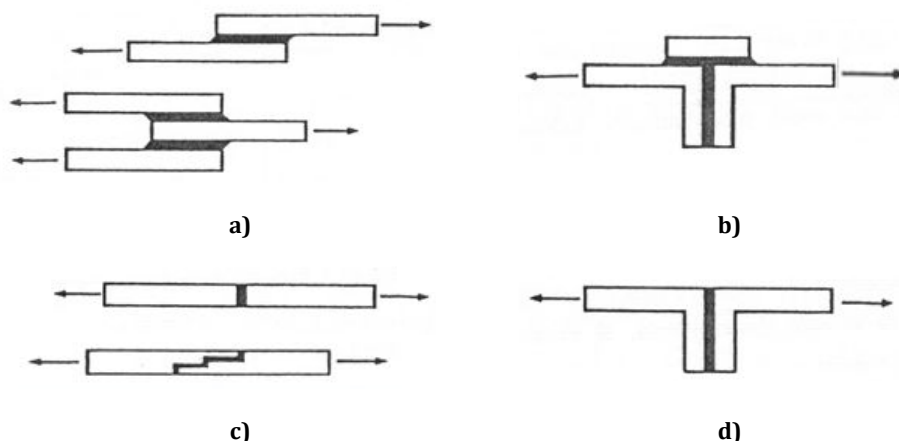
En un intento de simplificar el problema, numerosos autores han analizado numéricamente el comportamiento de uniones adhesivas como una primera aproximación al estudio de reparaciones adhesivas (Loss y Kedward, 1989; Siener, 1992; Campilho et al., 2005; Costa et al., 2011). El estudio del comportamiento de uniones adhesivas ha supuesto una de las bases para el posterior desarrollo del análisis de reparaciones adhesivas, dada la simplicidad de este tipo de estructuras y su semejanza respecto de las reparaciones (Sheppard et al., 1998; Taib et al., 2006; Fernandes et al., 2015). Se ha demostrado que los modos de fallo que aparecen en uniones

adhesivas son los mismos que las reparaciones. Por ello, en el presente trabajo se ha llevado a cabo un estudio del comportamiento de uniones adhesivas sometidas a un estado de tracción uniaxial como primera aproximación al análisis de reparaciones adhesivas bajo esas mismas condiciones, con el objetivo de profundizar en el comportamiento del adhesivo.

Los primeros análisis, presentaron modelos sencillos del problema bajo la suposición de la existencia de una combinación de esfuerzos normales y de cortadura que se mantenían constantes a lo largo del espesor, sin tener en cuenta los efectos de la deformación (Volkersen, 1938; Bruyne, 1944). Estos estudios se desarrollaron tratando con detalle el efecto de la flexión de los adherentes debida a la excentricidad de la carga, el cual, provoca la aparición de esfuerzos de pelado en el adhesivo y tensiones de cortadura (Goland y Reissner, 1944). Años después, se propuso un modelo considerando un comportamiento elástico perfectamente plástico del adhesivo. Se demostró que la carga máxima de la unión dependía de la energía de deformación por cortante del adhesivo (Hart-Smith, 1973). Todos estos modelos empleaban suposiciones que simplificaban el problema en términos de geometría, cargas y condiciones de contorno, lo que, en ocasiones, daba lugar a la formulación de hipótesis cuyos resultados no se ajustaban con el comportamiento real de las uniones.

Con el paso de los años, y el desarrollo de los códigos basados en el Método de los Elementos Finitos, estos estudios se extendieron hacia modelos más complejos que contemplaban diferentes modos de daño. Algunos de los primeros trabajos llevados a cabo en esta línea, se centraron en el estudio de uniones a solape simple (Wooley y Carver, 1971; Adams y Peppiatt, 1974; Bigwood y Crocombe, 1989). Se trataba de modelos numéricos bidimensionales que representaban de manera sencilla el problema real tridimensional correspondiente. En estos análisis se concluyó destacando la importancia de la influencia de detalles geométricos, así como condiciones de carga sobre la resistencia de la unión. Sin embargo, y a pesar de suponer un gran avance en el campo de las uniones adhesivas, todos estos modelos presentaron diversas limitaciones debidos a las hipótesis consideradas.

Las configuraciones más comúnmente empleadas son las uniones solapadas (tanto de solape simple como doble), con cubierta, a tope y en esquina o T (figura 2.2). Es por ello y debido a su semejanza geométrica, que las uniones a solape simple han sido objeto de estudio preliminar al análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas en el presente trabajo.



**Figura 2.16. Tipos de uniones adhesivas: a) unión a solape simple y doble, b) unión con cubierta, c) unión con cubierta simple y d) unión con cubierta doble.**

Los diferentes trabajos disponibles en la literatura emplean en su mayoría modelos numéricos para reproducir el comportamiento de uniones debido a la cantidad de parámetros que permiten analizar. Asimismo, llevan a cabo ensayos experimentales con los que validar dichos modelos. De entre los diferentes parámetros geométricos analizados, se ha observado que el espesor de adhesivo y la longitud de solape son los que mayor influencia ejercen sobre el comportamiento de la unión si se comparan con el resto.

Sheppard et al., (1998) modificaron el espesor de adhesivo y la longitud de solape de uniones de aluminio y fibra de carbono a solape simple y doble, sometidas a tracción y compresión. Propusieron un modelo de daño basado en el tamaño crítico de la zona de daño y criterios de fallo en tensiones para predecir la carga de rotura de la unión, el cual fue validado mediante la realización de ensayos experimentales. Los resultados ponen de manifiesto que las configuraciones a solape doble presentan una mayor resistencia frente a las de solape simple, debido a la simetría de las mismas. Por otro lado, observaron que el incremento del espesor del adhesivo y la longitud de solape de manera simultánea aumentaba la fuerza de rotura para ambas configuraciones. Sin embargo, en este estudio no se profundizó en la influencia de cada uno de los parámetros anteriores de manera aislada.

El efecto del espesor del adhesivo sobre uniones sometidas a tracción uniaxial fue estudiado por Taib et al., (2006). Analizaron la resistencia de diferentes configuraciones a solape simple, doble y en forma de T de fibra de vidrio unidas con adhesivo epoxi, así como el modo de fallo de las mismas. Los resultados revelaron que el aumento del espesor de adhesivo provocaba la disminución significativa de la resistencia de las uniones para el rango estudiado. Explicaron este

hecho en términos del estado tensional que aparece en el interior del adhesivo. La probabilidad de que una capa de adhesivo delgada esté sometida a un estado de tensión plana es mayor que bajo deformación plana. Los espesores más pequeños se asocian a un estado de tensión plana que favorece la fragilidad, mientras que espesores más gruesos se asocian a un estado de deformación plana que favorece la propagación de grietas.

Da Silva et al. (2007) analizaron la influencia del espesor de adhesivo relacionándola con la naturaleza del mismo sobre el comportamiento de uniones de material compuesto de fibra de carbono a solape simple. Realizaron un modelo numérico 2D basado en un modelo de daño progresivo que consideraba la superficie adherida como una interfaz. Dicho modelo, implementado en el código comercial de elementos finitos Abaqus se validó empleando los resultados del estudio experimental que llevaron a cabo. Comprobaron que la fuerza de rotura del adhesivo disminuye para los diferentes adhesivos estudiados a partir de 0.5 mm de espesor. Para espesores menores, el comportamiento depende de las propiedades del adhesivo (frágil o dúctil). Además, los resultados muestran un incremento de la fuerza máxima soportada por la unión a medida que aumenta la ductilidad para cualquiera de los espesores. Fernandes et al., (2015) realizaron ensayos experimentales similares. Nuevamente, los valores de fuerza máxima obtenidos incrementaban medida que el adhesivo presentaba un comportamiento más dúctil, debido a la mayor plastificación del material durante el proceso de fractura.

Otros autores como Kahraman et al., (2008) observaron la misma respuesta en uniones a solape simple de aluminio con adhesivo epoxi. Desarrollaron un modelo numérico 2D empleando el código de elementos finitos ANSYS, que validaron mediante ensayos experimentales. Para el rango de espesores analizados, entre 0.03 mm y 1.3 mm, se observa un incremento de la resistencia de la unión hasta un valor de 0.3 mm de espesor, a partir del cual se produce una disminución de dicha resistencia para el resto de valores estudiados.

Campilho et al. (2013) desarrollaron un modelo numérico bidimensional sobre uniones a solape simple de fibra de carbono empleando la formulación del Modelo de Zona Cohesiva implementada en el código de elementos finitos Abaqus. El modelo era capaz de recoger la respuesta global de la unión sometida a tracción para diferentes longitudes de solape. Sin embargo, se trataba de un modelo bidimensional, por lo que la información acerca del modo de fallo en el interior del adhesivo es limitada.

Soutis y Hu (1997) se centraron en el estudio de reparaciones de parche cuadrado y circular, con una misma longitud de lado y diámetro respectivamente, simplificadas por medio de una



unión a solape doble equivalente a ambas reparaciones. Además, se analizó la influencia de la geometría del parche y del adhesivo para reducir las tensiones de pelado y cortadura.

Sin embargo, y aunque los modelos anteriores se aproximan al comportamiento de reparaciones, el problema de carácter tridimensional queda simplificado en exceso tratando de manera equivalente ambas geometrías del parche. Además, los estudios anteriores ponen de manifiesto una falta de consenso en cuanto al comportamiento del adhesivo para diferentes parámetros como el espesor o la naturaleza del material sobre los resultados. Por ello, resulta necesario el desarrollo de modelos numéricos tridimensionales capaces de reproducir el comportamiento de uniones, así como reparaciones adhesivas, que permitan analizar la influencia en profundidad su comportamiento, y el efecto de diferentes parámetros geométricos y propiedades.

### **2.5.2. Comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas de tracción**

El comportamiento global de las reparaciones estructurales adhesivas se ve afectado por un elevado número de parámetros los cuales deben ser analizados en detalle (Okafor et al., 2005; Gong et al., 2015). Se ha observado que cada uno de estos parámetros, como pueden ser aquellos relativos a la naturaleza del adhesivo (Santos y Campilho, 2017; Carvalho y Campilho, 2017), método de adhesión, preparación superficial de los adherentes o parámetros geométricos de la estructura (Ameli et al., 2010), tienen su propia influencia en el diseño de reparaciones (Katnam et al., 2013). Esto hace que la optimización de la configuración final sea una compleja función de todos ellos (Gong et al., 2015). Por ello, a lo largo del proceso de diseño y optimización de una reparación adhesiva se debe tener muy presente el tipo de solicitación al que vaya a estar sometida durante su vida útil (Cheng et al., 2011).

Para predecir la resistencia de una reparación tipo parche se debe conocer la distribución de tensiones que presenta y escoger un criterio de fallo adecuado. Por ello, es necesario disponer de modelos capaces de simular diferentes escenarios y reproducir con precisión el comportamiento mecánico de las estructuras reparadas. De esta forma, también es posible reproducir geometrías complejas incluyendo la totalidad de la naturaleza de los materiales a través modelos detallados y desarrollados por medio de códigos de elementos finitos. Este hecho, constituye una gran ventaja frente a la limitación que supone un estudio únicamente experimental.

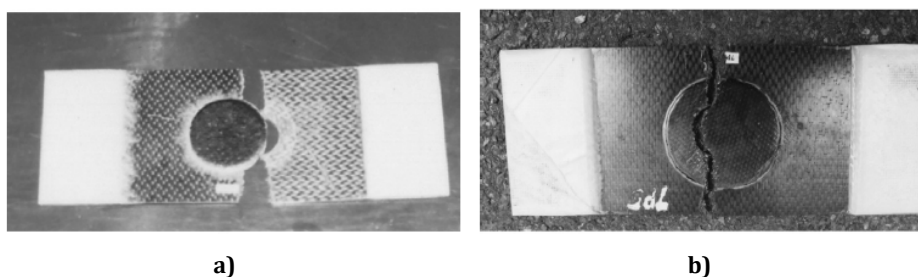
Entre los parámetros que pueden influir en la respuesta de reparaciones está la configuración del parche puede llevar a la aparición de concentraciones de tensión o aumento de las tensiones de pelado en los extremos de la superficie adherida. Cualquiera de los escenarios anteriores, deben ser evitados ya que pueden llegar a dar lugar al fallo prematuro de la reparación (Banea y da Silva, 2009). Una de las soluciones para disminuir los valores de las tensiones, es el uso de configuraciones a solape doble frente a solape simple. La geometría de las reparaciones a solape simple provoca una excentricidad de la carga que da lugar a la flexión de los adherentes. Este hecho conlleva la aparición de esfuerzos de pelado que resultan en un problema tensional complejo. Por el contrario, las reparaciones a solape doble evitan este efecto debido a la simetría de su geometría (Caminero et al., 2013). Otros autores proponen el empleo de ángulos de biselado en los extremos del adhesivo, los parches o incluso ambos, dependiendo de las sollicitaciones de la estructura, para mejorar la resistencia de la misma (da Silva et al., 2009; Moya-Sanz et al., 2017). Sin embargo, dependiendo del tipo de componente dañado, no siempre resulta posible la reparación de la estructura mediante una configuración a solape doble. En esos casos, en los que la reparación a solape simple resulta la única opción, la superficie adherida (directamente relacionada con la longitud de solape) se convierte en un factor de relevancia en el comportamiento de la estructura.

La longitud de solape es uno de los parámetros más influyentes sobre el comportamiento global de la reparación (Soutis y Hu, 1997; Okafor et al., 2005). Una longitud de solape pequeña provoca la aparición de valores elevados de tensiones de pelado y cortadura en los bordes de la superficie adherida (Okafor et al., 2005). Un incremento de esta variable supone un aumento de la resistencia de la reparación debido a que la mayor parte de la carga transmitida se concentra en los extremos, dando lugar a la aparición de una región intermedia en la cual la carga soportada por el adhesivo es prácticamente nula (Campilho et al., 2005). Sin embargo, la resistencia máxima incrementa hasta un determinado límite a partir del cual se mantiene o incluso disminuye, de manera que el ratio de aumento depende de la configuración global de la reparación, propiedades del adherente y el adhesivo, tipo de carga (Campilho et al., 2005; Campilho et al., 2009; Li et al., 2015).

Campilho et al. (2009) estudió reparaciones a solape simple y doble, variando la longitud de solape y el espesor del parche. Observaron que, al aumentar la longitud de solape, incrementaban la resistencia y la rigidez de la reparación de ambas configuraciones, siendo mayor la resistencia de la reparación a solape doble respecto de la de solape simple, al igual que ocurría con las uniones. Sin embargo, al variar el espesor del parche no se observaron diferencias significativas.

Ramji et al., (2013) profundizaron en la influencia de la geometría del parche sobre el comportamiento de una reparación de material compuesto con una grieta como defecto en lugar de un agujero. Se compararon diferentes geometrías variando una de las dimensiones del parche, lo que implica un aumento de la longitud de solape. El uso de parches con un largo cuya dimensión fuese mayor que el ancho (entendiendo por largo, la dimensión correspondiente a la dirección de aplicación de la fuerza), mejoraba de manera notable los resultados. Esto es debido a que la longitud de solape en la dirección de aplicación de la carga es mayor, lo que mejoraba la distribución de tensiones a lo largo del adhesivo.

Liu y Wang (2007) estudiaron el modo de fallo de laminados de material compuesto de fibra de carbono reparados con adhesivo epoxi y parche doble externo circular sometidos a tracción uniaxial. Concluyeron con la diferenciación de dos modos de fallo. El primero de ellos, que aparecían en las reparaciones con parches de menor tamaño, consistía en la rotura del laminado a lo largo de la dirección transversal a la aplicación de la carga atravesando el agujero (Figura 2.17a). Este fallo era debido a las elevadas tensiones de pelado y cortadura en los bordes del parche, que provocaban el fallo del adhesivo y, por consiguiente, la separación de los parches. El segundo modo de fallo implicaba la rotura simultánea de laminado y parches en la dirección transversal (Figura 2.17b). Asimismo, desarrollaron un modelo contemplaba un criterio de fallo en el adhesivo evaluaba únicamente el fallo a cortante en el mismo. Numéricamente, determinaron que existía un valor de adhesivo para el cual la resistencia de la reparación era máxima, el cual se situaba entre 0.2 mm y 0.3 mm. Los espesores menores, resultaron en un comportamiento más rígido y frágil, soportando una menor tensión de cortadura y provocando la rápida extensión del fallo en la superficie adherida. Los espesores mayores, por su parte, daban lugar a mayores regiones plásticas que provocaban una pérdida de efectividad de la reparación en la capacidad de transmitir la carga.



**Figura 2.17. Modos de fallo de reparaciones a solape doble (Liu y Wang, 2007).**

El espesor de adhesivo es otro de los parámetros que contribuye a la optimización del comportamiento de reparaciones. Esta influencia ha sido estudiada en uniones bajo modo I y modo II puros (Banea et al., 2015; Carlberger y Stigh, 2010; Marzi et al., 2011). Diferentes trabajos demuestran que existe un rango de espesores de adhesivo para el cual el comportamiento de la reparación es óptimo. Este rango se ha cuantificado entre 0.124 mm y 0.249 mm (Okafor et al., 2005), 0.1 mm y 0.2 mm (Adams y Peppiatt, 1974), 0.2 mm y varios milímetros (Gleich et al., 2001), 0.5 mm y 1mm (Carlberger y Stigh, 2010), o entre 1 mm y 2 mm (Daghyani et al., 1995; Marzi et al., 2011) dependiendo del análisis y la naturaleza del adhesivo. Atendiendo a los resultados disponibles en la literatura es posible afirmar que no existe una tendencia que se pueda utilizar de manera generalizada para cualquier tipo de reparación adhesiva. A pesar de ello, existe un espesor óptimo para el cual la resistencia de la reparación es máxima, por debajo del cual, el valor de la resistencia tendería a aumentar, mientras que por encima disminuiría. Todos estos resultados, llevan a pensar que la interpretación de los resultados se vuelve compleja y dependiente numerosos parámetros como el tipo de carga, el comportamiento del adhesivo, las propiedades del adhesivo, la geometría, etc. (Liao et al., 2013).

En la práctica se prefiere el uso de capas delgadas de adhesivo frente a otras más gruesas (entendiendo por capas delgadas aquellas que no superan los 0.5 mm de espesor), ya que las concentraciones de tensión son menores en los bordes cuanto menor es el espesor de adhesivo (Banea et al., 2015; Taib et al., 2006). A pesar de ello, espesores mayores favorecen un avance de grieta más estable ya que son capaces de disipar mayor energía, a pesar de no tener que soportar, necesariamente, cargas superiores (Banea et al., 2015).

Existen diferentes teorías que intentan explicar la disminución de la resistencia de la reparación a medida que el espesor de adhesivo es mayor entre las que destacan la porosidad o defectos contenidos en el adhesivo, efecto del momento flector secundario o las tensiones que aparecen a lo largo de la capa de adhesivo, entre otros (Gleich et al., 2001). Una de las causas es que a medida que el espesor de adhesivo aumenta, la cantidad de defectos que aparecen a lo largo del espesor de adhesivo, como pueden ser microvacíos, es mayor (Adams y Peppiatt, 1974; Banea et al., 2015). Grant et al., 2009 observaron que el efecto provocado por el momento flector derivado de la propia configuración de la reparación era mayor con el aumento del espesor del adhesivo. Numéricamente también se ha demostrado que el descenso de la fuerza pico a medida que el espesor del adhesivo era más grueso era debido a un aumento de las tensiones de pelado y cortadura que provocaba el fallo de la unión (Gleich et al., 2001). Otros autores proponen que el incremento del espesor del adhesivo supone una mayor rapidez en el desarrollo de la región plástica, lo que provoca el fallo prematuro (Croccombe, 1989), además de suponer un incremento

de las tensiones en el interior del adhesivo (Banea et al., 2015). Cabe destacar, que la mayor parte de los adhesivos estructurales utilizados en la industria son de naturaleza epoxi, ya que presentan una gran resistencia (Baker, 1996).

Existen otros parámetros que, aun siendo menos relevantes, deben ser tenidos en cuenta, como, por ejemplo, el espesor del parche. La sobrestimación del valor de este parámetro geométrico puede suponer la pérdida de resistencia de la estructura debido al aumento de la rigidez global de la misma (Soutis y Hu., 1997). Este hecho supone un incremento de las tensiones de pelado que aparecen en los extremos de la región adherida, además de un mayor peso global de la estructura. Además, dependiendo de la configuración de la reparación, un mayor espesor del parche puede aumentar el efecto provocado por el momento flector (Okafor et al., 2005).

La secuencia de apilado es otro de los factores que afecta en la respuesta de una reparación adhesiva. Cheng et al., (2011) estudiaron la influencia de la rigidez del parche, empleando los resultados experimentales para validar un modelo numérico. Determinaron que este parámetro afectaba sobre el modo de fallo de la reparación. Las reparaciones con parches menos rígidos sufrían una rotura de fibras en los bordes del parche provocando la separación del mismo del laminado. En las reparaciones con parches de menor rigidez el fallo se iniciaba en el laminado. Este daño se extendía en forma de rotura de fibras y delaminaciones en el mismo, hasta que el parche se separaba del laminado sin que el adhesivo estuviese dañado.

Todos los estudios anteriores presentaban los resultados obtenidos de ensayos experimentales realizados sobre estructuras reparadas bajo condiciones cuasiestáticas. Sin embargo, resulta también de especial interés el análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas bajo condiciones dinámicas que permitirían asegurar la eficiencia de las mismas en dichas condiciones. Los ensayos para evaluar el comportamiento y propiedades diferentes estructuras bajo condiciones dinámicas incluyen de tracción, compresión o cortadura; pudiendo emplear para ello diferentes técnicas mediante máquinas de ensayos servohidráulicas, torre de caída, o Barra Hopkinson, entre otras (Jacob et al., 2004).

Otros trabajos están focalizados en el estudio de laminados de material compuesto de diferente naturaleza bajo diversos rangos de velocidades de deformación (Zhang et al., 2016; Cheng et al., 2017; Chen et al., 2017). En ellos, se muestra una dependencia de la resistencia con la velocidad de deformación que varía desde valores pequeños correspondientes a ensayos cuasiestáticos, hasta velocidades de  $400 \text{ s}^{-1}$  en algunos casos. Los resultados obtenidos presentan que un aumento de la velocidad de deformación incrementa la resistencia del laminado, tendencia que se observa en la mayoría de los estudios (Jacob et al., 2004). Existen otros trabajos, en los cuales,

por el contrario, se ha observado una insensibilidad de los resultados con la variación de la velocidad de deformación (Harding y Welsh, 1983; Jacob et al., 2004).

A pesar del interés que despierta el estudio del comportamiento de estructuras reparadas bajo condiciones dinámicas, los trabajos disponibles en la literatura son escasos, y la mayor parte de ellos centrados en el comportamiento a fatiga de uniones adhesivas (Krenk et al., 1996; Quaresimin y Ricotaa, 2006). Por ello, el estudio del comportamiento de reparaciones adhesivas considerando diferentes velocidades de aplicación de la carga, y por consiguiente diferentes velocidades de deformación, resulta de especial interés, siendo objeto de análisis en la presente Tesis Doctoral. A pesar de ello, existen algunos estudios están centrados en el análisis de la respuesta de uniones en condiciones dinámicas en los que se obtiene la energía de fractura del adhesivo al variar su espesor para diferentes velocidades de aplicación de la carga (Kinloch y Shaw, 1981; Harris y Adams, 1985; Carlberger et al., 2009; Blackman et al., 2009; Karac et al., 2011; Blackman et al., 2012; Araújo et al., 2017).

Al-Zubaidy et al., (2013) estudiaron numéricamente uniones a solape doble de acero y fibra de carbono sometidas a tracción uniaxial a una velocidad de aplicación de la carga de 3.35 m/s, 4.43 m/s y 5 m/s, empleando elementos cohesivos para modelizar el adhesivo. Comprobaron que un aumento de la velocidad de deformación incrementa la resistencia última de la reparación, tendencia que se corresponden con los resultados experimentales obtenidos en otros estudios.

Khalili et al. (2014) desarrollaron un modelo numérico para analizar el comportamiento de una placa de aluminio que contenía una grieta sobre la cual se adhería un parche piezoeléctrico externo de material compuesto, sometida a tracción uniaxial en condiciones dinámicas. Dicho modelo fue validado con resultados experimentales de la literatura (Wang et al., 2004). Llevaron a cabo un estudio paramétrico de diferentes variables como el tamaño de la grieta, el espesor del parche o la configuración de la reparación, y su influencia sobre el factor de intensidad de tensiones. Para este tipo de reparación, comprobaron que, en cuanto a la configuración de la reparación, el parche circular mejoraba notablemente los resultados. Por su parte el aumento del espesor del parche reducía el valor de  $K$ ; mientras que el aumento del espesor de adhesivo incrementaba su valor.

El estudio del comportamiento de reparaciones adhesivas de material compuesto de tipo parche externo en condiciones estáticas se ha analizado con una mayor profundidad, si se compara con el análisis en condiciones dinámicas del cual casi no se encuentran resultados. Asimismo, no existen análisis paramétricos en los que se compruebe la influencia de parámetros geométricos como el espesor de adhesivo, la secuencia de apilamiento o la geometría del parche,

entre otros, sobre el comportamiento de la reparación a diferentes velocidades de aplicación de la carga.

Por ello, y ante la falta de información disponible en la literatura, en el presente estudio se plantea el análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas estructurales sobre laminados delgados sometidas a tracción uniaxial en condiciones estáticas y dinámicas. Para ello, se ha desarrollado un modelo numérico, el cual ha sido validado con resultados de ensayos experimentales llevados a cabo, mediante el cual se ha analizado la influencia de diferentes parámetros geométricos sobre el comportamiento de las reparaciones, comparando su respuesta al variar la velocidad de aplicación de la carga.

## Capítulo 3

# Estudio del comportamiento de uniones adhesivas

### 3.1. Introducción

Las reparaciones adhesivas de tipo parche externo estudiadas en la presente Tesis Doctoral, consisten en un laminado saneado mediante el mecanizado de un agujero y los parches, fabricados todos en material compuesto. Dichos parches se unen al laminado mediante el adhesivo, el cual puede ser considerado el elemento de mayor importancia de una reparación adhesiva, al ser el encargado de transmitir las cargas desde el laminado que contiene el agujero a los parches. Por este motivo, resulta imprescindible analizar en profundidad la respuesta del adhesivo.

Para ello, se ha llevado a cabo un análisis del comportamiento de uniones a solape simple como primera aproximación al estudio de reparaciones adhesivas, ya que se ha demostrado que los esfuerzos y mecanismos de fallo que se desarrollan en una unión se pueden extender al comportamiento de reparaciones adhesivas. Se trata de estructuras menos complejas que las reparaciones, cuya respuesta global se puede simplificar al análisis de la respuesta del adhesivo.

Un estudio meramente experimental resultaría costoso en términos económicos y temporales, por lo que se ha desarrollado un modelo numérico tridimensional de una unión a solape simple empleando el código comercial de elementos finitos Abaqus. Este modelo ha sido validado mediante resultados numéricos y experimentales disponibles en la literatura, empleándose en el análisis de la influencia de parámetros relacionados con el modelo de daño y



la geometría de la unión sobre el comportamiento global de la unión bajo una carga de tracción uniaxial.

## 3.2. Modelo tridimensional de unión a solape simple

Se ha desarrollado un modelo numérico tridimensional para predecir la respuesta de una unión a solape simple sometida a un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas. Para ello, se ha empleado el código comercial de elementos finitos Abaqus/Standard. El objetivo principal es el análisis de este tipo de uniones como primera aproximación al estudio de reparaciones adhesivas estructurales, profundizando en la influencia de la evolución del daño en el adhesivo y el espesor del mismo sobre la respuesta de la unión.

### 3.2.1. Descripción del modelo numérico

Se ha considerado una unión a solape simple con adherentes fabricados en material compuesto, unidos mediante un adhesivo estructural. La geometría de la unión se ha tomado del trabajo de Campilho et al. (2013), en el cual se presentan resultados obtenidos experimentalmente y numéricos calculados a partir de un modelo bidimensional desarrollado por los autores. Sin embargo, se ha demostrado que, en determinados problemas, como puede ser el estudio de reparaciones adhesivas, la cantidad de información que se puede extraer de un modelo bidimensional es limitada (Gonçalves et al., 2002; Li et al., 2015). Por ello, se ha optado por desarrollar un modelo numérico tridimensional.

La consiste en dos laminados unidireccionales  $[0]_{16}$  fabricados en fibra de carbono en matriz epoxi, con una longitud total  $L_t$  de 240 mm y una anchura  $b$  de 15 mm (Figura 3.1).

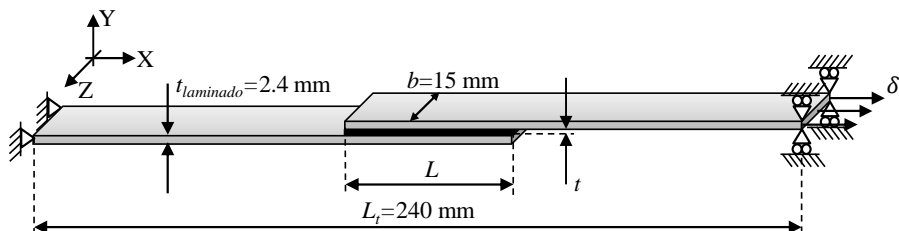


Figura 3.1. Configuración de la unión a solape simple: geometría y condiciones de contorno.

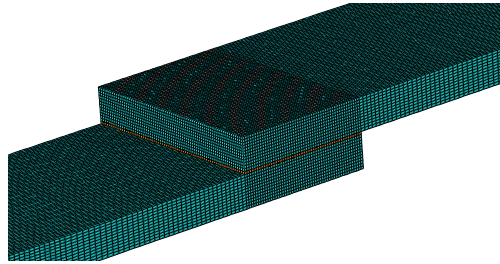
El comportamiento de los adherentes fue modelizado como ortótropo, elástico lineal, sin considerar daño. Para definir la respuesta del adhesivo se empleó un modelo de daño progresivo mediante la formulación del Modelo de Zona Cohesiva. Esta formulación permite la predicción de la iniciación del daño y su propagación en el material sin necesidad de conocer a priori la localización del inicio de la grieta y su dirección de propagación. Los diferentes mecanismos de daño que se desarrollan en el material se representan por medio de las leyes cohesivas, las cuales se definen en términos de tensiones de tracción y desplazamientos relativos de las superficies superior e inferior del elemento.

El contacto entre ambos adherentes con el adhesivo se ha definido como una unión rígida que no contiene defectos, por lo que se ha establecido un contacto tipo *Tie*. Las superficies de los adherentes en contacto con el adhesivo se definieron como superficies principales, mientras que la superficie del adhesivo se definió como superficie secundaria.

Con el fin de reproducir las condiciones de contorno del ensayo experimental de tracción, sobre uno de los extremos de la probeta se han impedido los movimientos, mientras que en el extremo opuesto se ha aplicado una fuerza por control de desplazamiento, tal y como se muestra en la Figura 3.1.

El modelo se ha realizado mediante elementos sólidos tridimensionales, tanto para los laminados de material compuesto como para el adhesivo. El mallado de los adherentes de material compuesto se ha realizado con elementos *continuum shell* (denominados en Abaqus SC8R). Se trata de elementos sólidos cuadriláteros de ocho nodos e integración reducida. El adhesivo, por su parte, se ha mallado mediante una técnica de barrido o *sweep* empleando elementos cohesivos tridimensionales de ocho nodos (en Abaqus COH3D8), compatibles con los anteriores.

El tamaño de los elementos que definen el adhesivo es igual al espesor del mismo. En los adherentes de material compuesto, se ha empleado una malla refinada en la zona de la unión. Para ello, se ha definido un tamaño de elemento igual al espesor de adhesivo en la región que se encuentra en contacto con los elementos cohesivos, de manera que coincidan los nodos de ambas partes (Figura 3.2). En el resto del laminado se han empleado elementos de mayor tamaño.



**Figura 3.2. Detalle del mallado para una unión a solape simple.**

Se ha realizado un análisis de sensibilidad de la malla para determinar el tamaño de elemento óptimo, de manera que exista un equilibrio entre la precisión de los resultados obtenidos para las diferentes variables estudiadas y el coste computacional. La diferencia entre los distintos mallados analizados reside en el número de elementos considerados a lo largo del espesor del laminado. Atendiendo a los resultados obtenidos, la malla empleada se definió mediante doce elementos a lo largo del mismo.

### **3.2.2. Análisis del daño progresivo en el adhesivo – Modelo de Zona Cohesiva**

El Modelo de Zona Cohesiva empleado para definir el comportamiento del adhesivo está basado en la ley tracción-separación, la cual relaciona la resistencia del material y la energía necesaria para que se produzca el avance de grieta. Dicha ley supone un comportamiento inicial del material elástico lineal. La rigidez del adhesivo  $K$  se define como el ratio ente el módulo de elasticidad ( $E$ ) y el módulo de cortadura ( $G$ ) respecto del espesor del adhesivo ( $t_A$ ), tal y como se muestra en la ecuaciones (3.1) y (3.2)

$$K_n = \frac{E}{t_A} \quad (3.1)$$

$$K_s = K_t = \frac{G}{t_A} \quad (3.2)$$

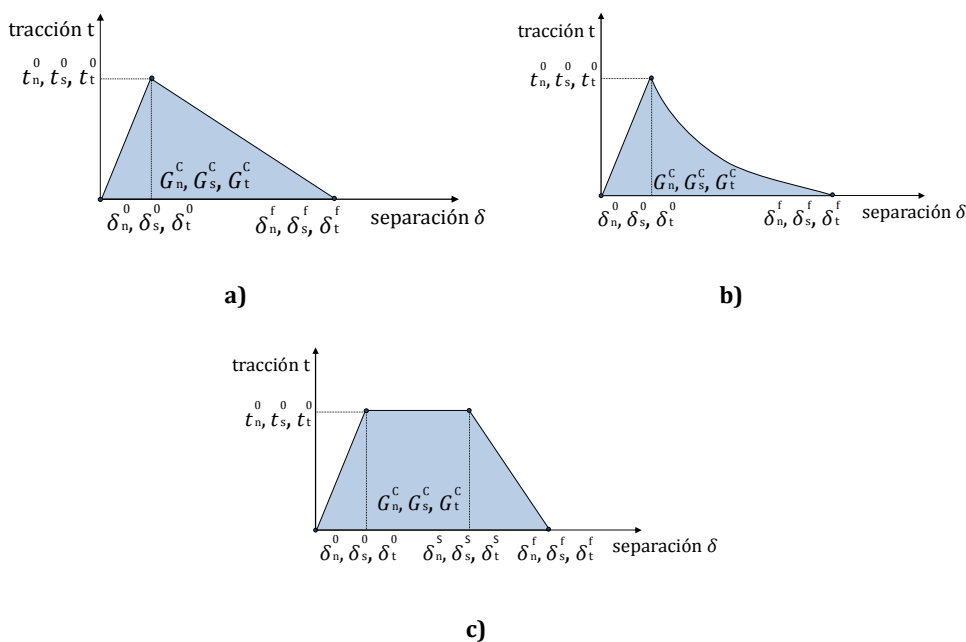
donde  $K_n$ ,  $K_s$  y  $K_t$  son la rigidez de los elementos cohesivos en las direcciones normal ( $n$ ) y tangenciales ( $s$  y  $t$ ).

El comportamiento elástico se define mediante la matriz constitutiva  $[K]$  es la matriz de rigidez asociada a las propiedades elásticas del adhesivo, que relaciona el vector de tensiones de tracción nominales  $\{t\}$  con sus correspondientes deformaciones  $\{\varepsilon\}$  como se observa en la ecuación (3.3)

$$\{t\} = [K]\{\varepsilon\}; \quad \{t\} = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} & K_{nt} \\ K_{ns} & K_{ss} & K_{st} \\ K_{nt} & K_{st} & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{Bmatrix} = [K]\{\varepsilon\} \quad (3.3)$$

donde el vector de tensiones de tracción nominales  $\{t\}$  consiste en un vector de tres componentes  $t_n$ ,  $t_s$  y  $t_t$  que representan las tensiones del material en las direcciones normal y tangenciales respectivamente. El vector  $\{\varepsilon\}$  representa las deformaciones  $\varepsilon_n$ ,  $\varepsilon_s$  y  $\varepsilon_t$  en las direcciones anteriores.

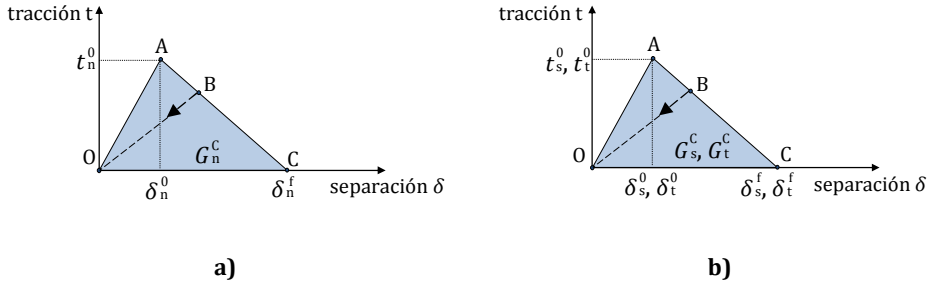
La evolución del daño definida a través de la ley tracción-separación se puede describir mediante diferentes geometrías (Figura 3.3).



**Figura 3.3. Geometría de las leyes tracción-separación consideradas: a) lineal, b) exponencial y c) trapezoidal.**

Algunos autores han remarcado la importancia de la geometría de la ley tracción-separación para definir el comportamiento del adhesivo (Campilho et al., 2013; Floros et al., 2015; Kottner et al., 2013), de manera que, en términos generales, el comportamiento frágil se reproduce mejor con una ley lineal, mientras que una respuesta dúctil se corresponde a una ley trapezoidal. Sin

embargo, estudios recientes (Santos y Campilho, 2017) han comparado adhesivos con diferentes grados de ductilidad, obteniendo resultados precisos con la ley tracción-separación lineal. En el presente trabajo, se va a estudiar la influencia de la evolución del daño definida por medio de la ley tracción-separación sobre el comportamiento del adhesivo y, por consiguiente, de la unión. En la Figura 3.4 se muestra una representación gráfica de las ecuaciones constitutivas de la ley tracción-separación que consideran una degradación lineal para los diferentes modos de fallo.



**Figura 3.4. Representación gráfica de las ecuaciones constitutivas para la ley tracción-separación lineal en: a) modo normal puro y b) modos tangenciales puros (extensible al resto de geometrías).**

En la Figura 3.4 los valores de  $t_n^0$ ,  $t_s^0$  y  $t_t^0$  son las tensiones máximas admitidas por el adhesivo en las direcciones normal y tangenciales respectivamente;  $\delta_n^0$ ,  $\delta_s^0$  y  $\delta_t^0$  son los desplazamientos correspondientes al inicio del daño donde la tensión es máxima ( $t_n^0$ ,  $t_s^0$ ,  $t_t^0$ ), y  $\delta_n^f$ ,  $\delta_s^f$  y  $\delta_t^f$  son los desplazamientos asociados a la degradación completa del material. El área encerrada bajo la curva tracción-separación se define como la energía de fractura crítica  $G_n^C$ ,  $G_s^C$  y  $G_t^C$  en los modos de fractura I, II y III respectivamente, ecuaciones (3.4)-(3.6).

$$\int_0^{\delta_n^f} t_n d\delta_n = G_n^C \quad (3.4)$$

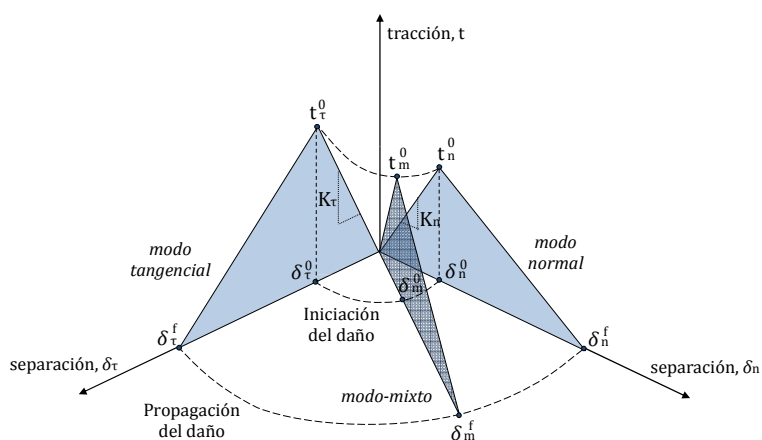
$$\int_0^{\delta_s^f} t_s d\delta_s = G_s^C \quad (3.5)$$

$$\int_0^{\delta_t^f} t_t d\delta_t = G_t^C \quad (3.6)$$

En la Figura 3.4, el tramo  $OA$  inicial corresponde con un comportamiento del material elástico lineal para el cual no existe daño. El punto  $A$  es aquel en el que las tensiones nominales alcanzan su valor máximo y, a partir del cual comienza a desarrollarse el daño provocando una

pérdida progresiva de la rigidez del material (tramos  $AC$  y  $BO$ ). El punto  $C$  corresponde con el instante en el que se produce el daño completo.

Para extender el Modelo de Zona Cohesiva a cualquier estado de carga, es necesario considerar diferentes modos de fallo. De esta forma, se define el modo-mixto, el cual combina de manera simultánea los diferentes modos de fallo, tal y como se muestra en la Figura 3.5 para la ley tracción-separación lineal. La componente tangencial  $\tau$  es la resultante de la suma de ambas direcciones tangenciales  $s$  y  $t$ .



**Figura 3.5. Definición del modo-mixto para la ley tracción-separación lineal (extensible al resto de geometrías).**

Existen diferentes criterios de iniciación de daño disponibles en el código comercial de elementos finitos Abaqus (Simulia, 2012), relacionados con las tensiones y las deformaciones del material. Según dichos criterios, el inicio de la degradación del material tiene lugar cuando el valor de la tensión o la deformación en una zona concreta del mismo aumenta hasta alcanzar un valor máximo determinado por la ley tracción-separación que define el comportamiento del adhesivo.

Fernandes et al. (2015) analizaron la influencia del criterio de iniciación del daño sobre el comportamiento de una unión a solape simple, concluyendo que las variaciones obtenidas dependían en gran medida de la naturaleza del adhesivo empleado, dúctil o frágil. Sin embargo, se observó que de entre todos los criterios analizados, aquellos basados en deformaciones proporcionan resultados menos precisos que los basados en tensiones, independientemente de la naturaleza del adhesivo. Así, de entre todos ellos, en base los resultados obtenidos y estudios desarrollados previamente por otros autores (Hutchinson y Suo, 1992; Camanho y Davila, 2002;

Ascione y Mancusi, 2010) se ha elegido un criterio cuadrático basado en las tensiones nominales, tal y como se define en la ecuación (3.7)

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (3.7)$$

La evolución del daño, por su parte, se ha definido mediante un criterio basado en la energía de fractura

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^c} \right\} + \left\{ \frac{G_s}{G_s^c} \right\} + \left\{ \frac{G_t}{G_t^c} \right\} = 1 \quad (3.8)$$

Una vez se ha iniciado el daño, éste se desarrolla siguiendo la ley de evolución del daño considerada, que describe la velocidad a la que se degrada la rigidez del adhesivo, tal y como se presenta en la ecuación (3.9). Para ello, se define una variable escalar de daño  $D$  que representa el daño total en el material. Inicialmente, la variable  $D$  tiene un valor de 0, lo que supone que no existe ningún tipo de daño y se corresponde con la región elástica. Tras la iniciación del daño, este valor incrementa hasta alcanzar 1, lo que implica un daño completo del material en esa región.

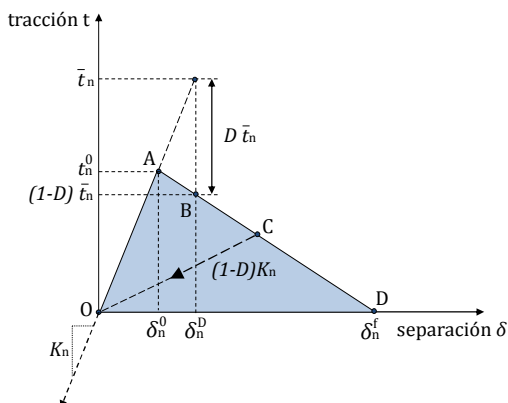
$$t_n = \begin{cases} (1 - D)\bar{t}_n, & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n & \text{no existe daño} \end{cases}$$

$$t_s = (1 - D)\bar{t}_s \quad (3.9)$$

$$t_t = (1 - D)\bar{t}_t$$

donde  $\bar{t}_n$ ,  $\bar{t}_s$  and  $\bar{t}_t$  son las tensiones de tracción en cada instante de tiempo obtenidas a partir de la ley tracción-separación sin considerar el daño (Figura 3.6).

Suponiendo que el daño se inicia a partir del punto  $A$ , como ya se ha dicho, al aumentar la carga sobre el material, la tensión de tracción disminuye su valor hasta el punto  $B$ . Este punto está determinado por la disminución de  $\bar{t}_n$  en la cantidad  $(-D\bar{t}_n)$ , de manera que la tensión resultante  $t_n$  es igual a  $(1-D)\bar{t}_n$ .



**Figura 3.6. Evolución del daño correspondiente a la ley tracción-separación lineal (extensible al resto de direcciones y geometrías).**

La variable  $D$  depende de la ley cohesiva considerada, siendo las leyes lineal, exponencial y trapezoidal las empleadas en el presente trabajo y aquellas que se encuentran implementadas en Abaqus. En la ecuación (3.10) se define la variable de daño para la ley lineal

$$D = \frac{\delta_m^f (\delta_m^{max} - \delta_m^0)}{\delta_m^{max} (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (3.10)$$

donde  $\delta_m^0$  y  $\delta_m^f$  son los desplazamientos inicial y final respectivamente, y  $\delta_m^{max}$  el valor máximo de desplazamiento efectivo alcanzado. Los desplazamientos efectivos pueden ser calculados tal y como se muestra en la ecuación (3.11).

$$\delta_m = \sqrt{(\delta_n)^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \quad (3.11)$$

La variable de daño  $D$  en el caso de la ley tracción-separación exponencial (Figura 3.3b) se expresa en la ecuación (3.12)

$$D = 1 - \left( \frac{\delta_m^0}{\delta_m^{max}} \right) \left( 1 - \frac{1 - e^{-\alpha \left( \frac{\delta_m^{max} - \delta_m^0}{\delta_m^f - \delta_m^0} \right)}}{1 - e^{-\alpha}} \right) \quad (3.12)$$

donde  $\alpha$  es un parámetro adimensional del material que define el ratio de daño. Se relaciona con las propiedades específicas del material y para un valor de  $\alpha=0$  se obtiene una ley lineal.



Finalmente, en la ecuación (3.13) se muestra la variable de daño  $D$  para la ley trapezoidal (Figura 3.3c).

$$D = 1 - \left( \frac{\delta_m^0}{\delta_m} \right) \quad \text{para } \delta_m^0 < \delta \leq \delta_m^S \quad (3.13)$$

$$D = 1 - \left( \frac{m\delta_m + b}{K_{nn,ss,tt} + \delta_m} \right) \quad \text{para } \delta_m^S < \delta \leq \delta_m^f$$

donde  $\delta_m^S$  es el desplazamiento efectivo que determina el inicio de la degradación, y  $m$  y  $b$  parámetros que definen la caída de la tensión. Ambos pueden ser calculados con las expresiones (3.14) y (3.15)

$$m = \frac{-t_{n,s,t}^0}{\delta_m^f - \delta_m^S} \quad (3.14)$$

$$b = t_{n,s,t}^0 - m\delta_m^S \quad (3.15)$$

### 3.2.3. Validación del modelo numérico

El modelo numérico tridimensional desarrollado fue validado con los resultados disponibles en la literatura (Campilho et al., 2013) tanto obtenidos experimentalmente como calculados a partir de un modelo bidimensional. Las propiedades de la fibra de carbono de los adherentes y el adhesivo, Araldite 2015, se encuentran recogidas en la Tabla 3.1 y la Tabla 3.2.

**Tabla 3.1. Propiedades ortótropas elásticas de la lámina unidireccional de carbono-epoxi en la dirección de las fibras (Campilho et al., 2013).**

Módulo de elasticidad (MPa)	Coefficiente de Poisson	Módulo de cortadura (MPa)
$E_{xy}=109 \cdot 10^3$	$\nu_{xy}=0.34$	$G_{xy}=4315$
$E_{xz}=8819$	$\nu_{xz}=0.34$	$G_{xz}=4315$
$E_{yz}=8819$	$\nu_{yz}=0.38$	$G_{yz}=3200$

**Tabla 3.2. Propiedades del adhesivo, Araldite 2015 (Campilho et al., 2013)**

Módulo de elasticidad y cortadura (GPa)	Energía de fractura (N/mm)	Resistencia cohesiva (MPa)
$E=1.85$	$G_n^c=0.43$	$t_n^0=21.63$
$G=0.56$	$G_s^c=4.70$	$t_s^0=17.90$
	$G_t^c=4.70$	$t_t^0=17.90$

Las variables empleadas en la validación fueron las curvas fuerza-desplazamiento que representan el comportamiento de la unión a solape simple sometida a un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas. Para definir la evolución del daño del adhesivo se ha empleado la ley tracción-separación lineal (Figura 3.3a). En la Tabla 3.3 y la Figura 3.7 se muestran los resultados obtenidos para dos longitudes de solape  $L$  diferentes, 10 mm y 80 mm, las cuales son los valores extremos de  $L$  para el rango estudiado por los autores (Campilho et al., 2013) y sobre los cuales se pueden observar mayores diferencias.

Tabla 3.3. Fuerza máxima de la unión a solape simple.

Longitud de solape (mm)	Fuerza máxima experimental (kN) (Campilho et al., 2013)	Fuerza máxima ley tracción-separación lineal 2D (kN) (Campilho et al., 2013)	Fuerza máxima ley tracción-separación lineal 3D (kN)
10	2.55	2.48	2.57
80	19.13	18.25	18.50

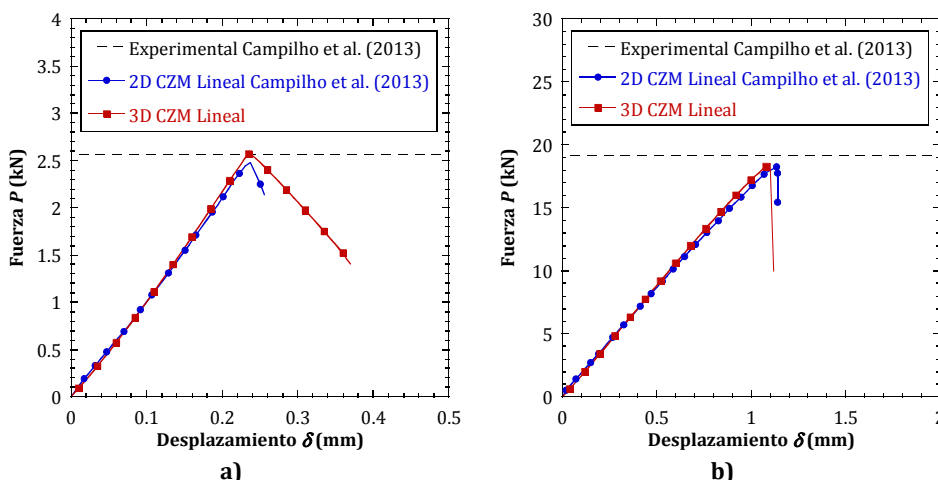


Figura 3.7. Curvas fuerza-desplazamiento de la unión adhesiva con longitud de solape de: a) 10 mm y b) 80 mm.

Los resultados de las curvas fuerza-desplazamiento presentan dos regiones diferenciadas: en una primera etapa, la fuerza aumenta linealmente hasta alcanzar un valor máximo; en la segunda etapa, el daño comienza a desarrollarse y el valor de la fuerza disminuye como consecuencia de la degradación de la rigidez del adhesivo hasta que se produce el fallo último de la unión.

Es posible observar una buena correlación entre los resultados del modelo numérico desarrollado, respecto de los resultados experimentales y numéricos del modelo 2D tomados de

la literatura. Para la longitud de solape de 10 mm, la fuerza máxima hallada es de 2.57 kN, mientras que la obtenida para el solape de 80 mm es de 18.50 kN. Estos valores son ligeramente superiores si se comparan con los correspondientes al modelo numérico bidimensional (Tabla 3.3). Las diferencias en cualquiera de los casos no superan el 5%, al igual que ocurre con el valor de la rigidez de la unión. Dado que se han comparado dos longitudes de solape diferentes, 10 mm y 80 mm, se comprueba el efecto de este parámetro sobre la resistencia de la unión, de manera que un incremento del mismo supone un aumento de la fuerza máxima alcanzada del 619.84%.

Cabe destacar, que el coste computacional del modelo 3D desarrollado no es elevado si se compara con el del modelo 2D y la cantidad de información relevante que permite obtener del problema es mayor como, por ejemplo, mapas de tensiones del adhesivo o la evolución del daño a lo largo de su superficie.

### **3.3. Análisis de la ley tracción-separación sobre el comportamiento de uniones adhesivas**

Dada la variedad de leyes tracción-separación que es posible emplear para definir la evolución del daño en el adhesivo, se ha analizado la influencia de su geometría sobre el comportamiento de la unión para el modelo 3D desarrollado. Se ha llevado a cabo un estudio de los resultados obtenidos a partir de las leyes tracción-separación lineal, exponencial y trapezoidal, las cuales se encuentran implementadas en Abaqus. Es importante señalar que, en la presente Tesis Doctoral, se ha considerado un valor de  $\alpha=7$  en la ecuación (3.12) para la ley tracción-separación exponencial (Figura 3.3b) con el objetivo de obtener una ley claramente diferenciada de la lineal. El uso de este valor implica una mayor velocidad de degradación del adhesivo tras alcanzarse el inicio del daño.

Para comprobar la precisión de los resultados se han empleado los valores experimentales de Campilho et al. (2013) para longitudes de solape  $L$  entre 10 mm y 80 mm, variando este parámetro a intervalos de 10 mm. En la Tabla 3.4 y la Figura 3.11 se muestran los resultados obtenidos.

Tabla 3.4. Fuerza máxima de la unión a solape simple para diferentes leyes tracción-separación.

Longitud de solape (mm)	Fuerza máxima experimental (kN) Campilho et al. (2013)	Fuerza máxima ley tracción-separación lineal (kN)	Fuerza máxima ley tracción-separación exponencial (kN)	Fuerza máxima ley tracción-separación trapezoidal (kN)
10	2.55	2.57	2.57	2.51
20	4.67	4.85	5.01	4.71
30	6.95	7.37	7.36	7.04
40	9.35	9.56	9.94	9.54
50	11.81	11.86	12.29	11.91
60	14.46	14.17	14.64	13.92
70	16.92	16.25	16.98	16.34
80	19.13	18.50	19.05	18.69

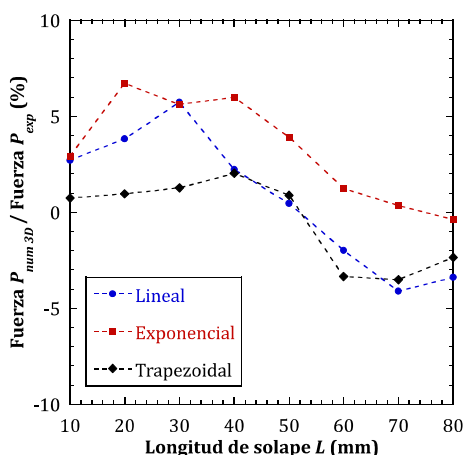


Figura 3.8. Variación porcentual de la fuerza máxima del modelo numérico tridimensional respecto de los resultados experimentales (Campilho et al., 2013) para diferentes geometrías de la ley tracción-separación.

Los valores anteriores muestran una buena correlación entre los resultados obtenidos para las diferentes leyes tracción-separación respecto de los experimentales, pues las variaciones observadas no superan el 7% en cualquiera de los casos estudiados. La ley tracción-separación exponencial sobrestima la fuerza máxima para los diferentes solapes estudiados. Las leyes lineal y trapezoidal sobrestiman los resultados para solapes por debajo de entre 40 mm y 50 mm, y los subestiman para el resto. En el caso del adhesivo estudiado, Araldite 2015, la ley trapezoidal es la que mejor resultados proporciona ya que es capaz de recoger el comportamiento plástico que presenta el material.

### 3.3.1. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación lineal

Se ha comprobado el efecto de los parámetros cohesivos que definen el modelo de daño progresivo empleado para la ley tracción-separación lineal, como son la energía de fractura y la resistencia del adhesivo. Los resultados fueron calculados modificando cada uno de estos parámetros, tanto en la dirección normal ( $n$ ) como en las direcciones tangenciales ( $s$  y  $t$ ), manteniendo el otro constante. Los valores de fuerza máxima resultantes se han comparado con los presentados en el trabajo de Campilho et al. (2012) calculados a partir de un modelo 2D, lo que ha permitido ratificar la validez del modelo tridimensional desarrollado. Coincidiendo con el estudio de Campilho et al., (2012), los parámetros cohesivos considerados variaron en un rango comprendido entre un -80% y un 100% respecto de los valores de referencia, a intervalos constantes de un 20% (Figura 3.9).

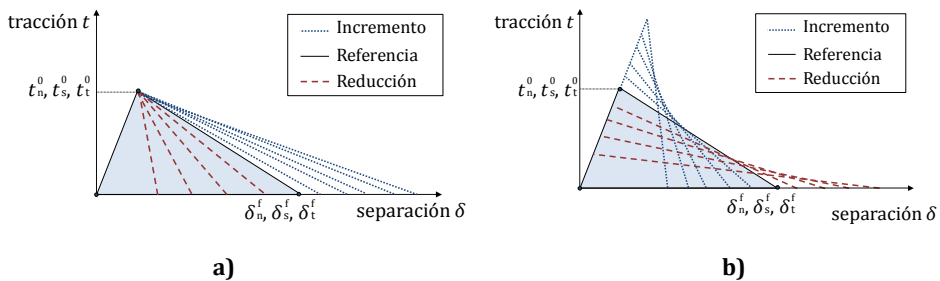


Figura 3.9. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación lineal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.

En la Figura 3.10 se muestran los resultados para las longitudes de solape de 10 mm y 80 mm. Las curvas mostradas se presentan en términos de fuerza de rotura de la unión respecto del valor de la fuerza máxima para el caso de referencia (aquel para el que no se han modificado las propiedades originales del adhesivo) frente a la variación del parámetro cohesivo.

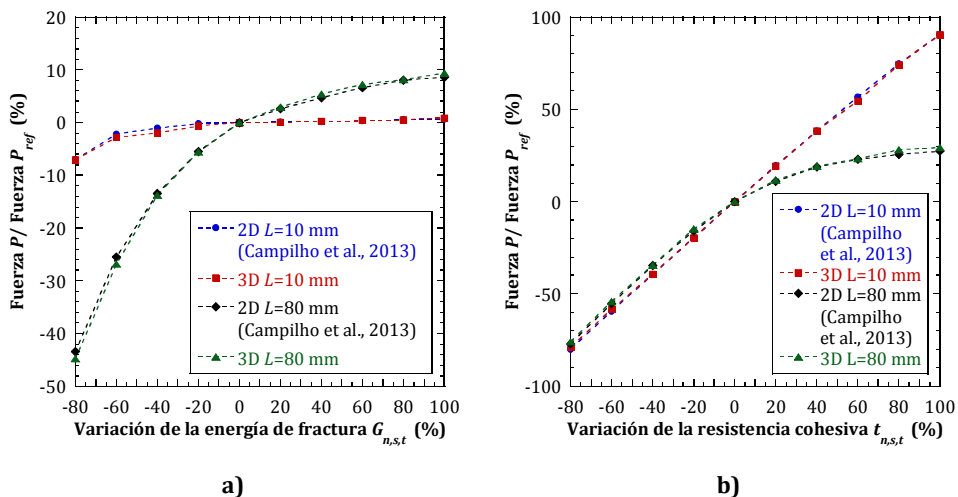


Figura 3.10. Efecto de la variación de los parámetros cohesivos sobre la fuerza máxima respecto de la fuerza de referencia para longitudes de solape de 10 mm y 80 mm considerando la ley tracción-separación lineal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.

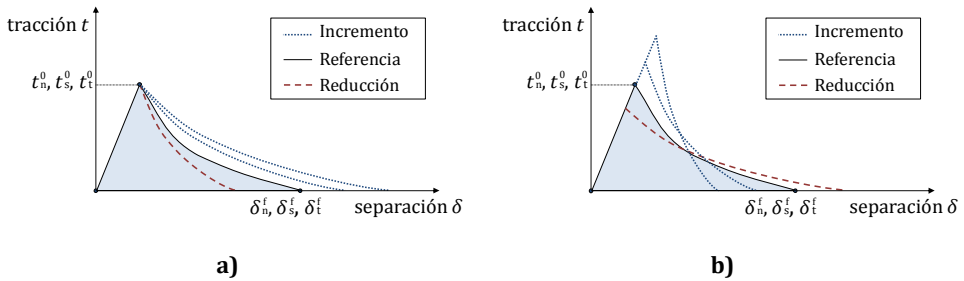
En la Figura 3.10a se observan los resultados obtenidos de la variación de la energía de fractura. Al aumentar este parámetro por encima del valor de referencia se obtienen incrementos de la fuerza máxima soportada por la unión que no superan el 10% para la mayor de las longitudes de solape analizadas (80 mm). Al reducir la energía de fractura por debajo del valor de referencia se producen disminuciones de la fuerza máxima que oscilan entre un 7% y un 45%.

En la Figura 3.10b se muestran los resultados relativos a la variación de la resistencia del adhesivo. Al incrementar su valor, se producen aumentos de la fuerza máxima, los cuales son mayores a medida que disminuye la longitud de solape. Al disminuir la resistencia del adhesivo se producen reducciones de la fuerza máxima, cuyo valor es cercano al porcentaje de variación del parámetro y muy similares para las diferentes longitudes de solape estudiadas.

Estos valores, junto con los anteriores relativos a la validación del modelo numérico tridimensional de la unión a solape simple, ponen de manifiesto la precisión de los resultados que proporciona.

### 3.3.2. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación exponencial

Se ha analizado la influencia de la variación de los parámetros cohesivos de manera individual, en un -50%, 50% y 100%, respecto de los valores de referencia para la ley tracción-separación exponencial utilizando el modelo 3D desarrollado (Figura 3.11).



**Figura 3.11. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación exponencial: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.**

Estas variaciones se han llevado a cabo de manera simultánea para las diferentes direcciones, normal y tangencial. Las longitudes de solape  $L$  consideradas han sido 10 mm, 30 mm, 60 mm y 80 mm. Los resultados se presentan en la Figura 3.12 en forma de variación porcentual de la fuerza máxima soportada por la unión, respecto de la fuerza máxima para cada uno de los solapes correspondientes de referencia.

En términos generales, las tendencias son similares en ambos casos a las obtenidas para la ley tracción-separación lineal, aunque los valores exactos difieren ligeramente respecto de éstos últimos. Al variar la energía de fractura por encima del valor de referencia, se producen incrementos de la fuerza máxima que no superan el 6%, mientras que al reducir a la mitad el valor de este parámetro las disminuciones son inferiores al -10% (Figura 3.12a). Se ha observado que las variaciones provocadas por esta variable no resultan significativas, siendo mayores al aumentar la longitud de solape.

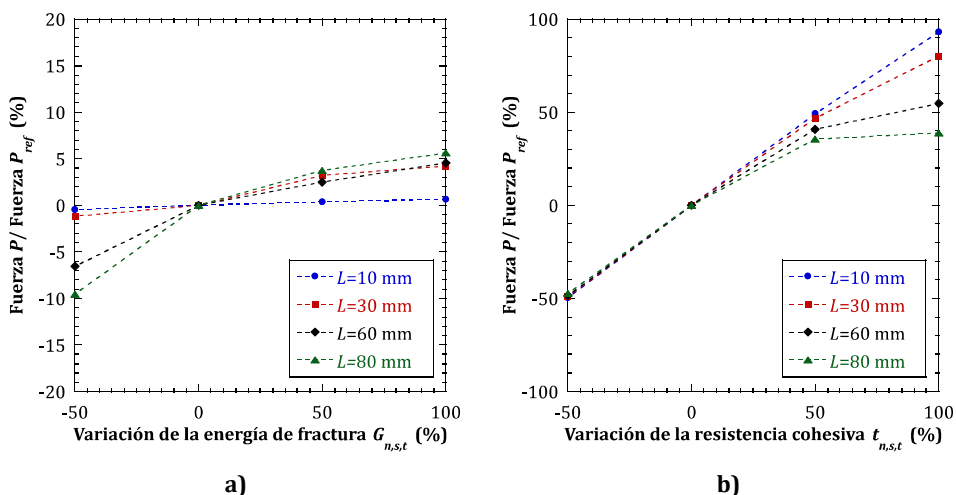


Figura 3.12. Efecto de la variación de los parámetros cohesivos sobre la fuerza máxima respecto de la fuerza de referencia para longitudes de solape entre 10 mm y 80 mm considerando la ley tracción-separación exponencial: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.

El efecto contrario ocurre al modificar la resistencia del adhesivo, de manera que las mayores variaciones se producen para los solapes menores (Figura 3.12b). En el caso del solape de longitud 10 mm, los resultados obtenidos varían linealmente entre un -49.55% y un 93.05%. Se observa, de nuevo, una correspondencia entre la variación en los resultados y la variación del parámetro. Al disminuirlo, se observan variaciones similares para cualquiera de los solapes analizados, mientras que al aumentarlo las variaciones se suavizan. En el caso del solape de 80 mm la fuerza se incrementa de manera prácticamente constante entre un 35.51% y 38.87% para los aumentos del 50% y del 100% respectivamente.

### 3.3.3. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación trapezoidal

Al igual que se ha hecho con las leyes lineal y exponencial, se han variado la energía de fractura y la resistencia del adhesivo en un -50%, 50% y 100% para la ley trapezoidal (Figura 3.13).



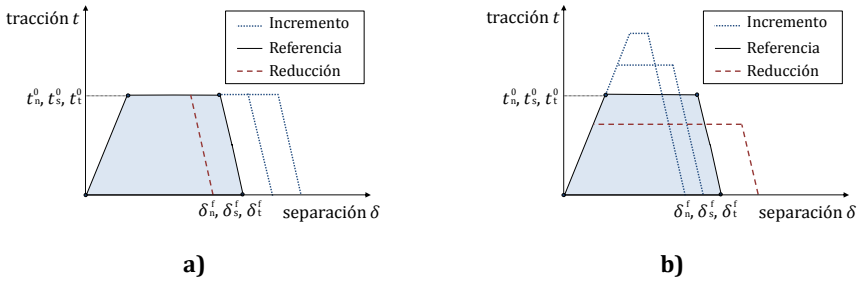


Figura 3.13. Variación de los parámetros cohesivos de la ley tracción-separación trapezoidal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.

Nuevamente, las longitudes de solape  $L$  analizadas fueron 10 mm, 30 mm, 60 mm y 80 mm, y los resultados se muestran como la variación porcentual de la fuerza máxima respecto de la fuerza máxima de referencia en cada caso. En la Figura 3.14 se muestran los resultados obtenidos.

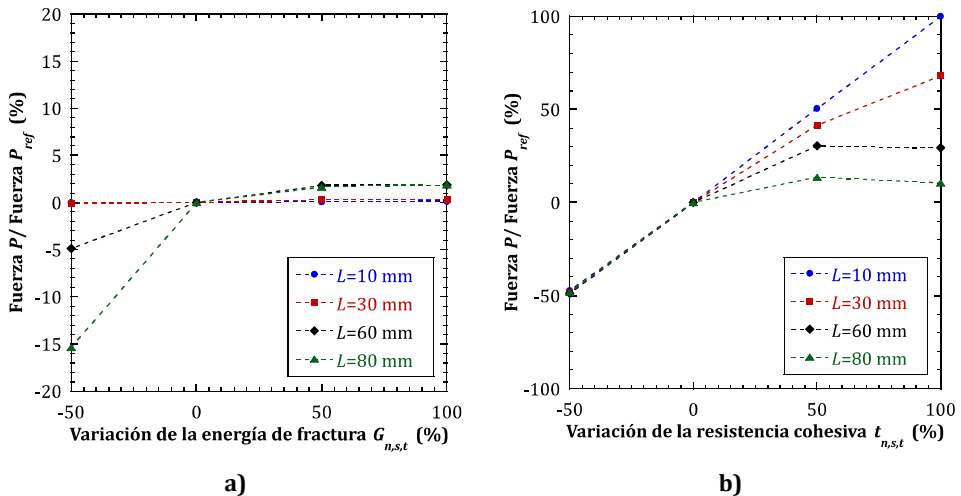


Figura 3.14. Efecto de la variación de los parámetros cohesivos sobre la fuerza máxima respecto de la fuerza de referencia para longitudes de solape entre 10 mm y 80 mm considerando la ley tracción-separación trapezoidal: a) energía de fractura y b) resistencia del adhesivo.

Las variaciones de la fuerza máxima al aumentar la energía de fractura son inferiores al 2% (Figura 3.14a). Sólo la longitud de solape de 80 mm presenta una reducción significativa de la fuerza máxima (15.38%) al disminuir dicho parámetro un 50%.

Una disminución de la resistencia del adhesivo del -50% (Figura 3.14b) provoca una reducción de la fuerza máxima del orden de la variación considerada, al igual que ocurría con el resto de leyes analizadas. Al aumentar este parámetro un 100%, se producen incrementos de la

fuerza que oscilan entre un 10% para el mayor de los solapes ( $L=80$  mm) y un 100% para el menor ( $L=10$  mm), aproximadamente.

### **3.4. Influencia del espesor de adhesivo**

En una reparación adhesiva el número de parámetros que influyen sobre su comportamiento es elevado, destacando el espesor de adhesivo entre los parámetros geométricos (Xu y Wei, 2012; Gong et al., 2015). La mayoría de estudios disponibles en la literatura definen las propiedades de la unión adhesiva como una interfaz, sin tener en cuenta los efectos del espesor de adhesivo sobre dichas propiedades (Högberg, 2006). Concretamente, no se considera el efecto del espesor de adhesivo sobre la energía de fractura, en la que influye de manera directa (Shah y Tarfaoui, 2016). Este hecho ha llevado al estudio de la influencia del espesor de adhesivo sobre el comportamiento de uniones y reparaciones adhesivas en la presente Tesis Doctoral.

En la práctica se prefieren capas delgadas de adhesivo frente a otras más gruesas, las cuales dan lugar a incrementos en la resistencia de la unión (da Silva et al, 2007; da Silva et al, 2009; Beloufa et al., 2016). Sin embargo, este criterio no se puede extender al comportamiento de cualquier unión adhesiva debido a la cantidad de variables involucradas en el problema como el tipo de carga aplicada, configuración de la probeta, condiciones de contorno, tipo de adhesivo, etc. (da Silva et al., 2007; da Silva et al., 2009).

En base a estudios previos, en los cuales se ha demostrado que el espesor de adhesivo óptimo de una reparación debe variar idealmente entre 0.1 mm y 0.5 mm (Shen y Paulino, 2011), se ha decidido analizar la influencia de la variación del mismo para los espesores de adhesivo de 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm. De este modo, surge la necesidad de obtener las propiedades del adhesivo empleado para los diferentes espesores a estudiar. Sin embargo, ante la falta de información disponible en la literatura sobre el adhesivo Araldite 2015, resulta imprescindible llevar a cabo un estudio experimental para la obtención de sus propiedades.

Por otro lado, el adhesivo empleado en la fabricación de reparaciones adhesivas que se presenta en el capítulo posterior difiere del analizado por Campilho et al. (2013), por lo que se ha optado por continuar el presente trabajo considerando los materiales empleados para dichas probetas. Para ello, resulta necesaria la caracterización del adhesivo por medio de la obtención de sus propiedades a fractura para los diferentes espesores, así como sus propiedades elásticas.

### 3.4.1. Material empleado

El material empleado en la fabricación de los adherentes de las uniones adhesivas ensayadas para el estudio del espesor de adhesivo es fibra de carbono IM7 pre-impregnada en resina epoxi MTM-45-1. Dichos adherentes consisten en un laminado unidireccional cuyas propiedades de la lámina de material compuesto se reflejan en la Tabla 3.5.

**Tabla 3.5. Propiedades de la lámina IM7/MTM-45-1 (Ridgard, 2008).**

<b>Fibra de carbono IM7/MTM-45-1</b>	
Módulo de elasticidad en dirección longitudinal, $E_1$ (GPa)	173
Módulo de elasticidad en dirección transversal, $E_2$ (GPa)	7.36
Módulo de elasticidad en dirección transversal, $E_3$ (GPa)	7.93
Coefficiente de Poisson principal, $\nu_{12}$	0.32
Coefficiente de Poisson transversal, $\nu_{13}$	0.5
Coefficiente de Poisson transversal, $\nu_{23}$	0.5
Módulo de cortadura en el plano, $G_{12}$ (GPa)	3.89
Módulo de cortadura fuera del plano, $G_{13}$ (GPa)	3.89
Módulo de cortadura fuera del plano, $G_{23}$ (GPa)	2.94
Resistencia a tracción en dirección longitudinal, $X_t$ (MPa)	2998
Resistencia a compresión en dirección longitudinal, $X_c$ (MPa)	1414
Resistencia a tracción en dirección transversal, $Y_t$ (MPa)	37
Resistencia a compresión en dirección transversal, $Y_c$ (MPa)	169
Resistencia a tracción en dirección transversal, $Z_t$ (MPa)	51
Resistencia a compresión en dirección transversal, $Z_c$ (MPa)	307
Resistencia a cortadura en el plano, $S_{12}$ (MPa)	120
Resistencia a cortadura en el plano, $S_{13}$ (MPa)	120
Resistencia a cortadura fuera del plano, $S_{23}$ (MPa)	500

Para unir ambos laminados se empleó el adhesivo estructural tipo film MTA-240, de naturaleza epoxi, cuyo espesor de capa es de 0.13 mm. Este adhesivo es compatible para la unión de sustratos de aluminio o material compuesto de fibra de carbono, concretamente de la serie MTM. Los espesores de adhesivo analizados en el presente estudio han sido considerados en base a las características técnicas del material y a estudios previos. De esta forma, toma los valores de 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm, correspondientes a una, dos, tres y cuatro capas de adhesivo respectivamente.

### **3.4.2. Obtención experimental de las propiedades del adhesivo**

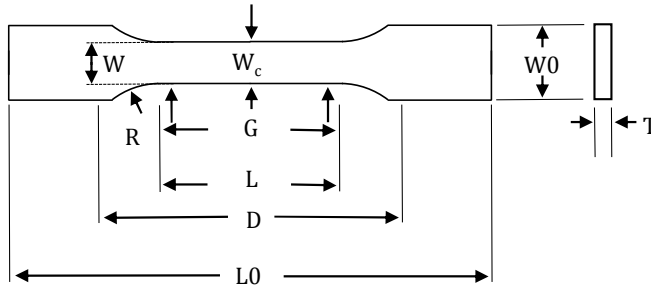
La variación del espesor de adhesivo influye sobre las propiedades a fractura del mismo. Dichas propiedades, que son necesarias para definir el modelo de daño progresivo que describe el comportamiento del adhesivo al variar el espesor, no se han encontrado en la literatura para el material empleado en la validación del modelo numérico.

Por ello, se ha optado por obtener las propiedades elásticas y de fractura del adhesivo MTA-240, el cual será empleado en el estudio de reparaciones adhesivas posterior. Asimismo, se ha validado el modelo numérico desarrollado para las propiedades obtenidas experimentalmente mediante la simulación de los ensayos de fractura llevados a cabo sobre uniones.

#### **3.4.2.1. Propiedades elásticas del adhesivo**

Las propiedades del adhesivo necesarias para definir el comportamiento elástico del modelo de daño progresivo son el módulo de elasticidad  $E$  y el módulo de cortadura  $G$ . Para obtener dichas propiedades, se han realizado ensayos de tracción y cortadura sobre probetas del material.

El módulo de elasticidad se obtuvo a partir de ensayos de tracción, los cuales fueron realizados siguiendo las recomendaciones de la norma ASTM D638-14. Se emplearon probetas de Tipo I, tal y como se muestra en la Figura 3.15, con un ancho  $W$  igual a 13 mm y un espesor  $T$  igual a 7.02 mm. Dichas probetas fueron mecanizadas según las dimensiones indicadas en la norma, a partir de placas fabricadas mediante el apilamiento de capas de adhesivo film de espesor de 0.13 mm.



Dimensiones	Probetas Tipo I (mm)
W - Ancho de la sección central <sup>E,F</sup>	13
L - Longitud de la sección central	57
W0 - Ancho global, min <sup>G</sup>	19
W0 - Ancho global, min <sup>G</sup>	...
L0 - Longitud global, min <sup>H</sup>	165
G - Longitud de la sección central <sup>I</sup>	50
G - Longitud de la sección central <sup>I</sup>	...
D - Distancia entre mordazas	115
R - Radio de acuerdo	76

Figura 3.15. Dimensiones de la probeta Tipo I según la norma ASTM D638-14 empleada en los ensayos de tracción.

Se empleó una máquina de ensayos universal INSTRON 8516 con una célula de carga de 50 kN que aplicaba la fuerza mediante control de desplazamiento a una velocidad de 3 mm/min. Para asegurar una correcta medición del desplazamiento se empleó un extensómetro biaxial que abarcaba una longitud de 50 mm, el cual se colocó centrado respecto de la longitud total de las probetas. En la Figura 3.16 se muestran los resultados obtenidos de los ensayos realizados.

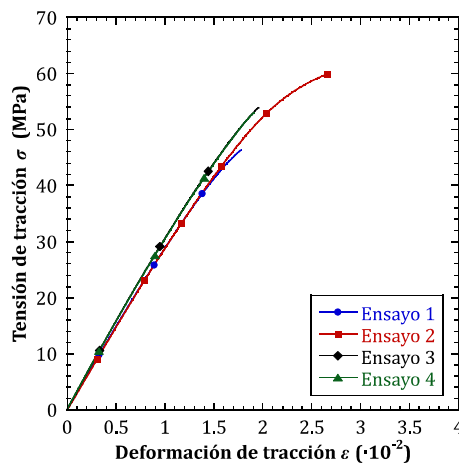


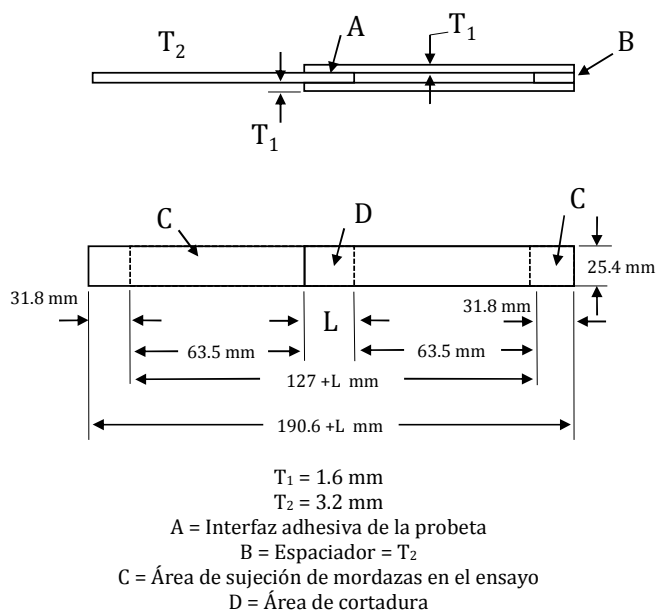
Figura 3.16. Curvas tensión-deformación obtenidas de los ensayos de tracción del adhesivo.

Los resultados obtenidos se han representado en términos tensión-deformación y han sido calculados a partir de los valores de fuerza y desplazamiento proporcionados por la máquina de ensayos, así como de las dimensiones de las probetas. En la Figura 3.17 se puede observar una de las probetas ensayadas. El fallo último se localizó en la parte central de las mismas, en una región alejada de las mordazas.



**Figura 3.17. Modo de fallo de las probetas de tracción para la obtención del módulo de elasticidad.**

Para la determinación del módulo de cortadura, se llevaron a cabo ensayos de cortadura sobre probetas de *Tipo A* siguiendo las recomendaciones de la norma ASTM D3528-96 (Figura 3.18). Las probetas se fabricaron a partir de la unión de laminados unidireccionales con una longitud de solape igual a 25 mm y un espesor de adhesivo de 0.13 mm. El ancho de las mismas fue de 25 mm.



**Figura 3.18. Dimensiones de la probeta *Tipo A* según la norma ASTM D3528-96 empleada en los ensayos de cortadura.**

Los ensayos fueron llevados a cabo en la máquina INSTRON 8516 empleando la misma célula de carga y el mismo extensómetro biaxial empleado en los ensayos de tracción, considerando una velocidad de desplazamiento de 2 mm/min. En la Figura 3.19 se presentan las curvas tensión-deformación tangencial obtenidas de los ensayos realizados para la obtención del módulo de cortadura. Los resultados se han calculado a partir de los valores de fuerza y desplazamiento obtenidos de la máquina de ensayos.

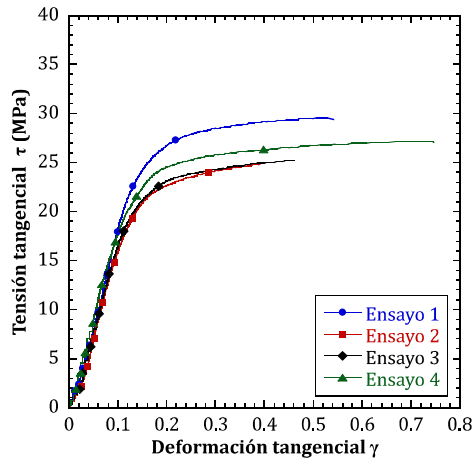


Figura 3.19. Curvas tensión-deformación obtenidas de los ensayos de tracción del adhesivo.

En la Figura 3.20 se muestra una de las probetas ensayadas a cortadura. En ella, se aprecia que el fallo último de la probeta se produce en el área adherida, tal y como se esperaba.



Figura 3.20. Probeta ensayada a cortadura para la obtención del módulo de cortadura del adhesivo.

A partir de las curvas anteriores, se han calculado el módulo de elasticidad y el módulo de cortadura, los cuales se recogen en la Tabla 3.6, junto con el valor de la densidad del adhesivo. Éste último fue proporcionado por el fabricante.

Tabla 3.6. Propiedades elásticas del adhesivo MTA-240.

Adhesivo MTA-240	
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	1.23
Módulo de elasticidad, E (GPa)	3.13 ± 0.43
Módulo de cortadura, G (GPa)	0.18 ± 0.04

### 3.4.2.2. Propiedades a fractura del adhesivo

Existen diferentes metodologías experimentales para la obtención de la energía de fractura. Algunos de estos métodos, basados en la Mecánica de Fractura Lineal Elástica, fueron aplicados inicialmente en problemas de delaminación y se extendieron, posteriormente, a problemas para la obtención de propiedades de adhesivos (Gledhill et al., 1978; Phillips, 1989).

El balance de energía de Griffith, englobado en el marco de la Mecánica de Fractura Lineal Elástica, se basa en el primer principio de la termodinámica. La interpretación extendida a un problema de fractura supone que el avance de una grieta se produce sólo si la energía total resultante del proceso de fractura es constante o disminuye (Griffith, 1920). Así, la condición crítica para que se produzca el proceso de fractura se da en aquel punto en el cual la grieta se extiende bajo condiciones de equilibrio con una variación de la energía total neta cuyo valor es nulo. Si se considera una placa infinita de espesor constante que contiene un defecto sometida a una tensión remota, la ecuación del balance de energía bajo condiciones de equilibrio para un incremento de área de la grieta  $dA$  se puede expresar tal y como se presenta en la ecuación (3.16)

$$\frac{dU_e}{dA} + \frac{dU_s}{dA} - \frac{dW}{dA} = 0 \quad (3.16)$$

donde  $U_e$  es la energía total,  $U_s$  la energía necesaria para crear dos nuevas superficies y  $W$  el trabajo efectivo realizado por las fuerzas externas en forma de energía de deformación.

A partir de la ecuación (3.16), el crecimiento de la grieta tiene lugar cuando se verifica la siguiente expresión

$$\frac{d}{dA}(W - U_e) \geq \frac{dU_s}{dA} \quad (3.17)$$

Posteriormente, Irwin desarrolló el criterio basado en la energía disipada en el proceso de fractura, equivalente al criterio de Griffith. Definió la tasa de liberación de energía  $G$ , como una medida de la energía disponible durante el crecimiento de grieta

$$G = -\frac{d\Pi}{dA} \quad (3.18)$$

donde  $\Pi = U_e - W$ .



La energía potencial de un sistema elástico lineal se define en la ecuación (3.19)

$$\Pi = \frac{1}{2} \int \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} dV - \int_0^{\delta} P(\delta) d\delta \quad (3.19)$$

donde  $\sigma_{ij}$  y  $\varepsilon_{ij}$  son las tensiones y deformaciones,  $V$  el volumen y  $P(\delta)$  la carga aplicada en función del desplazamiento de los adherentes. El primer término se corresponde con la energía almacenada en un sistema elástico lineal, mientras que el segundo término corresponde con el trabajo realizado por las fuerzas externas. El primer término, se puede expresar también en función de la fuerza que actúa sobre el sistema, tal y como se expresa en la ecuación (3.20)

$$\Pi = \frac{1}{2} P\delta - \int_0^{\delta} P(\delta) d\delta \quad (3.20)$$

Sustituyendo la ecuación (3.18) en la (3.20) se obtiene la ecuación (3.21)

$$G = \frac{1}{2b} \left( P \frac{\partial \delta}{\partial a} - \delta \frac{\partial P}{\partial a} \right) \quad (3.21)$$

o lo que es lo mismo

$$G = \frac{P^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (3.22)$$

donde  $b$  es el ancho de la probeta analizada,  $C$  es la flexibilidad de los adherentes y  $a$  es la longitud de grieta. La flexibilidad  $C$ , por su parte, se obtiene como la relación entre el desplazamiento  $\delta$  respecto de la carga aplicada  $P$  según la ecuación (3.23)

$$C = \frac{\delta}{P} \quad (3.23)$$

La iniciación y propagación de una grieta tiene lugar cuando la energía de fractura alcanza el valor crítico  $G=G_c$ , el cual es propio de cada material. Para la obtención de  $G_c$  es necesario determinar experimentalmente el desplazamiento y la carga aplicada sobre el material bajo unas condiciones específicas, a partir de la expresión de Irwin-Kies, ecuación (3.22).

Este método, introducido inicialmente para el estudio del crecimiento de grietas en metales, ha sido aceptado por numerosos autores en el análisis de materiales compuestos, cerámicos, polímeros y materiales que presentan un comportamiento frágil (Ameli et al., 2010). Actualmente, existen métodos estandarizados recogidos en las normas ASTM e ISO que permiten la obtención de la energía de fractura en los diferentes modos de fallo y están basados en la expresión de Irwin-

Kies. Además, estas normas proporcionan una metodología experimental específica para diferentes modos de fractura. En la presente Tesis, se han seguido las recomendaciones de las normas ASTM D5528-13, ISO 15024-2001 e ISO 25217-2009 para la obtención de las propiedades de fractura del adhesivo en modo I y la norma ASTM D7905/D7905M-14 para el modo II, sobre las cuales se profundizará a continuación.

Se han empleado las curvas de resistencia o curvas R para representar la energía de fractura en función de la longitud de grieta durante la iniciación y la propagación de la misma. En los primeros instantes del ensayo, la grieta se desarrolla desde la inserción dando lugar a un incremento monótono de la energía de fractura. Posteriormente, este valor se estabiliza a medida que la grieta continúa desarrollándose, pudiendo ser considerado como el valor de la energía de fractura crítica  $G_c$  (Figura 3.21).

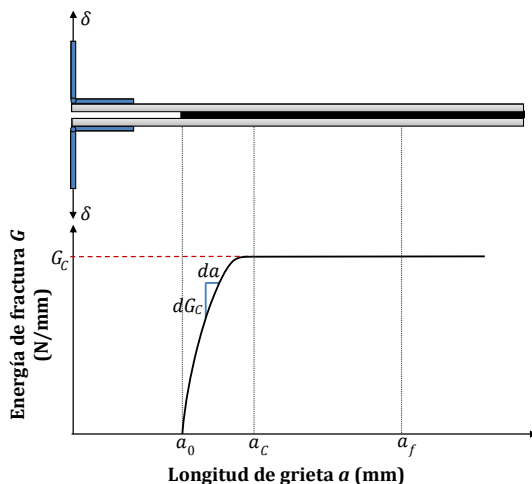
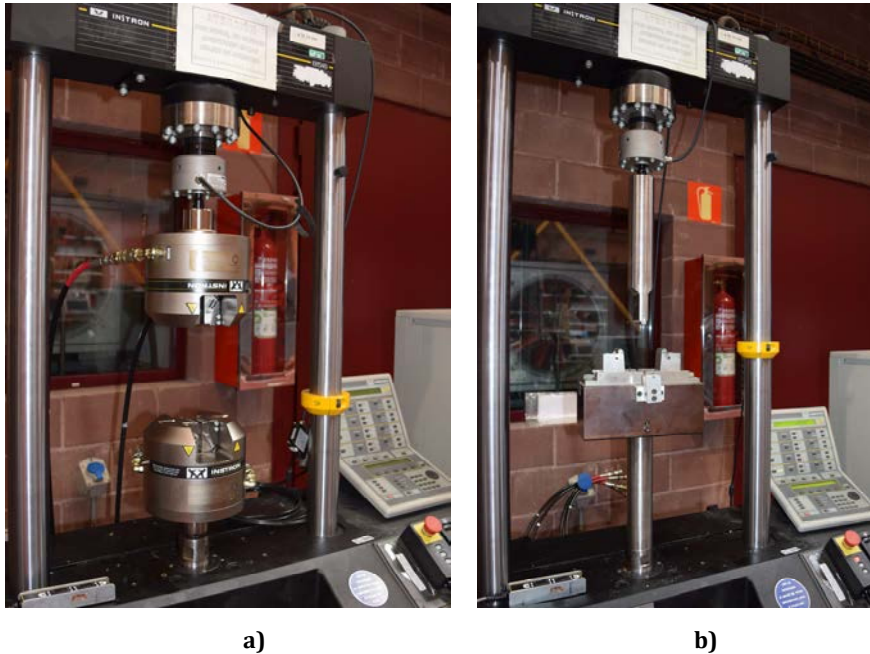


Figura 3.21. Representación esquemática de una curva R típica basada en Ameli et al. (2010).

En la práctica, la forma de estas curvas puede diferir de la definición ideal de las mismas. Cuando un material presenta una resistencia constante frente a la evolución de una grieta en su interior (o lo que es lo mismo, se produce una propagación de grieta estable) la curva R resultante adquiere una forma plana, lo cual permite definir un valor crítico de la energía de fractura  $G_c$ . Sin embargo, cuando la curva R del material es creciente debido a un avance de grieta inestable, el valor de la energía de fractura que caracteriza al material puede ser considerado el resultante al inicio del crecimiento de la grieta (Arana, 2002). Este comportamiento es característico de materiales como pueden ser los metales que presentan una elevada ductilidad, y se debe al aumento de tamaño de la región plástica que aparece alrededor del borde de la grieta a medida

que evoluciona, lo que implica un incremento de la energía plástica. De esta forma, la energía de fractura  $G$  debe aumentar su valor para mantener el crecimiento de la grieta.

Los ensayos realizados para obtener la energía de fractura del adhesivo para diferentes espesores se han llevado a cabo en una máquina servohidráulica de ensayos universal INSTRON 8516 con una célula de carga de 5 kN y que posee un recorrido máximo de pistón de  $\pm 78$  mm (Figura 3.22).



**Figura 3.22.** Máquina servohidráulica INSTRON 8516 con el utillaje de ensayo en a) modo I y b) modo II.

Las probetas estudiadas estaban formadas por dos adherentes rectangulares unidos mediante el adhesivo, cuyo espesor tomaba los valores de 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm. Los adherentes consistieron en laminados unidireccionales cuya longitud  $L$  fue de 160 mm y el ancho  $b$  de 25 mm. Para simular la presencia de una grieta se insertó una lámina de Teflón entre las diferentes capas de adhesivo. La longitud inicial de la grieta considerada depende del ensayo, siendo de 30 mm para los ensayos en modo I y de 60 mm para los ensayos en modo II, tal y como se muestra en la Figura 3.23.

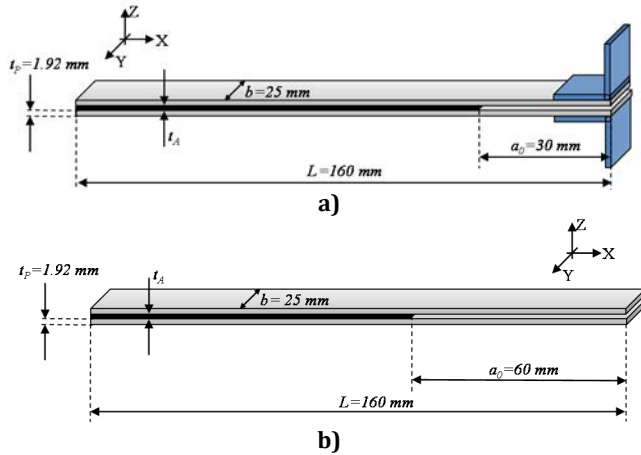


Figura 3.23. Configuración de las probetas para el ensayo a) en modo I y b) en modo II.

La configuración final del ensayo se muestra en la Figura 3.24. Se emplearon dos cámaras NIKON D3300 para registrar los ensayos, colocadas a ambos lados de la probeta con el fin de asegurar que el frente de grieta se desarrollaba de manera uniforme. Dado que se trata de ensayos cuasiestáticos, la frecuencia de muestreo de captura de imágenes fue de 25 fps. Para facilitar el control del frente de grieta y el avance de la misma de manera visual las probetas se rociaron con un fluido en base acuosa de color blanco. Además, se colocó papel milimetrado en cada uno de los laterales de la probeta para medir la longitud de la grieta en cada instante.

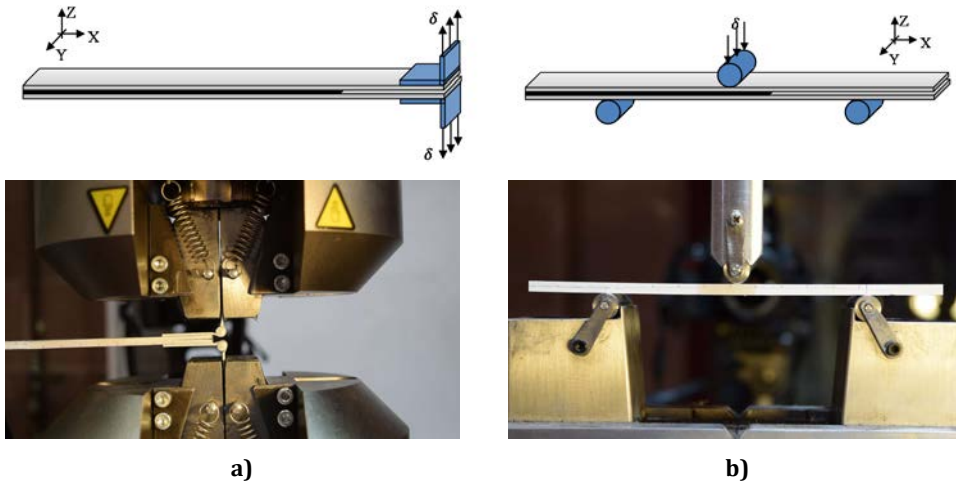


Figura 3.24. Configuración de los ensayos a) DCB y b) ENF para la obtención de la energía de fractura del adhesivo.

El ensayo de viga doble en voladizo (*DCB*) es un procedimiento muy extendido para obtener la energía de fractura en modo I. Este ensayo consiste en la aplicación de una fuerza de tracción sobre el extremo de la probeta que contiene la grieta, que provoca el desarrollo de la misma a lo largo del interior del adhesivo a medida que avanza el ensayo (Figura 3.24a). El ensayo *DCB* se llevó a cabo a una velocidad de 1 mm/min mediante control de desplazamiento constante  $\delta$ , asegurando así unas condiciones de ensayo cuasiestáticas. Se colocaron bisagras de tipo piano en los extremos de cada uno de los adherentes sobre los se aplica la fuerza, tal y como se puede observar en la Figura 3.24a.

El ensayo de flexión en tres puntos sobre una probeta con fisura (*ENF*) es uno de los métodos empleados en la obtención de la energía de fractura en modo II. Se trata de un ensayo en el cual la fuerza es aplicada sobre el punto medio de la probeta mediante el rodillo superior. Imponiendo un desplazamiento constante  $\delta$ , a una velocidad de 0.5 mm/min (Figura 3.24b). La probeta se coloca centrada con respecto a los rodillos de apoyo, que distan 100 mm entre sí. El diámetro de todos los rodillos  $\varnothing_R$  es de 10 mm.

En ambos procedimientos, *DCB* y *ENF*, el ensayo se desarrolló hasta alcanzar una longitud de grieta lo suficientemente grande como para calcular la energía de fractura durante el inicio y parte de la evolución del frente de grieta tras alcanzar un valor de fuerza máximo.

- **Energía de fractura en modo I**

Las normas ASTM D5528-13 e ISO 15024-2001 distinguen entre diferentes métodos que permiten el cálculo de dicho valor a partir de los resultados experimentales. Destacan el Método Modificado basado en la Teoría de Vigas (*MBTM*), el Método de Calibración de la Flexibilidad (*CCM*) y el Método Modificado de Calibración de la Flexibilidad (*MCCM*). Todos ellos, plantean algunas cuestiones que se deben tener en cuenta para que los resultados obtenidos sean lo suficientemente precisos. Estas técnicas requieren de la caracterización de las propiedades elásticas del adhesivo o la calibración de la maquinaria de ensayo para la correcta adquisición de la flexibilidad. Además, es necesaria la monitorización de la evolución del frente de grieta, la cual, en determinados adhesivos puede resultar de elevada dificultad (de Moura et al., 2009).

Considerando el elevado número de parámetros a tener en cuenta, diferentes autores han estudiado el grado de exactitud de dichos métodos comparando los resultados experimentales obtenidos a través de los diferentes métodos (Ashcroft et al., 2001; de Moura et al., 2008; Ameli et al., 2010; Senthil et al., 2016; Shah y Tarfaoui, 2016). Las diferencias halladas no resultan significativas, aunque dependen del tipo de adhesivo analizado (Santos y Campilho, 2017). Sin

embargo, y a pesar de que todos estos métodos pueden inducir errores por las suposiciones que implican, el *MBTM* proporciona un mejor ajuste de los resultados obtenidos ya que modifica la longitud de grieta al considerar un parámetro de corrección de la misma (Ashcroft et al., 2001). Como consecuencia, y dado que los resultados obtenidos mediante este método son más conservativos, es el más ampliamente utilizado para calcular la energía de fractura en modo I (Senthil et al., 2016; Ameli et al., 2010) y se ha empleado en el presente trabajo.

El método *MBTM* define la energía de fractura en modo I para una viga doble en voladizo perfectamente fijada basándose en la expresión de Irwin-Kies, ecuación (3.22). Considerando las condiciones de contorno del ensayo *DBC* sobre la ecuación de Irwin-Kies se obtiene la siguiente expresión para definir  $G_I$

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \tag{3.24}$$

En la práctica, la ecuación (3.24) sobreestima el valor de la energía de fractura  $G_I$  debido a la rotación del extremo de la probeta. Para corregir este problema se considera un inicio de grieta ligeramente mayor,  $a+|\Delta|$ , donde el parámetro de corrección  $\Delta$  se determina experimentalmente mediante un ajuste de mínimos cuadrados sobre la raíz cúbica de la elasticidad,  $C^{1/3}$ , como función de la longitud de grieta (Figura 3.25).

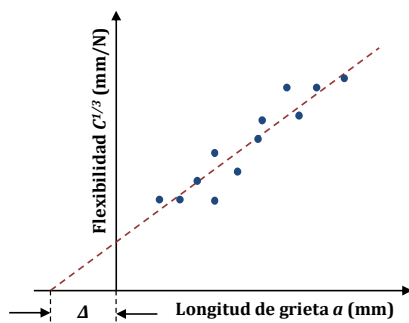


Figura 3.25. Curva típica de calibración para el MBT.

De este modo, la expresión modificada para calcular la energía de fractura  $G_I$  considerando la corrección de la longitud de grieta se muestra en la ecuación (3.25)

$$G_I = \frac{3P\delta}{2b(a + |\Delta|)} \tag{3.25}$$

En la Figura 3.26, se presentan los registros de fuerza-desplazamiento ( $P-\delta$ ) obtenidos de los ensayos experimentales llevados a cabo en modo I para los espesores de adhesivo estudiados en función de la longitud inicial de grieta  $a_0$ .

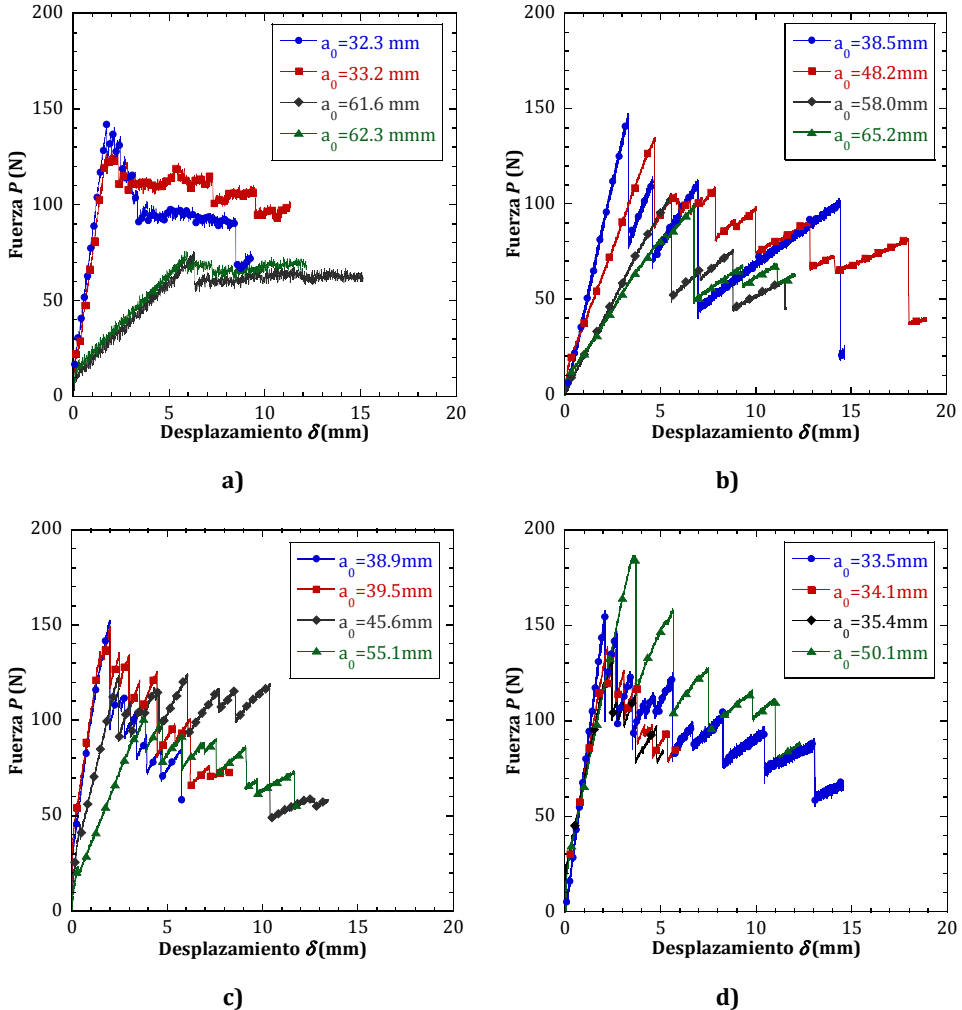


Figura 3.26. Curvas fuerza-desplazamiento obtenidas de los ensayos DCB para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

Inicialmente, la fuerza aumenta de manera lineal a medida que se produce la apertura relativa de los adherentes provocando la flexión de los mismos, hasta alcanzar un primer pico de fuerza, el cual se corresponde con el valor de fuerza máxima de la unión. Una vez alcanzado dicho valor máximo, se produce una caída repentina de la fuerza debido al inicio del avance de la grieta. A partir de este instante, la fuerza aumenta de nuevo hasta que vuelve a producirse un avance de

grieta, el cual supone una nueva disminución del valor de la fuerza. Este hecho tiene lugar en repetidas ocasiones a medida que la grieta avanza a lo largo del interior del adhesivo, tal y como se puede apreciar en la Figura 3.27. Este tipo de comportamiento es recogido por otros autores en estudios previos (Lim et al., 1994; Ashcroft et al., 2001; Floros et al., 2015; Shah y Tarfaoui, 2016; Santos y Campilho, 2017) y la normativa existente (ISO 25217-2009). Se trata de una propagación inestable característica de materiales de naturaleza frágil denominada diente de sierra o *stick-slip* (Figura 2.9b).

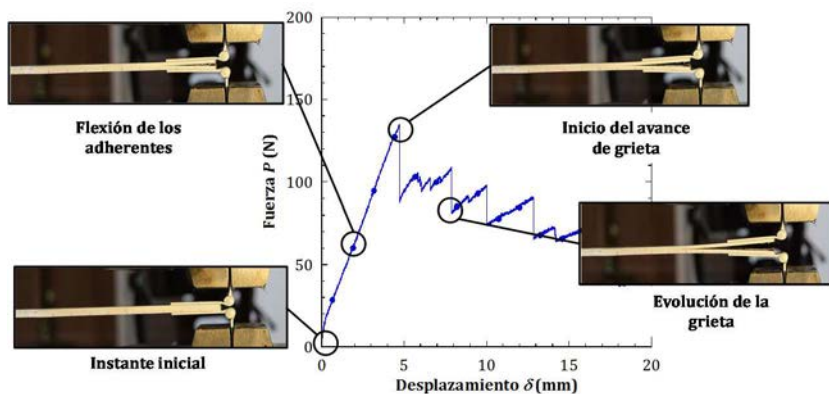


Figura 3.27. Detalle de la evolución típica de la apertura de grieta durante el ensayo DCB.

Este tipo de comportamiento se refleja en la superficie de fractura de las probetas, sobre la cual aparecen zonas de un tono claro y otras oscuras (Figura 3.28). Las zonas claras se corresponden a los puntos en los que se produce un aumento de la fuerza, mientras que las zonas oscuras son aquellas en las que la grieta se extiende (Ashcroft et al., 2001; Shah et al., 2016). Se puede comprobar, además, que el frente de grieta es uniforme a medida que tiene lugar el proceso de fractura.



Figura 3.28. Superficie de fractura de las probetas DCB ensayadas.

Como se ha indicado anteriormente, la grieta inicial se ha desarrollado previamente al ensayo con el fin de obtener un frente de grieta natural, dando lugar a longitudes iniciales de grieta  $a_0$  diferentes en cada probeta. Se ha observado que a medida que esta longitud de grieta inicial es mayor, tiene lugar una reducción de la rigidez de la unión y la fuerza máxima soportada por la misma (Ameli et al., 2010; Mehradabi, 2012). Este hecho está relacionado con la pérdida de



capacidad resistente del adhesivo a medida que la longitud de grieta aumenta, o lo que es lo mismo, a medida que la superficie adherida es menor. Además, como se aprecia en Figura 3.26, para valores similares de  $a_0$ , un incremento del espesor del adhesivo supone un aumento de la rigidez del mismo. A pesar de esta tendencia, existen algunos casos en los que se ven diferencias con respecto del resto, las cuales pueden estar debidas a la calidad de la grieta, la presencia de defectos geométricos o al proceso fabricación.

A partir de las curvas fuerza-desplazamiento, se ha calculado la evolución de la energía de fractura a partir de la ecuación (3.25), obteniendo así la curva R para cada uno de los espesores analizados que se muestran en la Figura 3.29. Dado el comportamiento inestable que presentaban las probetas, se han calculado los valores de la energía de fractura asociados al crecimiento de grieta para diferentes instantes (ISO 25217-2009). Dichos valores se han representado frente a la longitud de grieta normalizada respecto de la longitud final de grieta, ya que para cada ensayo el valor inicial es diferente y, por consiguiente, su evolución.

En la Figura 3.29 se aprecia que la energía de fractura incrementa su valor con el aumento del espesor de adhesivo, por lo que se puede afirmar que existe una dependencia con este parámetro. Este aumento se puede corresponder, según observó Campilho et al. (2015), con una evolución desde una fractura frágil, para los espesores más delgados, a un ligero incremento de la región plástica a medida que el adhesivo es más grueso, debido a que el desarrollo de regiones plásticas más extensas es más favorable al considerar espesores mayores. Uno de los motivos por los cuales se puede explicar la dependencia de la energía de fractura respecto del espesor del adhesivo está relacionado con la influencia de los adherentes, los cuales imponen una restricción sobre la extensión de la región plástica, debido a la mayor rigidez que presentan respecto del adhesivo (Carlberger y Stigh, 2010; Banea et al., 2015).

Para los espesores mayores (0.39 mm y 0.52 mm), a medida que evoluciona la grieta, la curva R tiende a ser creciente. Esta variación entre el valor inicial de  $G_{Ic}$  correspondiente al inicio del avance de la grieta y el valor final, se relaciona con la aparición y evolución de una zona plástica alrededor del frente de grieta durante el proceso de fractura, y el avance inestable de la misma (Ji et al., 2010). Shah y Tarfaoui, (2016) atribuyen la variación de la energía de fractura crítica inicial a la rigidez de la probeta y la calidad de la pregrieta. A medida que el espesor de probeta es mayor, existe una mayor variación de la energía de fractura a lo largo del proceso de extensión de la grieta debido a la calidad del inicio de la misma (forma, longitud y superficie de adhesión)

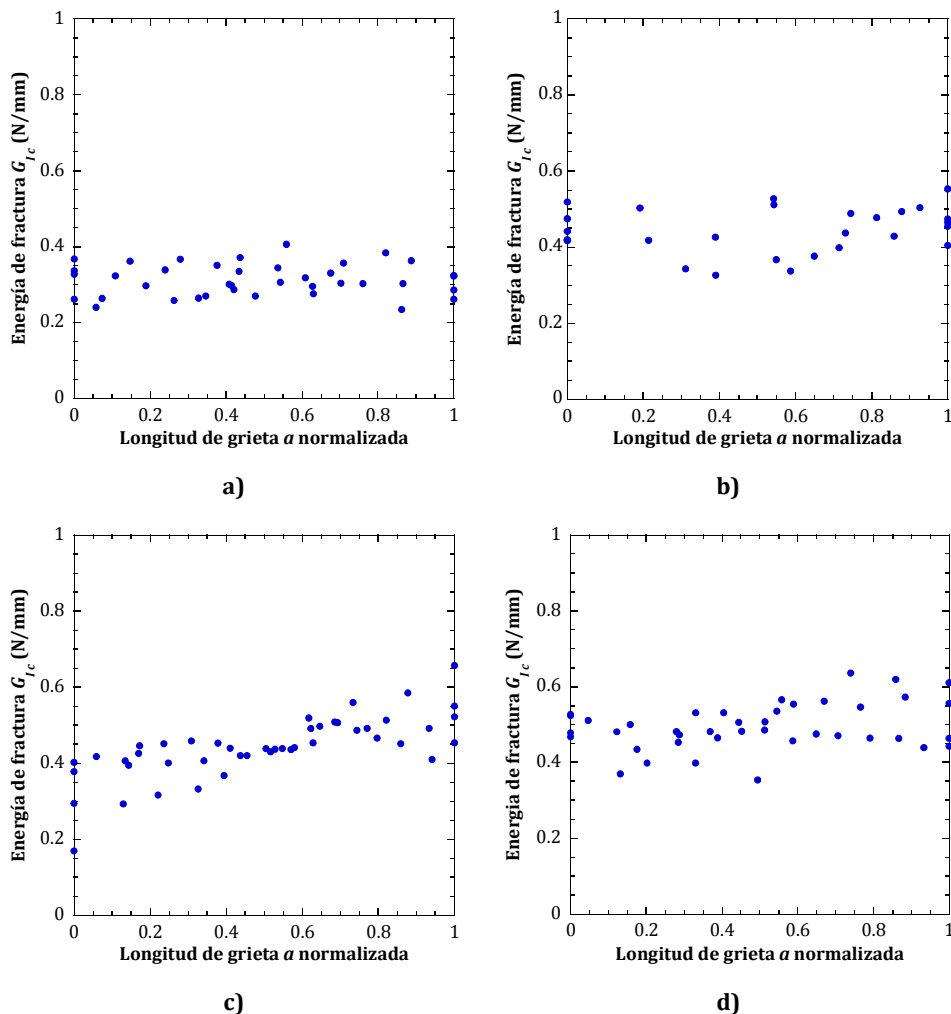


Figura 3.29. Energía de fractura  $G_{Ic}$  para los espesores de adhesivo estudiados de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

El valor de la energía crítica de fractura  $G_{Ic}$  se ha calculado a partir del valor medio de  $G_I$ , el cual se ha comprobado que es muy similar a la energía de fractura que inicia el avance de la grieta para los diferentes espesores. De esta forma, los resultados calculados en base a la Mecánica de Fractura Lineal Elástica se consideran válidos, a pesar de no tener en cuenta los efectos de disipación de energía plástica asociada a la evolución de la zona donde se desarrolla el proceso de fractura. En la Tabla 3.7 y la Figura 3.30 se muestran los valores promediados y la desviación de la energía de fractura obtenida experimentalmente a partir de las curvas R.

Tabla 3.7. Energía de fractura  $G_{Ic}$  obtenida en modo I.

Espesor del adhesivo (mm)	Energía de fractura (N/mm)	Desviación estándar (N/mm)
0.13	0.38	0.05
0.26	0.44	0.06
0.39	0.45	0.08
0.52	0.49	0.06

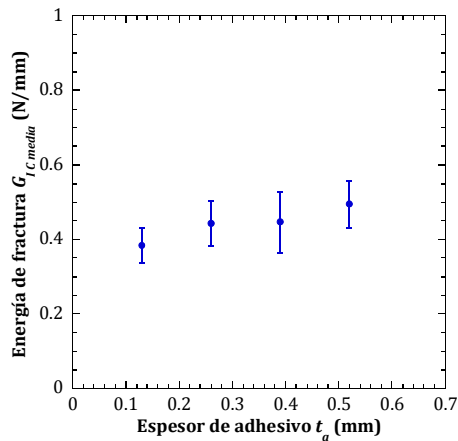


Figura 3.30. Valor medio de la energía de fractura en modo I,  $G_{Ic}$ .

- **Energía de fractura en modo II**

Existen diferentes configuraciones para la obtención de energía de fractura en modo II. La más extendida consiste en el ensayo de flexión en tres puntos (*ENF*). La energía de fractura se ha obtenido a partir del Método de Calibración de la Flexibilidad (*CCM*) que propone la norma ASTM D7905/D7905M-14. Este método ha sido empleado por otros autores (Shah y Tarfaoui, 2016; Senthil et al., 2016) proporcionando resultados considerados como válidos. Autores como de Moura et al. (2009) compararon el *CCM* con otros métodos como el Método Modificado basado en la Teoría de Vigas (*CBT*) o el Método basado en la Flexibilidad de la Viga (*CBBM*). Los resultados obtenidos a través del *CCM* y *CBBM* fueron muy similares, mientras que los proporcionados por el *CBT* subestimaban el valor de la energía de fractura crítica  $G_{IIc}$  debido a las simplificaciones que considera.

La obtención de la energía de fractura en modo II a partir de la expresión de Irwin-Kies, ecuación (3.22) considera las condiciones de contorno de una viga sometida a un ensayo de flexión en tres puntos, queda la expresión que se muestra en la ecuación (3.26)

$$G_{IIc} = \frac{3mP^2a^2}{2b} \quad (3.26)$$

donde  $m$  es coeficiente de calibración de la flexibilidad.

Para calibrar este coeficiente es necesario obtener una curva de calibración a partir de la flexibilidad de la unión ( $C$ ) frente al cubo de la longitud de grieta ( $a^3$ ). Mediante un ajuste lineal por mínimos cuadrados se obtiene la siguiente expresión

$$C = A + ma^3 \quad (3.27)$$

donde el coeficiente  $A$  es el punto de corte con los ejes.

Para obtener la recta de calibración es necesario calcular la flexibilidad de la probeta realizando el ensayo en, al menos, tres posiciones diferentes respecto de la configuración determinada para el ensayo. De esta manera, se han realizado ensayos de calibración para longitudes iniciales de grieta respecto del punto de apoyo de 20 mm y 40 mm, y de 30 mm para el ensayo a partir del cual se ha obtenido la energía de fractura.

En la Figura 3.31, se muestran los resultados obtenidos de los ensayos experimentales en modo II para los diferentes espesores de adhesivo estudiados. Las variables registradas durante el ensayo han sido el desplazamiento del pistón  $\delta$  y la fuerza aplicada  $P$ .

Las curvas fuerza-desplazamiento muestran un incremento del valor de la fuerza a medida que aumenta el desplazamiento. Hasta aproximadamente la mitad del ensayo, la fuerza aumenta de manera lineal, momento a partir del cual se suaviza progresivamente hasta estabilizarse y alcanzar un máximo. El valor de fuerza máximo aparece debido al inicio del desarrollo de la grieta en el interior del adhesivo como consecuencia de los elevados valores de la tensión de cortadura que aparecen en el plano de la propia grieta. En los instantes posteriores, que se corresponden con la evolución de la grieta y su aproximación a la posición del cilindro superior encargado de aplicar la fuerza, el valor de la curva fuerza-desplazamiento disminuye ligeramente o se mantiene dependiendo del espesor de adhesivo. Los mayores descensos de la fuerza se corresponden con el fallo del material compuesto, o un gran avance de grieta que provoca la reducción repentina del valor de la fuerza.

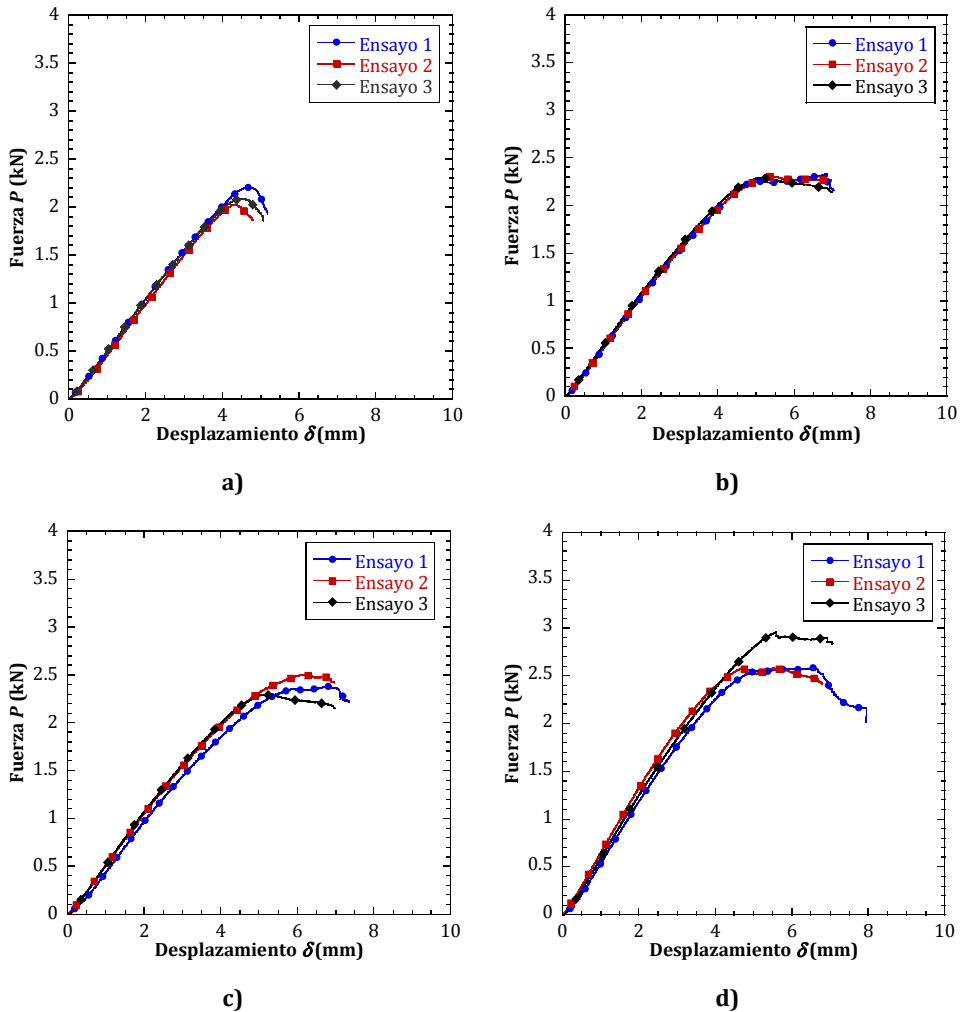


Figura 3.31. Curvas fuerza-desplazamiento obtenidas de los ensayos *ENF* para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

Los resultados obtenidos del análisis reflejan un ligero incremento de la fuerza máxima soportada por la unión a medida que aumenta el valor del espesor de adhesivo. La rigidez de las uniones, por su parte, no ha sufrido variaciones significativas para los espesores analizados. Además, el comportamiento experimental refleja un avance de fractura más estable que para el ensayo *DCB*, lo cual se debe al propio tipo de ensayo, junto con la geometría de las probetas. Esto ha llevado a no considerar la preapertura de grieta inicial.

En la Figura 3.32 se presenta la evolución de la energía de fractura en modo II,  $G_{IIc}$ , respecto de la evolución de la longitud de grieta normalizada respecto de la longitud final de la grieta, calculada a partir de la ecuación (3.26).

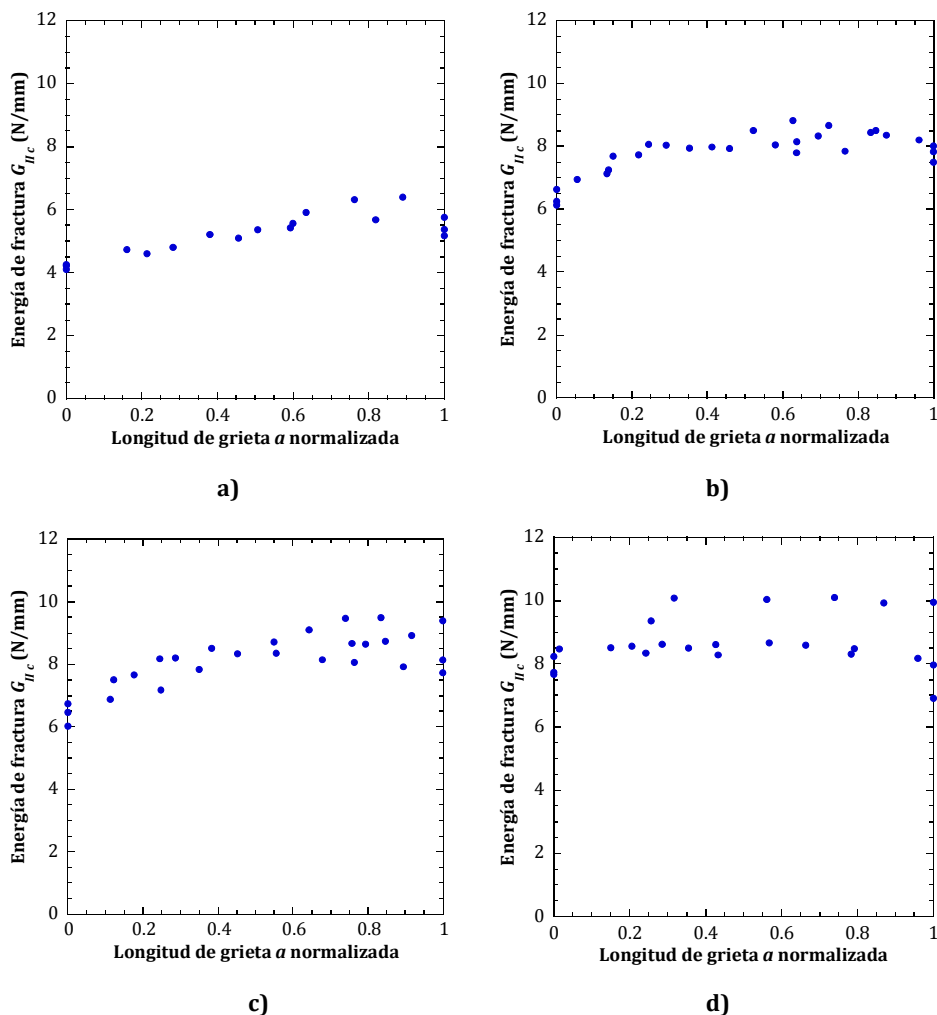


Figura 3.32. Energía de fractura  $G_{IIc}$  para los espesores de adhesivo estudiados de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

Se aprecia un incremento del valor de  $G_{IIc}$  a medida que aumenta el espesor de adhesivo y la longitud de grieta.

En la Tabla 3.8 y la Figura 3.33 se presentan los valores medios de la energía crítica de fractura en modo II y la variación experimental, calculada a partir de los resultados obtenidos para el proceso de evolución de la grieta. Estos valores muestran, al igual que ocurría en modo I, un

incremento de la energía de fractura a medida que aumenta el espesor del adhesivo. Esta tendencia, similar a la anterior, se recoge también en la literatura (Ji et al., 2010).

Tabla 3.8. Energía de fractura  $G_{IIc}$  obtenida en modo II.

Espesor del adhesivo (mm)	Energía de fractura (N/mm)	Desviación estándar (N/mm)
0.13	5.22	0.68
0.26	7.81	0.68
0.39	8.12	0.91
0.52	8.66	0.84

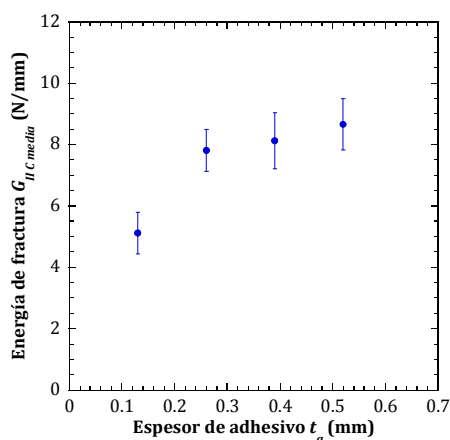


Figura 3.33. Valor medio de la energía de fractura en modo II,  $G_{IIc}$ .

### 3.4.2.3. Modelo numérico y validación de uniones ensayadas a fractura

Se ha validado el modelo numérico tridimensional desarrollado para las propiedades del adhesivo MTA-240 obtenidas experimentalmente, considerando las uniones ensayadas a fractura en modo I y modo II. De esta forma, se pretende asegurar que el modelo es capaz de reproducir el comportamiento de las mismas en ambos modos para los diferentes espesores analizados.

La geometría del modelo depende del modo de fractura a estudiar y es la misma que la empleada en los ensayos experimentales (Figura 3.23). Así la longitud total de los laminados de material compuesto  $L$  es de 160 mm, el ancho  $b$  es de 25 mm y su espesor  $t_p$  de 1.92 mm. La capa de adhesivo varía su longitud dependiendo del ensayo con el cual se pretende validar,

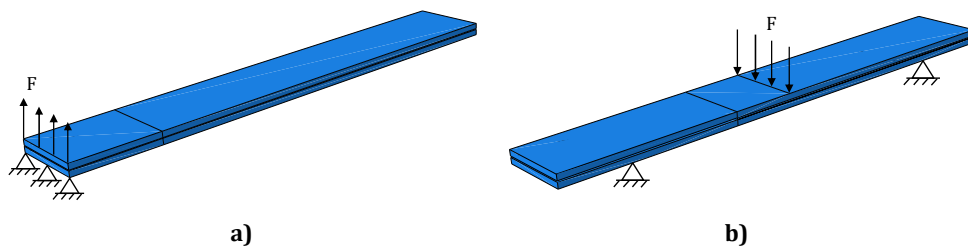
manteniendo el mismo ancho de los adherentes. El espesor  $t_A$  varía según los casos estudiados experimentalmente, es decir, tomando los valores de 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm.

El material de los laminados es fibra de carbono IM7 en resina epoxi MTM-45-1, el mismo empleado en la realización de los ensayos experimentales, cuyas propiedades se muestran en la Tabla 3.5. Su comportamiento se ha considerado elástico lineal, sin determinar ningún criterio de fallo dado que el objetivo es validar el modelo de daño progresivo para el adhesivo, quedando así el material compuesto en un segundo plano. Además, experimentalmente no se ha observado un daño significativo en los adherentes durante el desarrollo de los ensayos, por lo que esta suposición no afectaría a los mismos. Se han considerado laminados de material compuesto unidireccionales con un espesor igual a 1.92 mm. El comportamiento del adhesivo MTA-240 se ha definido mediante el Modelo de Zona Cohesiva, en base a las propiedades obtenidas de los ensayos *DCB* y *ENF* que se muestran en la Tabla 3.6, Tabla 3.7 y Tabla 3.8. El modelo desarrollado es tridimensional, por lo que se ha considerado las propiedades en modo III iguales a las obtenidas para el modo II.

El contacto entre ambos adherentes con el adhesivo se ha definido como una unión rígida que no contiene defectos, por lo que se ha establecido un contacto tipo *Tie*. Además, para el ensayo *ENF* se ha impedido la inclusión de los adherentes entre sí, para asegurar una correcta interacción entre ambos debido a la flexión de los mismos.

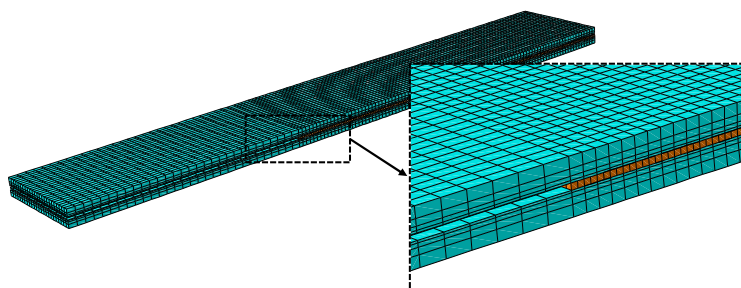
Para aplicar las cargas se ha reproducido el proceso experimental (Figura 3.34). En los ensayos *DCB*, se ha considerado la unión entre las bisagras y las probetas como una unión perfecta, por lo que no se han modelizado las mismas y se han impuesto unas condiciones de contorno equivalentes. Se ha aplicado una fuerza en dirección perpendicular a los adherentes mediante control de desplazamiento sobre uno de los extremos libres de la probeta, a la vez que se han impedido los desplazamientos en las dos direcciones restantes de ese mismo extremo. En el otro extremo inferior se han impedido los desplazamientos todas las direcciones (Figura 3.34a). En el caso de los ensayos *ENF*, se ha optado por no incluir en el modelo numérico los rodillos que hacen las veces de aplicador de la fuerza y soportes para mejorar la convergencia del modelo y reducir el tiempo computacional. En su lugar, para simular los soportes se han impedido los desplazamientos verticales en el laminado inferior a una distancia de 30 mm de cada uno de los extremos de la probeta, y se ha impuesto una condición de carga con control de desplazamiento centrada en el laminado superior (Figura 3.34b).





**Figura 3.34. Condiciones de contorno y de carga aplicadas sobre las probetas a) DCB y b) ENF.**

El modelo se ha realizado mediante elementos sólidos tridimensionales, tanto en el caso de los laminados de material compuesto, como la capa de adhesivo. El mallado de los laminados se ha realizado con elementos SC8R sólidos cuadriláteros de ocho nodos e integración reducida de manera que se pueda disminuir el coste computacional sin perder calidad en los resultados obtenidos. El adhesivo, por su parte, se ha mallado mediante una técnica de barrido o *sweep* con elementos cohesivos tridimensionales de ocho nodos COH3D8.



**Figura 3.35. Mallado del modelo numérico para un espesor de 0.52 mm junto con un detalle del inicio de grieta.**

El tamaño de los elementos que definen el adhesivo es igual al espesor del mismo para todos los casos analizados. Los laminados de material compuesto se han mallado con elementos de ese mismo tamaño en la zona que se encuentra en contacto con los elementos cohesivos, de manera que coincidan los nodos de ambas partes (Figura 3.35), mientras que se han empleado elementos de mayor tamaño en el resto. A lo largo del espesor se ha considerado un mallado más refinado en la zona más cercana al adhesivo.

Se ha realizado un análisis de sensibilidad de la malla con el objetivo de determinar el tamaño de elemento óptimo de manera que exista un equilibrio entre precisión de los resultados obtenidos para las diferentes variables estudiadas y coste computacional. La diferencia entre los mallados analizados reside en el número de elementos considerados a lo largo del espesor.

Las variables de validación han sido la curva fuerza-desplazamiento del ensayo y la energía de fractura. En la Tabla 3.9 y la Figura 3.36 se muestran los resultados en términos de fuerza-desplazamiento para los diferentes espesores de adhesivo en modo I. Dado que la longitud de grieta varía dependiendo de la probeta ensayada, se ha tomado una curva experimental de cada espesor considerado una longitud inicial de grieta cualquiera de entre las ensayadas. De esta manera, la longitud inicial de grieta del modelo numérico, con el cual ha sido validado, es la misma que la del ensayo experimental correspondiente.

En los instantes iniciales, previos al comienzo de la evolución de la grieta, el modelo reproduce la flexión de los adherentes de manera que la rigidez de las probetas es similar a la obtenida experimentalmente. Además, el valor de la fuerza máxima de la unión también es recogido por el modelo de manera que las variaciones son inferiores al 10% en el caso más desfavorable. Las mayores diferencias se aprecian en el crecimiento de la grieta. Dado que se ha empleado un modelo de daño progresivo, el comportamiento obtenido numéricamente no presenta la inestabilidad de los ensayos experimentales. A pesar de esto, se puede observar cómo el modelo numérico proporciona un valor de la fuerza que se encuentra entre los valores máximo y mínimo de dicha variable para los diferentes saltos de las curvas experimentales.

La energía de fractura en modo I se muestra en la Tabla 3.10 y la Figura 3.37. Se ha normalizado la longitud de grieta para comparar los resultados obtenidos. Es posible comprobar numéricamente que, al tratarse de un crecimiento de grieta estable, la energía de fractura crítica mantiene un valor aproximadamente constante durante todo el proceso. En cualquier caso, los valores de  $G_{Ic}$  obtenidos para los diferentes espesores se corresponden con los experimentales.

A continuación, se presentan las curvas fuerza-desplazamiento de los ensayos *ENF* (Tabla 3.11 y Figura 3.38). En este caso, es posible comparar los resultados numéricos con todos los obtenidos experimentalmente ya que la longitud inicial de grieta no varía. Se puede apreciar un alto grado de correspondencia entre los resultados obtenidos tanto para la flexión de los adherentes, como para el inicio y crecimiento de la grieta. En esta última etapa, las curvas presentan una semejanza mayor debido a que experimentalmente no se observó una evolución de grieta inestable. Atendiendo al valor máximo de la fuerza, las diferencias halladas no superan el 7% en el caso más desfavorable.

En la Tabla 3.12 y la Figura 3.39 se presenta la energía de fractura en modo II numérica frente a la experimental, donde se aprecia que el modelo es capaz de reproducir esta variable. Al igual que ocurría en modo I,  $G_{IIc}$  mantiene su valor aumentando ligeramente a medida que la grieta avanza. A pesar de esto, las variaciones entre la energía de fractura inicial y final no son

significativas, inferiores al 10% en el caso más desfavorable para el espesor de adhesivo de 0.13 mm.

Tabla 3.9. Fuerza máxima experimental y numérica obtenida en modo I.

Espesor del adhesivo (mm)	Fuerza máxima experimental (N)	Fuerza máxima numérica (N)
0.13	142.89	135.39
0.26	146.08	133.08
0.39	102.76	106.03
0.52	151.04	138.51

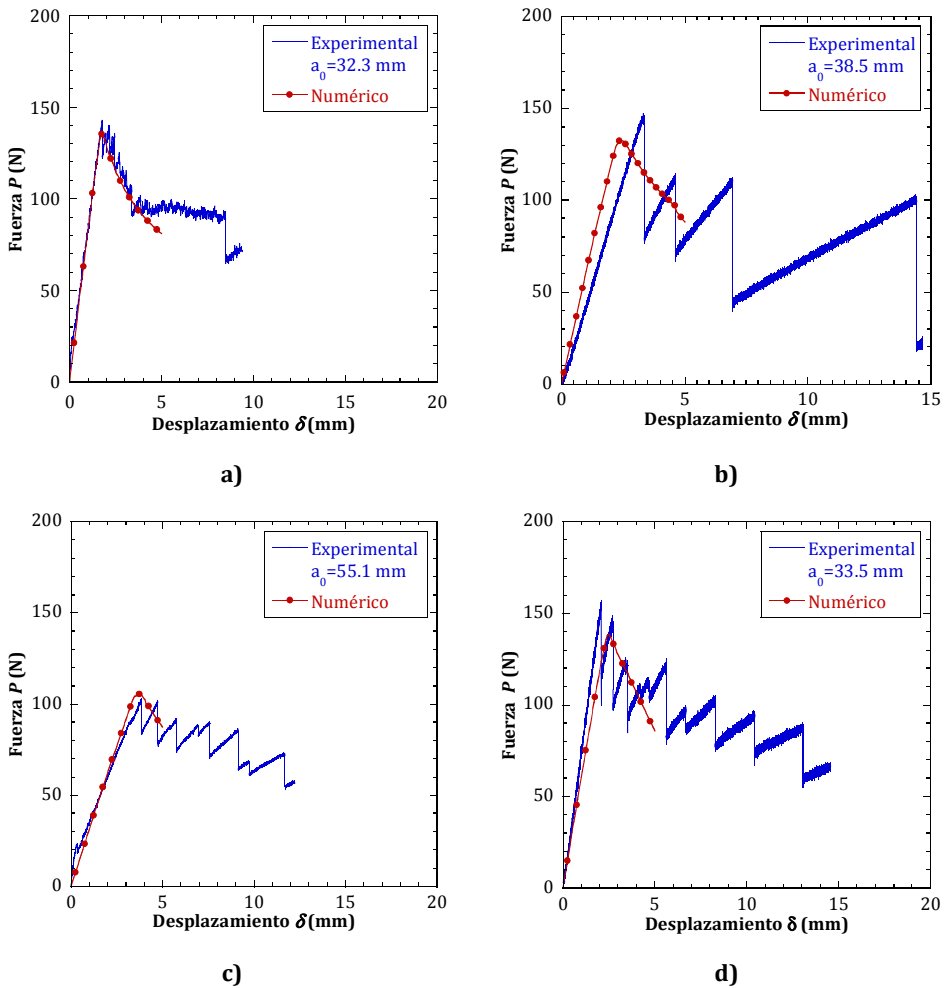


Figura 3.36. Validación del modelo numérico en términos de la evolución de la fuerza en modo I para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

Tabla 3.10. Energía de fractura experimental y numérica obtenida en modo I.

Espesor del adhesivo (mm)	Energía de fractura experimental (N/mm)	Energía de fractura numérica (N/mm)
0.13	$0.38 \pm 0.05$	0.38
0.26	$0.44 \pm 0.06$	0.45
0.39	$0.45 \pm 0.08$	0.49
0.52	$0.49 \pm 0.06$	0.53

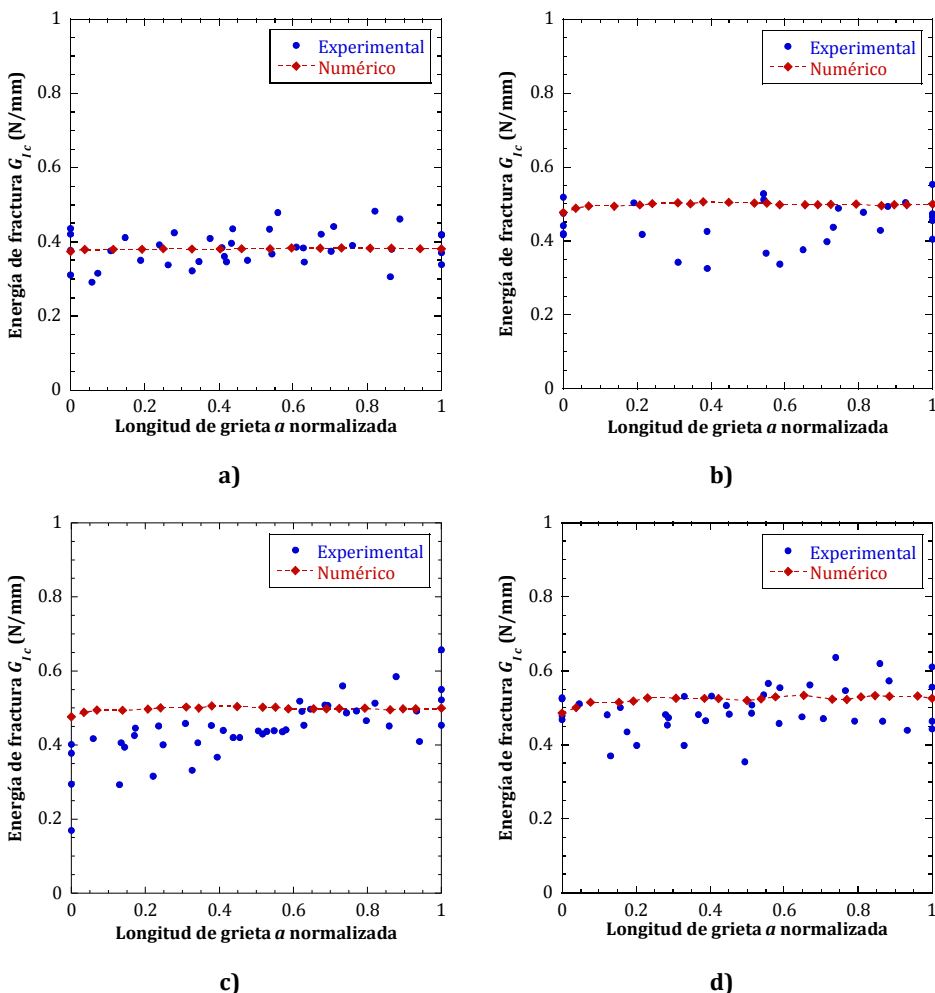
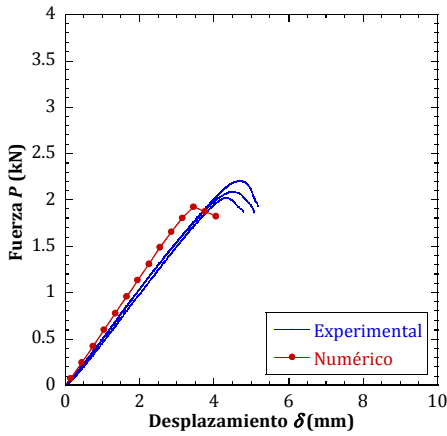


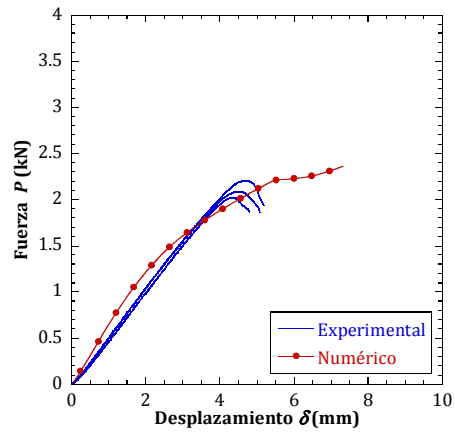
Figura 3.37. Validación del modelo numérico en términos de la energía de fractura  $G_{Ic}$  para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

Tabla 3.11. Fuerza máxima experimental y numérica obtenida en modo II.

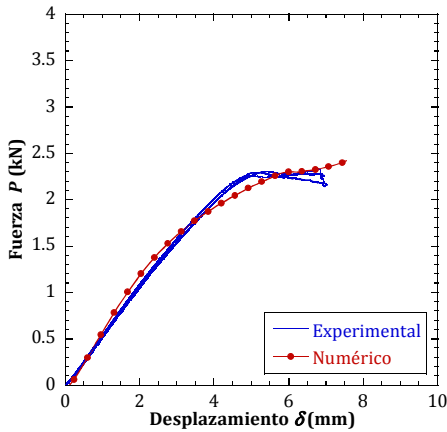
Espesor del adhesivo (mm)	Fuerza máxima experimental (kN)	Fuerza máxima numérica (kN)
0.13	2.10 ± 0.07	1.98
0.26	2.30 ± 0.01	2.19
0.39	2.38 ± 0.08	2.25
0.52	2.58 ± 0.01	2.67



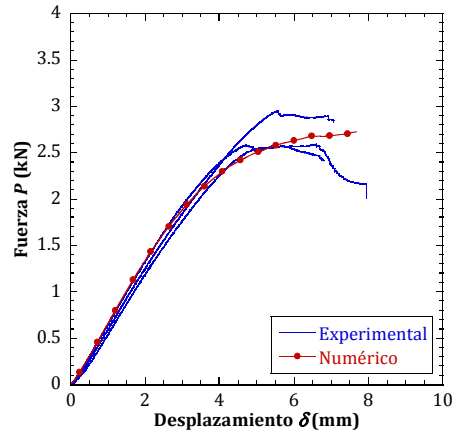
a)



b)



c)

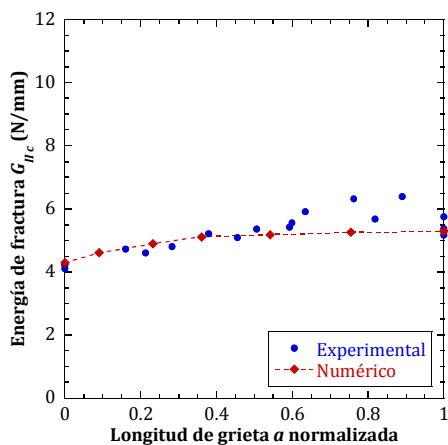


d)

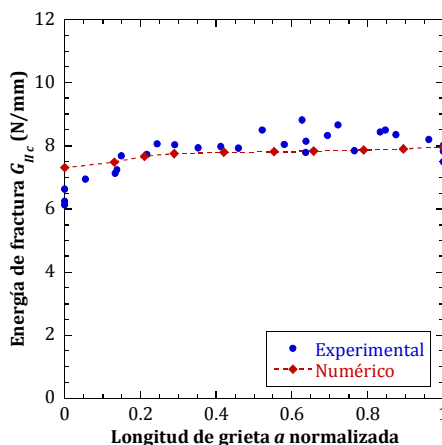
Figura 3.38. Validación del modelo numérico en términos de la evolución de la fuerza en modo I para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

Tabla 3.12. Energía de fractura experimental y numérica obtenida en modo II.

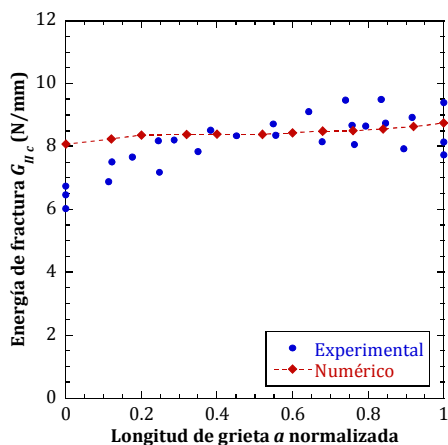
Espesor del adhesivo (mm)	Energía de fractura experimental (N/mm)	Energía de fractura numérica (N/mm)
0.13	$5.22 \pm 0.68$	4.63
0.26	$7.81 \pm 0.68$	7.78
0.39	$8.12 \pm 0.91$	8.46
0.52	$8.66 \pm 0.84$	9.40



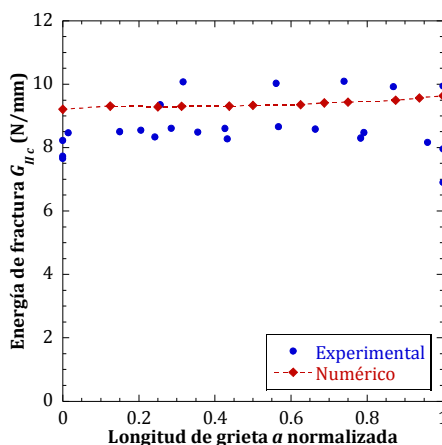
a)



b)



c)



d)

Figura 3.39. Validación del modelo numérico en términos de la energía de fractura  $G_{IIc}$  para los espesores de adhesivo de a) 0.13 mm, b) 0.26 mm, c) 0.39 mm y d) 0.52 mm.

A la vista de los resultados presentados, se puede afirmar que existe una alta correspondencia entre los resultados experimentales y los obtenidos del modelo numérico en ambos modos de fractura. El modelo numérico es capaz de reproducir la curva fuerza-desplazamiento, así como el valor de la energía de fractura durante el inicio y extensión de grieta para los diferentes espesores.

En la Figura 3.40 se muestra el valor medio de la energía de fractura. El modelo sobreestima ligeramente el valor medio de  $G_{Ic}$  y  $G_{IIc}$  para los diferentes espesores analizados, aunque siempre dentro de los valores de desviación estándar. Esa diferencia respecto de los resultados experimentales, que en ninguno de los casos es superior al 6% en modo I y al 8% en modo II.

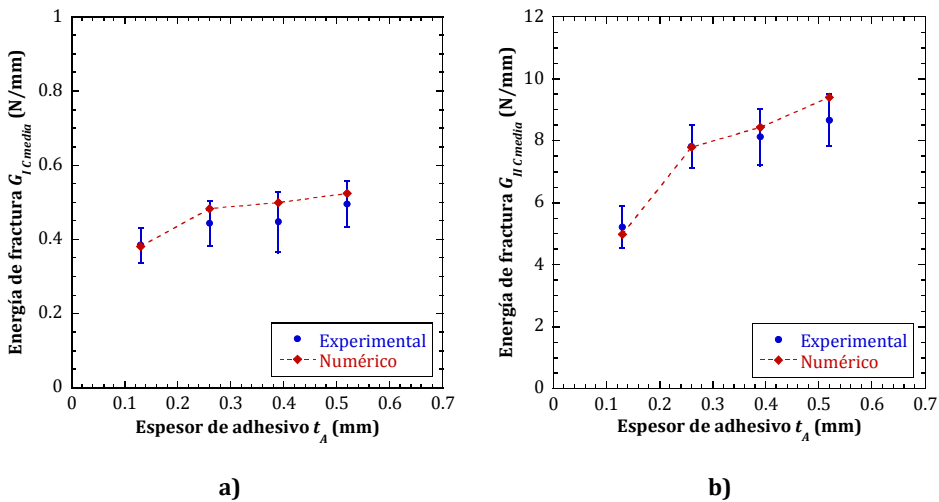


Figura 3.40. Comparación de la energía de fractura media experimental y numérica en a) modo I,  $G_{Ic}$  y b) modo II,  $G_{IIc}$ .

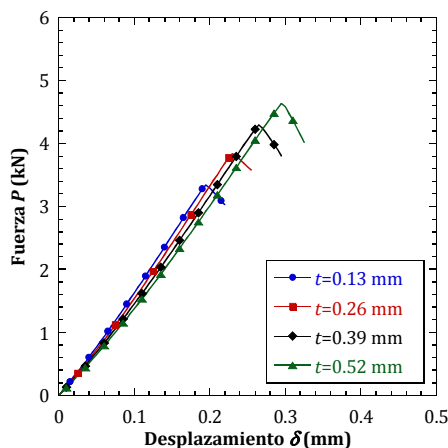
### 3.4.3. Resultados de la variación del espesor de adhesivo

El estudio de la influencia del espesor de adhesivo sobre el comportamiento de uniones a solape simple resulta imprescindible al ser el elemento encargado de transmitir las cargas. Ante la falta de información disponible en la literatura necesaria para definir el modelo de daño progresivo al variar dicho parámetro, ha resultado imprescindible la realización de ensayos de fractura para obtener las propiedades de cada uno de los espesores analizados. Una vez se ha validado el modelo numérico, comparando los resultados obtenidos de los ensayos de fractura en modo I y modo II llevados a cabo sobre el adhesivo empleado en el estudio de reparaciones, se ha

analizado de la influencia del espesor de adhesivo sobre el comportamiento a tracción de una unión a solape simple.

Para ello, se ha considerado la geometría mostrada en la Figura 3.1. El material empleado para definir los adherentes es fibra de carbono IM7/MTM-45-1 (Tabla 3.5). La unión se ha llevado a cabo con adhesivo MTA-240 (Tabla 3.6, Tabla 3.7, Tabla 3.8) considerando los espesores  $t$  estudiados en apartados anteriores (0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm). El valor de la longitud de solape  $L$  considerada es de 10 mm al ser el caso más sencillo de entre los analizados ya que alcanza el menor valor de fuerza máxima, y por consiguiente implica un menor coste computacional.

En la Figura 3.41, se presenta la variación de la fuerza máxima respecto del espesor de adhesivo para un solape  $L=10$  mm.



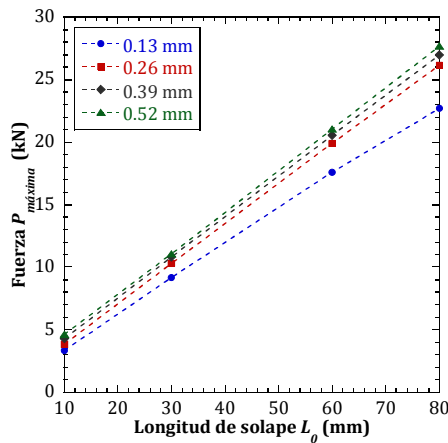
**Figura 3.41. Fuerza máxima de la unión de solape  $L=10$  mm para los espesores de adhesivo analizados.**

El comportamiento de las uniones observado es elástico lineal, hasta alcanzar un punto de fuerza máxima, en el cual se produce el fallo del adhesivo. Este comportamiento se repite para el rango de espesores estudiado. A medida que aumenta este parámetro se produce un incremento de la fuerza máxima soportada por la unión, dando lugar un aumento del 14.98%, 28.69% y 38.69% para los espesores de 0.26 mm, 0.39mm y 0.52 mm, respectivamente, respecto de los resultados para el espesor de adhesivo de 0.13 mm. Cabe destacar que este incremento tiende a ser menor a medida que el espesor de adhesivo es mayor. De esta forma, si se cuantifica la variación de la fuerza máxima de cualquiera de los espesores respecto del inmediatamente inferior, dichas variaciones son 14.98%, 11.93% y 7.77% respectivamente. Esto puede llevar a



pensar en la existencia de un valor del espesor de adhesivo a partir del cual no se produzca un aumento de la resistencia de la unión o que incluso pudiese llegar a disminuir. En cuanto a la rigidez, se observa una reducción de la misma a medida que el espesor de adhesivo aumenta, aunque dicha variación no resulta significativa.

Se ha extendido el análisis del espesor del adhesivo a diferentes longitudes de solape, concretamente a las estudiadas anteriormente de 30 mm, 60 mm y 80 mm. En la Figura 3.42, se presenta la variación de la fuerza máxima respecto de la longitud de solape para los diferentes espesores de adhesivo propuestos.



**Figura 3.42. Variación de la fuerza máxima soportada por la unión para diferentes longitudes de solape en función del espesor de adhesivo.**

La tendencia en todos los casos es prácticamente lineal y creciente, incrementando el valor de la fuerza máxima con el espesor de adhesivo y la longitud de solape, tal y como se había observado anteriormente. Este incremento tiende a disminuir a medida que tanto la longitud de solape, como el espesor de adhesivo aumentan. Considerando la longitud de solape de 80 mm, donde las variaciones son mayores, se observa que el incremento de la fuerza máxima del espesor de 0.26 mm respecto de 0.13 mm es del 15.06%. Si se comparan los espesores de 0.52 mm con 0.26 mm este incremento es únicamente del 5.97%.

Para explicar mejor el comportamiento de la unión se han obtenido las distribuciones de tensión tridimensionales, tanto de pelado ( $\sigma_y$ ) como de cortadura ( $\tau_{xy}$ ), a lo largo del plano medio de la capa de adhesivo, en el instante en el cual se inicia la degradación del adhesivo (Figura 3.43).

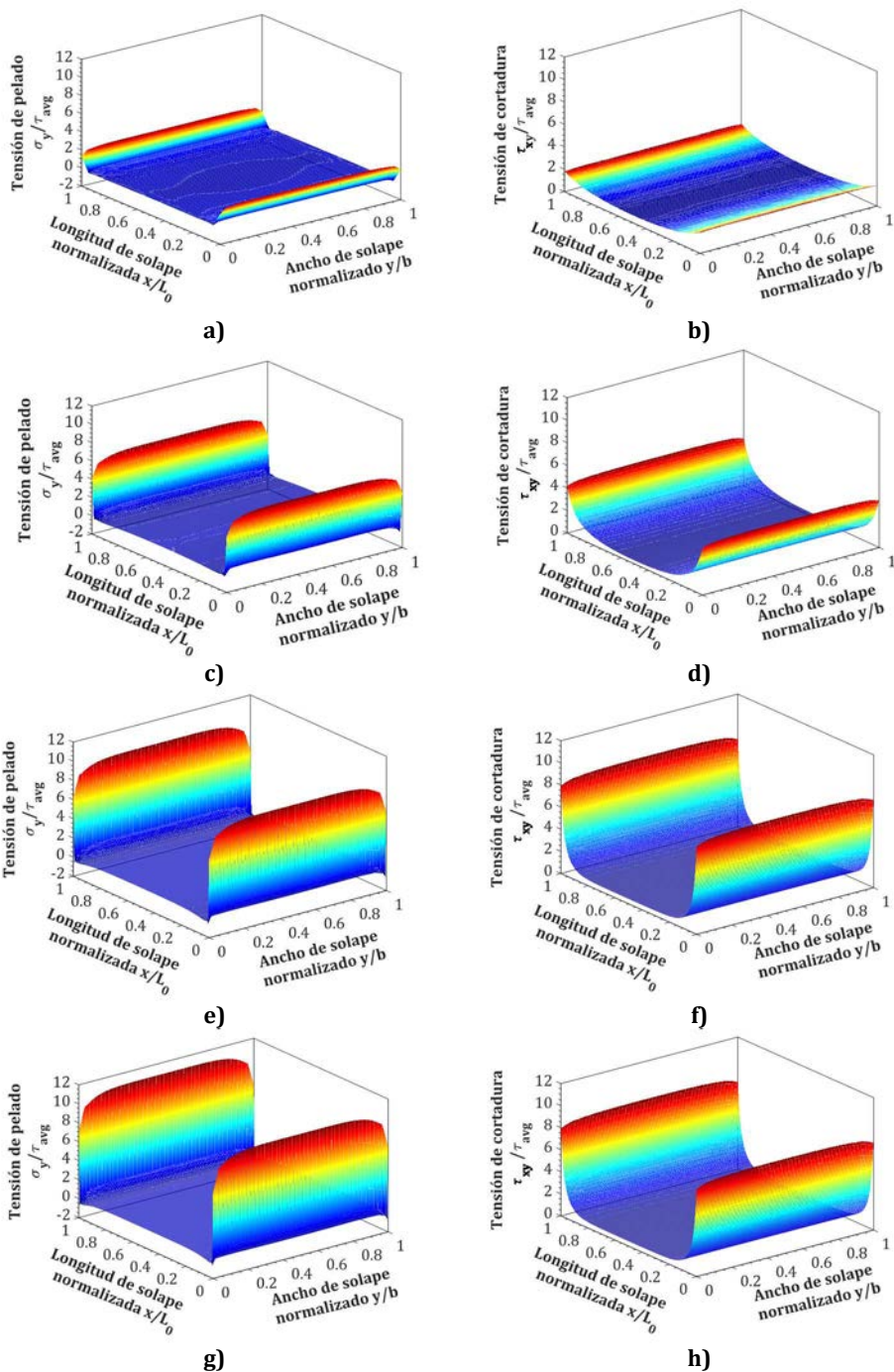


Figura 3.43. Distribuciones de tensión tridimensionales en el adhesivo para un espesor de 0.13 mm: a) tensiones de pelado y b) tensiones de cortadura para el solape de 10 mm; c) tensiones de pelado y d) tensiones de cortadura para el solape de 30 mm; e) tensiones de pelado y f) tensiones de cortadura para el solape de 60 mm; g) tensiones de pelado y h) tensiones de cortadura para el solape de 80 mm.

Como se puede comprobar, el modelo numérico desarrollado permite obtener una mayor cantidad de información frente a un modelo 2D, lo que supone una ventaja frente a este último para el posterior estudio de reparaciones adhesivas. Las tensiones se han normalizado con el valor medio de la tensión de cortadura ( $\tau_{med}$ ) a lo largo de la longitud de solape  $L_0$  en cada caso. La longitud de solape también se ha normalizado utilizando la coordenada  $x$  a lo largo del solape ( $x/L_0$ ), así como el ancho de la unión  $b$  empleando la coordenada  $y$  ( $y/b$ ).

Para simplificar las distribuciones de tensión tridimensionales obtenidas y facilitar la comparación de los resultados, se han extraído las distribuciones de tensión a lo largo de la parte central de la superficie anterior respecto del ancho de las probetas, donde las tensiones son máximas, tal y como se muestra en la Figura 3.44.

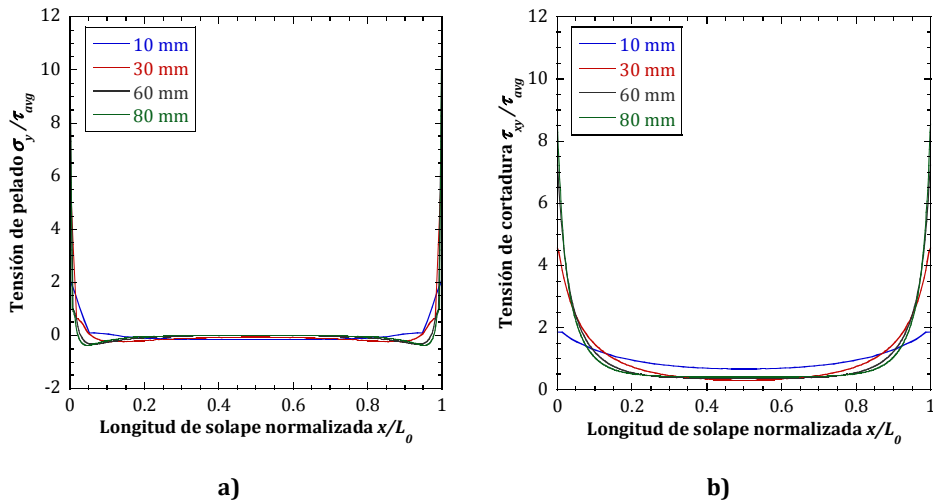


Figura 3.44. Distribuciones de tensión en el interior de la capa de adhesivo para un espesor de 0.13 mm: a) tensiones de pelado y b) tensiones de cortadura.

En términos generales, los perfiles mostrados se asemejan a los disponibles en la literatura (Campilho et al., 2012), siendo mayores los valores de las tensiones de pelado en comparación con las tensiones de cortadura.

La distribución de tensiones de pelado se debe a la flexión de los de los adherentes que provoca la separación de los extremos y la compresión de la parte central. En los extremos aparecen singularidades que dan lugar a gradientes de tensión. Estas singularidades, debidas al cambio brusco de geometría en esa zona entre el adhesivo y los adherentes, incrementan su valor al aumentar la longitud de solape. Estos valores máximos, son los responsables de la reducción de la resistencia en una unión adhesiva y una de las principales causas del inicio del daño en los

extremos de la unión. Además, se observan concentraciones de tensión cerca de los extremos que, por un lado, se acentúan a medida que la longitud de solape es mayor y, por otro lado, se focalizan en regiones menos extensas. Esta tendencia, de manera aislada, tiende a reducir los efectos de pelado en los extremos o, al menos, dificulta la propagación de grietas en el interior del adhesivo. En la parte central de la unión aparecen tensiones negativas, como ya se ha dicho, cuyo valor es menor al de la tensión de cortadura media  $\tau_{med}$ .

Las tensiones de cortadura presentan una forma cóncava causada por la distribución de tensiones progresiva que se produce desde los extremos de la unión hacia el interior del adhesivo. El grado de concavidad de las curvas, así como los valores máximos normalizados, aumentan con el incremento de la longitud de solape. Dicho incremento de la tensión máxima afecta gravemente la resistencia de la unión, hecho que se agrava en adhesivos frágiles ya que no favorecen la plastificación de los extremos. En pequeñas longitudes de solape la tensión de pelado no es un factor crítico mientras que a medida que aumenta la superficie adherida se convierte en una variable significativa.

En la Figura 3.45 se presenta la variación del valor máximo de las tensiones de pelado y cortadura frente a la longitud de solape para diferentes espesores de adhesivo.

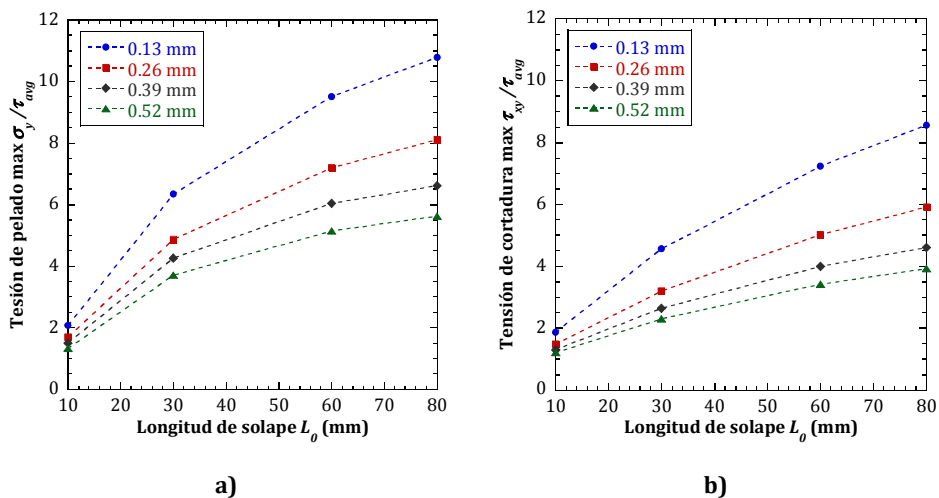


Figura 3.45. Variación de las distribuciones de a) tensión de pelado y b) tensión de cortadura para los diferentes espesores de adhesivo.

Se comprueba que, para un mismo espesor de adhesivo, el valor máximo de ambas tensiones aumenta cuando se incrementa la longitud de solape, a pesar de que la variación tiende a disminuir. Algunos autores, han observado en los ensayos que han llevado a cabo que al

incrementar la longitud de solape, tiene lugar un incremento de las tensiones de pelado en el borde del adhesivo que, experimentalmente, provoca el aumento del área delaminada (Li et al., 2015), lo cual se corresponde con los resultados obtenidos. Sin embargo, para una misma longitud de solape, al aumentar el espesor de adhesivo las tensiones máximas disminuyen. Estos valores están directamente relacionados con la fuerza máxima soportada por la unión, de tal forma que a medida que el espesor de adhesivo aumenta, la fuerza también lo hace (Figura 3.42) ya que las tensiones máximas de pelado y cortadura disminuyen (Figura 3.45). Así, se observa una tendencia inversa entre ambas variables, espesor de adhesivo y longitud de solape. Además, se podría afirmar que las tensiones máximas, tanto de pelado como de cortadura, presentan una asíntota, de manera que si el espesor de adhesivo aumentase, las tensiones máximas tenderían a un valor máximo cercano al obtenido.

## Capítulo 4

# Análisis de reparaciones a tracción estática

### 4.1. Introducción

El comportamiento de una reparación adhesiva y la elección del parche óptimo dependen de numerosos parámetros. En las reparaciones adhesivas tanto el parche como el adhesivo que lo une al laminado dañado, están sometidos a diferentes combinaciones de esfuerzos, de manera que una reparación se considera efectiva cuando los efectos de dichos esfuerzos se minimizan.

La realización de un estudio netamente experimental que permitiese el análisis en profundidad del comportamiento de reparaciones adhesivas de tipo parche externo, así como la influencia de diferentes parámetros, resultaría muy costosa desde un punto de vista económico y temporal. Por este motivo, en este capítulo se ha realizado un modelo numérico tridimensional de elementos finitos capaz de reproducir la respuesta de este tipo de reparaciones sometidas a un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas. Se ha desarrollado una subrutina de usuario VUMAT para reproducir el comportamiento del material compuesto (tanto del laminado como de los parches), mientras que la respuesta del adhesivo se ha descrito mediante el modelo de daño progresivo presentado en el capítulo anterior.

Dicho modelo ha sido empleado para llevar a cabo un análisis de la influencia de parámetros que experimentalmente sería complicado estudiar, como la configuración de la reparación (a solape simple y doble), el tamaño del parche, el espesor del adhesivo, la secuencia de apilamiento del parche y su topología, sobre el comportamiento global de la misma. Ha sido

validado comparando con los resultados obtenidos de los ensayos experimentales sobre probetas intactas, con agujero y reparaciones adhesivas considerando diferentes geometrías de parche: rectangular simple, rectangular doble y circular doble.

## 4.2. Material empleado

Las probetas están fabricadas con fibra de carbono-epoxi IM7/MTM-45-1, la cual fue empleada en el capítulo anterior para el estudio de la influencia del espesor de adhesivo (Tabla 3.5). Consisten en un laminado  $[45/0/-45/90]_s$  con un espesor total de 1.024 mm. El adhesivo estructural MTA-240 empleado tiene un espesor de 0.13 mm. Sus propiedades han sido obtenidas en la presente Tesis Doctoral y se han presentado a lo largo del capítulo anterior. La Tabla 4.1 recoge un resumen de las propiedades del adhesivo para el espesor considerado.

**Tabla 4.1. Propiedades del adhesivo MTA-240 para el espesor de 0.13 mm.**

<b>Adhesivo MTA-240</b>	
Módulo de elasticidad, $E$ (GPa)	3.13
Módulo de cortadura, $G$ (MPa)	1.06
Energía de fractura en modo I, $G_{Ic}$ (N/mm)	0.38
Energía de fractura en modo II, $G_{IIc}$ (N/mm)	5.22
Energía de fractura en modo III, $G_{IIIc}$ (N/mm)	5.22

## 4.3. Estudio experimental de reparaciones a tracción estática

Los ensayos realizados para estudiar el comportamiento de las reparaciones a tracción estática se han llevado a cabo en una máquina servohidráulica de ensayos universal INSTRON 8516, con una célula de carga de 100 kN (Figura 3.22a). Se ha considerado un estado de tracción uniaxial ya que supone uno de los estados tensionales más sencillos, pero a partir del cual se puede extraer una gran cantidad de información acerca de la respuesta de las reparaciones.

Las probetas estudiadas consistieron en laminados rectangulares cuya longitud  $L$  fue 250 mm y el ancho  $b$  igual a 50 mm. Dichas probetas se dividieron en tres grupos: intactas, con agujero (representando el saneamiento del daño en el laminado) y reparadas con parche externo de material compuesto. El objetivo validar el modelo numérico con los resultados obtenidos y evaluar la eficiencia de la reparación para las diferentes configuraciones propuestas, comparando los resultados con los obtenidos de los laminados intactos, los cuales suponen el caso más favorable al no existir ningún daño, y con agujero, al ser el caso más desfavorable ya que representan el laminado saneado tras haber sufrido un daño.








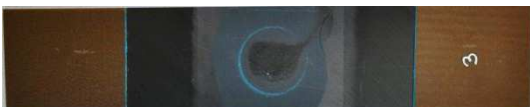
Como se ha dicho en anteriores capítulos, la mayoría de las técnicas de reparación implican la eliminación de material en la zona dañada creando un agujero, el cual ha sido mecanizado sobre el laminado sin daño en el presente estudio. Dicho agujero se encuentra centrado respecto del largo y el ancho de la probeta, y tiene un diámetro  $\varnothing_H$  igual a 10 mm en todos los casos.

En cuanto a las probetas reparadas, se han considerado tres configuraciones diferentes: parche simple rectangular, parche doble rectangular y parche doble circular, todos ellos centrados respecto del centro del agujero. Se han elegido diferentes configuraciones que, a pesar de no tener necesariamente una relación directa entre sí, han permitido la validación del modelo numérico para una mayor variedad de configuraciones. El parche rectangular, tanto en reparaciones a solape simple como a solape doble, mide 50 mm de largo y 50 mm de ancho, es decir, cubre el ancho completo de la probeta. Los parches circulares siguen la mínima relación de longitud de solape respecto del espesor del parche de 20:1 recomendada por el fabricante. Así, se utilizó el diámetro mínimo posible de 30 mm, lo que, por consiguiente, supone una longitud de solape de 20 mm.

La secuencia de apilamiento del parche de las reparaciones a solape simple es la misma que el laminado  $[45/0/-45/90]_s$ . En el caso de las reparaciones con parche doble, cada uno de los parches ha sido colocado de manera simétrica respecto del agujero, suponiendo la mitad del laminado (y por consiguiente mitad de espesor) con la secuencia  $[45/0/-45/90]$  para el parche posterior y  $[90/-45/0/45]$  para el anterior. De esta forma, el espesor total de los parches de las probetas a solape doble, así como la secuencia de apilamiento, es equivalente a las de solape simple, y coinciden con los del laminado. En la Tabla 4.2 se muestra un resumen detallado de las configuraciones ensayadas.



Tabla 4.2. Geometría de las probetas sometidas a tracción estática.

TIPO DE PROBETA	CONFIGURACIÓN DE LA PROBETA	ELEMENTOS DE LA PROBETA
PROBETAS INTACTAS		<u>Laminado</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 250x50 mm</li> <li>• [45/0/-45/90]<sub>s</sub></li> </ul>
PROBETAS CON AGUJERO		<u>Laminado</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 250x50 mm</li> <li>• [45/0/-45/90]<sub>s</sub></li> <li>• Agujero <math>\varnothing_H</math> 10 mm</li> </ul>
REPARACIONES DE PARCHE SIMPLE RECTANGULAR	 <i>Vista anterior</i>	<u>Laminado</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 250x50 mm</li> <li>• [45/0/-45/90]<sub>s</sub></li> <li>• Agujero <math>\varnothing_H</math> 10 mm</li> </ul> <u>Parche</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 50x50 mm</li> <li>• [45/0/-45/90]<sub>s</sub></li> </ul>
	 <i>Vista posterior</i>	
REPARACIONES DE PARCHE DOBLE RECTANGULAR	 <i>Vista anterior</i>	<u>Laminado</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 250x50 mm</li> <li>• [45/0/-45/90]<sub>s</sub></li> <li>• Agujero <math>\varnothing_H</math> 10 mm</li> </ul> <u>Parches</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 50x50 mm</li> <li>• Posterior [45/0/-45/90]</li> <li>• Anterior [90/-45/0/45]</li> </ul>
	 <i>Vista posterior</i>	
REPARACIONES DE PARCHE DOBLE CIRCULAR	 <i>Vista anterior</i>	<u>Laminado</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 250x50 mm</li> <li>• [45/0/-45/90]<sub>s</sub></li> <li>• Agujero <math>\varnothing_H</math> 10 mm</li> </ul> <u>Parches</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• <math>\varnothing_P</math> 30 mm</li> <li>• Posterior [45/0/-45/90]</li> <li>• Anterior [90/-45/0/45]</li> </ul>
	 <i>Vista posterior</i>	

Los ensayos fueron realizados a una velocidad constante de 1 mm/min mediante control de desplazamiento  $\delta$ , empleando dos mordazas acopladas a la máquina de ensayos. Para asegurar la correcta sujeción de las probetas a lo largo del ensayo, se colocaron unos talones de teflón de 51 mm de largo sobre los extremos de las mismas que ocuparon todo su ancho. Como resultado, la superficie libre de las probetas fue de 148 mm (Figura 4.1a).

Por otro lado, se colocaron dos bandas extensométricas centradas respecto del ancho del laminado y a una distancia de 71 mm de los extremos, con el objetivo de comprobar que la deformación es la misma en todos los puntos de la probeta, e igual a la que se obtiene a partir de los datos registrados por la máquina de ensayos empleada. En la Figura 4.1b se muestra un detalle de la disposición de las bandas.

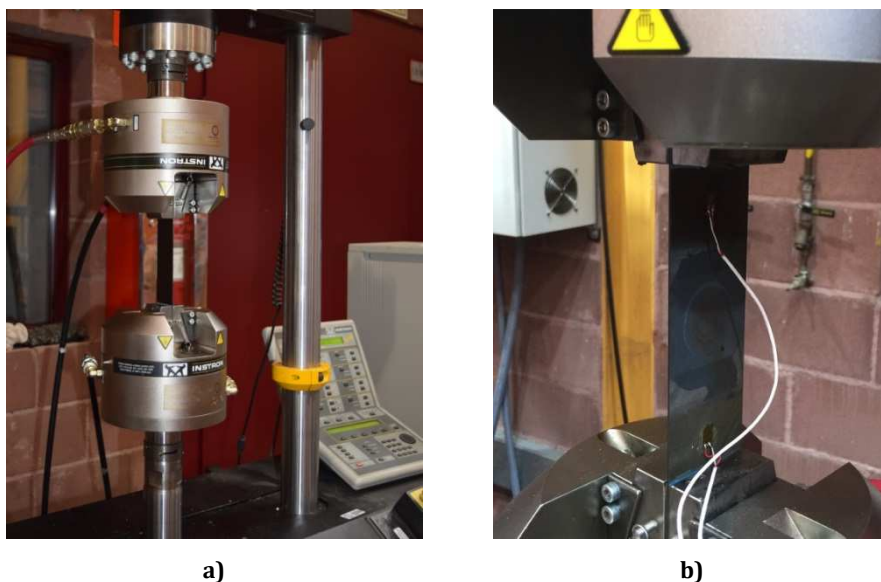


Figura 4.1. Ensayos de tracción estática: a) disposición de la probeta y b) detalle de la colocación de las bandas extensométricas.

### 4.3.1. Resultados experimentales

Se han ensayado un mínimo de tres probetas de cada uno de los cinco grupos mencionados anteriormente. Las variables obtenidas de la máquina de ensayos fueron el desplazamiento de la mordaza inferior  $\delta$ , comprobando que coincide con el proporcionado por las bandas extensométricas, y la fuerza  $P$  aplicada sobre la probeta. En la Figura 4.2 se muestran las diferentes curvas resultantes en términos fuerza-desplazamiento.

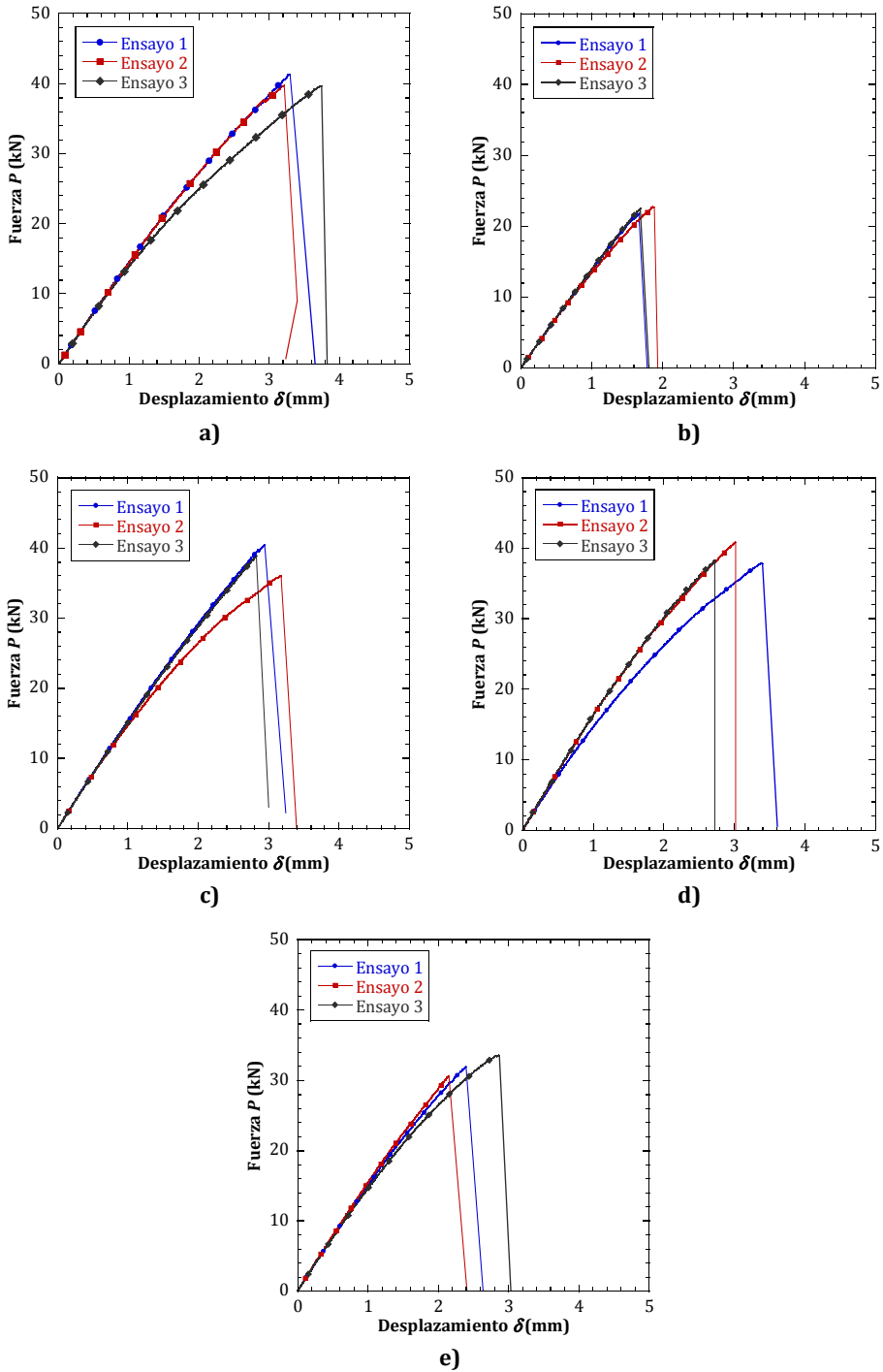


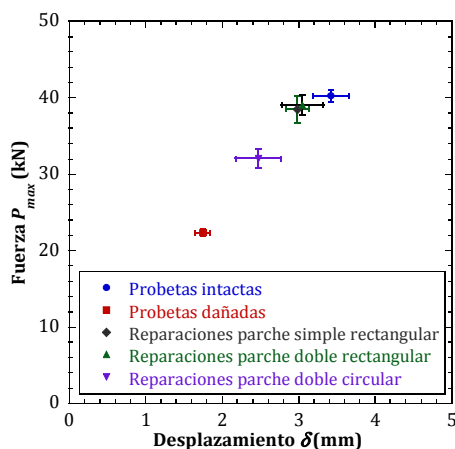
Figura 4.2. Curvas fuerza-desplazamiento experimentales en condiciones estáticas para: a) probetas intactas, b) probetas con agujero, c) reparaciones con parche rectangular simple, d) reparaciones con parche rectangular doble y e) reparaciones con parche circular doble.

El comportamiento presentado por las diferentes configuraciones estudiadas resulta, en términos generales, similar. La fuerza aumenta de manera lineal hasta que se produce el inicio del daño. La evolución del daño en la estructura da lugar a una disminución progresiva de la rigidez, que provoca que la curva fuerza-desplazamiento se suavice de manera gradual hasta alcanzar un valor máximo de la fuerza. En ese instante, tiene lugar una caída repentina de la fuerza debido al fallo último de la probeta y como consecuencia de la rotura de las fibras a tracción. Este tipo de comportamiento es propio de laminados en los cuales se produce un daño frágil como consecuencia de la rotura de fibras, pudiendo considerar el daño debido a la delaminación como un mecanismo secundario en el caso que se está abordando.

En la Tabla 4.3 y la Figura 4.3, mostradas a continuación, se presentan los resultados de carga máxima experimentales y su variación respecto del laminado intacto.

**Tabla 4.3. Valores de fuerza máxima de probetas ensayadas a tracción estática.**

Configuración de la probeta	Fuerza máxima experimental (kN)	Variación de la fuerza máxima respecto de la probeta intacta (%)
Intacta	40.23 ± 0.74	-
Agujero	22.36 ± 0.42	44.41
Parche simple rectangular	38.47 ± 1.81	4.39
Parche doble rectangular	39.03 ± 1.31	3.00
Parche doble circular	32.05 ± 1.19	20.33



**Figura 4.3. Valores de fuerza máxima y desplazamiento de las probetas ensayadas a tracción estática.**

La carga máxima media soportada por los laminados intactos ensayados es de 40.23 kN. En las probetas con agujero, la concentración de tensiones provocada por el mismo lleva asociada

una reducción significativa de la resistencia mecánica y la rigidez si se compara con el laminado intacto, de tal forma que la fuerza máxima soportada las probetas con agujero disminuyó un 44.41%. En el caso de la rigidez, se produjo una reducción del 3.13%.

Las reparaciones de parche rectangular, tanto a solape simple como doble, aumentaron la capacidad resistente del laminado de manera similar. Comparando los resultados con las probetas con agujero, el aumento de la fuerza máxima alcanzada por dichas las reparaciones fue cercano al 75% en ambos casos, incrementando, además, el valor de la rigidez respecto de las probetas intactas un 5.09% para el parche a solape simple y un 9.30% para el solape doble. Aunque el valor de la fuerza máxima alcanzada es similar en ambos casos, la configuración con parche doble presenta un valor de fuerza máxima ligeramente superior, en torno al 1.5%. Este hecho sugiere que, al reparar el laminado con una configuración de parche simple, la concentración de tensiones provocada por el daño en el borde del agujero no se reduce de la misma forma que en las probetas de parche doble. Por ello, se ha analizado la influencia de la configuración del parche en términos de fuerza máxima y modo de fallo, observándose diferencias entre ambas configuraciones.

La reparación de parche circular doble supuso un aumento del valor de fuerza máximo en un 43.31% respecto del laminado con agujero. A pesar de este incremento, y aunque parte de la capacidad resistente de la reparación se recuperó, la diferencia respecto de la probeta intacta siguió siendo un 20.33% menor.

En cuanto al modo de fallo, en los ensayos llevados a cabo sobre laminados intactos, se ha observado que, el inicio del daño, el cual lleva asociado una reducción de la rigidez, se produce en los bordes libres de la probeta, y puede ser debido al efecto borde libre (Figura 4.4).

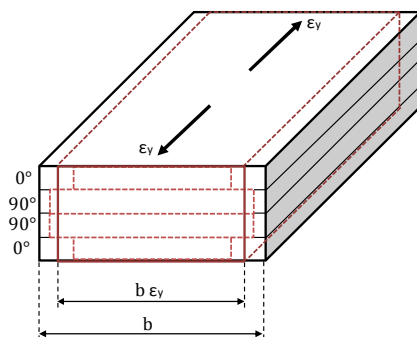


**Figura 4.4. Modo de fallo de los laminados intactos en condiciones estáticas.**

Este efecto aparece en laminados multidireccionales que presentan aristas libres y consiste en la presencia de elevadas tensiones intralaminares que pueden llegar a provocar la delaminación en dichas aristas, disminuyendo la resistencia del laminado y afectando su integridad (Pipes y Pagano, 1970; Wisnom, 1999; Miravete et al., 2000). Así, la tensión de rotura depende del espesor de lámina, de manera que, al aumentar el número de láminas correlativas orientadas en una misma dirección, disminuye la deformación al inicio de la delaminación en los

bordes (O'Brien, 1982). Por ejemplo, para un laminado  $(45_n/-45_n/0_n/90_n)_s$  sometido a tensión uniaxial, al aumentar el valor de  $n$  (aumenta el espesor) disminuye el efecto de la delaminación en los bordes libres del mismo. El estado de cargas responsable de este fenómeno puede ser uniaxial, tanto de tracción como de compresión, y no requiere la presencia de cargas fuera del plano (Miravete et al., 2000).

Para explicar este efecto gráficamente, se considera un laminado  $[0/90/90/0]$  sometido a un estado de tracción uniaxial en la dirección de las fibras a  $0^\circ$  (Figura 4.5). Si el comportamiento de las láminas se analiza de manera independiente y no como un conjunto, las láminas a  $90^\circ$  se deformarían menos que las de  $0^\circ$  en la dirección  $y$  y debido a la diferencia en el coeficiente de Poisson. Sin embargo, a través del espesor del laminado se debe mantener la continuidad de desplazamientos  $y$ , por consiguiente, de deformaciones. De esta manera, la deformación real resultante es un valor comprendido entre la deformación máxima de las láminas a  $0^\circ$  y la deformación máxima de las láminas a  $90^\circ$ . Como consecuencia de ello, las láminas a  $0^\circ$  intentan aumentar su deformación en  $y$ , mientras que las láminas a  $90^\circ$  intentan reducirla, dando lugar a la aparición de un par en el borde libre del laminado que provoca la delaminación en esa zona.



**Figura 4.5. Explicación gráfica del efecto borde para un laminado  $[0/90/90/0]$ .**

El fallo último de las probetas fue consecuencia de la rotura de las fibras en las zonas cercanas a los talones, pero no llega a provocar la separación física del laminado en dos o más partes, tal y como se muestra en la Figura 4.4.

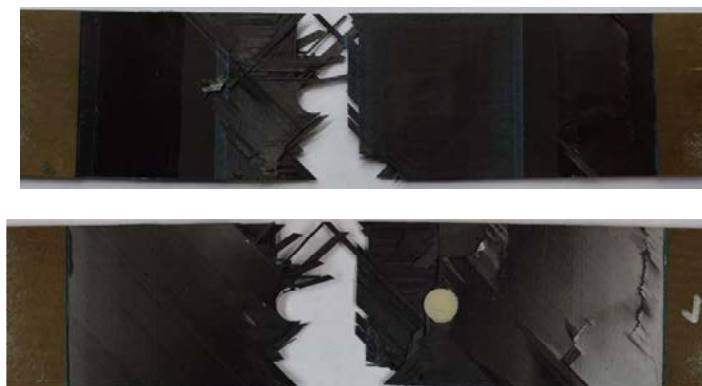
Los ensayos de los laminados con agujero demostraron que la presencia de mismo implica una concentración de tensiones en el borde libre del agujero. En este caso, dicha concentración es la causante del fallo último de la probeta debido a la rotura de las fibras, que se extiende a lo largo de las diferentes láminas desde el borde del agujero hacia el extremo libre de la probeta, en dirección perpendicular a la carga (Figura 4.6). Así, la rotura de fibras resulta el mecanismo

predominante de fallo de estos laminados. El daño asociado al efecto borde libre que aparece en los bordes laterales en este tipo de probetas resulta secundario, siendo el área delaminada en muy pequeña o, incluso, inexistente.



**Figura 4.6. Modo de fallo de los laminados con agujero en condiciones estáticas.**

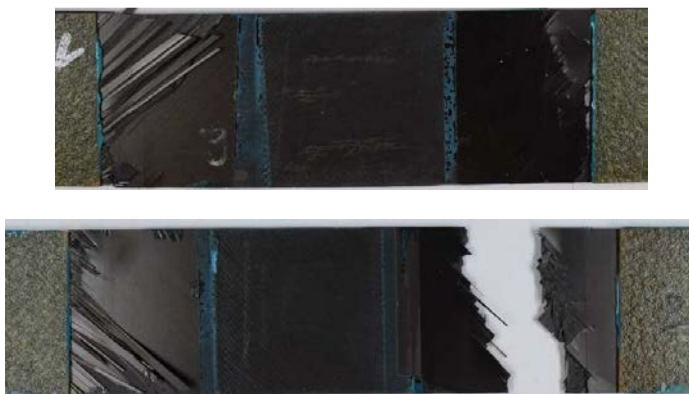
El daño en la reparación de parche rectangular simple (Figura 4.7) comenzó debido al efecto borde libre en los laterales de la probeta entre el parche y los talones, mientras que en la parte central la presencia del parche reduce la aparición de este fenómeno. Adicionalmente, en la parte central del laminado apareció una concentración de tensiones causada por la presencia del agujero y los esfuerzos de flexión derivados de la geometría de las probetas, la cual no presenta simetría. Como consecuencia, se produjo el fallo a tracción de las fibras de las láminas externas en el borde del agujero a lo largo de la superficie no reparada del laminado. Posteriormente, el daño se extendió a lo largo del espesor del laminado y hacia los bordes libres de la probeta, hasta alcanzar la capa de adhesivo, la cual es capaz de soportar los esfuerzos en una parte de su superficie que permanece intacta. Finalmente, el daño desarrollado en el adhesivo continuó extendiéndose hasta provocar el fallo último en el parche.



**Figura 4.7. Modo de fallo de las reparaciones de parche rectangular simple en condiciones estáticas.**

En el caso de la reparación de parche rectangular doble, el fallo se produjo en el laminado, en una zona alejada del parche como consecuencia del fallo a tracción de las fibras. En algunas de

las reparaciones ensayadas se produce la rotura completa de los mismos, mientras que en otros no se llega a producir dicho fenómeno, tal y como ocurría en el caso de los laminados intactos. En la Figura 4.8 se muestran dos de las probetas ensayadas correspondientes a este grupo, las cuales presentan un fallo último diferente en cada caso.

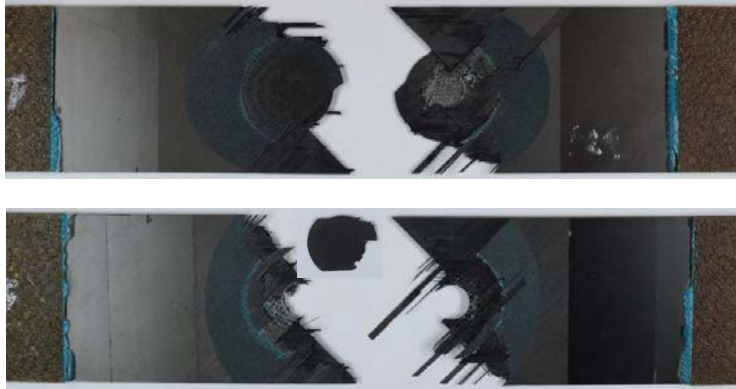


**Figura 4.8. Modo de fallo de las reparaciones de parche rectangular doble en condiciones estáticas.**

Se vuelve a identificar la presencia de efecto borde libre en los laterales de la probeta entre el parche y los talones, como ocurría anteriormente. Los parches, por su parte, permanecieron intactos en todos ensayos llevados a cabo. Esto lleva a concluir que la reparación ensayada es eficiente, ya que es capaz de recuperar la mayor parte de la resistencia perdida por la presencia del agujero, a la vez que reduce los esfuerzos en el adhesivo, el cual se mantiene intacto.

En la Figura 4.9, es posible observar el fallo de la reparación de parche doble circular. Al tratarse de una configuración de parche doble existe simetría, por lo que no aparecen esfuerzos de flexión asociados a la excentricidad de la carga a diferencia de las configuraciones de parche simple, lo cual favorece el fallo en el laminado. Sin embargo, los parches no fueron capaces evitar la aparición del efecto borde libre a lo largo los laterales del laminado, así como el fallo del adhesivo, debido a que la longitud de solape es insuficiente para impedirlos (es la menor que sigue la relación 1:20). Tras el fallo último de la reparación, sólo una pequeña parte de los mismos permaneció adherida mientras que el resto se separó como consecuencia del fallo del adhesivo. En otros casos, se produjo la separación completa de los parches respecto del laminado. Este hecho, puede deberse a los elevados valores de las tensiones resultantes, los cuales que el adhesivo no es capaz de soportar dada la escasa longitud de solape. El fallo último de la probeta es similar al del laminado con agujero, ya que tras el despegue de los parches la concentración de tensiones en los bordes libres del agujero provoca la rotura de las fibras en los bordes del mismo que se extiende por el laminado.





**Figura 4.9. Modo de fallo de la reparación de parche circular doble en condiciones estáticas.**

A la vista de los resultados obtenidos, cabe destacar la elevada dependencia de la capacidad resistente respecto de la longitud de solape del parche. Los efectos derivados de los esfuerzos de flexión para una misma configuración no suponen una pérdida considerable de dicha resistencia, aunque afectan en gran medida al modo de fallo. Además, en cualquiera de los casos estudiados, los parches aumentaron la rigidez de la estructura, aunque de diferente manera dependiendo de la geometría del parche y la longitud de solape.

#### **4.4. Modelización numérica de reparaciones adhesivas en condiciones estáticas**

Se ha desarrollado un modelo numérico tridimensional mediante el código comercial de elementos finitos Abaqus/Explicit, capaz de reproducir el comportamiento de reparaciones adhesivas tipo parche externo de material compuesto en condiciones estáticas sometidas a cargas de tracción uniaxial. Este modelo ha sido validado con los resultados obtenidos de los ensayos experimentales. A su vez, ha permitido analizar de manera detallada la influencia de diferentes parámetros sobre el comportamiento de las reparaciones.

El comportamiento del adhesivo se ha definido mediante el modelo de daño progresivo basado en el Modelo de Zona Cohesiva presentado en el capítulo anterior. Para definir la evolución del daño se ha empleado una ley tracción-separación lineal (Figura 3.3a).

### 4.4.1. Descripción del comportamiento del laminado

El material compuesto que conforma el laminado y los parches ha sido modelizado mediante una subrutina de usuario VUMAT. Se ha definido un comportamiento del material compuesto ortótropo elástico lineal hasta que se produce el inicio del daño. Las tensiones  $\sigma$  asociadas a este comportamiento quedan definidas con la ecuación (4.1)

$$\sigma = C^0 : \varepsilon \tag{4.1}$$

donde  $\varepsilon$  son las deformaciones y  $C^0$  es el tensor de rigidez del material. Asimismo, tanto las tensiones, como las deformaciones y el tensor de rigidez anteriores se pueden expresar como sigue

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^0 & C_{12}^0 & C_{13}^0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{12}^0 & C_{22}^0 & C_{23}^0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{13}^0 & C_{23}^0 & C_{33}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{23} \end{bmatrix} \tag{4.2}$$

En la ecuación anterior, se considera que la dirección 1 coincide con la dirección de las fibras, mientras que la dirección 3 es normal al plano de la lámina (Figura 4.10).

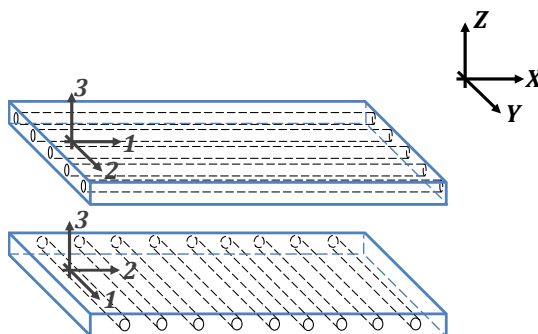


Figura 4.10. Sistema de coordenadas local 123 (lámina) y global XYZ (laminado).

Cada una de las componentes del tensor de rigidez  $C^0$  se define como se muestra en la ecuación (4.3)

$$\begin{bmatrix} E_1(1 - \nu_{23}\nu_{32})\Gamma & E_1(\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23})\Gamma & E_3(\nu_{31} - \nu_{21}\nu_{32})\Gamma & 0 & 0 & 0 \\ E_1(\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23})\Gamma & E_2(1 - \nu_{13}\nu_{31})\Gamma & E_2(\nu_{32} - \nu_{12}\nu_{31})\Gamma & 0 & 0 & 0 \\ E_3(\nu_{31} - \nu_{21}\nu_{32})\Gamma & E_2(\nu_{32} - \nu_{12}\nu_{31})\Gamma & E_3(1 - \nu_{12}\nu_{21})\Gamma & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{31} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

donde  $\Gamma$  es

$$\Gamma = \frac{1}{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}} \quad (4.4)$$

Este comportamiento se desarrolla hasta el instante en el cual tiene lugar el inicio del daño. Diversos autores han propuesto expresiones que permiten definir el inicio del daño para diferentes modos de fallo en materiales compuestos (Tsai-Hill, 1965; Tsai y Hu, 1970; Hashin y Rotem, 1973; Hashin, 1980; Puck y Schurmann, 1998; Puck y Schurmann, 2002). De entre ellos, se ha tenido en cuenta el propuesto por Hashin (1980) para laminados tridimensionales, el cual ha sido empleado en problemas similares al que se está abordando (Kumar et al., 2006; Turan y Pekbey, 2015). Este criterio, contempla diferentes modos de fallo en las fibras y la matriz, los cuales se presentan a continuación:

- Criterio de fallo de fibras a tracción ( $\sigma_{11} \geq 0$ ). Para valores de tensión positivos o iguales a cero en la dirección de las fibras.

$$F_f^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \quad (4.5)$$

- Criterio de fallo de fibras a compresión ( $\sigma_{11} < 0$ ). Para valores de tensión negativos en la dirección de las fibras.

$$F_f^c = \left(\frac{|\sigma_{11}|}{X_c}\right)^2 \quad (4.6)$$

- Criterio de fallo de matriz a tracción ( $\sigma_{22} \geq 0$ ). Para valores de tensión positivos en la dirección de la matriz.

$$F_m^t = \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{Y_t^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}} \quad (4.7)$$

- Criterio de fallo de matriz a compresión si ( $\sigma_{22} < 0$ ). Para valores de tensión negativos en la dirección de la matriz.

$$F_m^c = \left[ \left( \frac{Y_c}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})}{Y_c} + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}} \quad (4.8)$$

donde los valores de la resistencia a tracción, compresión y cortadura en las diferentes direcciones de las ecuaciones (4.5)-(4.8) se recogen en la Tabla 3.5.

En cualquiera de los criterios mostrados, se considera que se produce el inicio del fallo en el material cuando la variable de daño alcanza el valor de 1. A partir de ese instante, el material pierde su capacidad resistente.

Para definir el daño, se han considerado dos variables asociadas al fallo en las fibras, tanto a tracción ( $d_f$ ) como a compresión ( $d_c$ ), así como otras dos variables relacionadas con el fallo en la matriz ( $d_{mt}$  a tracción y  $d_{mc}$  a compresión). De esta forma, cuando se produce el inicio de daño en cualquiera de los modos de fallo, la variable  $d$  asociada modifica su valor de 0 (valor que toma cuando no existe daño) a 1, lo que supone una degradación instantánea de las propiedades del mismo.

El daño en un elemento se traduce en una degradación de las propiedades del mismo. De esta forma, las constantes elásticas del material de la ecuación (4.2) se ven afectadas al introducir la influencia del daño en el tensor de rigidez del material  $C$ , según la ecuación (4.9).

$$\begin{aligned} C_{11} &= (1 - d_f)C_{11}^0 \\ C_{22} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{22}^0 \\ C_{33} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{33}^0 \\ C_{12} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{12}^0 \\ C_{23} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{23}^0 \\ C_{13} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{13}^0 \\ G_{12} &= (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{12}^0 \\ G_{13} &= (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{13}^0 \\ G_{23} &= (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{23}^0 \end{aligned} \quad (4.9)$$

donde  $d_f$  es la variable global de daño en las fibras y  $d_m$  es la variable global de daño en la matriz. Ambas se definen como se expresa en la ecuación (4.10)

$$d_f = 1 - (1 - d_{ft})(1 - d_{fc}) \quad (4.10)$$

$$d_m = 1 - (1 - d_{mt})(1 - d_{mc})$$

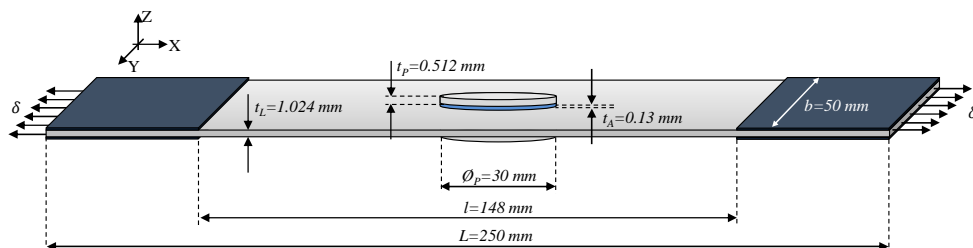
Los factores  $s_{mt}$  y  $s_{mc}$  de la ecuación (4.9) se introducen para controlar la pérdida de rigidez a cortadura de la matriz a tracción y a compresión, respectivamente. Ambos valores se han calibrado a partir de los ensayos experimentales.

A pesar de que el modelo numérico se ha desarrollado en Abaqus/Explicit y ha sido empleado en el análisis en condiciones estáticas, se ha asegurado que la relación entre la energía cinética y la energía de deformación sea de orden  $10^{-4}$ , siendo así posible desprestigiar los efectos inerciales (Hou et al., 2012).

#### 4.4.2. Descripción del modelo numérico

El modelo numérico desarrollado mediante Abaqus/Explicit, ha sido realizado con elementos sólidos tridimensionales mediante los cuales se ha reproducido la geometría de las probetas de los ensayos experimentales para las diferentes configuraciones estudiadas. Como se puede observar en la Figura 4.11, el laminado, tanto intacto como saneado mediante el mecanizado de un agujero, y reparado, presenta una longitud total  $L$  de 250 mm, un ancho  $b$  de 50 mm y un espesor  $t_L$  de 1.024 mm. Considerando la longitud de las mordazas, colocadas en ambos extremos de la probeta, la longitud libre  $l$  resultante es de 148 mm. El agujero tiene un diámetro  $\varnothing_H$  igual a 10 mm. Los parches fueron modelados según las dimensiones recogidas en la Tabla 4.2, siendo la capa de adhesivo empleada de espesor  $t_A$  igual a 0.13 mm.

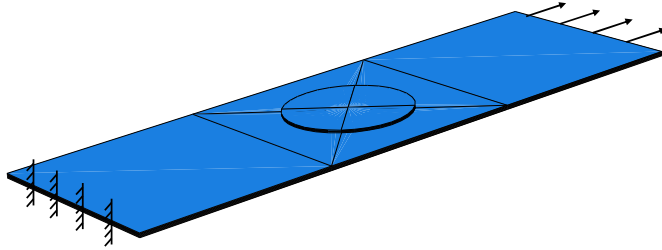
La geometría de los parches del modelo numérico se simplificó suponiendo que el valor del espesor se mantiene constante en todos sus puntos (0.512 mm en el caso de la configuración a solape doble y 1.024 mm para el solape simple), y todas sus láminas tienen las mismas dimensiones (50 mm de lado en el caso del parche rectangular y 30 mm de diámetro para el parche circular).



**Figura 4.11. Geometría de la reparación de parche doble circular, como ejemplo de los casos estudiados bajo condiciones estáticas.**

Las propiedades de los materiales que se han implementado, tanto para el laminado y los parches, como para el adhesivo, son los empleados en el estudio experimental, así como en el análisis de la variación del espesor en el comportamiento de uniones adhesivas. La respuesta del material compuesto (Tabla 3.5) se ha definido mediante la subrutina de usuario VUMAT desarrollada, tal y como se expone en el epígrafe anterior de este mismo capítulo. La secuencia de apilamiento en el laminado es  $[45/0/-45/90]_s$ . En el caso de los parches, esta secuencia depende de la configuración de los mismos. Así, las reparaciones a solape simple tienen la misma secuencia que el laminado, mientras que las de parche doble tienen la mitad de espesor y, por consiguiente, se corresponden a la mitad del laminado en cada parche colocado de manera simétrica (Tabla 4.2). Para definir el comportamiento del adhesivo MTA-240 (Tabla 4.1), se han tomado las propiedades obtenidas experimentalmente y validadas posteriormente para un espesor de 0.13 mm, considerando el modelo de fallo progresivo explicado en el capítulo 3 del presente documento.

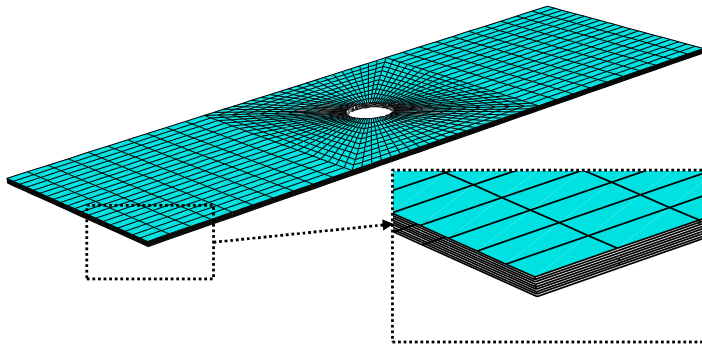
El contacto entre el laminado y el adhesivo, así como entre el adhesivo y los parches, se ha definido como una unión rígida, mediante un contacto tipo *Tie* (el mismo tipo de contacto que se utilizó en el estudio de uniones). Las cargas y condiciones de contorno han sido impuestas con el fin de reproducir lo más fielmente los ensayos de tracción estática llevados a cabo sobre las reparaciones. De esta forma, en uno de los extremos del laminado se han impedido los desplazamientos y los giros simulando así la presencia de la mordaza que se mantiene fija. En el otro extremo, se ha definido una fuerza de tracción sobre el laminado mediante un control de desplazamiento en el plano del mismo (Figura 4.12).



**Figura 4.12. Condiciones de contorno aplicadas sobre las reparaciones en condiciones estáticas.**

El mallado del laminado de material compuesto se ha realizado con elementos sólidos lineales de ocho nodos e integración reducida C3D8R. El adhesivo se ha mallado aplicando la técnica de barrido o *sweep* empleada previamente mediante elementos cohesivos tridimensionales de ocho nodos, COH3D8, cuyo tamaño igual al espesor del caso analizado.

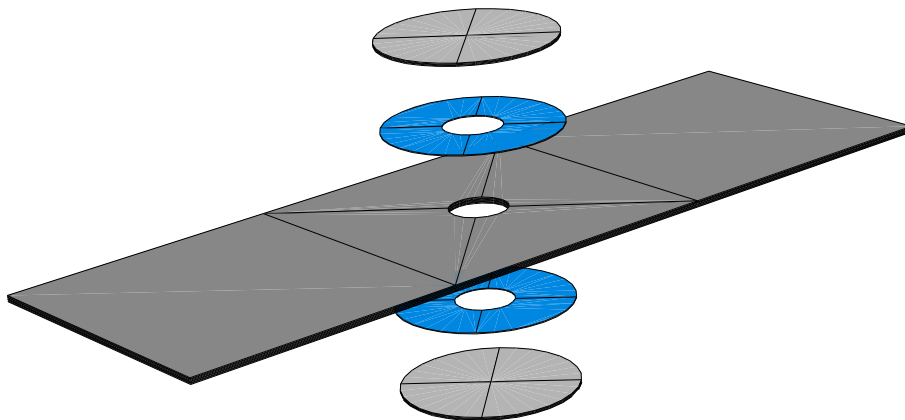
Como se puede observar en la Figura 4.13, en el caso del laminado de material compuesto se ha refinado el mallado en la zona cercana al agujero con elementos de menor tamaño, mientras que en las zonas más alejadas del mismo los elementos tienen mayor tamaño. Además, se ha empleado una fila de elementos para definir cada lámina.



**Figura 4.13. Detalle del mallado de las reparaciones en condiciones estáticas.**

Se ha llevado a cabo un análisis de sensibilidad de la malla que permita definir el tamaño de elemento óptimo en base a la precisión de los resultados obtenida y el coste computacional. Las variaciones consideradas para los diferentes mallados estudiados estaban relacionadas con el número de elementos en el área de unión entre el laminado y el parche, y el tamaño de los elementos en las regiones libres.

En la Figura 4.14 se muestra un explosionado de la reparación de parche doble circular en la que es posible distinguir los diferentes elementos: laminado con agujero, capas de adhesivo y parches.



**Figura 4.14. Explosionado de la reparación adhesiva de parche doble circular (en color azul las capas de adhesivo y en color gris el laminado y los parches).**

### 4.4.3. Validación del modelo numérico

Se han llevado a cabo simulaciones numéricas sobre todas las configuraciones ensayadas para tener un mayor rango de resultados con los que comprobar la validez del modelo. Esta validación se ha realizado cuantitativamente, a través de la curva fuerza-desplazamiento, y cualitativamente, analizando los diferentes modos de daño que se producen en cada caso. En la Figura 4.15 se comparan las curvas fuerza-desplazamiento obtenidas de las simulaciones y las resultantes de los ensayos experimentales.



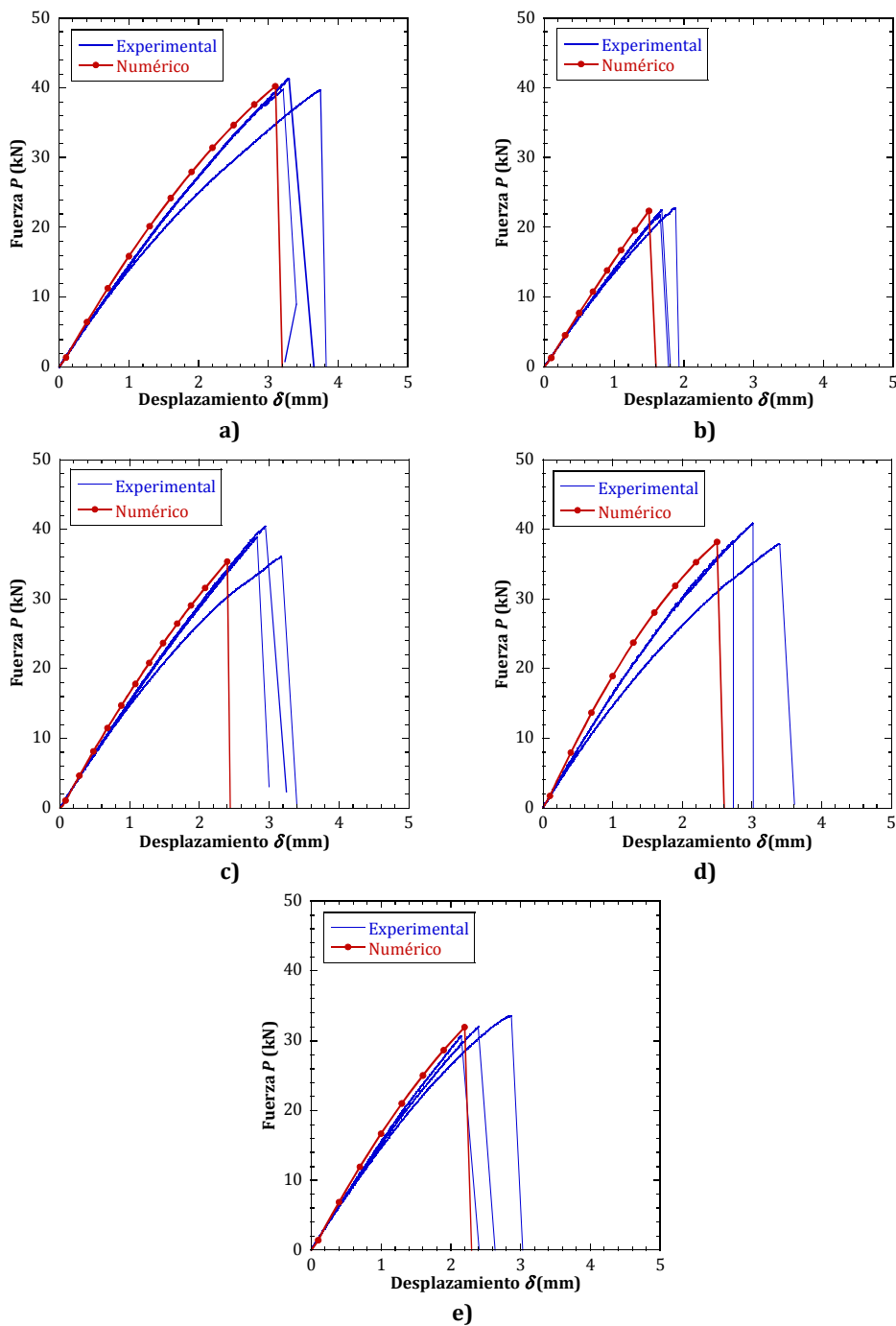


Figura 4.15. Curvas fuerza-desplazamiento de las distintas configuraciones en condiciones estáticas: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche simple rectangular, d) reparación con parche doble rectangular y e) reparación con parche doble circular.

Los resultados numéricos presentan un alto grado de correspondencia respecto de los resultados experimentales, tanto para la fuerza máxima como para el desplazamiento. El modelo, a su vez, es capaz de captar la degradación del material durante el ensayo, provocando una disminución progresiva de la rigidez.

La mayor variación observada para las diferentes configuraciones estudiadas, al comparar los resultados numéricos con los resultados experimentales en términos de fuerza-desplazamiento, es para el caso del parche rectangular simple y se cuantifica en torno al 8%. Las variaciones resultantes se pueden deber a la simplificación considerada en cuanto a la geometría del parche, ya que numéricamente se mantiene constante el espesor del parche en todos sus puntos. Este hecho se acentúa en el caso de la reparación de parche simple rectangular y, como consecuencia, se produce un aumento de la rigidez de la probeta que puede provocar la disminución de la resistencia.

En esta línea, existen estudios previos en los que se analiza la influencia de la rigidez en el plano del parche sobre el comportamiento de reparación (Soutis y Hu, 1997). Un parche flexible (de poco espesor o bajo módulo elástico) proporciona una resistencia baja. En el extremo opuesto, un parche excesivamente rígido no implica un incremento de la resistencia, sino que, por el contrario, puede llegar a disminuirla. Esto es debido a que a medida que el espesor del parche aumenta, los valores de las tensiones de pelado y cortadura se incrementan, pudiendo llegar a ser lo suficientemente elevados como para provocar el fallo de la reparación.

Además, el efecto anterior se puede ver incrementado por la propia configuración de la reparación, la cual no presenta simetría y da lugar a la aparición de esfuerzos de flexión que aumentan también los valores máximos de las tensiones de pelado y cortadura. Una combinación de estos efectos puede ser la causante de la variación de los resultados del modelo numérico respecto de los obtenidos experimentalmente.

En la Tabla 4.4 y la Figura 4.16, se muestra la comparación de la fuerza y el desplazamiento máximos obtenidos de los ensayos experimentales y las simulaciones numéricas.

Tabla 4.4. Resultados numéricos y experimentales para probetas a tracción estática.

Configuración de la probeta	Fuerza máxima experimental (kN)	Fuerza máxima numérica (kN)	Variación fuerza máxima respecto de los resultados experimentales (%)
Intacta	40.23 ± 0.74	40.28	0.15
Agujero	22.36 ± 0.42	22.26	0.48
Parche simple rectangular	38.47 ± 1.81	35.59	8.09
Parche doble rectangular	39.03 ± 1.31	38.71	0.82
Parche doble circular	32.05 ± 1.19	31.19	2.76

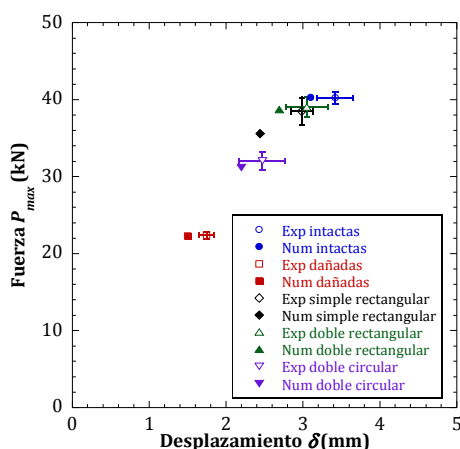


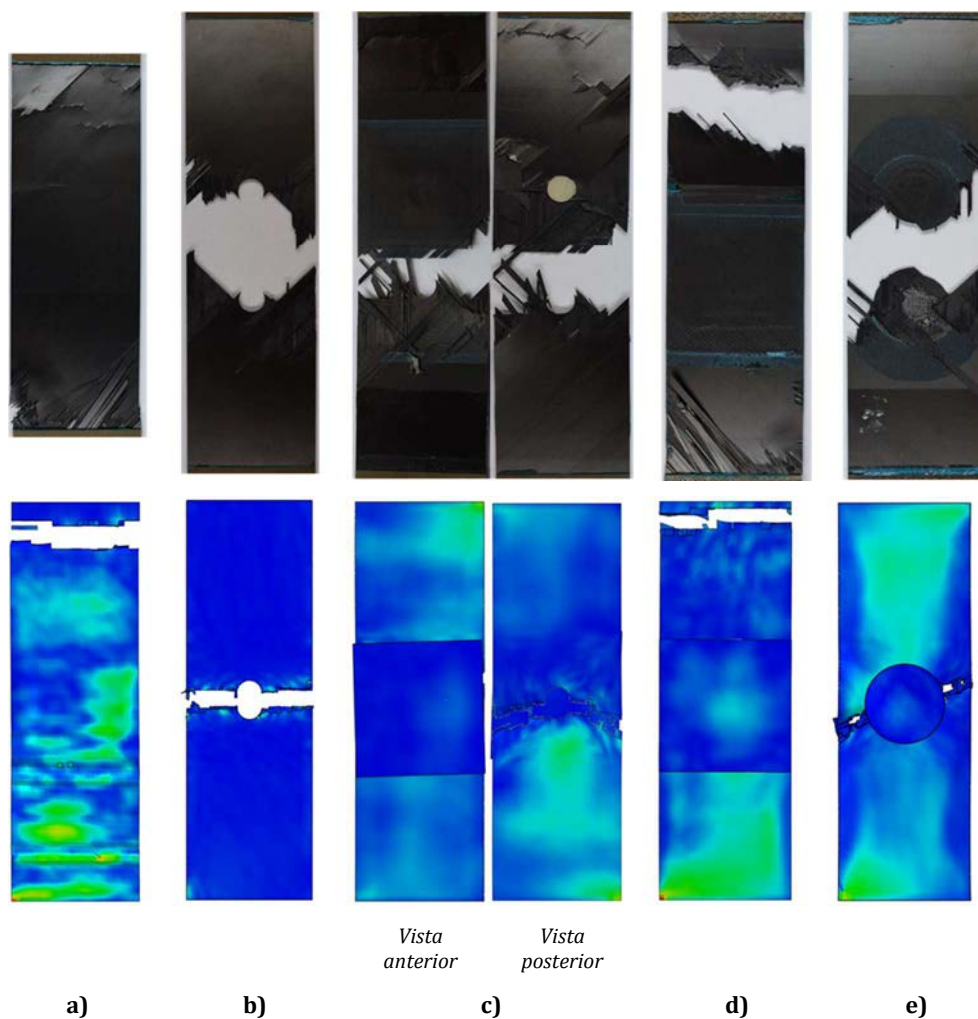
Figura 4.16. Comparación de la fuerza máxima y el desplazamiento obtenidos numéricamente y experimentalmente en condiciones estáticas.

Los resultados numéricos obtenidos en términos de fuerza máxima reproducen el comportamiento experimental, de tal forma que, en muchos casos, la diferencia resultante del modelo numérico está dentro del error propio del ensayo (desviación estándar). Las variaciones máximas, no superan el 8% respecto de los resultados experimentales para la configuración más desfavorable (parche simple rectangular).

En la Figura 4.17 se puede comprobar que el modelo numérico es capaz de reproducir la respuesta experimental de las probetas en lo que a modo de fallo se refiere.

El modelo es capaz de recoger tanto el fallo en el material compuesto como el daño en el adhesivo. Sin embargo, no reproduce el fallo que se observa en los parches como consecuencia de la degradación del adhesivo, aunque, en cualquier caso, este mecanismo de fallo se podría

considerar como secundario según lo observado en los ensayos llevados a cabo. Esto es debido a que, numéricamente, para las configuraciones analizadas el fallo del adhesivo se produce antes de que el parche llegue a dañarse. Además, la geometría del parche fue simplificada, por lo que el espesor del mismo es mayor, y por consiguiente tiene una mayor resistencia.



**Figura 4.17. Modo de fallo de las reparaciones en condiciones estáticas: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche simple rectangular, d) reparación con parche doble rectangular y e) reparación con parche doble circular.**

El laminado intacto experimentalmente no llega a sufrir una rotura de fibras de manera que se produzca la rotura total del laminado. Aunque el modelo no es capaz de reproducir este modo de fallo, representa la rotura de fibras a tracción como fallo último del laminado en la región donde

experimentalmente se puede apreciar este modo de fallo (Figura 4.17a). El laminado con agujero falla como consecuencia de la concentración de tensiones en los bordes libres del agujero. El daño se extiende a lo largo del laminado en dirección perpendicular a la dirección de aplicación de la carga (Figura 4.17b).

En el caso de la reparación de parche simple rectangular, se puede observar que el principal mecanismo de fallo es debido a la degradación del adhesivo. Los elevados valores de tensión de pelado y cortadura en el adhesivo, como consecuencia de los esfuerzos de flexión de la reparación, provocan el despegue del parche que da lugar a la extensión del daño desde los bordes hacia el interior (Figura 4.17c). La flexión de la reparación como consecuencia de la no simetría de su geometría es recogida por el modelo numérico.

La reparación de parche doble rectangular reproduce el comportamiento experimental, de manera que el fallo último es debido a la rotura de fibras a tracción en una zona alejada del parche (Figura 4.17d). Es posible comprobar que, numéricamente, tanto el parche como el adhesivo permanecen intactos. En las reparaciones de parche doble circular se produce el despegue de los parches causado por la extensión del daño a lo largo de la superficie del adhesivo (Figura 4.17e). El fallo último tiene lugar en el laminado, en la parte central, debido a la presencia del agujero.

A la vista de los resultados obtenidos, es posible afirmar la validez del modelo numérico para reproducir el comportamiento de reparaciones adhesivas, captando cuantitativa y cualitativamente la respuesta de las mismas al ser sometidas a un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas.

## **4.5. Estudio paramétrico del comportamiento de reparaciones a tracción estática**

Una vez se ha validado el modelo numérico, se ha llevado a cabo un estudio paramétrico para estudiar el efecto de diferentes variables sobre la respuesta de reparaciones de material compuesto en condiciones estáticas. Los parámetros que han sido objeto de estudio son: la configuración de la reparación (parche a solape simple o doble), el tamaño del parche (relacionado con la longitud de solape), el espesor del adhesivo, secuencia de apilado de parche y geometría del parche.

Para llevar a cabo este análisis, en primer lugar, se pretenden encontrar aquellas configuraciones para las cuales el fallo último se produce en los adherentes en una zona alejada de la reparación y la variación de la rigidez global de la reparación respecto de las probetas intactas es lo menor posible. Para ello, se han variado la configuración de la reparación, el tamaño del parche y el espesor de adhesivo. Una vez se han encontrado las configuraciones optimizadas, para las cuales el parche y el adhesivo trabajan de manera efectiva, se ha realizado el estudio del resto de parámetros.

### 4.5.1. Reparaciones a solape simple y doble

Las configuraciones estudiadas experimentalmente, y que sirvieron para validar el modelo numérico, fueron reparaciones a solape doble circular ( $\varnothing_p = 30$  mm) y doble rectangular (50x50 mm), y reparaciones a solape simple rectangular (50x50 mm). Con el objetivo de estudiar en mayor profundidad el efecto de la configuración de la reparación sobre su comportamiento, se ha modelizado una reparación a solape simple con parche circular de diámetro  $\varnothing_p=30$  mm. Los resultados se muestran en la Tabla 4.5 y Figura 4.18.

**Tabla 4.5. Resultados numéricos y experimentales para reparaciones a solape simple y doble.**

<b>Configuración de la probeta</b>	<b>Fuerza máxima experimental (kN)</b>	<b>Fuerza máxima numérica (kN)</b>	<b>Variación fuerza máxima respecto de los resultados experimentales (%)</b>
<b>Parche simple rectangular</b>	38.47 ± 1.81	35.59	8.09
<b>Parche doble rectangular</b>	39.03 ± 1.31	38.71	0.82
<b>Parche simple circular</b>	-	29.81	-
<b>Parche doble circular</b>	32.05 ± 1.19	31.19	2.76

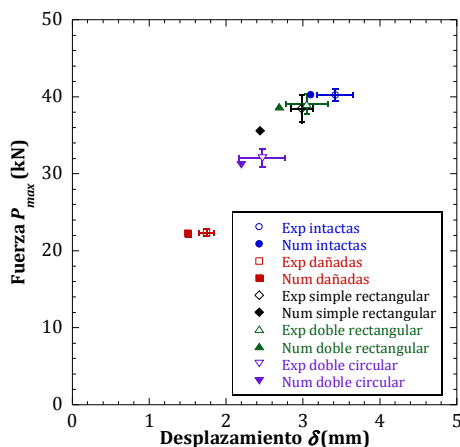


Figura 4.18. Fuerza máxima en función de la configuración de la reparación en condiciones estáticas.

Considerando una misma geometría y dimensiones del parche, las reparaciones a solape doble alcanzan un valor mayor de la fuerza máxima respecto de las reparaciones a solape simple en cualquiera de los casos. Si se comparan las configuraciones de parche rectangular, numéricamente se produce una disminución del valor de fuerza máxima para las reparaciones a solape simple respecto de las reparaciones a solape doble del 7.48%, mientras que experimentalmente esta reducción es del 1.42%. Para las probetas de parche circular, numéricamente se produce una disminución de la fuerza máxima de un 4.42%. Estos resultados pueden llevar a pensar que la variación de la fuerza de rotura de las reparaciones de parche circular (simple y doble) sería muy similar a la presentada por la geometría de parche rectangular. Sin embargo, el modelo numérico subestima los resultados para las configuraciones a solape simple. La menor variación obtenida para el parche de geometría circular podría hacer suponer que, numéricamente, la longitud de solape ( $\varnothing_P = 30$  mm del parche circular frente a  $50 \times 50$  mm del parche rectangular) influye en los resultados, de manera que una mayor longitud de solape implica una mayor rigidez del parche, y, por consiguiente, una mayor variación de los resultados.

Dada su relevancia, se analizaron las tensiones máximas, tanto de pelado como de cortadura, las cuales disminuyen en las configuraciones de solape doble respecto de las de solape simple. En el caso de la reparación de parche circular doble, las tensiones máximas de pelado y cortadura disminuyeron sus valores un 21.44% y un 7.12% respectivamente, comparando con la reparación de parche circular simple. Esta disminución para la reparación de parche rectangular es de un 9.31%, en el caso de las tensiones de pelado, y un 5.86% en las de cortadura.

Atendiendo al modo de fallo de la reparación de parche rectangular, existen diferencias entre la configuración a solape simple y doble, como ya se ha explicado anteriormente. En el caso de la reparación de parche circular, el modo de fallo de ambas configuraciones es el mismo (fallo en el adhesivo), debido a que el tamaño del parche no es suficiente para impedir el fallo del adhesivo. En apartados posteriores se comprobará la influencia del tamaño del parche.

A la vista de los resultados obtenidos, se puede afirmar que la configuración a solape doble resulta más eficiente frente a la de solape simple, considerando unas condiciones de carga equivalentes y los mismos parámetros geométricos. Los efectos que introducen los esfuerzos de flexión de la probeta sobre el adhesivo debido a la falta de simetría de las reparaciones a solape simple, junto con la aproximación considerada (espesor uniforme del parche), dan lugar a la aparición de elevados valores de las tensiones de cortadura y pelado, los cuales provocan el fallo del adhesivo.

### 4.5.2. Tamaño del parche

Dada la influencia del tamaño del parche sobre la resistencia de la reparación, se ha variado el mismo, estudiando su efecto sobre las configuraciones anteriores. Se han considerado tamaños desde un valor mínimo de 30 mm, determinado por la relación 20:1, hasta el máximo posible fijado por las dimensiones de la probeta, 50 mm, tomando incrementos de 10 mm. Se ha mantenido el espesor de adhesivo de 0.13 mm en todos los casos analizados (Figura 4.19).

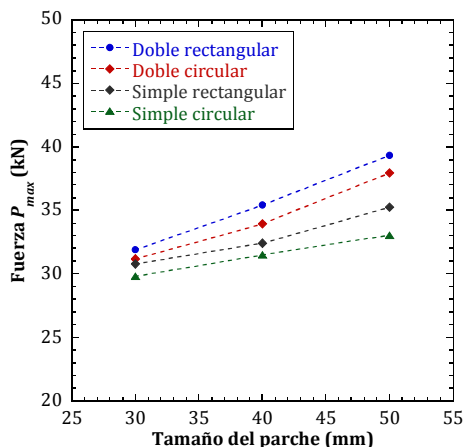


Figura 4.19. Fuerza máxima en función del tamaño del parche de las reparaciones en condiciones estáticas.



Como se puede apreciar en la Figura 4.19, el aumento de la longitud de solape implica un incremento en la carga máxima alcanzada por la reparación para cualquiera de las configuraciones estudiadas. Asimismo, se comprueba que las reparaciones de configuración doble presentan una resistencia mayor frente a las configuraciones simples con independencia del tamaño de parche.

Comparando configuraciones con unas dimensiones de parche equivalentes (mismo lado y diámetro para los parches rectangular y circular respectivamente) la geometría circular proporciona valores de fuerza máxima inferiores. Este hecho se debe a la menor superficie efectiva de estos parches frente a los de geometría rectangular.

Se ha comparado la evolución del daño en los diferentes casos analizados. A modo de ejemplo, en la Figura 4.20 se muestran diferentes instantes de la evolución del daño a lo largo del adhesivo representados respecto de la curva fuerza-desplazamiento. El primer punto señalado corresponde con el instante en el cual se alcanza el valor máximo de la degradación del adhesivo en alguno de sus puntos (variable  $SDEG=1$ ). Es posible observar cómo, en ambos casos, este instante tiene lugar superada la mitad de la fuerza máxima. El segundo instante corresponde con el momento previo al inicio de la eliminación de elementos (instante previo a variable  $STATUS=1$ ). En tercer instante, se ha considerado al alcanzar el valor de fuerza máxima (fuerza máxima); y el cuarto, cuando se produce el fallo último de la reparación (fallo último). De esta forma, para cada una de las configuraciones estudiadas a continuación, se van a presentar y comparar las cuatro imágenes correspondientes a los cuatro instantes mencionados.

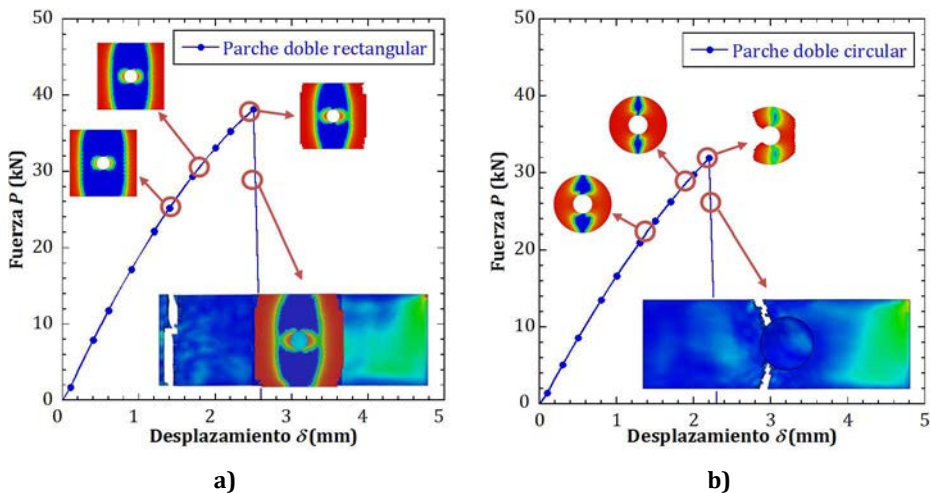
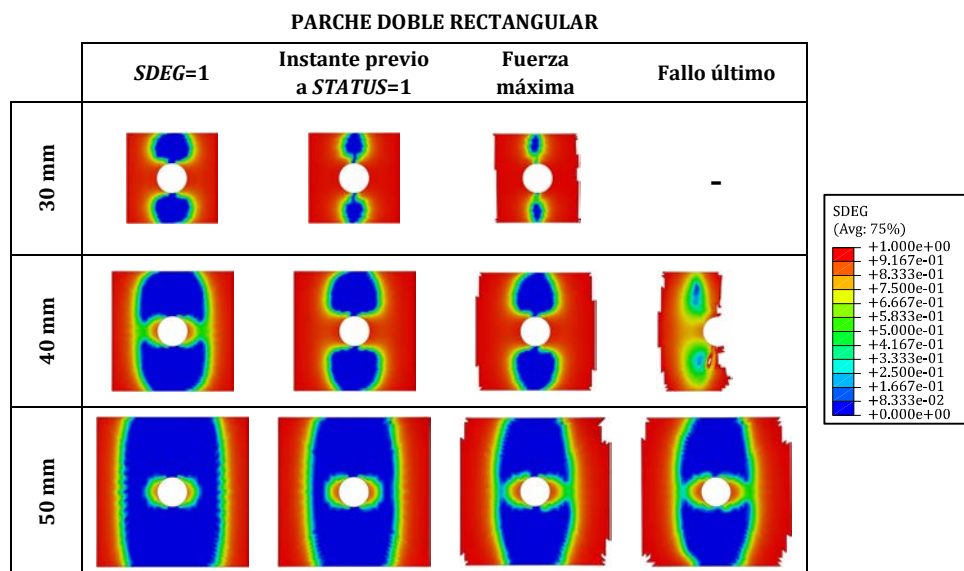


Figura 4.20. Evolución del daño en condiciones estáticas de las reparaciones de: a) parche doble rectangular y b) parche doble circular.

En la Figura 4.21 se muestran los resultados de la evolución del daño en el adhesivo para la configuración de parche doble rectangular.



**Figura 4.21. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular en condiciones estáticas.**

Se puede observar que el daño se extiende desde los bordes libres perpendiculares a la dirección de aplicación de la carga de forma simétrica hacia el interior, encontrando los valores máximos cerca de las esquinas del adhesivo, que se corresponden con las direcciones de 45° y -45°. A medida que aumenta el tamaño del parche, disminuye la proporción de área dañada a lo largo de la superficie del adhesivo y se retrasa el instante en el que el daño se desarrolla por completo en algún punto del mismo. Además, cabe destacar que, para el parche de 50 mm, el adhesivo permanece prácticamente intacto cuando se produce el fallo último de la probeta.

El parche doble circular inicia el daño, nuevamente, en los bordes del adhesivo en zonas localizadas a 45° y -45° de manera simétrica respecto de la dirección de aplicación de la carga (Figura 4.22). El daño se extiende hacia el interior del adhesivo, desde los bordes hacia el agujero. Como se esperaba, un incremento el tamaño del parche, disminuye el área dañada. También, para el parche de diámetro 50 mm, parte del adhesivo permanece intacto tras el fallo último. Cabe destacar, que tanto la Figura 4.21, como la Figura 4.22 muestran el daño en la capa de adhesivo superior, siendo la evolución de la capa inferior igual a la mostrada dada la simetría de la reparación.

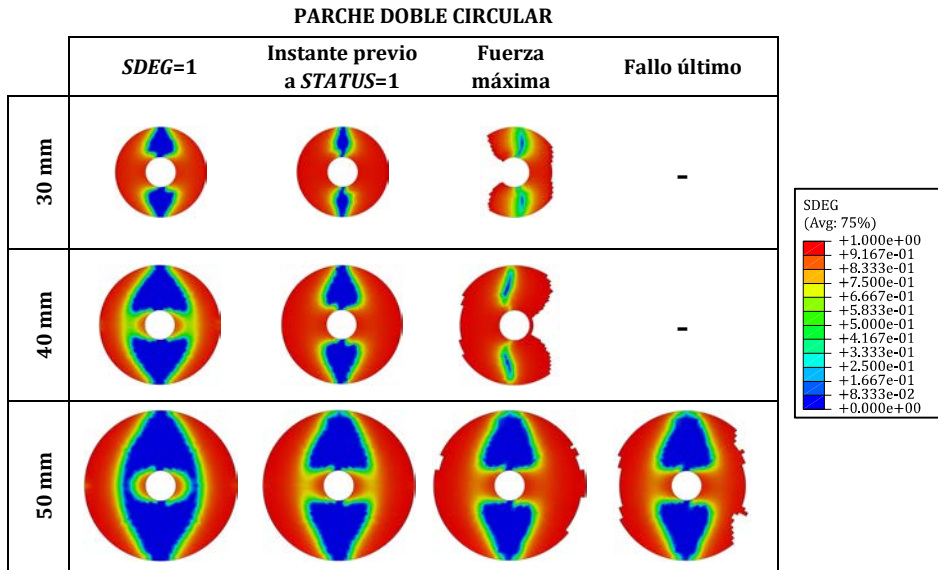


Figura 4.22. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble circular en condiciones estáticas.

La evolución del daño en el adhesivo de las reparaciones del parche simple rectangular es similar a la de parche doble. Comienza en los bordes libres del adhesivo perpendiculares a la dirección de aplicación de la carga en regiones localizadas (Figura 4.23).

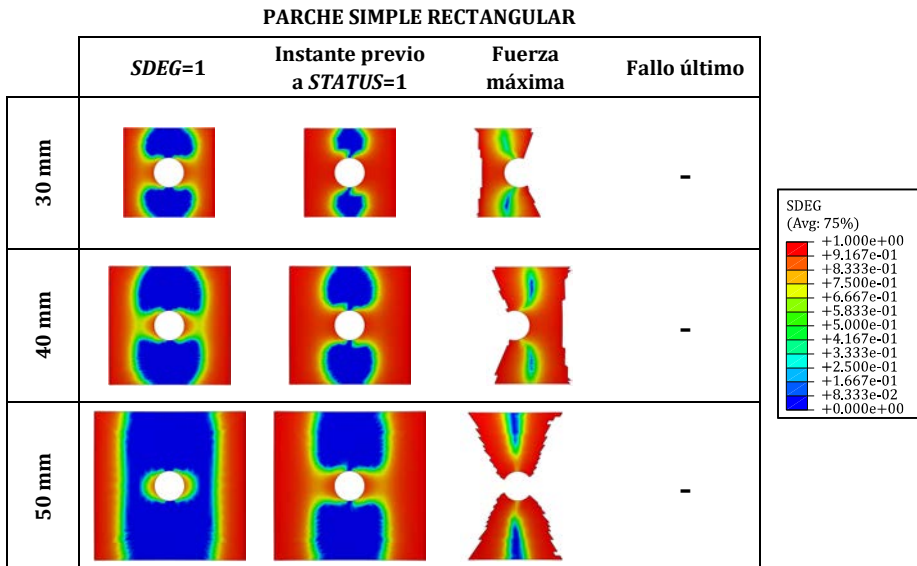
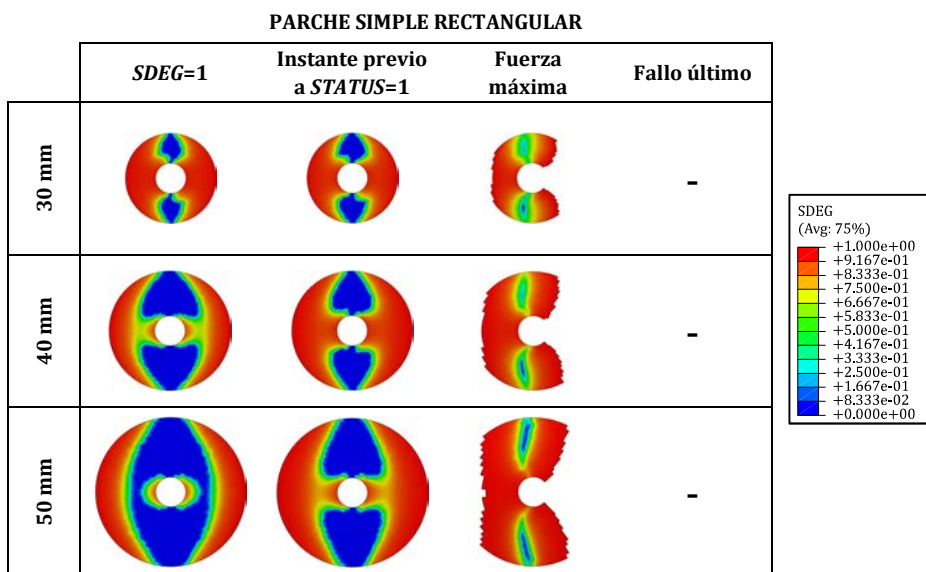


Figura 4.23. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple rectangular en condiciones estáticas.

Sin embargo, y como se observa en la, el daño se desarrolló más rápidamente respecto a las configuraciones de parche doble, de manera que, al alcanzar el valor de fuerza máxima de la reparación, la superficie de adhesivo degradada alcanza el agujero. Esto provoca que el fallo último de la probeta sea consecuencia del fallo del adhesivo para cualquiera de los tamaños de parche estudiados. Este efecto se puede extender al comportamiento de las reparaciones con parche simple circular si se comparan con las de parche simple rectangular (Figura 4.24).

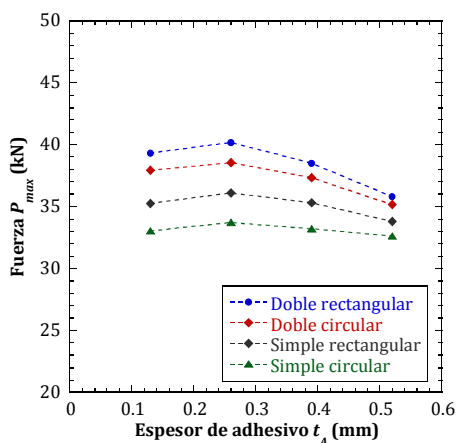


**Figura 4.24. Desarrollo del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple circular en condiciones estáticas.**

Por último, se analizó la variación de la rigidez de la reparación a nivel global. El aumento del tamaño de parche supone un incremento de la rigidez de la reparación, siendo mayor la rigidez de las configuraciones de parche doble. Así, las reparaciones de parche doble de 30 mm incrementan su rigidez en torno a un 4% respecto de la rigidez del laminado intacto, la de 40 mm un 9% aproximadamente y la de 50 mm sobre un 12 %. Las reparaciones de parche simple presentan variaciones menores a las anteriores cercanas a un 3%, 6% y 8% respectivamente. En cualquiera de los casos, el valor de la rigidez en el caso de la geometría de parche rectangular es ligeramente superior respecto de la geometría circular, aunque dicha diferencia no se ha considerado significativa. Cabe destacar que, las tendencias de estos resultados se corresponden, además, con las obtenidas en los ensayos experimentales.

### 4.5.3. Espesor de adhesivo

En el capítulo anterior, se han presentado los resultados obtenidos del estudio de la influencia del espesor de adhesivo sobre las propiedades del mismo, observando una elevada dependencia entre ambos. Se ha comprobado el efecto de este parámetro sobre el comportamiento de uniones a solape simple sometidas a un estado de tracción uniaxial. Se ha analizado su influencia sobre el comportamiento de reparaciones adhesivas considerando diferentes configuraciones. Los espesores estudiados son 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm, cuyas propiedades se muestran en la Tabla 3.7 y la Tabla 3.8. En la Figura 4.25 se presenta el valor de la fuerza máxima alcanzada por las diferentes configuraciones para los espesores mencionados, manteniendo constante el tamaño del parche con un valor de 50 mm.

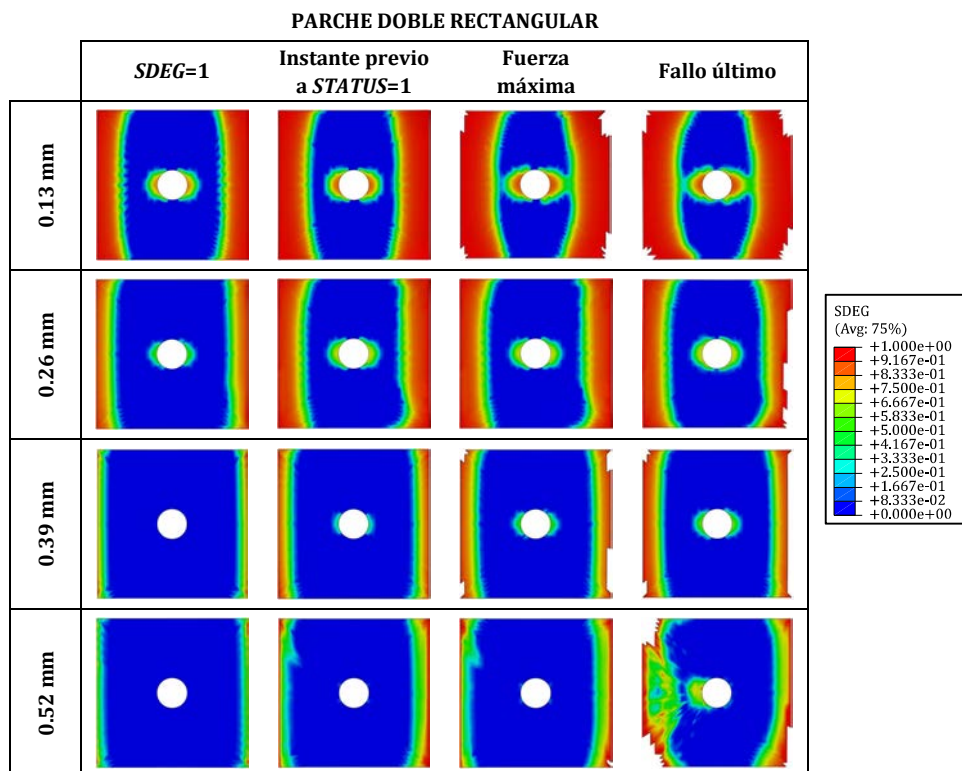


**Figura 4.25. Fuerza máxima en función del espesor de adhesivo para las diferentes configuraciones de reparaciones en condiciones estáticas.**

Se puede observar que existe una tendencia generalizada para las diferentes configuraciones, según la cual, la fuerza de rotura de la reparación incrementa al aumentar el espesor de adhesivo hasta 0.26 mm. A partir de este valor, la fuerza máxima disminuye de manera progresiva. Se comprobó que las reparaciones a solape simple presentaron una menor resistencia respecto de las reparaciones a solape doble para cualquiera de los casos planteados.

Atendiendo a la variación de la rigidez en función del espesor de adhesivo, al aumentar este último la rigidez sufre variaciones muy pequeñas para los diferentes espesores que se pueden considerar despreciables. De esta forma, se puede afirmar que la variable que influye de manera significativa sobre la rigidez de la reparación es el tamaño del parche.

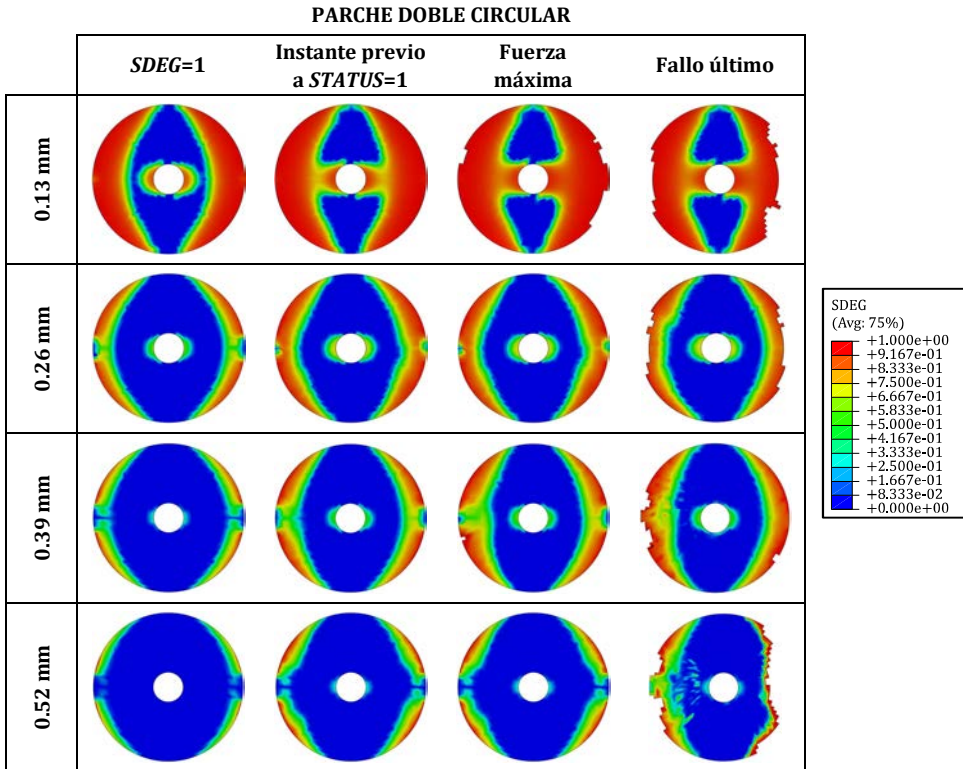
En la Figura 4.26 se presenta la evolución del daño en el adhesivo para las reparaciones de parche doble rectangular. La mayor parte del adhesivo permanece intacto tras el fallo último, el cual se produce en el laminado en una zona alejada de la reparación para los espesores de 0.13 mm, 0.26 mm y 0.39 mm.



**Figura 4.26. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas.**

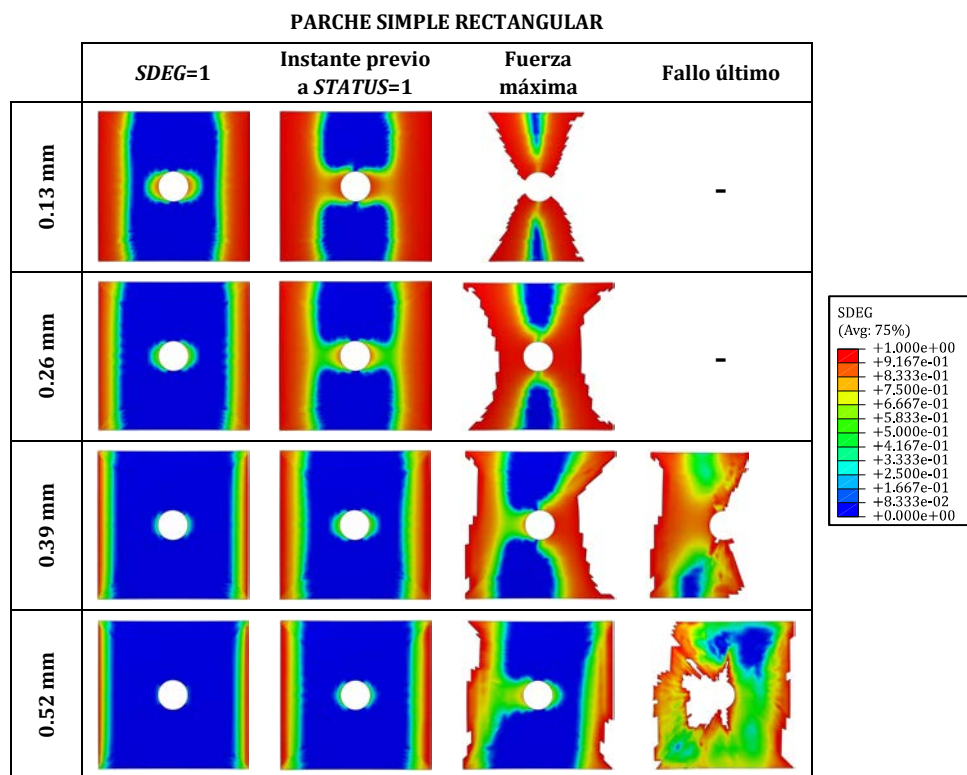
A medida que el espesor del adhesivo es mayor, la superficie dañada es menor al comienzo de la degradación. Sin embargo, y como se puede observar para el espesor de 0.52 mm, antes de producirse el fallo último tiene lugar la degradación del adhesivo a una mayor velocidad, lo que provoca el fallo de la reparación en el laminado a lo largo del área cercana a los bordes de los parches.

La reparación de parche doble circular (Figura 4.27) muestra un comportamiento similar al de la reparación doble rectangular, de manera que las reparaciones de espesores de adhesivo 0.13 mm, 0.26 mm y 0.39 mm fallan en una zona alejada de los parches. Cabe destacar que el daño se desarrolla en zonas más localizadas cuando aumenta el espesor del adhesivo.



**Figura 4.27. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble circular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas.**

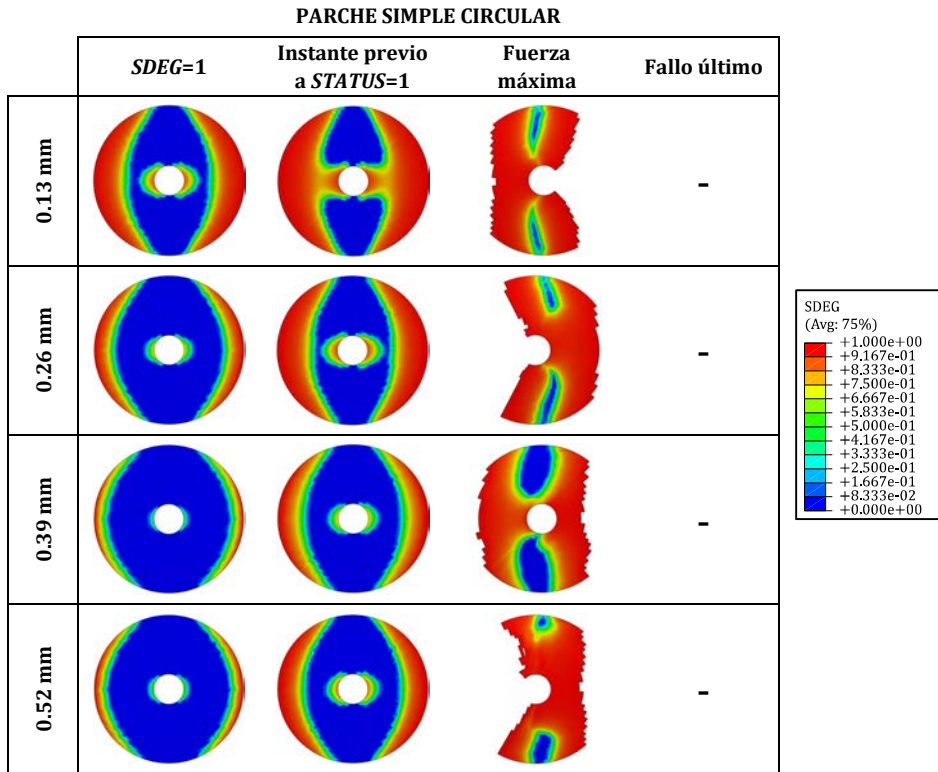
Las reparaciones de parche simple presentan una mayor superficie de adhesivo dañada si se comparan con las configuraciones dobles equivalentes para los diferentes instantes mostrados, y se ha comprobado que la eliminación de elementos comienza antes. Así, en el instante en el que se produce el fallo último de la reparación de parche doble rectangular, el adhesivo ha desaparecido en su mayoría (para los espesores de 0.39 mm y 0.52 mm) o en su totalidad (para los espesores de 0.13 mm y 0.26 mm). Esto da lugar al fallo de la reparación y no del laminado, como se desea.



**Figura 4.28. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple rectangular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas.**

Algo similar ocurre con las reparaciones a solape simple circular. Esta configuración sufre una mayor degradación, de forma que el adhesivo se elimina por completo tras producirse el fallo último de la estructura. Esto implica que el adhesivo no es capaz de soportar los esfuerzos que aparecen como consecuencia de la carga aplicada en ninguno de los casos estudiados (Figura 4.29).





**Figura 4.29. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche simple circular, al variar el espesor de adhesivo, en condiciones estáticas.**

A la vista de los resultados obtenidos, se puede afirmar que, en términos de daño y degradación, a medida que el espesor de adhesivo aumenta, el daño se encuentra localizado en los bordes libres y no a lo largo de la superficie completa del adhesivo. Sin embargo, la evolución del daño que provoca el fallo último aumenta con una mayor rapidez.

Atendiendo a la curva fuerza-desplazamiento, modo de fallo, rigidez y evolución del daño en el adhesivo de las diferentes reparaciones analizadas, a partir de este punto la variación de parámetros restantes se llevará a cabo sobre reparaciones a solape doble. Como ya se ha explicado, se ha observado que las configuraciones de parche doble (tanto geometría rectangular como circular) trabajan de una manera más eficiente respecto de las de parche simple, por lo que es más interesante profundizar en su análisis.

### 4.5.4. Influencia combinada del tamaño del parche y el espesor de adhesivo

Con el objetivo de encontrar la configuración óptima de entre las analizadas, de manera que presente un fallo último en el laminado en una zona alejada de la reparación sin aumentar de manera significativa la rigidez de la estructura, se ha variado de manera simultánea el tamaño del parche y el espesor del adhesivo en las configuraciones a solape doble rectangular y circular (Figura 4.30). La reparación que presentó las características anteriores se empleó como configuración de referencia.

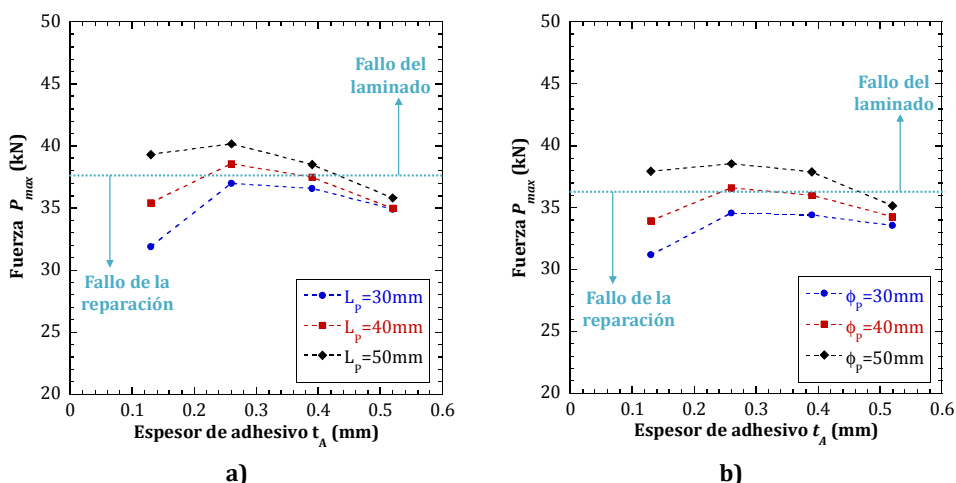


Figura 4.30. Fuerza máxima al variar el tamaño del parche y el espesor de adhesivo en condiciones estáticas para las configuraciones de a) parche rectangular doble y b) parche circular doble.

Se observa que, para los diferentes tamaños de parche estudiados, existe una tendencia similar a la presentada anteriormente. Teniendo en cuenta las configuraciones consideradas, la resistencia máxima se obtiene para un parche rectangular de lado  $L_p = 50$  mm y diámetro de parche circular de  $\phi_p = 50$  mm, así como un espesor de adhesivo  $t_A = 0.26$  mm en ambos casos.

Cabe destacar que se ha observado la existencia de un valor a partir del cual el modo de fallo cambia dependiendo de la geometría de la reparación. En la Figura 4.30, se presenta una línea que delimita de manera aproximada la variación en el modo de fallo para los casos que han sido objeto de estudio, ya que dependiendo del tamaño del parche y el espesor de adhesivo se han apreciado diferencias. Este valor es de 37.9 kN para las reparaciones de parche rectangular y 36.1 kN para las de parche circular.

A la vista de los resultados obtenidos, se ha decidido seleccionar como óptimas las reparaciones cuyo tamaño de parche es de 40 mm y el espesor de adhesivo 0.26 mm (tanto para la geometría rectangular, como para la circular). El fallo último de estas reparaciones aparece en el laminado, en una zona alejada de la reparación, de manera semejante al fallo que se observaba en los laminados intactos. Además, la variación de la rigidez global de la reparación es inferior al 10 %. A partir de este punto, estas configuraciones serán consideradas el caso de referencia y, sobre ellas, se llevarán a cabo el resto de variaciones de parámetros.

#### 4.5.5. Secuencia de apilamiento de parche

Se ha variado la secuencia de apilamiento del parche manteniendo su espesor constante (0.512 mm). Así, se han considerado parches cuyas secuencias de apilamiento son  $[0]_4$ ,  $[90]_4$ ,  $[0/90]_2$ ,  $[90/0]_2$  y  $[\pm 45]_2$  (Figura 4.31). Cualquiera de las secuencias estudiadas, no provoca variaciones superiores al 5% en el valor de la fuerza máxima respecto del caso de referencia  $[-45/0/45/90]$ . Sin embargo, las reparaciones que presentan las variaciones de la fuerza más elevadas llevan asociadas un incremento de la rigidez en comparación con las probetas intactas. Es el caso del parche de secuencia  $[0]_4$  que supone un aumento de dicho valor superior al 12% en el caso del parche doble rectangular y del 10% para el parche doble circular.

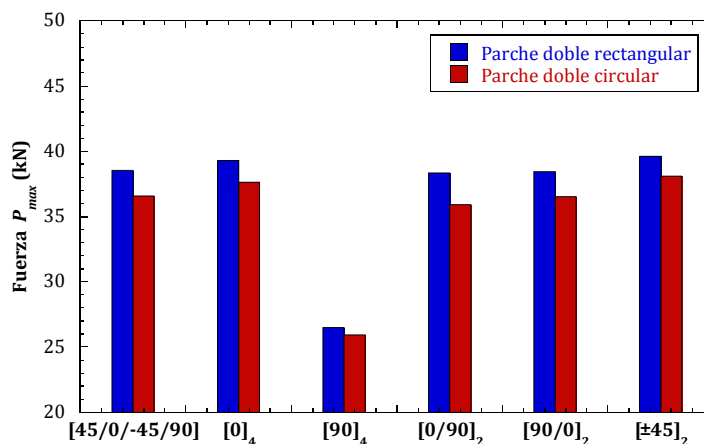


Figura 4.31. Fuerza máxima en función de la secuencia de apilamiento del parche de las reparaciones en condiciones estáticas.

En trabajos previos (Cheng et al., 2011), se ha observado que los parches cuyas secuencias de apilamiento contienen mayor número de láminas orientadas a  $0^\circ$  (dirección en la que se aplica la carga), dan lugar a mayores incrementos de la fuerza máxima en comparación con el resto de

secuencias. Asimismo, si estas láminas están en contacto con el adhesivo la resistencia global de la reparación es mayor respecto del resto de secuencias de apilamiento. Este hecho se ha verificado en el presente trabajo, aunque la variación observada no es significativa. Cabe destacar la resistencia obtenida para el parche de secuencia  $[\pm 45]_2$ , el cual fue el que mejores resultados presentó frente al resto en términos de fuerza máxima. Una de las explicaciones a las que puede deberse este hecho es que su orientación coincide con la de las láminas externas del laminado que repara.

Atendiendo a la evolución del daño en el adhesivo, se observan diferencias en función de la secuencia de apilamiento del parche (Figura 4.32).

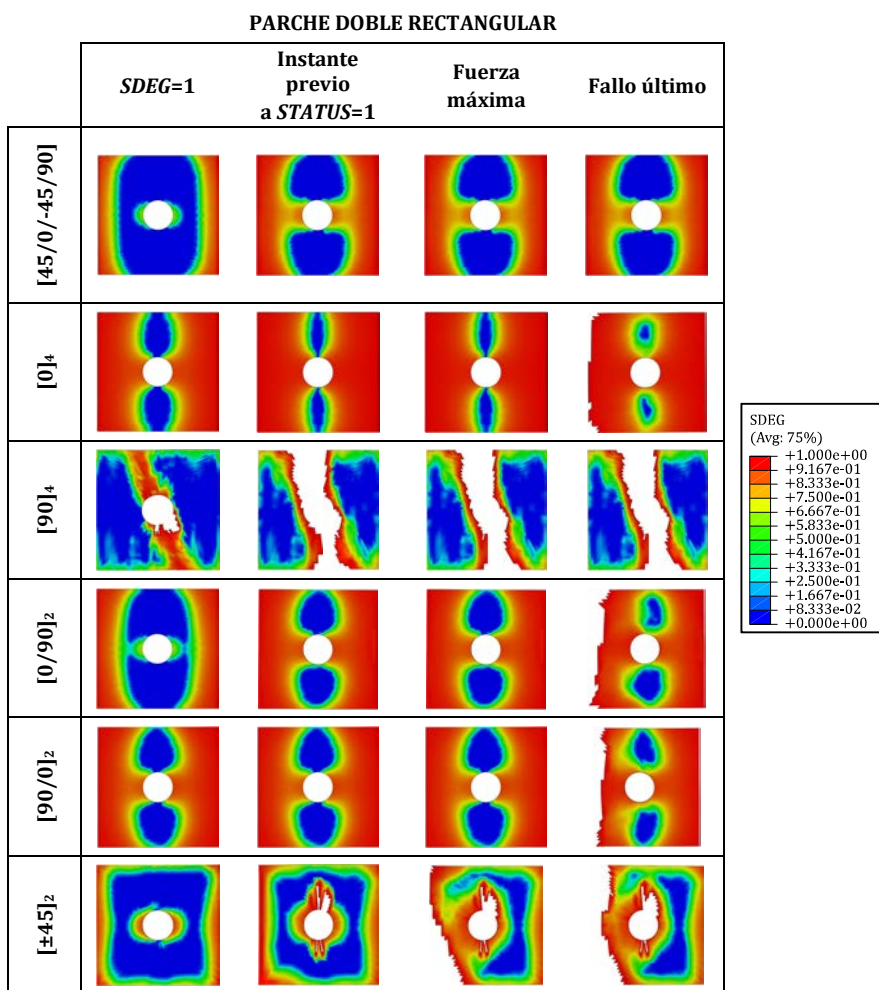


Figura 4.32. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar la secuencia de apilado del parche en condiciones estáticas.

Aquellos parches con láminas a 90° en contacto con el adhesivo presentan el daño localizado en mayor medida en los bordes libres del adhesivo respecto de aquellos con láminas a 0° en contacto con el adhesivo, los cuales muestran una mayor superficie de daño que se extiende hacia el agujero. Además, cabe destacar que los parches de secuencia [90]<sub>4</sub> fueron los únicos que fallaron de todos los estudiados, tal y como se aprecia en la Figura 4.32, debido a su baja resistencia.

El comportamiento del parche rectangular se puede extrapolar al del parche circular considerando las particularidades de la evolución del daño para esta geometría observadas con anterioridad (Figura 4.33).

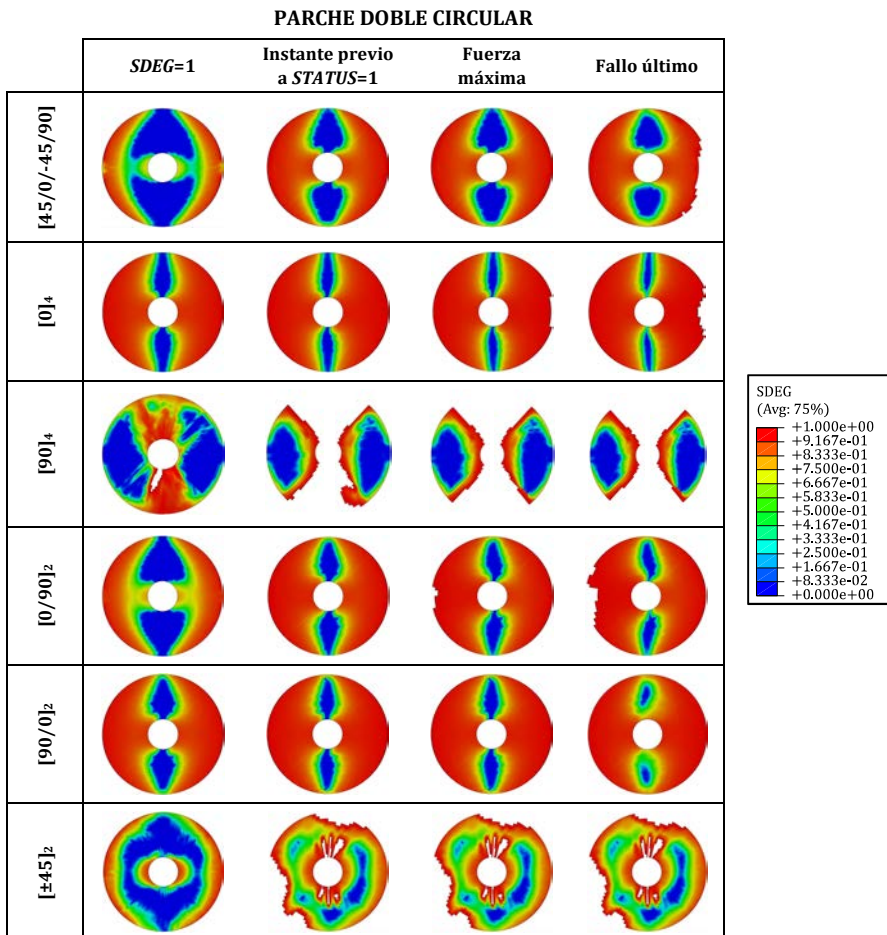


Figura 4.33. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar la secuencia de apilado del parche en condiciones estáticas.

A la vista de los resultados obtenidos, y a pesar de haber observado variaciones en los resultados, la secuencia de apilamiento puede considerarse como un parámetro de influencia secundario en el presente estudio.

### 4.5.6. Geometría del parche

Entre las geometrías analizadas se encuentran los parches rectangulares y circulares variando el largo (considerando el largo, la dimensión paralela a la dirección de aplicación de la carga), y el octogonal. Así, en los casos en los que se ha variado esta dimensión aumentando su valor a 50 mm y 60 mm, se ha mantenido el valor del ancho en 40 mm (Figura 4.34).

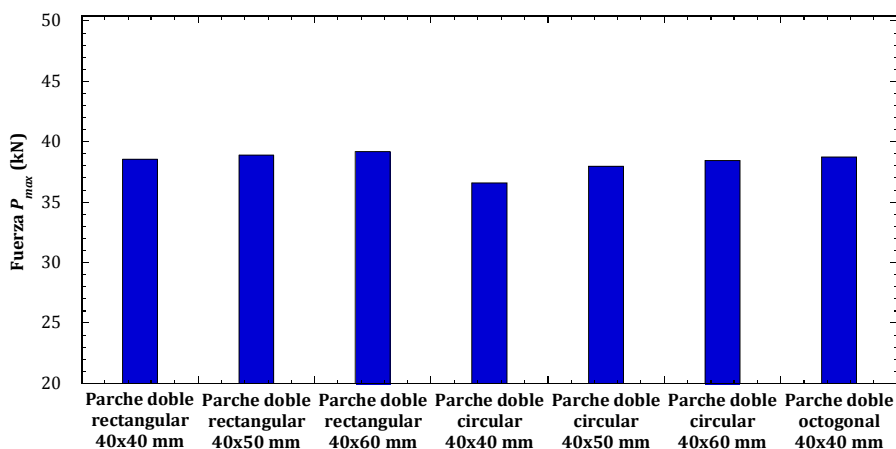


Figura 4.34. Fuerza máxima al variar la geometría del parche de las reparaciones en condiciones estáticas.

Al aumentar el largo del parche, se produce un incremento de la fuerza de rotura de la reparación. Este incremento, en el caso del parche rectangular, se suaviza a medida que se aumenta esta dimensión hasta 60 mm. Esto hace pensar en la existencia de una asíntota, de manera que a partir de un valor determinado los resultados no muestran una mejoría significativa de la resistencia de la reparación. Este efecto, directamente relacionado con la longitud de solape, ha sido observado por otros autores como Liu y Wang, (2007) y Rasane et al. (2017). Dada la menor cantidad de material del parche circular respecto del anterior, este efecto no resulta tan visible para el rango de valores estudiados, ya que los valores de fuerza máxima alcanzados no son tan elevados. El parche octogonal, por su parte, resulta eficiente frente al rectangular, ya que con una menor cantidad de material los resultados mejoran, sin comprometer la rigidez global,

cuya variación se puede considerar despreciable. En cuanto a la variación de la rigidez para el resto de geometrías, tal como se esperaba, se produce un aumento de la misma al aumentar el tamaño del parche. Se ha comprobado este efecto, resultando en incrementos cercanos al 15% para los parches que presentan mayores dimensiones (60 mm).

A continuación, se presenta la evolución del daño en el adhesivo para las geometrías de parche consideradas (Figura 4.35). A medida que el parche tiene mayor tamaño, la superficie dañada aumenta ligeramente, aunque sigue estando localizada en los bordes del adhesivo.

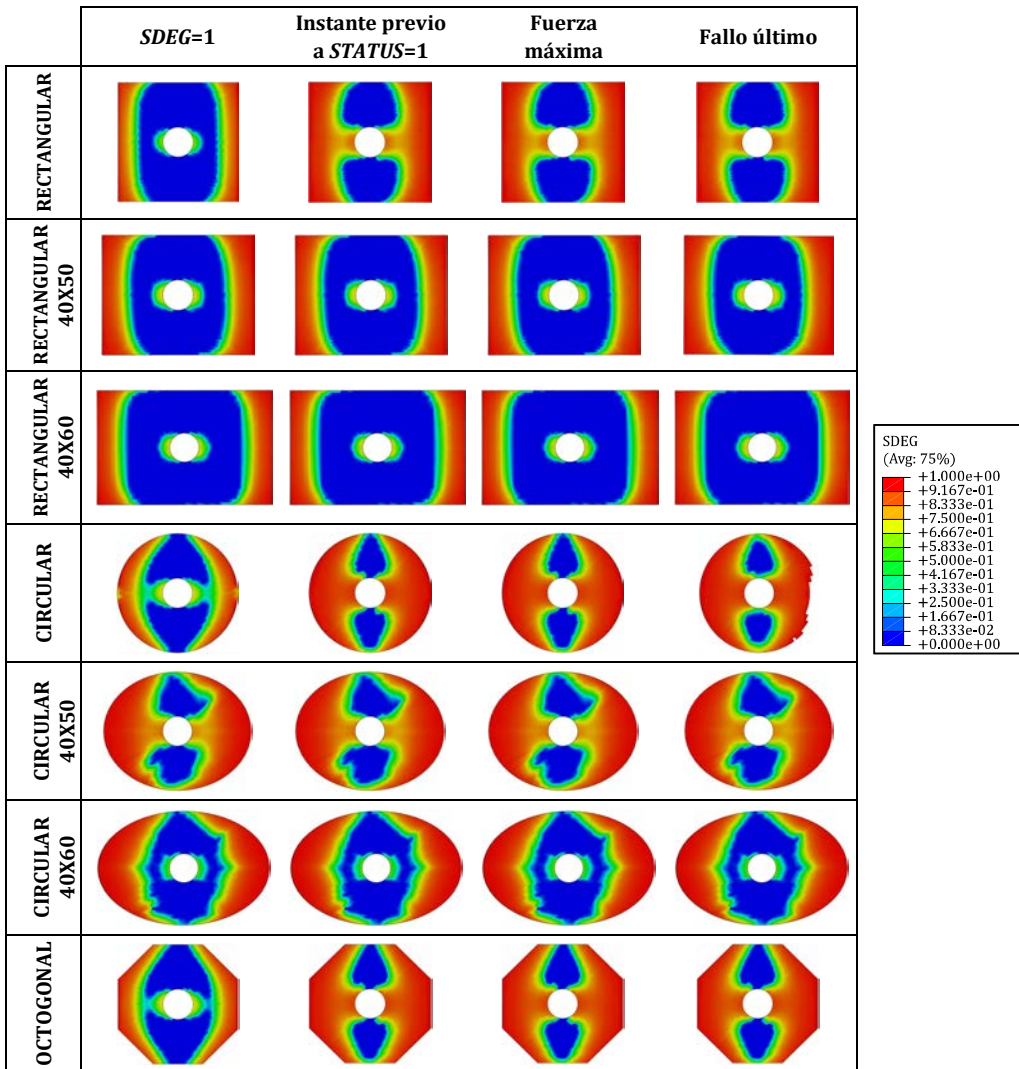


Figura 4.35. Evolución del daño en el adhesivo al variar la geometría del parche en condiciones estáticas.

## Capítulo 5

### Análisis de reparaciones a tracción dinámica

#### 5.1. Introducción

Durante su vida en servicio, una aeronave debe ser capaz de soportar las solicitaciones a las que está sometida y para las cuales ha sido diseñada. Sin embargo, los componentes que conforman la estructura pueden resultar dañados debido, entre otros, a impactos a baja velocidad como puede ser la caída de herramientas durante las tareas de mantenimiento. La reparación de dichos componentes debe asegurar la capacidad resistente de los mismos frente a los diferentes estados de carga en régimen estático y dinámico.

Las condiciones de ensayo se pueden considerar dinámicas cuando la velocidad de deformación es superior a  $1 \text{ s}^{-1}$ , ya que el efecto de la fuerza de inercia pasa a ser relevante. Asimismo, dentro de los ensayos dinámicos es posible diferenciar un rango de velocidades intermedias, entre  $1 \text{ s}^{-1}$  y  $100 \text{ s}^{-1}$ , y un rango de altas velocidades por encima de  $100 \text{ s}^{-1}$ .

En capítulos anteriores, se ha estudiado la respuesta de reparaciones adhesivas bajo un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas. Con el objetivo de extender este análisis y profundizar en el comportamiento de este tipo de reparaciones al variar la velocidad de aplicación de la carga, se va a estudiar su respuesta bajo un estado de tracción uniaxial en condiciones dinámicas considerando un rango de velocidades intermedio.



Como se ha explicado, resulta complicado llevar a cabo un estudio meramente experimental debido a los elevados costes, económicos y temporales, que conlleva. Por ello, se ha empleado el modelo numérico desarrollado para analizar la respuesta de las reparaciones en condiciones dinámicas. Para validar el modelo, se han comparado cuantitativa y cualitativamente los resultados numéricos con los obtenidos de los ensayos experimentales llevados a cabo sobre probetas intactas, con agujero y reparadas con parche doble rectangular.

Asimismo, se ha llevado a cabo un estudio paramétrico, similar al desarrollado en condiciones estáticas. Se ha analizado numéricamente la influencia de variables como el tamaño del parche, espesor del adhesivo, secuencia de apilamiento del parche y topología del parche, sobre el comportamiento global de la estructura. Además, se estudió la influencia de la variación de la velocidad de la carga sobre los resultados obtenidos.

## 5.2. Material empleado

El estudio de reparaciones sometidas a tracción dinámica fue llevado a cabo sobre probetas fabricadas con el material IM7/MTM-45-1, empleado a lo largo de la presente Tesis Doctoral. Al igual que las reparaciones ensayadas en condiciones estáticas, la secuencia de apilamiento de los diferentes laminados es [45/0/-45/90]<sub>s</sub> con un mismo espesor total del laminado de 1.024 mm. Para unir los parches al laminado se ha empleado el adhesivo estructural MTA-240 estudiado, el cual tiene un espesor de 0.13 mm. Las propiedades de ambos materiales, tanto del laminado como del adhesivo, son las mostradas en la Tabla 4.1 y la Tabla 3.5, respectivamente, y han sido obtenidas en condiciones estáticas.

En lo que al adhesivo se refiere, estudios previos han comparado el comportamiento de diferentes adhesivos considerando diversos rangos de velocidades de deformación analizando su influencia sobre sus propiedades (Kinloch y Shaw, 1981; Harris y Adams, 1985; Carlberger et al., 2009; Blackman et al., 2009; Karac et al., 2011; Blackman et al., 2012; Araújo et al., 2017). Carlberger et al. (2009) llevaron a cabo un estudio sobre un adhesivo estructural de naturaleza epoxi, observando un ligero incremento de la energía de fractura en modo I al aumentar el valor de la velocidad de deformación y el efecto contrario en modo II. Uno de los motivos que puede justificar estos resultados, según los autores, es la influencia de la velocidad de deformación sobre la deformación plástica, cuyo efecto es mayor en modo II que en modo I. Concluyeron que es

posible emplear los métodos de obtención de la energía de fractura en condiciones estáticas para velocidades de deformación moderadas de hasta  $40 \text{ s}^{-1}$ .

Blackman et al. (2009) estudiaron la influencia de la velocidad de aplicación de la carga sobre probetas de laminados unidireccionales de fibra de carbono unidas mediante un adhesivo epoxi en modo I. Determinaron que al aumentar este parámetro desde  $0.01 \text{ mm/s}$  hasta  $15 \text{ m/s}$  se produce una disminución de la energía de fractura crítica,  $G_{Ic}$ , en torno al 40%. Observaron que la velocidad de deformación no sólo influyó sobre la energía de fractura, sino que también afectaba al modo de propagación de grieta, el cual se podía volver inestable en función de la velocidad de deformación. Karac et al. (2011) obtuvieron resultados similares al estudiar uniones de adhesivo epoxi considerando adherentes de aluminio. Sin embargo, los resultados presentaron una elevada dispersión que aumenta a medida que incrementa la velocidad de deformación, hecho que atribuyen a la incertidumbre propia del ensayo.

En estudios posteriores Blackman et al. (2012) analizaron diversos adherentes unidos mediante dos adhesivos diferentes de naturaleza epoxi para el rango de velocidades desde  $0.01 \text{ mm/s}$  hasta  $15 \text{ m/s}$ , en modo I y modo II. Los ensayos llevados a cabo demostraron que la energía de fractura en modo I es sensible a las variaciones de la velocidad de deformación, de manera que disminuye a medida que la velocidad aumenta, mientras que en modo II se muestra independiente de este parámetro.

Recientemente, Araújo et al. (2017) estudiaron la respuesta de uniones adhesivas de acero en condiciones estáticas y dinámicas. Las propiedades del adhesivo implementadas en el modelo numérico que desarrollaron para reproducir su respuesta a tracción fueron obtenidas en modo I y modo II en condiciones estáticas. Para el resto de velocidades de deformación consideradas, únicamente se llevaron a cabo ensayos en modo I. Los resultados que obtuvieron ponen de manifiesto un incremento de la energía de fractura al aumentar la velocidad de deformación. En modo II, la deformación plástica de los adherentes debido a su elevada resistencia imposibilitó la realización de los ensayos para la obtención de la energía de fractura en condiciones dinámicas. Así, extendieron la relación obtenida en condiciones estáticas según la cual la  $G_{IIc}/G_{Ic} = 6 \sim 10$ . De esa forma, supusieron la energía de fractura  $G_{IIc}$  aumentaba de la misma forma que en modo I.

A la vista de los resultados disponibles en la literatura, resulta evidente la carencia de información relativa a las propiedades a fractura de un adhesivo en condiciones dinámicas, así como la falta de consenso al existir diferentes tendencias dependiendo del material estudiado. Además, el propio proceso de obtención de las propiedades a fractura en condiciones dinámicas resulta complicado, desde las limitaciones que presentan las máquinas de ensayos de alta

velocidad, hasta el correcto registro de las variables resultantes del ensayo, lo cual reduce la fiabilidad de los resultados obtenidos. De este modo, resulta complicado extender las conclusiones extraídas de los diferentes estudios disponibles en la literatura para definir la respuesta de cualquier adhesivo de manera genérica. En el presente trabajo, se han empleado las propiedades obtenidas en condiciones estáticas para definir el comportamiento del adhesivo en condiciones dinámicas.

En cuanto a las propiedades del material compuesto, existen diversos análisis (Harding y Welsh, 1983; Gómez-del Río et al., 2005; Taniguchi et al., 2007), algunos de ellos recientes (Zhang et al., 2016; Kwon et al., 2017), en los que se estudia el comportamiento experimental de laminados unidireccionales sometidos a tracción uniaxial variando la velocidad de deformación, para los cuales se han considerado diferentes secuencias de apilamiento,  $[0^\circ]$ ,  $[90^\circ]$  y  $[45^\circ]$ .

En ellos se observa un claro consenso según el cual el módulo de elasticidad y la resistencia a tracción de los laminados con fibras orientadas a  $[0^\circ]$  estudiados no se ven afectados por la velocidad de deformación (Harding y Welsh, 1983; Taniguchi et al., 2007; Taniguchi et al., 2008; Kwon et al., 2017). Esto es debido a que las fibras, las cuales tienen un efecto predominante sobre la resistencia y el mecanismo de fallo frente a la matriz en ese tipo de laminados, no presentan dependencia con la velocidad de deformación. El inicio del daño se produce por la separación de la interfaz entre las fibras y la matriz a lo largo de la dirección longitudinal. El fallo último tiene lugar de manera repentina cuando la carga alcanza el valor máximo de fuerza soportado por las fibras, de manera que la grieta se propaga a lo largo de la dirección perpendicular a la de la aplicación de la carga.

En los laminados orientados a  $[90^\circ]$  y  $[45^\circ]$  se observa, por el contrario, una elevada dependencia respecto de la velocidad de deformación (Taniguchi et al., 2007; Taniguchi et al., 2008; Kwon et al., 2017). En los laminados a  $[90^\circ]$  se produce la separación de la interfaz de fibras y matriz a lo largo de la dirección transversal debido a que el fallo se ve controlado por la matriz, cuyo comportamiento es sensible a la velocidad de deformación. En este caso, tanto la resistencia del laminado como su módulo de elasticidad aumentan con el incremento de la velocidad de deformación. Para los laminados orientados a  $[45^\circ]$  la separación de fibras y matriz se produce en la dirección diagonal respecto de la dirección de aplicación de la carga. Las fibras rotan durante el ensayo e interaccionan con la matriz. Nuevamente, la resistencia y el módulo de elasticidad aumentan de manera similar a los laminados a  $[90^\circ]$ .

El fallo último en laminados cuasisótropos tiene lugar como consecuencia de una combinación de diferentes modos de fallo a lo largo de las láminas orientadas a  $90^\circ$ ,  $45^\circ$  y  $0^\circ$ ,

observando que estas últimas ejercen una gran influencia frente al resto sobre el comportamiento de este tipo de laminados. Por este motivo, y dado que el rango de velocidades de deformación que es objeto de estudio en la presente tesis es intermedio, es decir inferiores a  $100 \text{ s}^{-1}$  (Xiao, 2008; Kwon et al., 2017), se han considerado las mismas propiedades de la lámina de fibra de carbono empleada en condiciones estáticas y dinámicas.

### 5.3. Estudio experimental de reparaciones a tracción dinámica

Los ensayos de tracción dinámica se llevaron a cabo en una máquina de ensayos servohidráulica de alta velocidad Instron VHS de 100 kN de capacidad máxima, la cual puede trabajar en un rango de velocidades de desplazamiento entre 1 m/s y 20 m/s (Figura 5.1).



**Figura 5.1. Máquina Instron VHS de alta velocidad.**

Las dimensiones de las probetas están limitadas por la configuración de la máquina, siendo el ancho de probeta máximo admisible de 30 mm, y la longitud lo suficientemente larga como para que la máquina de ensayos acelere hasta alcanzar la velocidad requerida. Por ello, se ha optado

por considerar unas dimensiones que se adapten a la VHS, tal y como se sugiere en la literatura (Taniguchi et al., 2007; Kwon et al., 2017). Así, la longitud total de las probetas  $L$  fue de 500 mm y el ancho  $b$  igual a 28 mm, para facilitar el desplazamiento del actuador y evitar contactos durante el desarrollo del ensayo. En la Tabla 5.1, se muestra un resumen de las configuraciones ensayadas con sus respectivas dimensiones.

**Tabla 5.1. Geometría de las probetas sometidas a tracción dinámica.**

**PROBETAS INTACTAS**



- Laminado 500x28 mm  
 • [45/0/-45/90]<sub>s</sub>

**PROBETAS CON AGUJERO**



- Laminado 500x28 mm  
 • [45/0/-45/90]<sub>s</sub>  
 • Agujero  $\varnothing_H$  8 mm

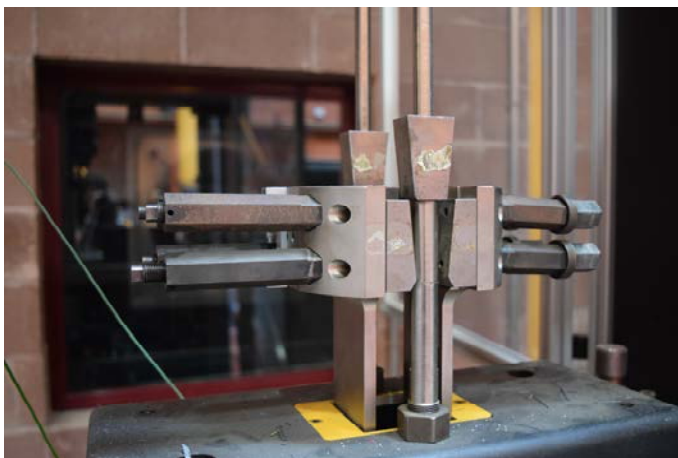
**REPARACIONES DE PARCHES RECTANGULAR DOBLE**



- Laminado 500x28 mm  
 • [45/0/-45/90]<sub>s</sub>  
 • Agujero  $\varnothing_H$  8 mm  
  
 Parche rectangular 28x28 mm  
 • Parche superior [45/0/-45/90]  
 • Parche inferior [90/-45/0/45]

Se han ensayado tres grupos de probetas: intactas, con agujero y reparadas. El agujero tiene un diámetro  $\varnothing_H$  de 8 mm, y se encuentra centrado respecto del ancho de la misma y la longitud libre del laminado de material compuesto. En cuanto a las reparaciones, debido a las limitaciones geométricas de la máquina de ensayos mencionadas anteriormente y para respetar la relación de longitud de solape 1:20 recomendada por el fabricante, se han ensayado únicamente reparaciones a solape doble, concretamente de parche rectangular. Estos parches tienen unas dimensiones de 28x28 mm y están colocados de manera simétrica respecto del laminado, de tal forma que la secuencia de apilamiento del parche superior es [45/0/-45/90] y la del parche inferior [90/-45/0/45]. Al igual que ocurría en el caso de las reparaciones bajo condiciones estáticas, la suma del espesor de ambos parches coincide con el espesor del laminado.

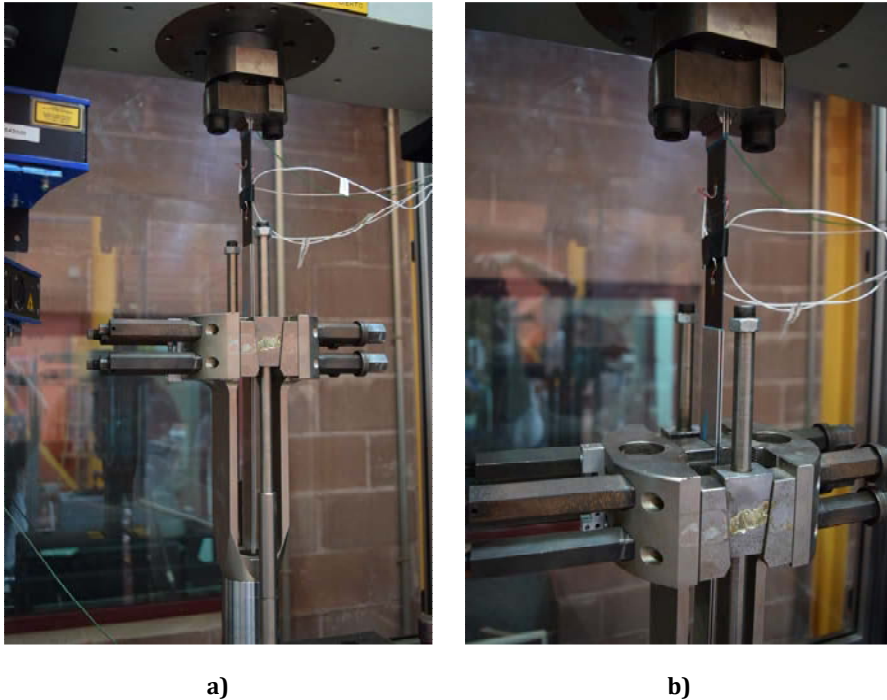
La máquina de ensayos Instron VHS empleada se caracteriza por disponer de un sistema de apriete de mordazas de alta velocidad (*Fast Jaw System*) que permite aplicar una velocidad constante sobre la probeta al liberar la energía necesaria para mover el actuador. El dispositivo consiste en un par de mordazas que permanecen fijas en la parte superior, y otro par de mordazas en el dispositivo móvil que se encuentra en la parte inferior. Las superficies de apriete de las mordazas móviles se mantienen separadas por medio de dos cuñas y cuatro pernos de apriete (Figura 5.2). En los instantes iniciales, el actuador acelera de manera progresiva desplazándose libremente sin tocar la probeta. Una vez se ha alcanzado la velocidad requerida, el sistema de expulsión golpea las cuñas dejando las mordazas libres para sujetar la probeta mediante la liberación de la energía acumulada en los cuatro pernos de apriete. En la literatura, es posible encontrar trabajos que detallan el funcionamiento de este tipo de máquinas de ensayo (Fitoussi et al., 2005; Xiao, 2008; Battams, 2014; Zhang et al., 2016).



**Figura 5.2. Detalle de los elementos móviles de la máquina de ensayos Instron VHS.**

La presión ejercida por la mordaza móvil, que se desplaza sobre la probeta, puede dañar la superficie del laminado provocando daños importantes sobre la misma que den lugar al fallo último. Por ello, y para impedir que la probeta resbale durante el ensayo (ya que la fibra de carbono es un material abrasivo con una elevada dureza), se han colocado talones de aluminio sobre cada uno de los extremos de las probetas cuyo ancho coincide con el de la probeta (28 mm). Los talones correspondientes a la mordaza fija tienen una longitud de 55 mm, mientras que los talones sobre los que se desplaza la mordaza móvil miden 320 mm y están colocados desde el extremo opuesto. De esta forma, la longitud libre de la probeta resultante es 125 mm.

Se colocaron bandas extensométricas en cada una de las superficies de la probeta para obtener su deformación de forma precisa, ya que la recogida por la máquina de alta velocidad puede diferir de esta última debido a las vibraciones de los diferentes dispositivos durante el ensayo, y comprobar que la deformación es igual en todos los puntos de la probeta. Para ello, se emplearon cuatro bandas centradas respecto del ancho la probeta colocadas a 58 mm de los talones, tal y como se observa en la Figura 5.3.



**Figura 5.3. Detalle de a) la disposición de la probeta y b) la colocación de las bandas extensométricas para los ensayos de tracción dinámica.**

Los ensayos se han realizado considerando dos velocidades diferentes,  $v=5$  m/s y  $v=15$  m/s dentro del rango permitido por la máquina de ensayos, con el objetivo de analizar su influencia sobre el comportamiento de los laminados intactos, con agujero y las reparaciones adhesivas. La velocidad de deformación  $\dot{\epsilon}$  correspondiente a cada una de las velocidades anteriores a las cuales han sido realizados los ensayos, se puede calcular como se muestra en la ecuación (5.1)

$$\dot{\epsilon} = \frac{d\epsilon}{dt} = \frac{d}{dt} \left( \frac{L - L_0}{L_0} \right) = \frac{1}{L_0} \frac{dL}{dt} = \frac{v}{L_0} \quad (5.1)$$

donde  $t$  es el tiempo,  $L$  la longitud de la probeta tras la realización del ensayo y  $L_0$  la longitud inicial de la probeta. Considerando la velocidad de ensayo de 5 m/s y 15 m/s, y la longitud libre entre mordazas de la probeta  $L_0$  resultante del ensayo en cada caso (327 mm y 372 mm), las velocidades de deformación  $\dot{\epsilon}$  son de 15.29 s<sup>-1</sup> y 40.32 s<sup>-1</sup> respectivamente.

### 5.3.1. Comprobación de la condición de equilibrio dinámico

Debido al rango de velocidades al que se han llevado a cabo los ensayos, existen ciertos aspectos relevantes a tener en cuenta para asegurar que existe equilibrio dinámico y evitar que el sistema entre en resonancia, dando lugar a la aparición de elevadas amplitudes en los pulsos de tensión y deformaciones no homogéneas a lo largo de la probeta (Xiao, 2008). En primer lugar, es necesario comprobar que un determinado número de ondas elásticas se propagan a lo largo de la probeta durante el ensayo antes de que se produzca el fallo último de la misma (Zhang et al., 2016). De esa forma, se asegura que el intervalo de tiempo a lo largo del cual se aplica una carga externa sobre un sólido es de diferente orden de magnitud respecto de del tiempo característico de propagación de una onda elástica en dicho sólido (Archenbach, 1973). La ecuación (5.2) permite determinar el tiempo  $t_w$  que una onda de tensión tarda en viajar a lo largo de la probeta completa

$$t_w = \frac{2L_{libre}}{c} \quad (5.2)$$

donde  $L_{libre}$  es la longitud libre entre mordazas de la probeta y  $c$  es la velocidad de una onda de tensión longitudinal elástica unidimensional (Archenbach 1973), que se calcula como sigue

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (5.3)$$

siendo  $\rho$  la densidad del material.

La aplicabilidad de esta expresión se basa en la hipótesis de que a altas velocidades de deformación el material presenta un comportamiento elástico lineal para pequeñas deformaciones (Xiao, 2008; Hooper et al., 2012). Estudios previos, han demostrado que para alcanzar el equilibrio dinámico se requieren al menos tres reverberaciones de la onda de tensión a lo largo de la probeta en un ensayo realizado en Barra Hopkinson (Sharpe y Sharpe, 2008; Zhang et al., 2012). Xiao (2008) ha verificado que este mismo criterio puede ser extrapolado a ensayos llevados a cabo sobre ensayos de tracción dinámica directa. De esta forma, y aunque no existe un



número exacto de reverberaciones definido para ensayos de tracción uniaxial en condiciones dinámicas, en el presente trabajo se va considerar el criterio anterior.

Para comprobarlo, se ha calculado el tiempo necesario para que la onda longitudinal viaje a lo largo las probetas ensayadas. La velocidad máxima de propagación de la onda longitudinal tendría lugar en un laminado unidireccional con fibras orientadas a  $0^\circ$ , dado que el módulo de elasticidad en dicha dirección es el mayor y tiene un valor igual a  $E_1 = 173$  GPa. La mínima velocidad, por el contrario, aparecería para un laminado unidireccional con fibras orientadas a  $90^\circ$ , debido al menor módulo de elasticidad en dicha dirección de valor igual a  $E_2 = 7.36$  GPa. Sustituyendo en la ecuación (5.3) para ambos valores del módulo de elasticidad y teniendo en cuenta una densidad del material  $\rho = 1670$  kg/m<sup>3</sup> (Tabla 3.5), las velocidades resultantes tienen un valor igual a  $c^{0^\circ}_{max} = 10178$  m/s y  $c^{90^\circ}_{min} = 4407$  m/s.

El laminado estudiado es cuasisótropo, por lo que la velocidad será un valor intermedio entre los obtenidos anteriormente, ya que el módulo de elasticidad aparente del mismo en dirección longitudinal tiene un valor comprendido entre  $E_1$  y  $E_2$ , el cual se ha cuantificado a través de Teoría del laminado en 70.47 GPa, de manera que la velocidad de la onda correspondiente tiene un valor  $c = 6495$  m/s. Sabiendo que la longitud libre entre mordazas derivada del ensayo oscila entre 327 mm y 372 mm para las velocidades de 5 m/s y 15 m/s respectivamente, se sustituyen los términos de la ecuación (5.2) obteniendo un valor de  $t^{5\text{ m/s}}_W = 101$   $\mu\text{s}$  y  $t^{15\text{ m/s}}_W = 115$   $\mu\text{s}$  para una única onda. Teniendo en cuenta la hipótesis por la cual son necesarias al menos tres reverberaciones para alcanzar el equilibrio dinámico, el tiempo resultante sería  $t^{5\text{ m/s}}_{Wf} = 303$   $\mu\text{s}$  y  $t^{15\text{ m/s}}_{Wf} = 345$   $\mu\text{s}$ . Así, la duración del ensayo, y, por consiguiente, el tiempo que tarda la probeta en fallar debe ser mayor que el valor máximo obtenido para asegurar el equilibrio dinámico. Se ha comprobado que el tiempo resultante del ensayo asociado al fallo último de la probeta es mayor que el calculado en los diferentes ensayos llevados a cabo.

Otra de las condiciones que es necesario comprobar para asegurar que existe equilibrio dinámico, es que el efecto inercial derivado de la masa de la probeta ensayada sea pequeño en comparación a la fuerza de ensayo. Para ello, se ha cuantificado la fuerza de inercia a partir de la aceleración registrada por el acelerómetro instalado en la máquina de ensayos multiplicada por la masa de la probeta. Los resultados muestran que la influencia de la fuerza de inercia se puede considerar despreciable frente a la fuerza soportada por cualquiera de las probetas en los diferentes casos (Figura 5.4).

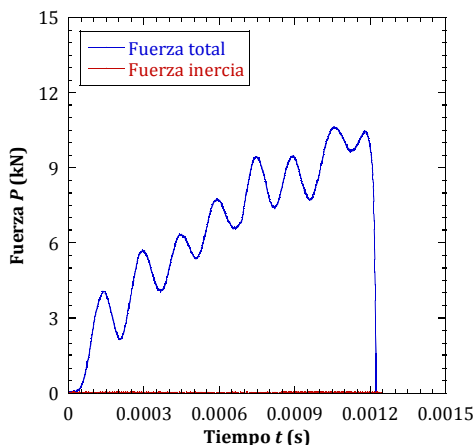


Figura 5.4. Fuerza de inercia de los ensayos en condiciones dinámicas.

Finalmente, se ha analizado la respuesta del dispositivo de ensayo (que incluye las mordazas y la célula de carga), mediante la comprobación del periodo natural del sistema. Si este periodo no es lo suficientemente grande en comparación con el tiempo que la probeta tarda en alcanzar el valor máximo de tensión, la célula de carga podría no estar registrando de correctamente la fuerza aplicada debido a una interacción entre la máquina de ensayos y dicha probeta (Hooper et al., 2012). El periodo natural del sistema puede ser obtenido a partir de las vibraciones resultantes al eliminar la fuerza que actúa sobre la probeta de manera repentina, lo que se puede considerar como las vibraciones del sistema una vez se ha producido el fallo último (Figura 5.5). El periodo natural oscila en torno a los 160  $\mu$ s. Comparando con el tiempo de ensayo, éste resulta en un valor mayor, por lo que se puede afirmar que los datos registrados son correctos.

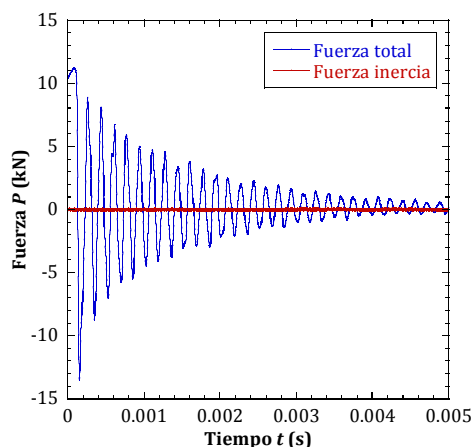


Figura 5.5. Vibración libre de la máquina de ensayos tras la rotura de las probetas en condiciones dinámicas.

### 5.3.2. Resultados experimentales

Se muestran los resultados obtenidos experimentalmente llevados a cabo en condiciones dinámicas. Las variables recogidas por la máquina de ensayos fueron el tiempo de ensayo  $t$  para comprobar la velocidad del ensayo, el desplazamiento del actuador  $\delta$  y la fuerza aplicada sobre la probeta  $P$ . Se han ensayado un mínimo de tres probetas de los diferentes grupos de los que se dispone: laminados intactos, con agujero y reparaciones de parche doble rectangular.

En la Figura 5.6 se presentan las curvas fuerza-desplazamiento resultantes de los ensayos a una velocidad de 5 m/s.

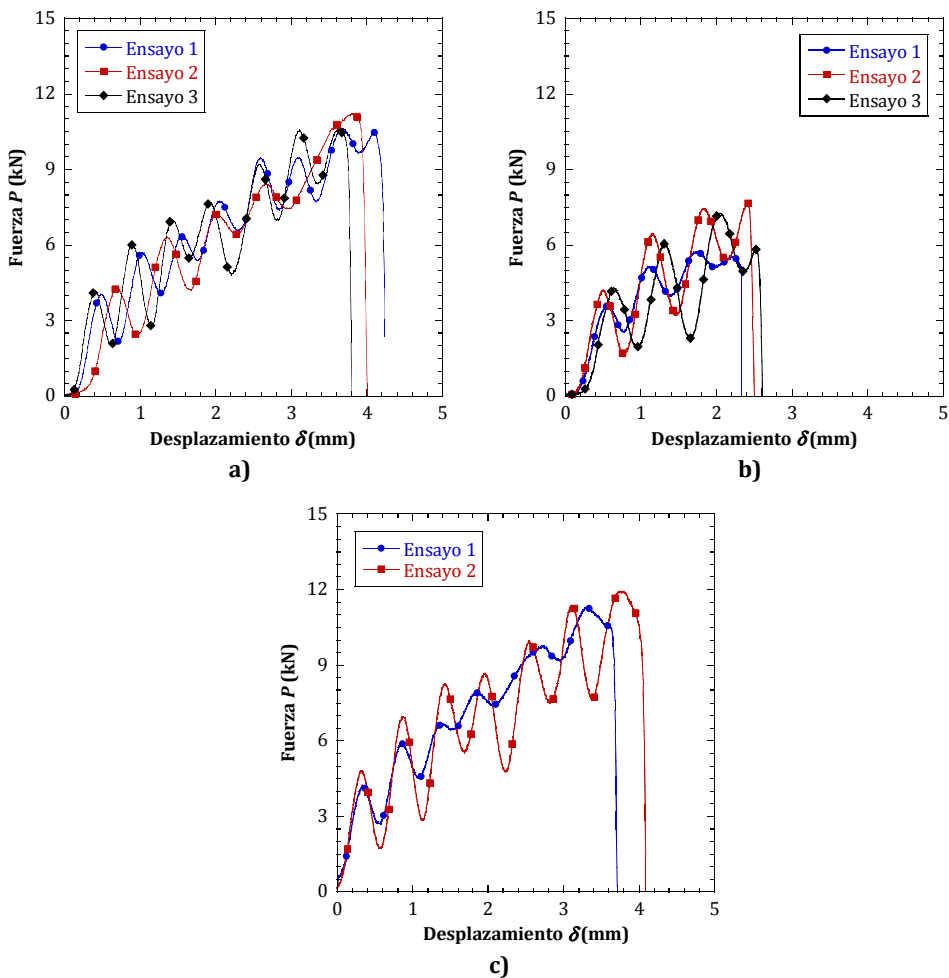


Figura 5.6. Curvas fuerza-desplazamiento experimentales en condiciones dinámicas a 5 m/s para: a) probetas intactas, b) probetas con agujero y c) reparaciones con parche rectangular doble.

En la Figura 5.7 se muestran las curvas fuerza-desplazamiento experimentales para la velocidad de 15 m/s.

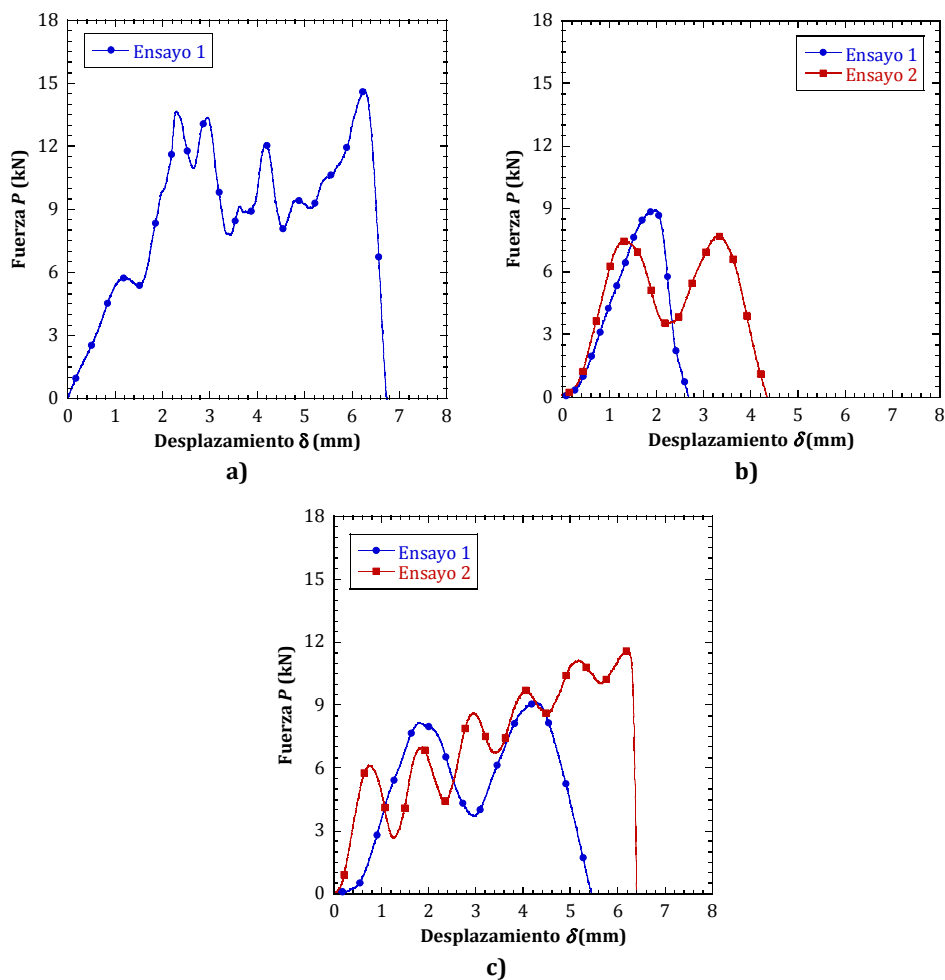


Figura 5.7. Curvas fuerza-desplazamiento experimentales en condiciones dinámicas a 15 m/s para: a) probetas intactas, b) probetas con agujero y c) reparaciones con parche rectangular doble.

El comportamiento de las diferentes configuraciones, para las dos velocidades ensayadas, es similar hasta rotura. La fuerza incrementa hasta que tiene lugar el inicio del daño, el cual provoca una reducción de la rigidez de la probeta. Finalmente, y tras producirse el fallo último, se produce una caída brusca del valor de la fuerza, debido a la rotura de las fibras. Cabe resaltar la presencia de ruido en cualquiera de las curvas presentadas como consecuencia de la vibración de los diferentes elementos móviles de la máquina de ensayos y el sistema de liberación de energía del actuador.

Es importante señalar que, a pesar de haber ensayado un mínimo de 3 probetas de cada grupo, algunos ensayos no resultaron válidos. La máquina de ensayos de alta velocidad presenta ciertas limitaciones entre las que destacan la elevada vibración de los diferentes elementos que la componen, y la dificultad de las mordazas para ejercer la sujeción correcta sobre las probetas. A pesar de haber colocado talones de aluminio en los extremos de las probetas, en algunos ensayos se produjo un mal agarre de las mordazas sobre las mismas, no siendo el ensayo válido. El modo de fallo observado en estos ensayos fue a compresión debido a la inercia del sistema móvil de aplicación de la carga, el cual al llegar al final de su recorrido retrocede.

En la Tabla 5.2 y la Figura 5.8 se presentan los resultados de fuerza máxima promediados obtenidos experimentalmente, así como su variación respecto de la probeta intacta para las diferentes configuraciones ensayadas.

Tabla 5.2. Valores de fuerza máxima de probetas ensayadas a tracción dinámica.

Configuración de la probeta	Velocidad de ensayo (m/s)	Fuerza máxima experimental (kN)	Desviación estándar (kN)	Variación de la fuerza máxima respecto de la probeta intacta (%)
Intacta	5	10.81	0.29	-
Agujero	5	6.60	0.88	-38.96
Reparación	5	11.62	0.32	7.41
Intacta	15	14.66	-	-
Agujero	15	8.31	0.59	-43.31
Reparación	15	10.37	1.22	-29.25

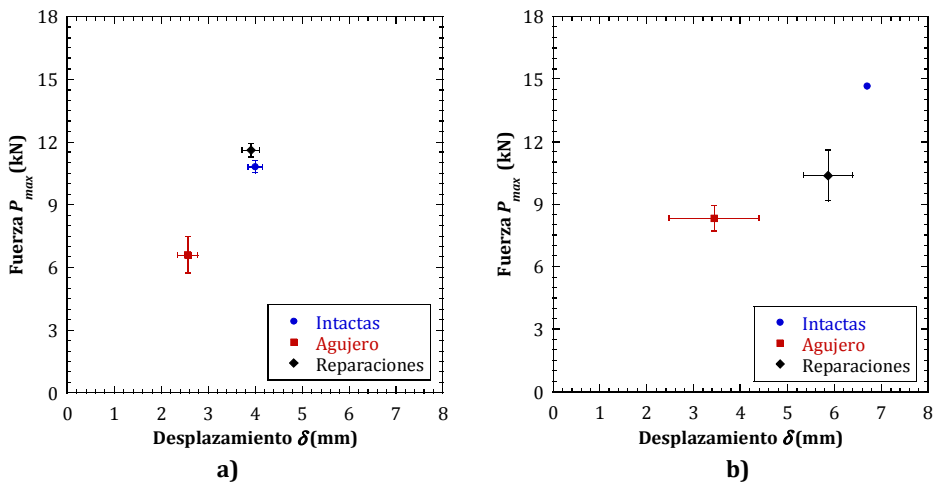


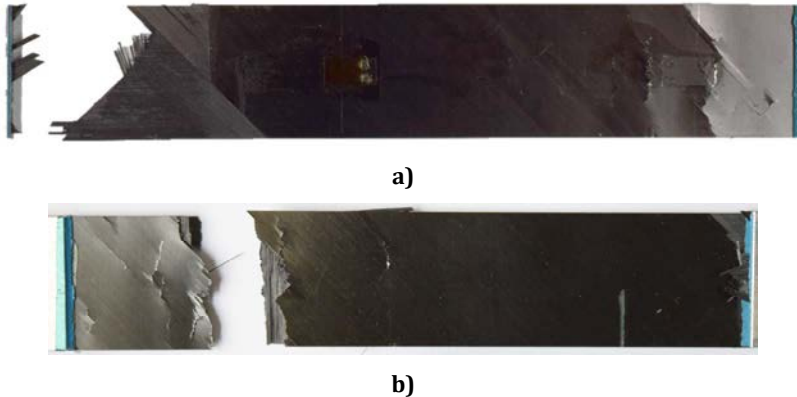
Figura 5.8. Valores de fuerza máxima y desplazamiento de las probetas ensayadas a tracción dinámica: a) 5 m/s y b) 15 m/s.

La fuerza media resultante de los ensayos llevados a cabo sobre laminados intactos a una velocidad de 5 m/s es de 10.81 kN. En las probetas con agujero, debido a la concentración de tensiones provocada por la presencia del mismo, la capacidad resistente del laminado disminuye de manera significativa respecto del valor obtenido para el laminado intacto. La fuerza media obtenida para este grupo de probetas fue de 6.60 kN, lo que supone una disminución de la fuerza del 38.96% respecto de las probetas intactas. La rigidez, por su parte, no se ve influida de manera significativa. Atendiendo a los resultados obtenidos para las reparaciones de parche doble rectangular, la resistencia mecánica aumentó respecto del laminado intacto un 7.41%.

Para las probetas ensayadas a 15 m/s, la fuerza obtenida de los ensayos sobre laminados intactos es de 14.66 kN. Las probetas con agujero presentan una disminución de la fuerza respecto de las anteriores del 43.31%. Las reparaciones de parche doble rectangular disminuyeron la fuerza respecto de las probetas intactas un 29.25%.

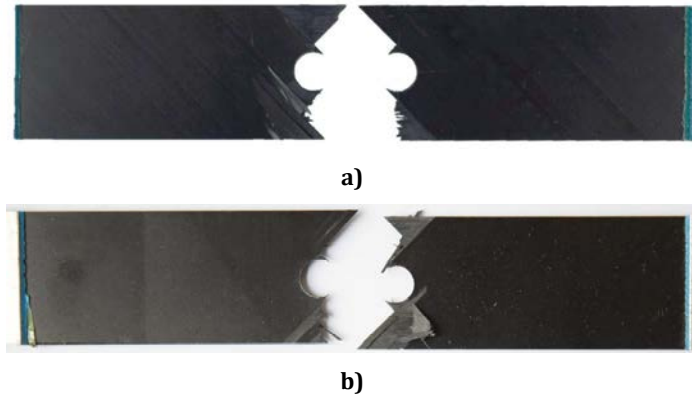
Si se comparan los resultados de las probetas ensayadas a una velocidad de 15 m/s respecto de las ensayadas a 5 m/s, se observa que la resistencia de los laminados intactos aumenta un 35.57%, mientras que en el caso de las probetas con agujero se produce un incremento del 25.92%. Sin embargo, al ensayar las reparaciones de parche doble rectangular se produce una disminución de la fuerza máxima soportada del 10.70% al incrementar la velocidad de ensayo.

En cuanto al modo de fallo, en las probetas intactas se produce la rotura de fibras en la parte central del laminado y en zonas cercanas a los talones, independientemente de la velocidad de ensayo, debido a la concentración de tensiones en esta región tal y como se puede apreciar en la Figura 5.9. Cabe destacar que, en algunas de las probetas ensayadas, el fallo último no dio lugar a que la rotura completa del laminado como ya se había observado previamente en condiciones estáticas. En estos casos, el daño que se observa en los alrededores de los talones, así como la deformación que han sufrido los mismos, son debidos a la compresión sufrida por el laminado tras finalizar el ensayo.



**Figura 5.9. Modo de fallo de las probetas intactas ensayas en condiciones dinámicas a una velocidad de ensayo de: a) 5 m/s y b) 15 m/s.**

Las probetas con agujero, para cualquiera de las velocidades de ensayo, presentan el fallo último en la parte central del laminado alrededor del agujero debido a la concentración de tensiones que aparece en el borde del mismo en dirección perpendicular a la dirección de aplicación de la carga. Así, a partir de ese punto, se desarrolla la rotura de fibras que se extiende hacia los bordes libres de la probeta a lo largo de las diferentes láminas (Figura 5.10).

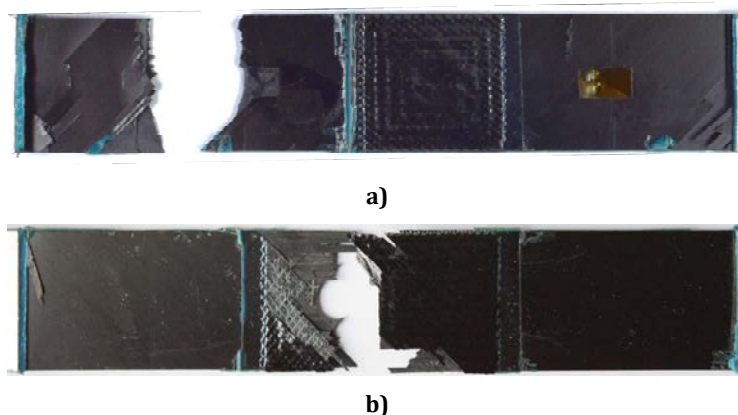


**Figura 5.10. Modo de fallo de las probetas con agujero ensayas en condiciones dinámicas a una velocidad de: a) 5 m/s y b) 15 m/s.**

El fallo último de las reparaciones de parche doble rectangular ensayadas a 5 m/s se produce en el laminado como consecuencia de la rotura de fibras, en una zona alejada de la reparación, tal y como se muestra en la Figura 5.11a. La superficie completa del adhesivo permaneció intacta soportando los diferentes esfuerzos que actuaron sobre la probeta durante la realización del ensayo. En algunos de los ensayos llevados a cabo, la caída del valor de la fuerza que se aprecia en la Figura 5.6 como consecuencias del fallo último del laminado, no supuso la

rotura completa del laminado, mientras que en otros sí. De esta forma, el comportamiento de la reparación resulta muy similar al observado en los laminados intactos. Este hecho, junto con los resultados extraídos de las curvas fuerza-desplazamiento, permite afirmar que el parche trabaja de manera eficiente.

En las probetas ensayadas a 15 m/s el fallo último se produce en el adhesivo (Figura 5.11b). Como consecuencia, el parche se separa del laminado y éste falla en la parte central alrededor del agujero. De esta forma, el modo de fallo observado es muy similar a las probetas con agujero. Esta variación en el modo de fallo al aumentar la velocidad de ensayo hace pensar en la posibilidad de una disminución de la energía de fractura del adhesivo, la cual implica una reducción de la resistencia de la reparación como se muestra en la Figura 5.8.



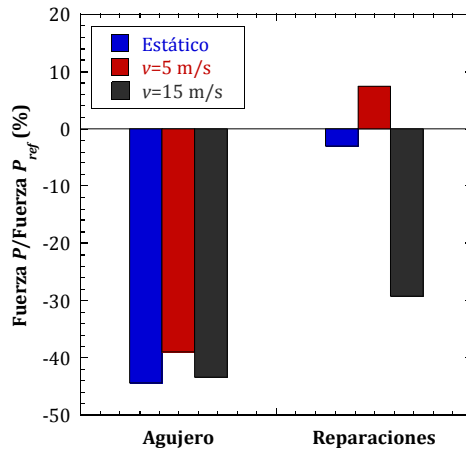
**Figura 5.11. Modo de fallo de las reparaciones de parche doble rectangular ensayas en condiciones dinámicas a una velocidad de: a) 5 m/s y b) 15 m/s.**

### **5.3.2.1. Comparación entre el comportamiento experimental de reparaciones adhesivas en condiciones estáticas y dinámicas**

Para comparar los resultados obtenidos en condiciones estáticas y dinámicas, en primer lugar, es importante señalar que la geometría de las probetas ensayadas bajo condiciones estáticas difiere de las ensayadas en condiciones dinámicas debido a restricciones geométricas de las máquinas de ensayos correspondientes (Tabla 4.2 y Tabla 5.1). Por ello, y ante la complejidad de establecer una relación directa entre los resultados, ya que tienen geometrías y la relación entre el ancho del laminado respecto al diámetro del agujero ( $b/\varnothing_H$ ) para las probetas con agujero y las reparaciones es de 3.5 y 5 en condiciones estáticas y dinámicas respectivamente, se ha optado por comparar los resultados en términos de la variación de la resistencia de las diferentes



configuraciones respecto de la del laminado intacto en cada caso. En la Figura 5.12, se muestran las variaciones resultantes.



**Figura 5.12. Variación de la resistencia de las probetas con agujero y reparaciones ensayadas en condiciones estáticas y dinámicas, respecto del laminado intacto correspondiente.**

La variación de la fuerza de rotura obtenida para la probeta con agujero respecto de la intacta de referencia es similar en cualquiera de las condiciones ensayadas. En condiciones estáticas, se produjo una disminución del 44.41%, mientras que en condiciones dinámicas las reducciones son del 38.96% y 43.31%, para las velocidades de 5 m/s y 15 m/s respectivamente. Así, se podría afirmar que la tendencia observada para las configuraciones con agujero es semejante en todos los casos, al producirse una pérdida significativa de la capacidad resistente del laminado.

Las reparaciones de parche doble rectangular en condiciones estáticas dan lugar a una disminución de la resistencia del 3.01%. En condiciones dinámicas, se observa un aumento del 7.41% para la velocidad de 5 m/s, y una disminución del 29.25% para la velocidad de 15 m/s. De esta forma, las reparaciones ensayadas en estático son capaces de recuperar la resistencia casi en su totalidad y a una velocidad de 5 m/s mejoran, incluso, la resistencia de los laminados intactos. Se aprecia un efecto contrario para las reparaciones ensayadas a 15 m/s las cuales disminuyen su resistencia de manera considerable.

Atendiendo al modo de fallo, se observan similitudes que el fallo último de los laminados intactos tiene lugar en una región cercana a las mordazas debido a la concentración de tensiones, sin llegar a producirse la separación física del laminado en todos los laminados. Las probetas con agujero presentan el mismo comportamiento en estático y dinámico, de manera que el fallo se

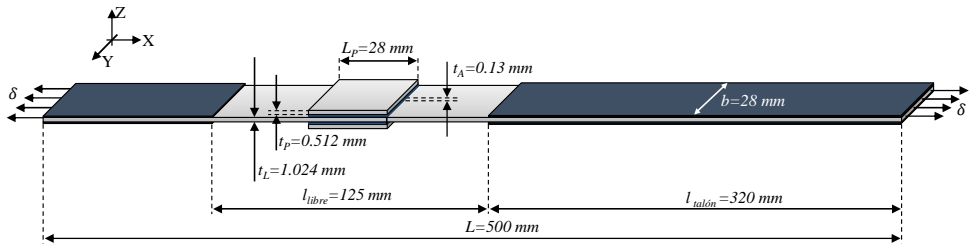
produce desde los bordes del agujero hacia el exterior de la probeta en dirección perpendicular a la dirección de aplicación de la carga. En el caso de las reparaciones se aprecia una respuesta similar para las probetas ensayadas en condiciones estáticas y a 5 m/s, de manera que el adhesivo es capaz de soportar los esfuerzos que aparecen durante el ensayo sin resultar dañado (Figura 4.8 y Figura 5.11a). Así, el fallo último de la reparación tiene lugar en una zona alejada del parche. Por el contrario, las probetas ensayadas a 15 m/s presentaron el fallo último en el adhesivo, de manera que el parche se despegó parcialmente del laminado, lo que se puede deber a una disminución de la energía de fractura al aumentar la velocidad de ensayo (Figura 5.11b).

## 5.4. Modelización numérica de reparaciones a tracción dinámica

El modelo numérico empleado en el análisis de reparaciones adhesivas bajo condiciones dinámicas se ha desarrollado a partir del empleado para el estudio de reparaciones bajo condiciones estáticas. Se ha validado para las configuraciones de laminado intacto, con agujero y reparados para las velocidades de 5 m/s y 15 m/s, comparando la fuerza de rotura y el modo de fallo respecto de los resultados experimentales. Se ha analizado la influencia de diferentes parámetros sobre los resultados.

### 5.4.1. Descripción del modelo numérico

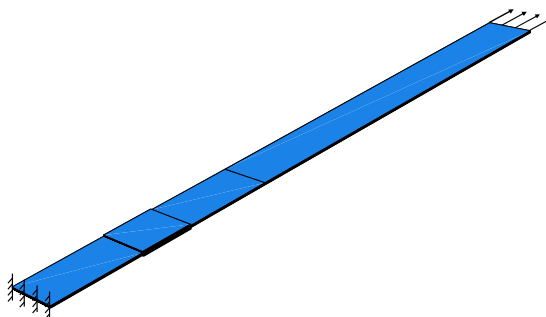
La geometría del modelo reproduce la de las probetas ensayadas experimentalmente. El laminado tiene una longitud total  $L$  de 500 mm, el ancho  $b$  es de 28 mm y el espesor  $t_L$  es de 1.024 mm (Figura 5.13). La longitud libre  $l$  resultante es de 125 mm. El agujero tiene un diámetro  $\varnothing_H$  igual a 8 mm, y se encuentra centrado respecto del ancho y el largo de la superficie libre. Los parches de las reparaciones se modelaron con las dimensiones cuyo valor son 28 mm de longitud y 28 mm de ancho, y se encuentran centrados respecto del agujero. La capa de adhesivo considerada tiene un espesor  $t_A$  igual a 0.13 mm. En el caso de las reparaciones, la geometría de los parches se supuso de espesor constante.



**Figura 5.13. Geometría de la reparación de parche doble rectangular, como ejemplo de los casos estudiados bajo condiciones dinámicas.**

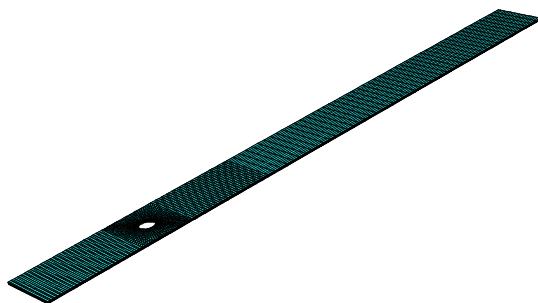
Tanto el laminado como los parches han sido modelizados mediante fibra de carbono en resina epoxi IM7/MTM-45-1 (Tabla 3.5). El daño de ambos se ha definido mediante la subrutina de usuario VUMAT, presentada en el capítulo anterior. Para reproducir la geometría de las probetas ensayadas, la secuencia de apilamiento del laminado es  $[45/0/-45/90]_s$ . Los parches se definieron mediante las secuencias de apilamiento  $[45/0/-45/90]$  para el parche superior y  $[90/-45/0/45]$  para el parche inferior, de manera que cada uno de ellos tiene un espesor total de 0.512 mm (Tabla 5.1). El adhesivo, cuyo espesor es igual a 0.13 mm, es el adhesivo epoxi MTA-240, caracterizado en el presente trabajo (Tabla 4.1).

El contacto entre los diferentes elementos que componen las reparaciones se ha definido como un contacto tipo *Tie*, es decir, una unión rígida. Las condiciones de contorno y cargas reproducen los ensayos en condiciones dinámicas (Figura 5.14). Para ello, en el extremo de la probeta sobre el que se encuentra colocado el talón de menor tamaño se han impedido los movimientos. En el extremo contrario, se ha impuesto un desplazamiento que simula la fuerza de tracción dinámica considerando la distancia a la que, experimentalmente, las mordazas han ejercido la presión sobre la probeta. Por otro lado, se ha comprobado que la velocidad de aplicación de la fuerza que se ha impuesto corresponde con la resultante del ensayo.



**Figura 5.14. Condiciones de contorno aplicadas sobre las reparaciones en condiciones dinámicas, extensibles al resto de configuraciones estudiadas.**

Se han empleado elementos tridimensionales para definir los diferentes elementos que componen las probetas. El laminado y los parches de material compuesto se han definido con elementos sólidos lineales de ocho nodos e integración reducida C3D8R. Cada lámina se ha definido mediante una fila de elementos. En la zona cercana al agujero, se ha empleado un mallado más refinado con elementos de menor tamaño, tal y como se refleja en la Figura 5.15. Además, en las zonas más alejadas se han definido elementos de mayor tamaño. El adhesivo, se ha mallado mediante la misma técnica de barrido o *sweep* que se empleó en modelos previos, utilizando elementos cohesivos tridimensionales de ocho nodos, COH3D8, compatibles con los anteriores.



**Figura 5.15. Mallado del laminado con agujero en condiciones dinámicas, como ejemplo de las configuraciones estudiadas.**

Para definir el tamaño óptimo de elemento, se ha llevado a cabo un análisis de sensibilidad de la malla. Tras analizar diferentes mallados, se ha seleccionado aquel en el cual el tiempo computacional resultante del cálculo fue bajo comparando con el resto de mallados, asegurando que la variación numérica obtenida fuese pequeña.

## 5.4.2. Validación del modelo numérico

Se ha validado el modelo numérico en condiciones dinámicas para las tres configuraciones ensayadas experimentalmente. Al igual que se hizo en condiciones estáticas, se han comparado los resultados cuantitativa y cualitativamente. En primer lugar, se presentan los resultados obtenidos en términos fuerza-desplazamiento para una velocidad de aplicación de la carga de 5 m/s (Figura 5.16. ).

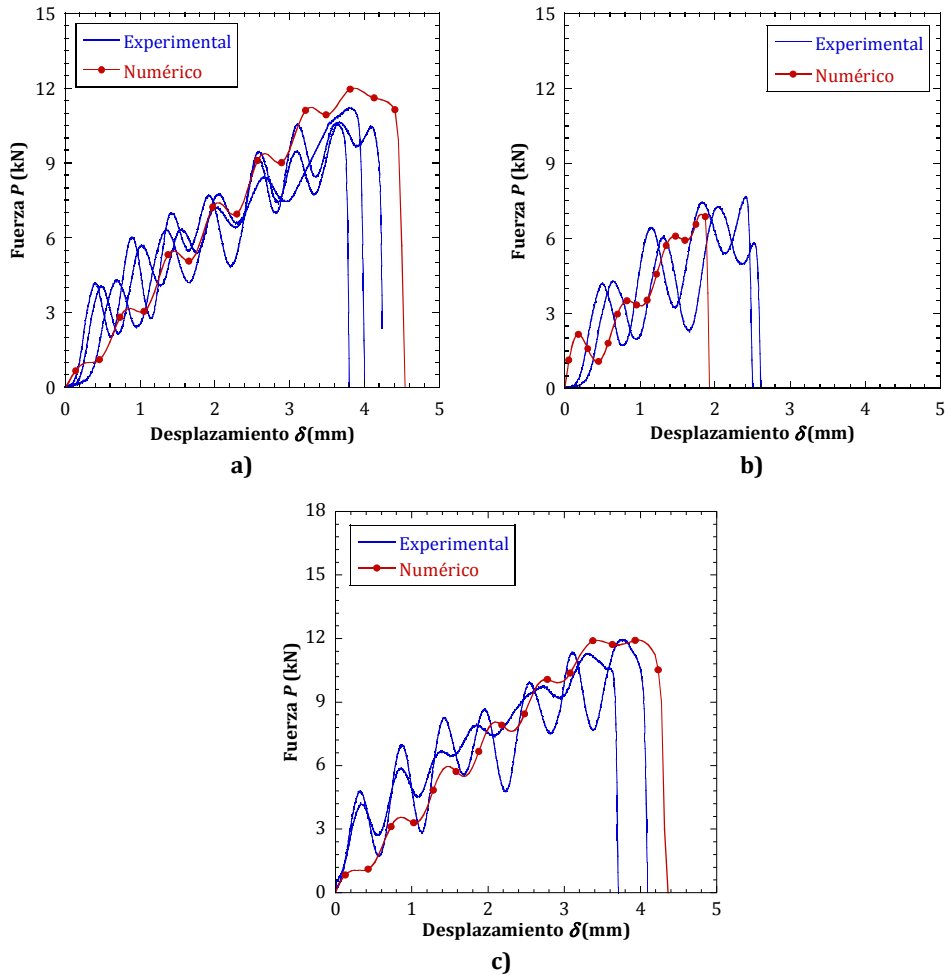


Figura 5.16. Curvas fuerza-desplazamiento de las distintas configuraciones en condiciones dinámicas a una velocidad de ensayo de 5 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular.

En la Figura 5.17 se presentan las curvas fuerza-desplazamiento correspondientes a la velocidad de aplicación de la carga de 15 m/s.

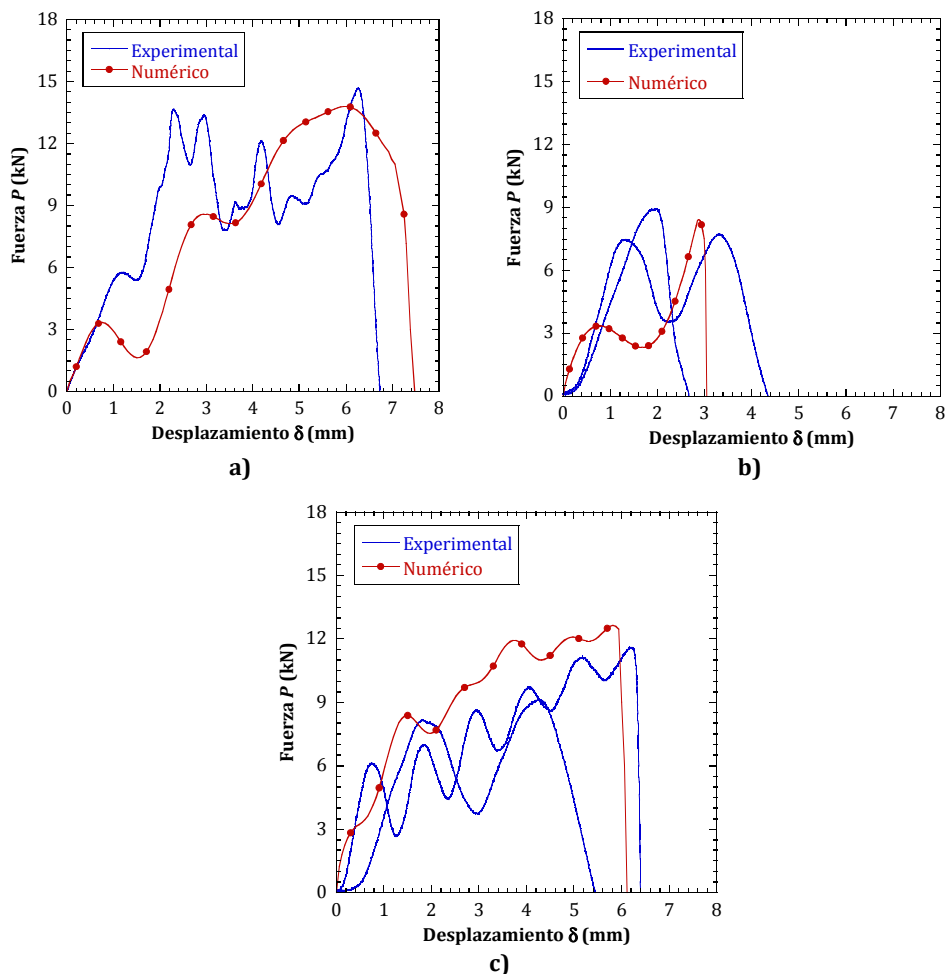


Figura 5.17. Curvas fuerza-desplazamiento de las distintas configuraciones en condiciones dinámicas a una velocidad de ensayo de 15 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular.

Se observa un comportamiento de las probetas lineal hasta rotura, tal y como ocurría experimentalmente. El modelo sobrestima el valor de fuerza máxima para las diferentes configuraciones analizadas, lo cual se puede deber a la variación del valor teórico de aplicación de la fuerza y el alcanzado por la máquina de ensayos, el cual se ha comprobado que es ligeramente inferior. Asimismo, la sobreestimación de la fuerza máxima alcanzada por el modelo numérico de la reparación a 15 m/s respecto del valor experimental puede deberse posible a la disminución de la energía de fractura al aumentar la velocidad de aplicación de la carga.

En la Tabla 5.3 y la Figura 5.18 se presentan los valores de fuerza máxima obtenidos experimental y numéricamente para las velocidades de 5 m/s y 15 m/s.

Tabla 5.3. Comparativa de los resultados experimentales y numéricos en condiciones dinámicas.

Configuración de la probeta	Velocidad de ensayo (m/s)	Fuerza máxima experimental (kN)	Fuerza máxima numérica (kN)	Variación de la fuerza máxima (%)
Intacta	5	10.81 ± 0.29	12.12	12.21
Agujero	5	6.60 ± 0.88	7.04	6.67
Reparación	5	11.62 ± 0.32	12.02	3.57
Intacta	15	14.66	13.79	-5.93
Agujero	15	8.31 ± 0.59	8.42	1.32
Reparación	15	10.37 ± 1.22	12.48	20.32

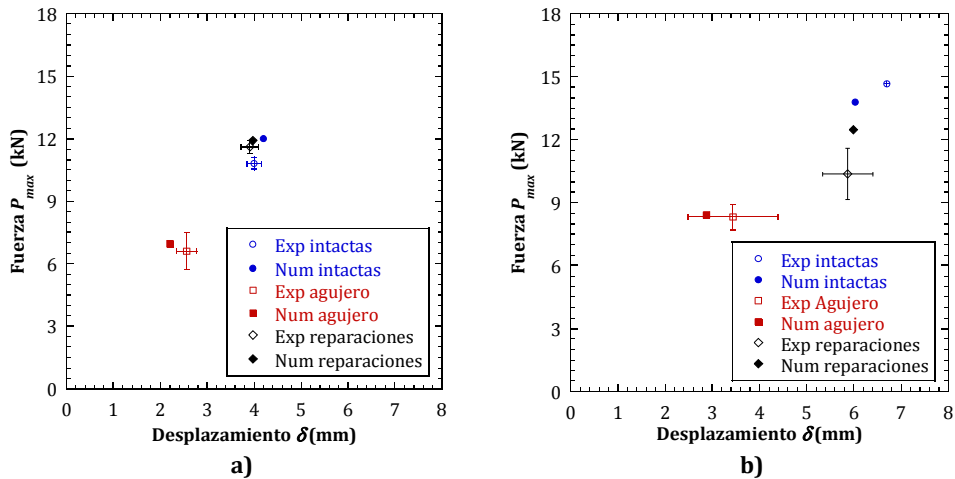
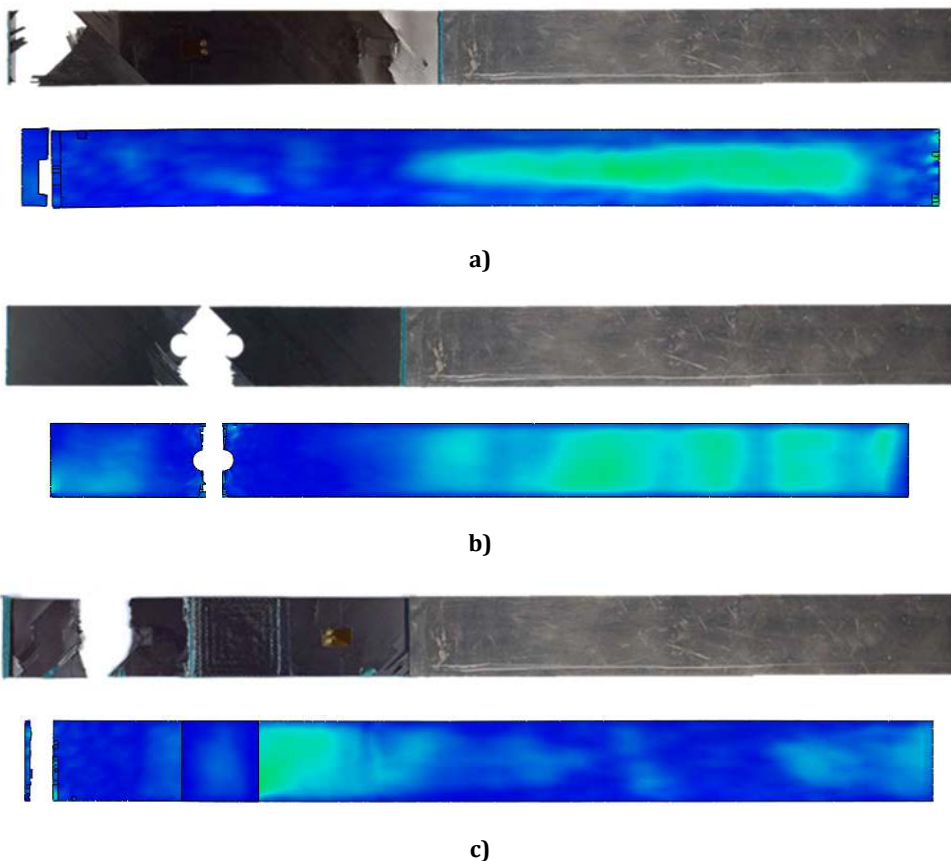


Figura 5.18. Validación del modelo numérico de reparaciones en condiciones dinámicas: a) 5 m/s y b) 15 m/s.

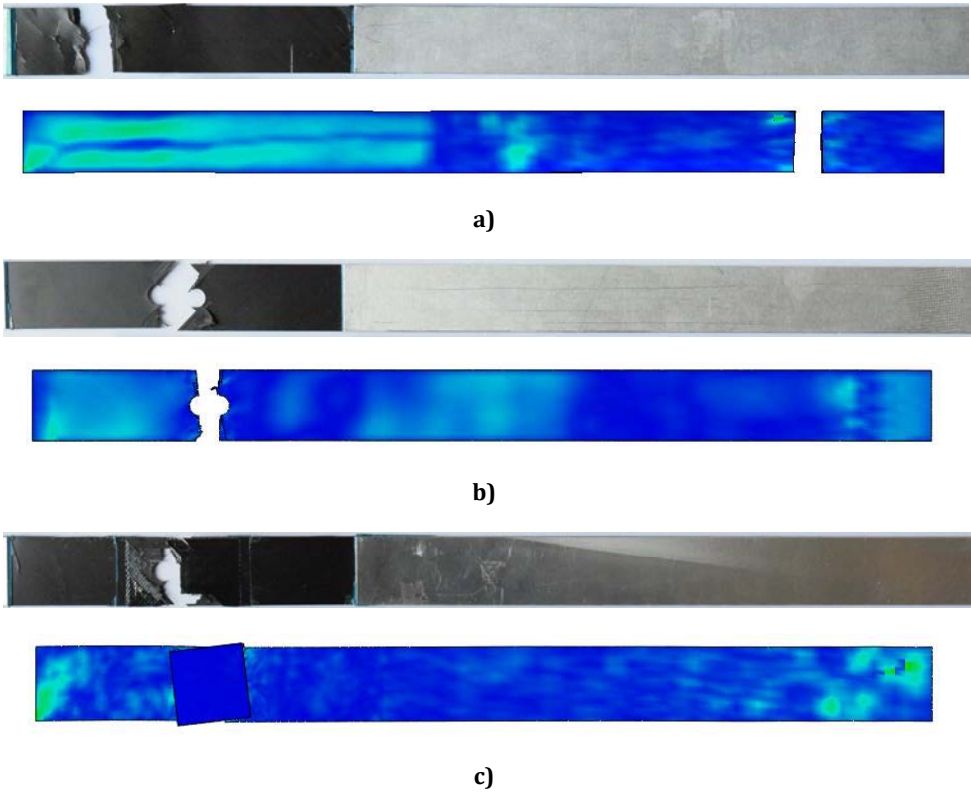
En la Figura 5.19 y Figura 5.20 se muestra el modo de fallo del modelo numérico comparándolo con el experimental.



**Figura 5.19. Modo de fallo de reparaciones adhesivas en condiciones dinámicas para una velocidad de ensayo de 5 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular.**

Numéricamente, para una velocidad de 5 m/s, el inicio del daño en la probeta intacta se produce en la cercana a los talones. En ambos casos, el fallo último fue producido por el daño en las fibras (Figura 5.19a). Las probetas con agujero presentan el mismo modo de fallo alrededor del agujero, debido a los altos valores de tensión alcanzados en los bordes del mismo y que se extienden hacia los bordes de la probeta en dirección perpendicular a la dirección de aplicación de la carga (Figura 5.19b). En el caso de las reparaciones de parche doble rectangular, se ha comprobado que el adhesivo es capaz de soportar los esfuerzos inducidos en la probeta (Figura 5.19c). Así, el fallo último se produce en una zona cercana a los extremos de la probeta debidos a la concentración de tensiones en dicha región y alejada de la reparación.





**Figura 5.20. Modo de fallo de reparaciones adhesivas en condiciones dinámicas para una velocidad de ensayo de 15 m/s: a) laminado intacto, b) laminado con agujero, c) reparación con parche doble rectangular.**

Para una velocidad de 15 m/s el fallo último del laminado intacto tiene lugar en una región cercana al extremo. La diferencia apreciable respecto del laminado ensayado se explica por la presencia de los talones de aluminio, que implica que el fallo último se produzca en la longitud libre de la reparación. En las probetas con agujero se observa un daño similar. En las reparaciones el parche se despega del laminado (Figura 5.20c), por lo que el modo de fallo numérico y experimental es semejante. Sin embargo, el valor de la fuerza proporcionado por el modelo numérico presenta una elevada variación respecto de los ensayos llevados a cabo.

A la vista de los resultados obtenidos es posible afirmar que el modelo numérico es capaz de reproducir el comportamiento de reparaciones adhesivas considerando velocidades de deformación de hasta 5 m/s. Para velocidades de ensayo de 15 m/s, el modelo recoge de manera adecuada el modo de fallo, a pesar de sobrestimar el valor de fuerza máxima en un 20%. Esta diferencia puede ser debida a las suposiciones consideradas respecto de las propiedades de los materiales.

## **5.5. Estudio paramétrico de reparaciones a tracción dinámica**

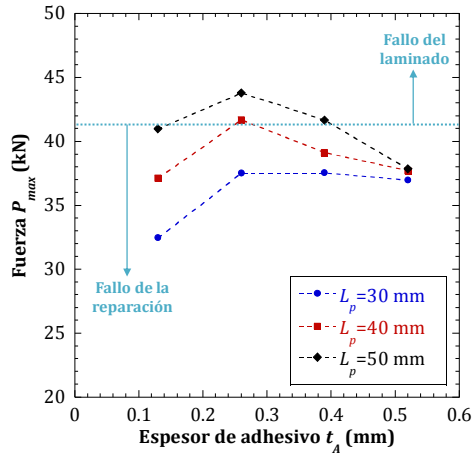
Al igual que se hizo en condiciones estáticas, se ha realizado un estudio de la influencia de diversos parámetros sobre el comportamiento de las reparaciones adhesivas en condiciones dinámicas. Inicialmente, se consideró la geometría ensayada en dichas condiciones, mostrada en el epígrafe anterior (Figura 5.13). Sin embargo, los resultados reflejaban variaciones de la fuerza máxima poco significativas, que se cuantificaron en torno a un 3% entre los casos que presentaban mayores variaciones. Este hecho puede deberse a la geometría de la probeta ensayada en condiciones dinámicas, para la cual la longitud del parche supone un 8.5% de la longitud de la probeta aproximadamente. Si se compara con la probeta empleada en condiciones estáticas, se observa que el parche supone casi el 35% de la longitud de la misma. Por ello, se ha considerado la geometría empleada en condiciones estáticas (Figura 4.11).

La validación del modelo reflejaba que los resultados proporcionados presentaban una mayor precisión para velocidades de aplicación de la carga de hasta 5 m/s, por lo que los resultados se han calculado para este mismo valor. En este caso, las variables que han sido objeto de estudio han sido el espesor de adhesivo, el tamaño del parche, la secuencia de apilamiento del mismo y su geometría, y velocidad de aplicación de la carga. Se han descartado algunas de las variaciones realizadas en el estudio de tracción estática a la vista de los resultados ya obtenidos. Se ha prescindido del estudio de la configuración del parche, a solape simple o doble, ya que se observó que las configuraciones a solape simple resultaban menos eficientes respecto a las de solape doble, produciéndose el fallo en la reparación. Además, dado que las tendencias obtenidas al variar el espesor de adhesivo y la longitud de solape eran similares para las geometrías de parche rectangular y circular, se ha optado por considerar la geometría de parche rectangular ya que proporcionaba mejores resultados.

### **5.5.1. Influencia combinada del espesor de adhesivo y la longitud de solape**

Con el objetivo de buscar la configuración óptima, se han considerado los espesores de adhesivo de 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm, para los cuales se han obtenidos las propiedades a fractura en condiciones estáticas, y las longitudes de solape de 30 mm, 40 mm y 50 mm. Las variables estudiadas serán la fuerza máxima soportada por la reparación y la evolución

del daño en el adhesivo. En la Figura 5.21, se presentan los resultados de fuerza máxima obtenidos al variar el espesor de adhesivo junto con la longitud de solape para una velocidad de aplicación de la carga de 5 m/s.



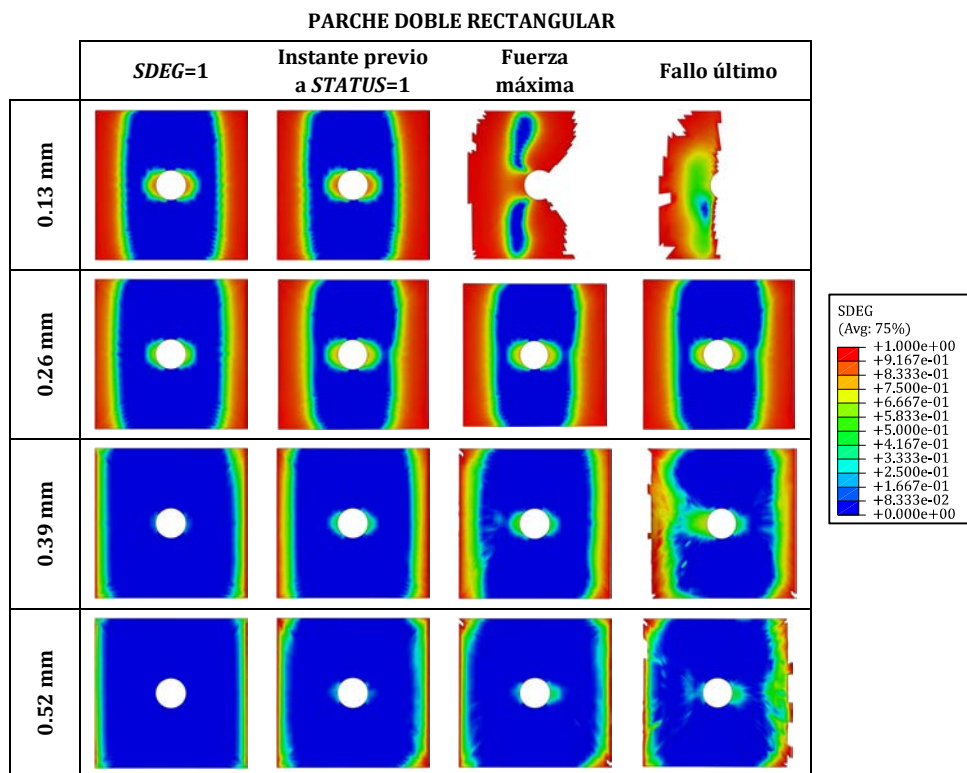
**Figura 5.21. Fuerza máxima al variar el tamaño del parche y el espesor de adhesivo en condiciones estáticas condiciones dinámicas para la configuración de parche rectangular doble.**

Es posible comprobar cómo, a medida que la longitud de solape aumenta y, por tanto, el tamaño del parche, la fuerza de rotura de la reparación es mayor para un mismo espesor de adhesivo. Por su parte, el espesor de adhesivo de 0.26 mm es el que mejor resultados presenta dentro del rango de valores estudiado para las diferentes longitudes de solape.

Atendiendo al modo de fallo, se observó que aquellas reparaciones en las que el fallo último se producía en una zona alejada del parche, la fuerza máxima superaba el valor aproximado de 41 kN. El resto de configuraciones lo hacía en los bordes del parche o, al producirse el fallo del adhesivo y, posteriormente, el fallo del laminado alrededor del agujero tras despegarse del parche.

Comparando los resultados obtenidos en condiciones dinámicas respecto de los hallados en condiciones estáticas es posible apreciar diferencias en los valores de fuerza de rotura, a pesar de que, en términos generales, las variaciones de los resultados son similares en ambos casos. El valor de fuerza máxima aumenta para los diferentes casos estudiados entre un 1.5% y un 8% dependiendo de la configuración, siendo esta diferencia mayor en las reparaciones que presentan el fallo último en el laminado. Cabe destacar el caso de la reparación de espesor de adhesivo 0.13 mm y parche de 50 mm, en la cual el modo de fallo pasa de ser en el laminado, a tener lugar en la reparación.

A continuación, se presentan los resultados de la evolución del daño en el adhesivo extraídos del modelo numérico. En la Figura 5.22 muestra dicha evolución para el parche de lado 50 mm, dadas las notables diferencias respecto de las simulaciones en condiciones estáticas observadas.



**Figura 5.22. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar el espesor de adhesivo en condiciones dinámicas.**

En cualquiera de los casos el daño se extiende desde los extremos perpendiculares a la dirección de aplicación de la carga hacia el interior del adhesivo. Como ya se había dicho, en la configuración de espesor de adhesivo 0.13 mm y parche de 50 mm, el adhesivo no es capaz de soportar las tensiones y provoca el despegue del parche, y posterior rotura del laminado alrededor del agujero.

A la vista de los resultados obtenidos tanto en condiciones estáticas, como dinámicas, se podría afirmar que la reparación de 0.26 mm de espesor de adhesivo y 40 mm de tamaño de parche es la óptima de entre las estudiadas. De manera análoga al capítulo anterior, las siguientes variaciones de parámetros que se van a llevar a cabo se realizarán sobre dicha configuración.

### 5.5.2. Secuencia de apilamiento del parche

Se ha estudiado la influencia de la secuencia de apilamiento del parche sobre el comportamiento de la reparación en condiciones dinámicas. Para ello, se han considerado las secuencias  $[0]_4$ ,  $[90]_4$ ,  $[0/90]_2$ ,  $[90/0]_2$  y  $[\pm 45]_2$ , manteniendo el espesor del adhesivo (0.26 mm) y la longitud de solape de 40 mm (Figura 5.23). Resulta importante recordar que todas las secuencias de apilamiento tienen un mismo número de láminas y que se han colocado de manera simétrica respecto del laminado.

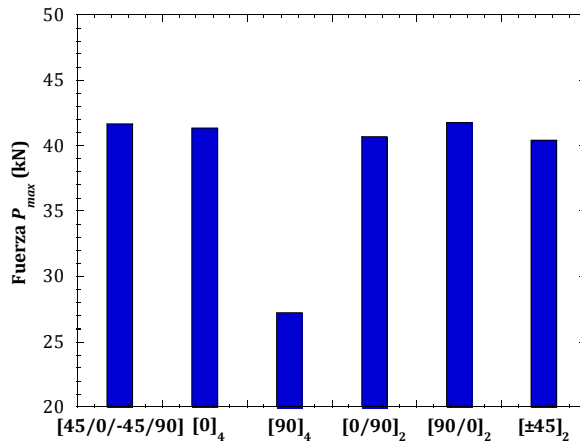


Figura 5.23. Fuerza máxima en función de la secuencia de apilamiento del parche rectangular para la reparación a solape doble en condiciones dinámicas.

Los resultados muestran un aumento de la fuerza máxima soportada por la reparación en condiciones dinámicas, respecto de las condiciones estáticas. Sin embargo, estas variaciones no resultan homogéneas para las diferentes secuencias estudiadas. Para la velocidad de ensayo de 5 m/s, las secuencias de apilamiento para las cuales el parche trabaja de manera más eficiente son la de referencia, seguida de  $[90/0]_2$ . A pesar de que los valores de fuerza de rotura son similares en todos los casos, las configuraciones anteriores son las únicas de entre todas las estudiadas que presentan el fallo último en una zona del laminado alejada del parche.

Las reparaciones cuyas secuencias de apilamiento del parche presentaban una mayor rigidez en condiciones estáticas ( $[0]_4$  y  $[\pm 45]_2$ ), no han supuesto un aumento de la fuerza de rotura en condiciones dinámicas. Este aumento de rigidez de la probeta ha provocado que el daño se haya iniciado en el adhesivo, extendiéndose hasta dar lugar al fallo último en una región cercana al parche. De esta manera, el parche resulta eficiente en términos cuantitativos ya que aumenta la

resistencia de la reparación, pero no cualitativos. En la reparación con el parche de secuencia [90]<sub>4</sub> tuvo lugar el fallo en el propio parche.

En la Figura 5.24 se presenta la evolución del daño en el adhesivo para los diferentes casos analizados.

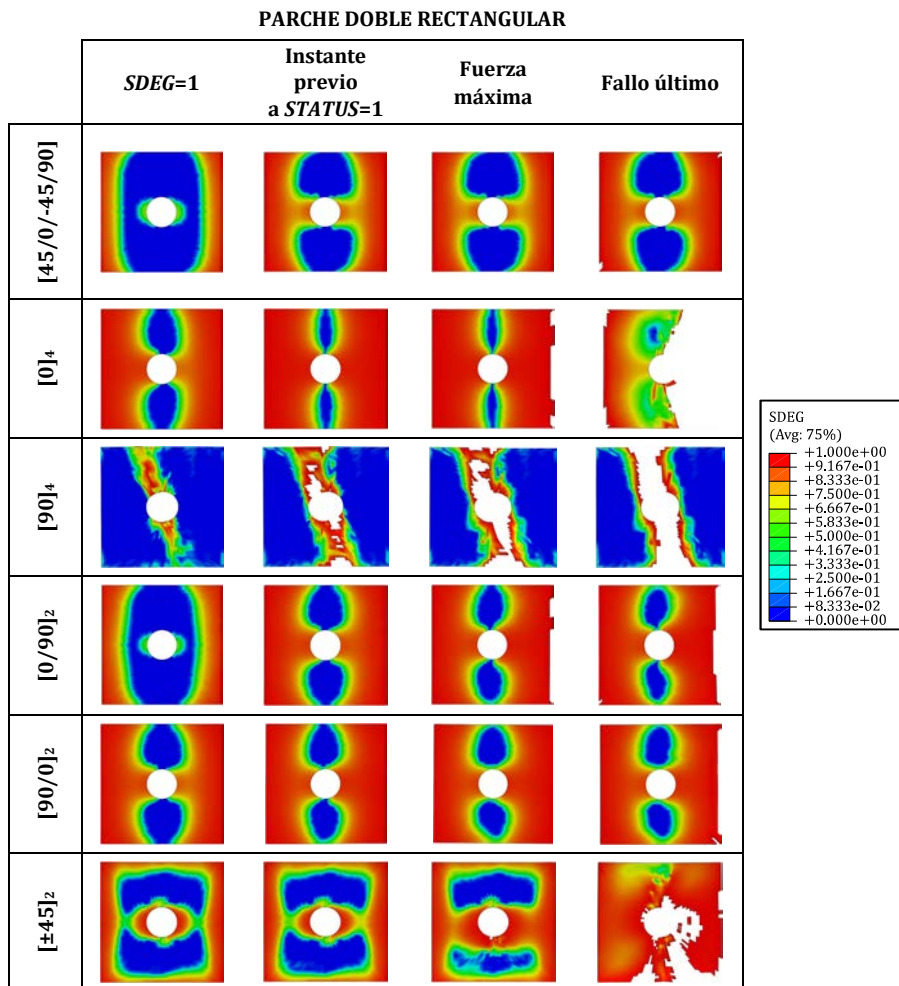


Figura 5.24. Evolución del daño en el adhesivo para la reparación de parche doble rectangular al variar la secuencia de apilado del parche en condiciones dinámicas.

### 5.5.3. Geometría del parche

En condiciones estáticas, se comprobó que la geometría del parche era uno de los parámetros influyentes sobre el comportamiento de reparaciones adhesivas. Por ello, se ha comprobado la variación que implica la geometría del parche en condiciones dinámicas. Así, se han considerado geometrías rectangulares y circulares, incrementado el largo del parche de 40 mm a 50 mm y 60 mm, y una octogonal (Figura 5.25).

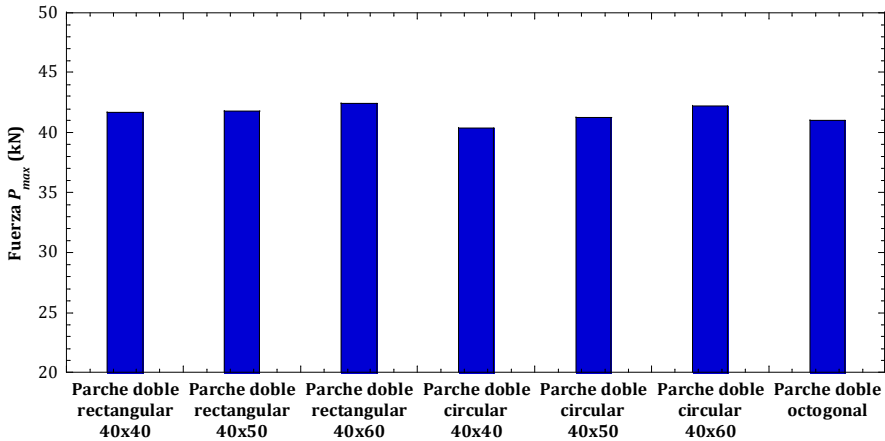


Figura 5.25. Fuerza máxima en función de la geometría del parche en condiciones dinámicas.

Se puede observar que a medida que el tamaño del parche es mayor, es decir, la longitud de solape también lo es, la fuerza máxima alcanzada por la reparación aumenta para ambas geometrías rectangulares y circular. Se producen incrementos superiores al aumentar el largo del parche para la geometría circular respecto de la rectangular, aunque las tendencias se mantienen respecto de las reparaciones estudiadas en condiciones estáticas. A pesar de ello, las reparaciones de parche doble rectangular presentan mejores resultados frente al resto de geometrías analizadas.

En cuanto al modo de fallo, tampoco se han observado diferencias. En todas las geometrías analizadas el fallo último se produce por la rotura de fibras en el laminado en una región alejada del parche. En la Figura 5.26 se puede observar la evolución del daño en el adhesivo, de tal manera que éste permanece prácticamente intacto después de producirse el fallo.

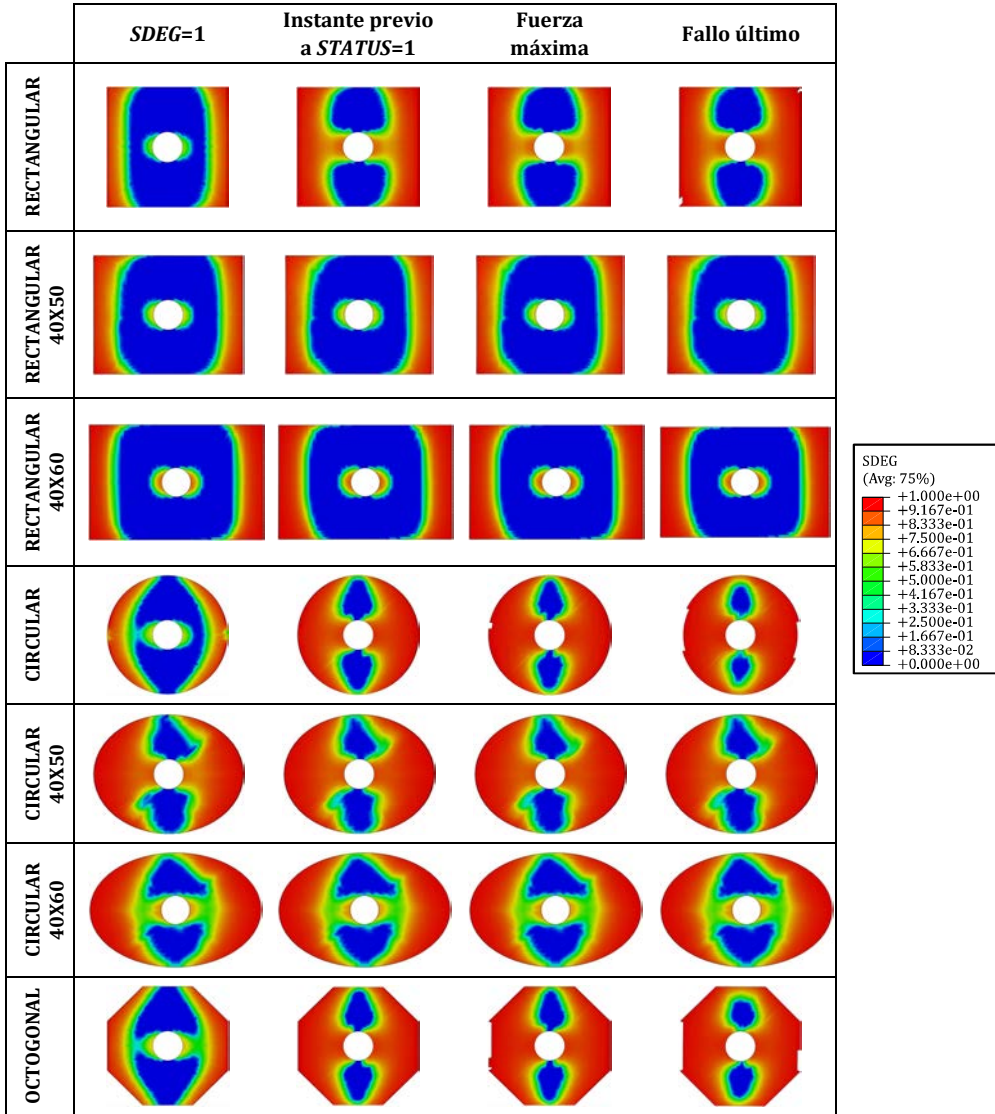
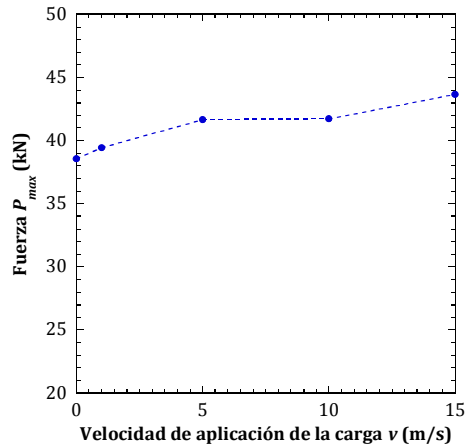


Figura 5.26. Evolución del daño en el adhesivo al variar la geometría del parche en condiciones dinámicas.

### 5.5.4. Velocidad de aplicación de la carga

Para analizar el efecto de la velocidad de aplicación de la carga sobre la respuesta de reparaciones adhesivas, se ha variado la velocidad de aplicación de la carga. Se han considerado las velocidades 1 m/s, 5 m/s, 10 m/s y 15 m/s. En la Figura 5.27 se presentan los resultados para cada una de las velocidades anteriores y en condiciones estáticas.





**Figura 5.27. Fuerza máxima en función de aplicación de la carga para las reparaciones de parche doble rectangular.**

Se observa que la fuerza máxima alcanzada por la reparación para velocidades de hasta 5 m/s aumenta linealmente. En cualquiera de los casos, el fallo último se produjo en el laminado con agujero en una zona alejada del parche, por lo que se comprueba que el adhesivo es capaz de soportar las tensiones y permanece intacto (Figura 5.28).

Las variaciones de la fuerza máxima resultantes al aumentar la velocidad de ensayo son del 1.24% y 4.77% para 10 m/s y 15 m/s respectivamente, si se comparan con el caso de referencia. Se ha observado que el modo de fallo para cualquiera de las nuevas velocidades ensayadas se produce en los alrededores del parche de manera que parte del adhesivo resulta dañado (Figura 5.28), lo que implica que el aumento de la fuerza máxima alcanzada por la reparación es menor. Este comportamiento se corresponde con los resultados obtenidos experimentalmente al aumentar la velocidad de aplicación de la carga, aunque, debido al mayor tamaño del parche respecto de las probetas ensayadas y las propiedades del adhesivo consideradas el efecto se ve atenuado y no se llega a producir el fallo del adhesivo y, por consiguiente, la separación del parche del laminado.

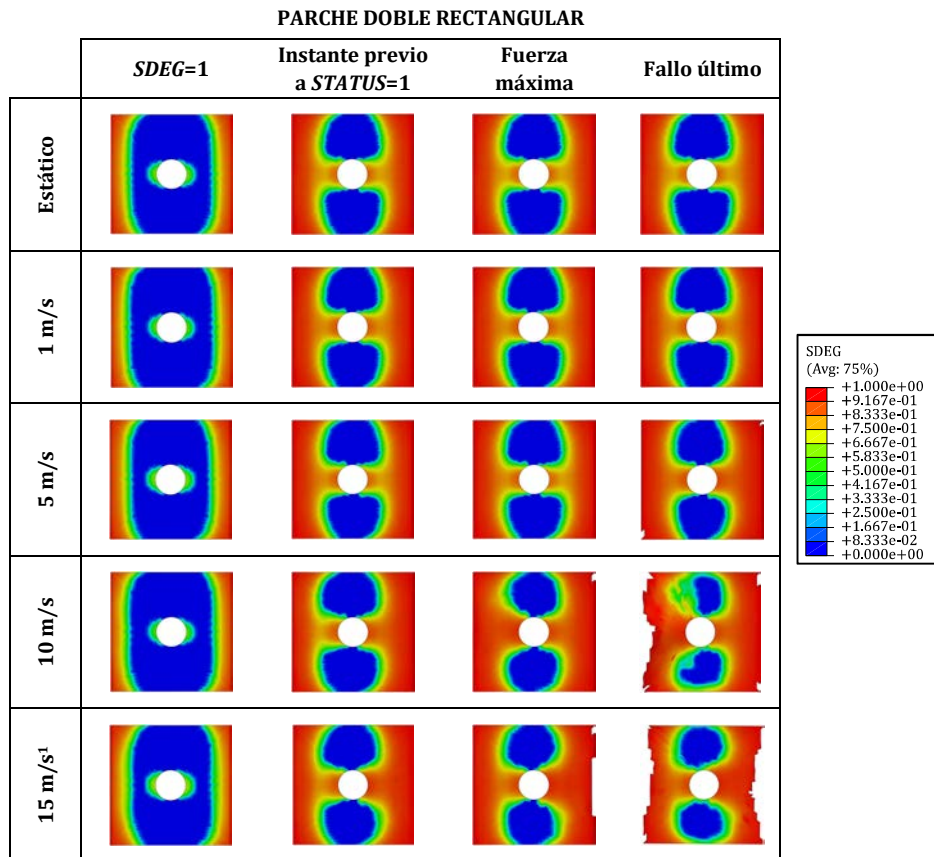


Figura 5.28. Evolución del daño en el adhesivo al variar la velocidad de aplicación de la carga en condiciones dinámicas.

## Capítulo 6

# Conclusiones y trabajos futuros

### 6.1. Resumen y conclusiones

Como resultado del desarrollo del presente trabajo, se ha analizado el comportamiento a tracción de reparaciones adhesivas de tipo parche externo, realizadas sobre laminados delgados fabricados con material compuesto de fibra de carbono, en condiciones estáticas y dinámicas.

Las conclusiones principales extraídas se presentan en base a los objetivos parciales planteados inicialmente:

#### **Relativas al estudio del comportamiento de uniones a solape simple**

Se estudió el comportamiento de uniones a solape simple sometidas a tracción estática en condiciones estáticas, como primera aproximación al análisis de reparaciones adhesivas posterior, profundizando en la respuesta del adhesivo.

Se desarrolló un modelo numérico tridimensional de daño progresivo que reproduce el comportamiento del adhesivo mediante el código comercial de elementos finitos Abaqus. Este modelo está basado en la formulación de los Modelos de Zona Cohesiva y es capaz de recoger tanto el inicio del daño como su evolución. Se validó comparando los resultados obtenidos de la simulación de uniones adhesivas a solape simple respecto de resultados numéricos y

experimentales de la literatura científica. Con este modelo se analizó la influencia de parámetros relativos al Modelo de Zona Cohesiva y parámetros geométricos de la unión.

En cuanto a los parámetros relativos al Modelo de Zona Cohesiva, se analizó la influencia de la geometría de la ley tracción-separación sobre el comportamiento de la unión, observando que la ley lineal es más adecuada para reproducir el comportamiento de adhesivos frágiles, mientras que la trapezoidal es adecuada para adhesivos dúctiles. A pesar de ello, los resultados presentados por cualquiera de las leyes estudiadas no presentan variaciones significativas respecto de los resultados experimentales, por lo que es posible emplear la ley tracción-separación lineal, de manera general, debido a su sencillez. Asimismo, se estudió el efecto de la variación de la energía de fractura y la resistencia del adhesivo, observando que la fuerza última es más sensible a este último. La variación de la resistencia del adhesivo por debajo del valor de referencia da lugar a disminuciones de la resistencia de la unión del orden de dichas variaciones, mientras que para disminuciones inferiores al 30% de la energía de fractura de referencia los cambios no son significativos en el caso más desfavorable.

Se ha estudiado la influencia de dos parámetros geométricos de la unión: el espesor de adhesivo y la longitud de solape. Al variar la longitud de solape, se observó que, para el rango estudiado, un aumento de este parámetro incrementa la resistencia de la unión de manera lineal. En cuanto al espesor de adhesivo, existe una falta de información disponible en la literatura relativa a sus propiedades elásticas y a fractura para diferentes valores de este parámetro. Por ello, se optó por llevar a cabo ensayos experimentales para obtener dichas propiedades siguiendo las recomendaciones de la normativa ASTM e ISO, las cuales son necesarias para definir el modelo numérico. El material caracterizado fue el adhesivo estructural MTA-240 de naturaleza epoxi, empleado en el estudio de reparaciones adhesivas.

- Se realizaron ensayos de tracción y cortadura para obtener las propiedades elásticas del adhesivo.
- Se realizaron ensayos de fractura en modo I y modo II para obtener la energía de fractura del adhesivo para los espesores de 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm y 0.52 mm. Se observó que esta propiedad tiene una elevada dependencia del espesor de adhesivo, de tal forma que su valor aumenta al incrementar este parámetro en cualquiera de los modos de fractura ensayados.
- Se validó el modelo numérico implementado para las propiedades obtenidas experimentalmente mediante la simulación de las uniones ensayadas en modo I y modo II.

Se comprobó que los resultados numéricos presentaban variaciones inferiores al 10% respecto de los ensayos experimentales para las diferentes variables analizadas.

- Se analizó la influencia de los espesores de adhesivo ensayados en el comportamiento de uniones adhesivas a solape simple. Se observó que el aumento de este parámetro provocaba un incremento de la resistencia de la unión, y los valores máximos de las tensiones de pelado y cortadura que aparecen en los extremos de la superficie del adhesivo.

### **Relativas al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial en condiciones estáticas**

Se ha desarrollado un modelo numérico tridimensional capaz de reproducir el comportamiento de reparaciones adhesivas de tipo parche externo, sometidas a cargas de tracción uniaxial en condiciones estáticas. La respuesta del adhesivo se definió mediante el modelo de daño progresivo validado para uniones a solape simple, mientras que la del material compuesto se definió mediante una subrutina de usuario VUMAT desarrollada.

Se ha realizado un estudio experimental en condiciones estáticas sobre reparaciones adhesivas considerando diferentes geometrías (rectangular y circular) y tamaños de parche (30 mm y 50 mm), así como configuraciones a solape simple y doble. Asimismo, se han realizado ensayos sobre laminados intactos y con agujero, evaluando la eficiencia de los parches analizados y su capacidad para recuperar la resistencia mecánica inicial del laminado.

El modelo numérico se validó para las diferentes configuraciones ensayadas: laminados intactos, con agujero y reparaciones de parche rectangular a solape simple y doble, y de parche circular doble. Las variaciones obtenidas respecto de los resultados experimentales no superan el 8%, en el caso más desfavorable.

- El modelo numérico se empleó para estudiar en profundidad la influencia de diferentes parámetros como la configuración de la reparación a solape simple o doble, el espesor de adhesivo, el tamaño del parche, su secuencia de apilamiento y su geometría.
- Se determinó que el comportamiento de la reparación, en términos generales, está influido por la combinación del efecto de los diferentes parámetros geométricos analizados, dando lugar a diferencias notables en los valores de la fuerza de rotura y el modo de fallo, de manera que deben ser analizados de manera conjunta. A la vista de los resultados obtenidos, el tamaño del parche, el espesor de adhesivo y la configuración a solape simple o doble, se pueden considerar los parámetros más influyentes de entre los estudiados.

- La configuración a solape simple de la probeta da lugar a una disminución de la fuerza de rotura que no supera el 10% respecto de las configuraciones a solape doble equivalentes. Esta reducción es debida a falta de simetría que presentan las reparaciones de parche simple, lo cual introduce esfuerzos de flexión debidos a la excentricidad de la carga, que provocan la separación del parche del laminado como consecuencia del fallo en el adhesivo que no es capaz de soportar los altos valores de tensión que aparecen. Así, se puede afirmar que, siempre que las condiciones de trabajo lo permitan, las configuraciones a solape doble resultan más eficientes frente a las de solape simple.
- El tamaño del parche ejerce una elevada influencia sobre la capacidad resistente de las reparaciones, su rigidez y modo de fallo. Dado que un aumento del tamaño del parche implica una mayor longitud de solape, en términos generales, se observa que un aumento de este parámetro supone un incremento de la fuerza máxima de la reparación para el rango estudiado.
- Considerando reparaciones a solape doble, aquellas con parches de tamaño 30 mm recuperan en torno al 45% de la resistencia del laminado con agujero, mientras que los parches de tamaño 50 mm lo hacen en un 75%, aproximadamente.
- La rigidez global de la reparación aumenta su valor a medida que el tamaño del parche es mayor, siendo el incremento cercano al 10% para los parches de 50 mm. Los parches de mayor tamaño favorecen el fallo en el laminado, mientras que los de menor tamaño se despegan del laminado como consecuencia del fallo del adhesivo, provocando la rotura del laminado con agujero en la dirección perpendicular a la de aplicación de la carga. Sin embargo, este hecho depende, a su vez, del espesor de adhesivo.
- El espesor de adhesivo que da lugar a un valor máximo de la fuerza a rotura fue 0.26 mm. La variación de este parámetro no supone cambios significativos en la rigidez de la reparación.
- Se ha observado que el modo de fallo está relacionado con el tamaño del parche y el espesor de adhesivo, por lo que han de ser analizados de manera conjunta. Se ha observado que el modo de fallo de las reparaciones a solape doble pasa de producirse en la reparación a tener lugar en una región del laminado alejada del parche para un valor determinado, el cual se ha cuantificado en torno a 37.9 kN para el parche de geometría rectangular y 36.1 kN para la geometría circular. Atendiendo a las variaciones de la fuerza de rotura, se consideró que la configuración óptima de entre todas las consideradas consistía en un parche de 40 mm y 0.26 mm de espesor de adhesivo.

- La secuencia de apilamiento del parche se puede considerar un parámetro secundario de diseño, cuya variación no supone cambios significativos en la fuerza de rotura para las diferentes configuraciones analizadas, excepto para la de [90]<sub>4</sub>, la cual es la única en la que se produce el fallo del parche.
- La geometría del parche está relacionada con la longitud de solape. Se observó que el incremento del largo del parche aumentaba la resistencia de la reparación. Destaca la reparación de parche octogonal que presentó una mayor fuerza de rotura respecto a la geometría rectangular, pese a suponer una menor superficie de adhesión.

### **Relativas al comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a tracción uniaxial en condiciones dinámicas**

Se ha empleado el modelo numérico tridimensional desarrollado para reproducir el comportamiento de reparaciones adhesivas de tipo parche externo, sometidas a cargas de tracción uniaxial en condiciones dinámicas.

Se ha realizado un estudio experimental en condiciones dinámicas sobre reparaciones adhesivas de parche rectangular considerando dos velocidades de ensayo diferentes, 5 m/s y 15 m/s. Además, se realizaron ensayos sobre laminados intactos y con agujero para evaluar la eficiencia de las reparaciones. El aumento de la velocidad de aplicación de la carga da lugar a un incremento de la resistencia de los laminados intactos y con agujero, mientras que en el caso de las reparaciones se produjo una disminución para la velocidad de 15 m/s.

Se validó el modelo numérico con los resultados obtenidos experimentalmente para las diferentes configuraciones ensayadas. Las diferencias observadas en el caso de las reparaciones en términos de fuerza de rotura eran mayores a medida que aumenta la velocidad de aplicación de la carga, debido a la posible variación de la energía de fractura del adhesivo. A pesar de dichas variaciones, el modelo fue capaz de recoger el modo de fallo en cualquiera de los casos analizados.

- El modelo numérico se empleó para estudiar con detalle la influencia del espesor de adhesivo, el tamaño del parche, su secuencia de apilamiento y su geometría, y velocidad de aplicación de la carga.
- El efecto combinado del espesor de adhesivo y el tamaño del parche presenta variaciones similares a las obtenidas en condiciones estáticas. La fuerza de rotura aumenta al incrementar el tamaño del parche y alcanza el valor máximo para el espesor de adhesivo de

0.26 mm. Tras analizar los resultados obtenidos, la configuración óptima es aquella cuyo tamaño del parche es 40 mm y el espesor de adhesivo 0.26 mm. El modo de fallo varía del adhesivo a una zona del laminado alejada de la reparación para un valor de fuerza de 41 kN, aproximadamente.

- La secuencia de apilamiento influye en el modo de fallo para las reparaciones de parches a  $[0]_4$  y  $[\pm 45]_2$ , debido a la mayor rigidez de las mismas, a pesar de no suponer variaciones significativas sobre el valor de la fuerza de rotura, excepto para el caso de  $[90]_4$ .
- La geometría del parche en condiciones dinámicas no influye sobre el modo de fallo para las geometrías consideradas. Las variaciones de la fuerza máxima incrementan a medida que aumenta el largo del parche. La geometría de parche circular presentó valores inferiores de la fuerza de rotura respecto de los parches equivalentes rectangulares.
- La variación de la velocidad de aplicación de la carga descubre una variación del modo de fallo a partir de 5 m/s. Para valores inferiores y esa misma velocidad se observa el fallo último alejado de la reparación dando lugar a un incremento lineal de la fuerza de rotura con el aumento de esta variable, mientras que para valores superiores dicho incremento es inferior debido al fallo del adhesivo.

## 6.2. Trabajos futuros

Como continuación del presente trabajo, y con el objetivo de completarlo se proponen las siguientes líneas de trabajos futuros que se consideran de interés:

- Análisis de la energía de fractura y el modo de crecimiento de grieta en condiciones dinámicas considerando diferentes valores de la velocidad de aplicación de la carga. En el presente estudio se ha observado que al aumentar dicha velocidad el modo de fallo de la reparación varía, lo que lleva a pensar en una variación de las propiedades a fractura del adhesivo para el rango de valores analizado.
- Variación del modelo numérico implementado incluyendo el efecto de la delaminación en el material compuesto. Se observó la secuencia de apilamiento del laminado analizada en la presente Tesis Doctoral no presentaba delaminación como mecanismo de daño principal. Sin embargo, considerar dicho mecanismo de daño permite extender el uso del modelo



numérico a laminados con diferentes de secuencias de apilamiento, obteniendo resultados precisos.

- Estudio de la respuesta de reparaciones adhesivas sometidas a diferentes estados de carga en los que se desarrollan otros modos de fallo. En el presente trabajo se ha analizado la respuesta a tracción uniaxial de las mismas, por lo que se propone estudiar el comportamiento y la eficiencia de las reparaciones a compresión, estado que puede provocar la aparición del fenómeno de pandeo, o bajo cargas impulsivas, como pueden ser impactos, los cuales dan lugar a cargas fuera del plano.
- Análisis de la respuesta de reparaciones adhesivas sobre una estructura representativa en condiciones estáticas y dinámicas, lo que permitiría obtener una visión realista del potencial de esta técnica.

### **6.3. Aportaciones originales**

El desarrollo de la presente Tesis Doctoral ha supuesto un progreso en el análisis de reparaciones adhesivas estructurales de laminados delgados de material compuesto. Profundizar en su respuesta frente a diferentes estados de carga y sollicitaciones es de gran importancia, ya que deben ser capaces de restaurar las aptitudes mecánicas del componente previas al daño a lo largo de su vida útil.

A continuación, se enumeran las principales aportaciones originales que surgen como resultado del trabajo desarrollado para la consecución de los objetivos iniciales planteados:

- Caracterización del adhesivo estructural MTA-240, empleado en el posterior estudio de reparaciones adhesivas, en términos de comportamiento elástico y frente al daño mediante la obtención de la energía de fractura en modo I y modo II en condiciones estáticas. Asimismo, se ha evaluado la validez de la normativa y estándares existentes para la obtención experimental de la energía de fractura del adhesivo como un método de ensayo fiable. Además, se ha analizado la influencia del espesor sobre la energía de fractura y los mecanismos de fallo desarrollados en el adhesivo para uniones a solape simple.
- Desarrollo de un modelo numérico capaz de predecir el daño de una reparación adhesiva de tipo parche externo sometida a cargas de tensión uniaxial en condiciones estáticas, que contempla el fallo en el material compuesto, así como en el adhesivo, englobando diferentes

mecanismos de daño en ambos elementos estructurales. Este modelo ha sido validado a partir de los resultados obtenidos de un estudio experimental realizado sobre reparaciones considerando diferentes geometrías de parche. Se ha evaluado la eficiencia del parche para cada una de las configuraciones comparando los resultados con los obtenidos de laminados intactos, considerados el caso más favorable ya que las probetas no contienen ningún daño, y con agujero simulando el saneamiento del daño, los cuales suponen el caso más desfavorable.

- Estudio de la respuesta de reparaciones adhesivas de parche externo en condiciones dinámicas, considerando diferentes velocidades aplicación de la carga. Se ha realizado un análisis experimental sobre reparaciones de parche doble rectangular que ha permitido validar el modelo numérico para diferentes valores de velocidad de ensayo. Se ha evaluado la eficiencia de las mismas comparando los resultados con los obtenidos de probetas intactas y con agujero.
- Optimización de la configuración de reparaciones adhesivas sometidas a un estado de tracción uniaxial en condiciones estáticas y dinámicas, analizando la influencia de diversos parámetros como la configuración del parche (a solape simple o doble), su tamaño, geometría y secuencia de apilamiento, así como el espesor de adhesivo y la velocidad de aplicación de la carga sobre la respuesta global de la estructura y los diferentes mecanismos de fallo que se desarrollan.

## 6.4. Difusión de resultados

Como resultado del desarrollo de la presente Tesis Doctoral, se ha publicado un artículo recogido en una revista indexada en el Journal Citation Report, la cual se engloba dentro del primer cuartil de su categoría. Dicho artículo refleja algunas de las principales aportaciones de la Tesis Doctoral, mostrando una parte de trabajo desarrollado. Asimismo, otro artículo se encuentra bajo revisión. Además, se han presentado un total de ocho aportaciones a congresos científicos, de los cuales tres han sido en congresos nacionales y cinco en internacionales. Una de estas aportaciones se encuentra aceptada y pendiente de publicación en una revista indexada. En todos ellos se recogen resultados directos obtenidos a lo largo del desarrollo de la presente Tesis Doctoral.

A continuación, se recogen las publicaciones y contribuciones a congresos científicos relacionados con la presente Tesis Doctoral.

- Artículos en revistas indexadas en el Journal of Citation Report (JCR)
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Influence of the cohesive law shape on the composite adhesively-bonded patch repair behavior. *Composites Part B: Engineering*, 2016: 91:414-421.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Effect of the adhesive thickness and overlap on the behaviour of composite single-lap joints. *Engineering Fracture Mechanics*, 2018. (Artículo bajo revisión)
- Artículos en otras revistas indexadas
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas estáticas. *Materiales compuestos*, 2018. (Aceptado para publicación)
- Contribuciones en Congresos Científicos
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Tensile behavior of adhesively bonded patch-repaired composite laminates. *4th annual Academic Poster Showcase at the Science in the Age of Experience Global User Conference*. Chicago, Illinois (EEUU), 2017.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Influence of the adhesive thickness on the energy release rate of adhesively-bonded composite repairs. *CAMX, The Composites and Advanced Materials Expo*. Anaheim, California (EEUU), 2016.  
Primer premio de la sesión póster.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Analysis of the adhesive thickness in the mechanical response of composite bonded repairs. *19th International Conference on Composite Structures*. Porto (Portugal), 2016.
  - Fernández-Cañadas LM, Moya-Sanz EM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Influence of the traction-separation cohesive law on the failure load of adhesively-bonded repairs. *17th European Conference on Composite Materials*. Munich (Alemania), 2016.

- Moya-Sanz EM, Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, García-Castillo SK. Evaluation of the geometry of single-lap adhesive joints in composite laminates. *17th European Conference on Composite Materials*. Munich (Alemania), 2016.
- Fernández-Cañadas LM, Moya-Sanz EM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Modelización de reparaciones adhesivas estructurales de laminados de pequeño espesor de material compuesto. *XI Congreso Nacional de Materiales Compuestos*. Madrid (España), 2015.
- Moya-Sanz EM, Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, García-Castillo SK. Influencia de la geometría de adherentes y adhesivo en el comportamiento de uniones adhesivas a solape simple en laminados. *XI Congreso Nacional de Materiales Compuestos*. Madrid (España), 2015.

## Chapter 6

# Conclusions and future research

### 6.1. Conclusions

The behaviour of composite adhesively-bonded external patch repairs of thin laminates under uniaxial tensile loads in static and dynamic conditions is studied.

The main conclusions drawn are presented based on the partial objectives initially proposed:

#### **Related to the study of the single-lap joint behaviour**

The behaviour of single-lap joints subjected to uniaxial tensile loads in static conditions was analysed as a first approximation to the study of bonded repairs, going into detail about the adhesive response.

A three-dimensional progressive damage model to reproduce the adhesive behaviour using the commercial code Abaqus/Standard was developed. This model, based on Cohesive Zone Models coupled to Finite Element Analysis, was used to reproduce the adhesive behaviour, predicting the onset of the damage and its growth. The numerical model was validated with experimental and two-dimensional numerical results from the scientific literature. The influence of the numerical parameters and geometric parameters of the joint were analysed.

Regarding to Cohesive Zone Model parameters, the effect of the traction-separation law geometry was studied. The linear cohesive law is more suitable to reproduce the behaviour of brittle adhesives, while trapezoidal law is suitable for ductile adhesives. Despite of this fact, the variations of the numerical results for any of the studied laws with respect to the experimental results, were less than 10%. The study of cohesive parameters showed that the failure load is more sensitive to the cohesive strength, so its variation below the reference value results in a decrease of the maximum load in the same magnitude of such variation, while reductions of the fracture energy reference value less than 30% results in not significant variations.

The influence of two geometric parameters of the joint was studied: the adhesive thickness and the overlap length. An increment of the overlap length increased the joint strength linearly for the range analysed. Regarding to adhesive thickness, there is a lack of information available in the scientific literature related to its elastic and fracture properties. Therefore, experimental tests were carried out to obtain such properties, following the recommendations of the ASTM and ISO standards, which are necessary to define the numerical model. The material characterized was the structural epoxy adhesive MTA-240 used in the study of adhesively-bonded repairs.

- Tensile and double-lap shear tests were performed to obtain the elastic properties of the adhesive.
- Mode I and Mode II fracture tests were performed to obtain the fracture energy of the adhesive for 0.13 mm, 0.26 mm, 0.39 mm and 0.52 mm thicknesses. It was observed that fracture energy is highly influenced by adhesive thickness, so the fracture energy increased as this parameter incremented in both modes.
- The numerical model developed to reproduce the adhesive behaviour was validated for the experimental properties obtained by simulating mode I and mode II joints. The numerical variations with respect to the experimental results for the different variables analysed were less than 10%.
- The influence of adhesive thickness on the single-lap joint behaviour was studied. An increase of this parameter lead to an increment of the joint strength, peel stress and shear stress.

**Related to the study of the adhesively-bonded repair behaviour under static conditions**

A three-dimensional numerical model was developed to reproduce the adhesively-bonded patch repair behaviour subjected to uniaxial tensile loads in static conditions. The adhesive response was defined with the progressive damage model validated for single-lap joints, while the response of composite laminate was defined by a VUMAT user subroutine.

An experimental study was carried out on adhesive repairs in static conditions, considering different patch geometries (rectangular and circular), patch sizes (30 mm and 50 mm) and single- and double-lap configurations. Moreover, experimental tests were performed on undamaged and open-hole laminates to evaluate the efficiency of the patches analysed and its capability to recover the structural strength of the laminate.

The numerical model was validated for the different configurations experimentally tested: undamaged laminates, open-hole laminates and adhesive repairs with single- and double-lap rectangular patches, and double-lap circular patches. The numerical variations obtained with respect to the experimental results were less than 8%.

- The numerical model was used to analyse the influence of geometric parameters such as repair configuration (single- and double-lap), adhesive thickness, patch size, patch stacking sequence and its geometry.
- The behaviour of the repair is highly influenced by the combination of the geometric parameters above, leading to differences in failure load and failure mode that should be analysed. In view of the results obtained, patch size, adhesive thickness and repair configuration (single- or double-lap) could be considered the most influential parameters among those studied.
- Single-lap repairs lead to reductions of the failure load less than 10% with respect to equivalent double-lap repairs. This reduction is due to the lack of symmetry of single-lap repairs, which introduces bending because of the eccentricity of the load. This fact causes the separation of the patch as a result of the adhesive failure. Thus, double-lap repairs are more efficient than single-lap repairs.
- Repair strength and its failure mode are highly influenced by the patch size. Since an increase in the patch size implies a higher overlap length, an increment of this parameter increased the maximum load for the range studied.

- Considering double-lap repairs, those with patches of 30 mm recover around 45% of the open-hole laminate strength, while patches of 50 mm recover around 75%, approximately.
- Global stiffness of the repair increases as the patch size increment. For patches of 50 mm this increment is quantified around 10% respect to the intact laminates. Larger patches favour the ultimate failure on the laminate, while smaller debond from laminate because of the adhesive failure, causing the failure of the open-hole laminate in the perpendicular direction to the load application from the hole edge. However, it depends also on the adhesive thickness.
- The adhesive thickness of 0.26 mm lead to the maximum failure load. The global stiffness of the repair is not significantly influenced by the variation of this parameter.
- Failure mode is related to the patch size and adhesive thickness, so both parameters were studied together. Ultimate failure on rectangular double-lap repairs occurs on the laminate away from the repair area for a failure load value above 37.9 kN, and 36.1 kN for circular patch geometry. Among the different configurations studied, the repair of 40 mm of patch size and 0.26 mm adhesive thickness was considered the optimal.
- The patch stacking sequence can be considered a secondary design parameter, which variations dos not affect the failure load and failure mode significantly, except for the [90]<sub>4</sub> patch sequence which is the only in which failure patch occurs.
- Patch geometry is related to the overlap length. The increment of the path length, increased the repair strength. The octagonal patch presented the higher failure load with respect to the equivalent rectangular geometry, despite having a smaller adhesion surface.

### **Related to the study of the adhesively-bonded repair behaviour under dynamic conditions**

A three-dimensional numerical model was developed to reproduce the adhesively-bonded patch repair behaviour subjected to uniaxial tensile loads in dynamic conditions.

An experimental analysis was carried out on adhesive rectangular patch repairs in dynamic conditions, considering two different loading rates, 5 m/s and 15 m/s. In addition, experimental tests were performed on undamaged and open-hole laminates to evaluate the efficiency of the patches analysed. The increment of the loading ratio lead to an increase of the strength of the intact and open-hole laminates. For rectangular patch repairs, a decrease of the strength was observed for the loading ratio of 15 m/s.



The numerical model was validated for the different configurations experimentally tested. The numerical variations obtained for repairs respect to the experimental results were higher as the loading rate incremented, due to the possible decrease of the fracture energy of the adhesive. Despite these variations, the numerical model reproduces the failure mode.

The numerical model was validated for the different configurations experimentally tested: undamaged laminates, open-hole laminates and adhesive repairs with single- and double-lap rectangular patches, and double-lap circular patches. The numerical variations obtained respect to the experimental results were less than 20%.

- The numerical model was used to analyse the influence of different geometric parameters such as adhesive thickness, patch size, patch stacking sequence and its geometry, and loading rate.
- The combined effect of the patch size and adhesive thickness results in similar variations to those obtained in static conditions. The failure load increases as the patch size increment, and reaches its maximum value for 0.26 mm. The optimal configuration is the double-lap repair with a patch size of 40 mm and the adhesive thickness of 0.26 mm. The failure mode varies from the repaired area to the laminate away from this area for a load value higher than 41 kN, approximately.
- Under dynamic conditions, the patch stacking sequence affects to the failure mode for  $[0]_4$  and  $[\pm 45]_2$ , despite not resulting in significant variations on the failure load except for the  $[p0]_4$  patch.
- Patch geometry does not influence the failure mode for the configurations considered. Maximum load increases as the patch length increments. The circular geometry lead to a lower failure load compared to rectangular geometry.
- Variation of loading rate reveals a variation on the failure mode for values greater than 5 m/s. For lower values the failure mode appears away from the repaired area on the laminate resulting in a linear increment of the maximum load, while for higher values the adhesive failure is observed and the increment of the failure load is lower.

## 6.2. Future research

As a continuation of the present work with the aim of completing it, the following lines of future research are proposed:

- Analysis of the fracture energy and crack growth mode under dynamic conditions considering different values of loading rate. In the present study, a variation on the failure mode is observed when increasing the loading rate, which leads to think about the possibility of the variation of the adhesive fracture properties for the range analysed.
- Implementation of the delamination failure mechanism in the numerical model. It was observed that the stacking sequence of the studied laminate did not present delamination as a main damage mechanism. However, considering its effect would allow to extend the model to laminates with different stacking sequences obtaining accurate results.
- Study of adhesively-bonded repairs behaviour subjected to different loading states in which other failure modes are developed. The uniaxial tensile response is analysed in this work. It is proposed to study the repairs behaviour under compression, which can cause the buckling phenomenon, or under impulsive loads, such as impacts, which lead to out-of-plane loads along the laminate.
- Analysis of the behaviour of bonded repairs on a representative structure in static and dynamic conditions, which would allow obtaining realistic results of the potential of this technique.

## 6.3. Original contributions

The development of this PhD Thesis supposes an advance in the knowledge of the adhesive-bonded repair of thin laminates behaviour. Deeping in its response under different load states is of great importance in order to predict the resultant mechanical capabilities.

The main original contributions that arise as a result of the work developed to achieve the initial objectives are listed:

- Characterisation of the structural adhesive MTA-240, used in the adhesively-bonded repair study, in terms of elastic and fracture properties. Moreover, the validity of the existing

regulations and standards for the experimental obtaining of the adhesive fracture energy in mode I and mode II was evaluated, as a reliable test method. In addition, the effect of the adhesive thickness on the fracture energy and the failure mechanisms in the adhesive for single-lap joints were analysed.

- Development of a numerical model to predict the failure of composite bonded patch repairs subjected to uniaxial tensile loads in static conditions, which considers both composite and adhesive failure. This model was validated comparing to results obtained from an experimental study performed on different repair configurations. The efficiency of the patch has been evaluated by comparing results obtained from undamaged and open-hole laminates.
- Analysis of the repair behaviour in dynamic conditions, considering different loading rates. An experimental study on rectangular patch repairs has been performed to validate the numerical model. The efficiency of these repairs was evaluated comparing with results obtained from undamaged and open-hole laminates.
- Optimisation of the adhesive repair configuration subjected to uniaxial tensile loads in static and dynamic conditions, analysing the influence of geometric parameters such as patch configuration (single- and double-lap), stacking sequence, geometry and size, as well as the adhesive thickness and loading rate, on the overall response of the repair.

## **6.4. Dissemination of results**

As a result of this PhD Thesis, a research paper has been published in a journal indexed in the Journal of Citation Report, which is included in the first quartile of its category. This article contains some of the main contributions of the present work. Moreover, another research paper is under review. A total of eight contributions to scientific conferences has been presented: three corresponds to national conferences and five to international conferences. One of these contributions is accepted, awaiting publication in an open access journal. All of them presents results obtained directly during the development of this PhD Thesis.

Below are listed the publications and conference contributions related to this PhD Thesis.

- Papers indexed in the Journal of Citation Report (JCR)
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Influence of the cohesive law shape on the composite adhesively-bonded patch repair behavior. *Composites Part B: Engineering*, 2016; 91:414-421.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Effect of the adhesive thickness and overlap on the behaviour of composite single-lap joints. *Engineering Fracture Mechanics*, 2018. (Under review)
- Other papers indexed
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas estáticas. *Materiales compuestos*, 2018. (Accepted for publication)
- Contributions at Scientific Conferences
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Análisis del comportamiento de reparaciones adhesivas sometidas a cargas estáticas. *XII National Conference on Composite Materials*. San Sebastián (Spain), 2017.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Tensile behavior of adhesively bonded patch-repaired composite laminates. *4th annual Academic Poster Showcase at the Science in the Age of Experience Global User Conference*. Chicago, Illinois (EEUU), 2017.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Influence of the adhesive thickness on the energy release rate of adhesively-bonded composite repairs. *CAMX, The Composites and Advanced Materials Expo*. Anaheim, California (EEUU), 2016.  
  
CAMX Poster Session Winner.
  - Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Analysis of the adhesive thickness in the mechanical response of composite bonded repairs. *19th International Conference on Composite Structures*. Porto (Portugal), 2016.
  - Fernández-Cañadas LM, Moya-Sanz EM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Influence of the traction-separation cohesive law on the failure load of adhesively-bonded repairs. *17th European Conference on Composite Materials*. Munich (Germany), 2016.

- Moya-Sanz EM, Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, García-Castillo SK. Evaluation of the geometry of single-lap adhesive joints in composite laminates. *17th European Conference on Composite Materials*. Munich (Germany), 2016.
- Fernández-Cañadas LM, Moya-Sanz EM, Iváñez I, Sánchez-Sáez S. Modelización de reparaciones adhesivas estructurales de laminados de pequeño espesor de material compuesto. *XI National Conference on Composite Materials*. Madrid (Spain), 2015.
- Moya-Sanz EM, Fernández-Cañadas LM, Iváñez I, García-Castillo SK. Influencia de la geometría de adherentes y adhesivo en el comportamiento de uniones adhesivas a solape simple en laminados. *XI National Conference on Composite Materials*. Madrid (Spain), 2015.

## Bibliografía

Abrate S. Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Reviews* 1991; 44: 155-190.

Adams RD, Peppiatt NA. Stress analysis of adhesive-bonded lap joints. *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design* 1974; 9: 185-196.

Ahn S.H, Springer GS. Repair of composite laminates. *National Technical Information Service (NTIS)* 2000, Springfield, Virginia 22161.

Ameli A, Papini M, Schroeder JA, Spelt JK. Fracture R-curve characterization of toughened epoxy adhesives. *Engineering Fracture Mechanics* 2010; 77: 521-534.

Andersson T, Stigh U. The stress-elongation relation for an adhesive layer loaded in peel using equilibrium of energetic forces. *International Journal of Solid Structures* 2004; 41: 413-434.

Arana JL, González JJ. Mecánica de fractura. *Servicio editorial Universidad del País Vasco*, 2002.

Araújo HAM, Machado JJM, Marques EAS, da Silva LFM. Dynamic behaviour of composite adhesive joints for the automotive industry. *Composite Structures* 2017; 171: 549-561.

Archenbach JD. Wave propagation in elastic solids. *North-Holland Publishing Company*, Amsterdam, 1973.

Arias M, Luz S, Vanegas U, Libardo. Falla de los materiales compuestos Laminados. *Scientia Et Technica* 2004; X (25):113-118. Universidad Tecnológica de Pereira. Colombia.

Ascione F, Mancusi G. Failure criteria for FRP adhesive lap joints: a comparative analysis. *Mechanics of Advanced Materials and Structures* 2010; 17: 157-164.

Ashcroft IA, Hughes DJ, Shaw SJ. Mode I fracture of epoxy bonded composite joints: 1. Quasi-static loading. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2001; 21: 87-99.

ASTM D638. Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics, 2014.

ASTM D3528- Standard Test Method for Strength Properties of Double Lap Shear Adhesive Joints by Tension Loading, 1996.

ASTM D5528. Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, 2013.

ASTM D5573. Standard Practice for Classifying Modes in Fiber-Reinforced Plastic (FRP) Joints, 1999.

ASTM D6671/D6671M. Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites, 2013.

ASTM D7905/D7905M. Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, 2014.

Azari MPS, Spelt JK. Effect of Surface roughness on the performance of adhesive joints under static and cyclic loading. *Journal of Adhesion* 2010; 86:742-764.

Baker A. Joining and repair of aircraft composite structures. *Transactions - Institution of Engineers Australia Mechanical Engineering ME* 1996; 21: 2-59.

Baker AA, Jones R. Bonded Repair Aircraft Structures. Martinus Nijhoff Publishers, 1988.

Banea MD, da Silva LFM. Adhesively bonded joints in composite materials: An overview. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials Design and Applications* 2009; 223(1): 1-18.

Banea MD, da Silva LFM, Campilho RDSG. The effect of adhesive thickness on the mechanical behavior of a structural polyurethane adhesive. *The Journal of Adhesion* 2015; 91: 331-346.

Barbero EJ, Sgambitterra G, Adumitroaie A, and Martínez J. A Discrete Constitutive Model for Transverse and Shear Damage of Symmetric Laminates with arbitrary Stacking Sequence. *Composite Structures* 2011; 93:1021-1030

Barenblatt GI. The formation of equilibrium cracks during brittle fracture. General ideas and hypotheses. Axially-symmetric cracks. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics* 1959; 23(3): 434-444.

Barenblatt GI, The Mathematical Theory of Equilibrium Cracks in Brittle Fracture. *Advances in Applied Mechanics* 1962; 7: 55-129.

Battams G. The use of optical techniques to assess the damage tolerance of composite materials. *Ph.D. thesis*, University of Southampton, 2014.

Beloufa HI, Ouinas D, Tarfaoui M, Benderdouche N. Effect of stacking sequence of the bonded composite patch repair performance. *Structural Engineering and Mechanics* 2016; 57: 295-313.

Benezgagh M, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed mode bending apparatus. *Composites Science & Technology* 1996; 56: 439-491.

Bigwood DA, Crocombe AD. Elastic analysis and engineering design formulae for bonded joints. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 1989; 9: 229-242.

Blackman BRK, Kinloch AJ, Rodriguez Sanchez FS, Teo WS, Williams JG. The fracture behavior of structural adhesives under high strain rates. *Engineering Fracture Mechanics* 2009; 76: 2868-2889.

Blackman BRK, Kinloch AJ, Rodriguez Sanchez FS, Teo WS. The fracture behavior of adhesively-bonded composite joints: Effects of rate of test and mode of loading. *International Journal of Solids and Structures* 2012; 49: 1434-1452.

Boeing. Boeing 777 Freighter, ensamblaje final del fuselaje. <http://www.boeingimages.com>, 2000.

BOPACS. Boltless joining of primary aerospace composite structures. Description of work. 2012.

Breitzman TD, Iarve EV, Cook BM, Schoeppner GA, Lipton RP. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading. *Composites: Part A* 2009; 40: 1921-1930.

Broek D. Elementary engineering fracture mechanics. M. Nijhoff. Kluwer Academic, Dordrecht, 1986.

Bruyne NA. The Strength of Glued Joints. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 1944; 16(4): 115-118.

Budhe S, Banea MD, de Barros S, da Silva LFM. An updated review of adhesively bonded joints in composite materials. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2017; 72: 30-42.

Camacho G, Ortiz M. Computational modelling of impact damage in brittle materials. *International Journal for Solids and Structures* 1996; 33: 2899-2938

Camanho PP, Davila CG. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials. *NASA/TM-2002-211737*, 2002, 1-37.



Caminero MA, Lopez-Pedrosa M, Pinna C, Soutis C. Damage monitoring and analysis of composite laminates with an open hole and adhesively bonded repairs using digital image correlation. *Composites Part B: Engineering* 2013; 53: 76-91.

Campilho RDSG, de Moura MFSF, Domingues JJMS. Modelling Single and Double-lap Repairs on Composite Materials. *Composites Science and Technology* 2005; 65: 1948-1958.

Campilho RDSG, de Moura MFSF, Ramantani DA, Morais JLL, Domingues JJMS. Tensile behaviour of three-dimensional carbon-epoxy adhesively bonded single- and double-strap repairs. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2009; 29: 678-686.

Campilho RDSG, Banea MD, Neto JABP, da Silva LFM. Modelling of single-lap joints using cohesive zone models: effect of the cohesive parameters on the output simulation. *The Journal of Adhesion* 2012; 88: 513-533.

Campilho RDSG, Banea MD, Neto JABP, da Silva LFM. Modelling adhesive joints with cohesive zone models: effect of the cohesive law shape of the adhesive layer. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2013; 44: 48-56.

Campilho RDSG, Moura DC, Banea MD, da Silva LFM. Adhesive thickness effects of a ductile adhesive by optical measurement techniques. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2015; 57: 125-132.

Carlberger T, Biel A, Stigh U. Influence of temperature and strain rate on cohesive properties of a structural epoxy adhesive. *International Journal of Fracture* 2009; 155: 155-166.

Carlberger T, Stigh U. Influence of layer thickness on cohesive properties of an epoxy-based adhesive. An experimental study. *The Journal of Adhesion* 2010; 86: 816-835.

Carpinteri A. Post-peak and post-bifurcation analysis on cohesive crack propagation. *Engineering Fracture Mechanics* 1989; 32: 265-278.

Carvalho UTF, Campilho RDSG. Validation of pure tensile and shear cohesive laws obtained by the direct method with single-lap joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2017; 77: 41-50.

Chai H. The characterization of mode I delamination failure in non-woven, multidirectional laminates. *Composites* 1984; 15: 277-290.

Chaves FJP, da Silva LFM, de Moura MFSF, Dillard DA, Esteves VHC. Fracture mechanics tests in adhesively bonded joints: a literature review. *The Journal of Adhesion* 2014; 90: 955-992.

Chen CR, Kolednik O, Heerens J, Fischer FD. Three-dimensional modelling of ductile crack growth: cohesive zone parameters and crack tip triaxiality. *Engineering Fracture Mechanics* 2005; 72: 2072-2094.

Chen W, Hao H, Jong M, Shi Y, Chen L, Pham T. Quasi-static and dynamic tensile properties of basalt fibre reinforced polymer. *Composites Part B: Engineering* 2017; 125: 123-133.

Cheng P, Gong XJ, Hearn D, Aivazzadeh S. Tensile behaviour of patch-repaired CFRP laminates. *Composite Structures* 2011; 93: 582-589.

Cheng P, Gong XJ, Aivazzadeh S, Xiao X. Experimental observation of tensile behaviour of patch repaired composites. *Polymer testing* 2014; 34: 146-154.

Cheng W, Meng Q, Hao H, Cui J, Shi Y. Quasi-static and dynamic tensile properties of fiberglass/epoxy laminate sheet. *Construction and Building Materials* 2017; 143: 247-258.

Costa J, Renart J, Batista Y, Mahdi S, Rodriguez-Bellido A. Detailed Investigation of Bonded Joints for Composite Repairs. *18<sup>th</sup> International conference on composite materials*, 2011.

Crocombe AD. Global yielding as a failure criterion for bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 1989; 9: 145-153.

Da Silva LFM, Adams RD. Techniques to reduce the peel stresses in the adhesive joints with composites. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2007; 27: 227-235.

Da Silva LFM, Rodrigues TNSS, Figueiredo MAV, de Moura MFSF, Chousal JG. Effect of adhesive type and thickness on the lap shear strength. *The Journal of Adhesion* 2007; 82: 1091-1115.

Da Silva LFM, Carbas RJC, Critchlow GW, Figueiredo MAV, Brown K. Effect of material, geometry, surface treatment and environment on the shear strength of single lap joints. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2009; 29: 621-632.

Da Silva LFM, Öchsner A, Adams RD. *Handbook of adhesion technology* 2011. Springer, Heidelberg.

Daghyani HR, Ye L, Mai YW. Mode I fracture toughness behaviour of adhesive joints. Part I. Relationship between fracture energy and bond thickness. *Journal of Adhesion* 1995; 53: 149-162.

Davies GAO, Zhang X. Impact damage prediction in carbon composite structures. *International Journal of Impact Engineering* 1995; 16: 149-170.

Davila CG, Rose CA. Progressive damage analysis of composites. *Lecture note in Aircraft Aging and Durability Project*, NASA, Brussels, Belgium, 2007.

Davis MJ. The development of an engineering standard for composite repair. *Science and Technology Organization* 1995; 24: 1-11.

Davis MJ, Bond DA. Principles and practices of adhesively bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 1999; 19: 91-105.

Davis MJ, Bond DA. The importance of failure identification in adhesive bonded aircraft structures and repairs. *The International Conference on Composite Materials* 1999.

Davis MJ, Bond DA. Certification of adhesive bonds for construction and repair. *Proceedings of the 4th Joint DoD/FAA/NASA Conference on Aging Aircraft Conference* 2000.

Davis MJ, Janardhana M, MacKenzie A. A rigorous approach to certification of adhesive bonded repairs. *FAA Workshop on Certification of Adhesive Bonded Structures and Repairs* 2004.

De Borst R. Numerical aspects of cohesive-zone models. *Engineering Fracture Mechanics* 2003; 70: 1743-1757.

De Moura MFSF, Campilho RDSG, Gonçalves JPM. Crack equivalent concept applied to the fracture characterization of bonded joints under pure mode I loading. *Composites Science and Technology* 2008; 68: 2224-2230.

De Moura MFSF, Campilho RDSG, Gonçalves JPM. Pure mode II fracture characterization of composite bonded joints. *International Journal of Solids and Structures* 2009; 46: 1589-1595.

Deng X, Korobenko A, Yan J, Bazilevs Y. Isogeometric analysis of continuum damage in rotation-free composite shells. *Computational Methods on Applied Mechanical Engineering* 2015; 284: 349-372.

Dillard DA. Fracture mechanics of adhesive bonds. *Adhesive Bonding Science, Technology and Applications*. CRC Press/Woodhead Publishing, Florida, 2005.

Dugdale DS. Yielding of Steel Sheets Containing Slits. Engineering Department, University College of Swansea, 1959.

Elices M, Guinea GV, Gómez J, Planas J. The cohesive zone model: advantages, limitations and challenges. *Engineering Fracture Mechanics* 2002; 69: 137-163.

Erçin GH, Camanho PP, Xavier J, Catalanotti G, Mahdi S, Linde P. Size effects on the tensile and compressive failure of notched composite laminates. *Composite Structures* 2013; 96: 736-744.

Fernandes TAB, Campilho RDSG, Banea MD, da Silva LFM. Adhesive selection for single lap bonded joints: experimentation and advanced techniques for strength prediction. *The Journal of Adhesion* 2015; 91: 841-862.

Fernlund G, Papini M, McCammond D, Spelt JK. Fracture load predictions for adhesive joints. *Composites Science and Technology* 1994; 51: 587-600.

Fineberg J, Marder M. Instability in dynamic fracture. *Physics Reports* 1999; 313: 1-108.

Fitoussi J, Meraghani F, Jendli Z, Hug G, Baptiste. Experimental methodology for high strain-rates tensile behavior analysis of polymer matrix composites. *Composites Science and Technology* 2005; 65: 2174-2188.

Floros IS, Tserpes KI, Löbel T. Mode-I, mode-II and mixed-mode I+II fracture behavior of composite bonded joints: experimental characterization and numerical simulation. *Composites Part B: Engineering* 2015; 78: 459-468.

Gledhill RA, Kinloch AJ, Yamini S, Young RJ. Relationship between mechanical properties of and crack propagation in epoxy resin adhesives. *Polymer* 1978; 19: 574-582.

Gleich DM, Van Tooren MJL, Beukers A. Analysis and evaluation of bondline thickness effects on failure load in adhesively bonded structures. *Journal of Adhesion Science and Technology* 2001; 9: 1091-1101.

Gómez-del Río T, Barbero E, Zaera R, Navarro C. Dynamic tensile behaviour at low temperature of CFRP using a split Hopkinson pressure bar. *Composite Science and Technology* 2005; 65: 61-71.

Gong XJ, Cheng P, Aivazzadeh S, Xiao X. Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures. *Composite Structures* 2015; 123: 292-300.

Gonçalves JPM, de Moura MFSF, de Castro PMST. A three-dimensional finite element model for stress analysis of adhesive joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2002; 22: 357-365.

Grant LDR, Adams RD, da Silva FM. Experimental and numerical analysis of single-lap joints for the automotive industry. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2009; 29: 405-413.

Griffith AA. The phenomena of rupture and flow in solids. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A*, 1921; 221: 163-198.

Högberg JL. Mixed mode cohesive law. *International Journal of Fracture* 2006; 141: 549-559.

Hale J. Boeing 787 from the ground up. *Aero Magazine Boeing* 2006; 24: 17-23.

Harding J, Welsh LM. A tensile testing technique for fibre-reinforced composites at impact rates of strain. *Journal of Material Science* 1983; 18: 1810-1826.

Harris J, Adams R. Strength prediction of bonded single lap joints by non-linear finite element methods. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 1984; 4(2): 65-78.

Harris J, Adams R. An assessment of the impact performance of bonded joints for use in high energy absorbing structures. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers* 1985, 199; 121-131.

Hart-Smith LJ. Effects of flaws and porosity on strength of adhesive-bonded joints. *Douglas Company Report MDC J4699*, November 1981.

Hashin Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics* 1980; 47: 329-334.

Hashin Z, Rotem A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. *Technical report*. Department of materials engineering, Technion - Israel Institute of technology, 1973.

Hellen T. On the method of the virtual crack extension. *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 1975; 9, 1: 187-207.

Henkel. La selección es la clave, elegir la unión óptima para las construcciones industriales. *Revista aluminio* 2012.

Heslehurst RB, Hart-Smith L. The science and art of structural adhesive bonding. *SAMPE Journal* 2002; 38: 60-71.

Hexcel Composites, Duxford. *Manual of composite repair* 1999; publication UTC 102.

Hillerborg A, Modeér M, Petersson P. Analysis of crack formation and crack growth in concrete by means on fracture mechanics and finite elements. *Cement and Concrete Research* 1976; 6: 773-782.

Hooper PA, Blackman BRK, Dear JP. The mechanical behaviour of poly(vinyl butyral) at different strains magnitudes and strain rates. *Journal of Materials Science* 2012; 47: 3564-3576.

Hou B, Zhao H, Pattofatto S, Liu JG, Li YL. Inertia effects on the progressive crushing of aluminium honeycombs under impact loading. *International Journal of Solids and Structures* 2012; 49: 2754-2762.

Hu FZ, Soutis C. Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression. *Composite Science and Technology* 2000; 60:1103-14

Hutchinson JW, Suo Z. Mixed-mode cracking in layered materials. *Advances in Applied Mechanics* 1992; 29: 63-191.

Inglis CE. Stress in plates due to the presence of cracks and sharp corners. *Transactions of the Institute of Naval Architects* 1913; 55: 219-241.

Irwin GR. Analysis of stresses and strain near the end of a crack traversing a plate. *Journal of Applied Mechanics* 1957; 24: 361-364.

ISO 10365. Adhesives - Designation of main failure patterns, 1992.

ISO 15024. Fibre-reinforced plastic composites – Determination of mode I interlaminar fracture toughness,  $G_{Ic}$ , for unidirectionally reinforced materials, 2001.

ISO 25217. Adhesives - Determination of the mode I adhesives fracture energy of structural adhesive joints using double cantilever beam and tapered double cantilever beam specimens, 2009.

Jacob GC, Starbuck JM, Fellers JF, Simunovic S, Boeman RG. Strain rate effects on the mechanical properties of polymer composite materials. *Journal of Applied Polymer Science* 2004; 94: 296–301.

Ji G, Ouyang Z, Li G, Ibekwe S, Pang SS. Effects of adhesive thickness on global and local Mode-I interfacial fracture of bonded joints. *International Journal of Solids and Structures* 2010; 47: 2445–2458.

Jones R, Chiu WK, Smith R. Airworthiness of composite repairs: failure mechanisms. *Engineering Failure Analysis* 1995; 2(2): 117-128.

Kahraman R, Sunar M, Yilbas B. Influence of adhesive thickness and filler content on the mechanical performance of aluminum single-lap joints bonded with aluminum powder filled epoxy adhesive. *Journal of Materials Processing Technology* 2008; 205: 183-189.

Karac A, Blackman BRK, Cooper V, Kinloch AJ, Rodriguez Sanchez S, Teo WS, Ivankovic A. Modelling the fracture behaviour of adhesively-bonded joints as a function of test rate. *Engineering Fracture Mechanics* 2011; 78: 973-989.

Katnam KB, da Silva LFM, Young TM. Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities. *Progress in Aerospace Science* 2013; 61: 26-42.

Khalili SMR, Shariyat M, Mokhtari M. Static Tensile and Transient Dynamic Response of Cracked Aluminum Plate Repaired with Composite Patch–Numerical Study. *Applied Composite Materials* 2014; 21: 441-455.

Khoramishad H, Crocombe AD, Katnam KB, Ashcroft IA. Predicting fatigue damage in adhesively bonded joints using a cohesive zone model. *International Journal of Fatigue* 2010; 32: 1146-1158.

Kinloch AJ, Shaw SJ, Tod DA, Hunston DL. Deformation and fracture behaviour of a rubber-toughened epoxy: microstructure and fracture studies. *Polymer* 1983; 24: 1341-1354.

Kinloch AJ, Shaw SJ. The fracture resistance of a toughened epoxy adhesive. *Journal of Adhesion* 1981; 12: 59-77.

Kinloch AJ. *Adhesion and Adhesives: Science and Technology*. Chapman & Hall, 1987.

Kottner R, Hynek R, Kroupa T. Identification of parameters of cohesive elements for modeling of adhesively bonded joints of epoxy composites. *Applied and Computational Mechanics* 2013; 7: 137-144

Krenk S, Jönsson J, Hansen LP. Fatigue analysis and testing of adhesive joints. *Engineering Fracture Mechanics* 1996; 53: 859-872.

Krueger R. Virtual crack closure technique: History, approach, and applications. *Applied Mechanics Review* 2004; 57, 2.

Kruse T, Körwien T, Geistbeck M, Schmid Fuertes TA. Bonding of CFRP primary aerospace structures – Discussion of the certification boundary conditions and related technology fields addressing the needs for development. *16<sup>th</sup> European Conference on Composite Materials*, 2014.

Kumar SB, Sridar I, Shivashanker S, Osiyemi J, Zavattieri P. Tensile failure of adhesively bonded CFRP composite scarf joints. *Materials Science and Engineering: B* 2006; 132: 113-120.

Kwon J, Choi J, Huh H, Lee J. Evaluation of the tensile effect of the strain rate on the tensile properties of carbon-epoxy composite laminates. *Journal of Composite Materials* 2017; 51: 3197-3210.

Lawrence P. Meeting the challenge of aviation emissions: an aircraft industry perspective. *Technology Analysis and Strategic Management* 2009; 21(1): 79-92.

Li J, Yan Y, Zhang T, Liang Z. Experimental study of adhesively bonded CFRP joints subjected to tensile loads. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2015; 57: 95-104.

Liao L, Huang C, Sawa T. Effect of the adhesive thickness, adhesive type and scarf angle on the mechanical properties of scarf adhesive joints. *International Journal of Solids and Structures* 2013; 50: 4333-4340.

Lim WW, Hatano Y, Mizumachi H. Fracture toughness of adhesive joints. I. Relationship between strain energy release rate in three different fracture modes and adhesive strengths. *Journal of Applied Polymer Science* 1994; 52: 967-973.

Liu X, Wang G. Progressive failure analysis of bonded composite repairs. *Composite Structures* 2007; 81: 331-340.

Loss KR, Kedward KT. Modelling and analysis of peel and shear stresses in adhesively bonded joints. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* 1984; 84: 0913.

Mangalgi PD. Composite materials for aerospace applications. *Bulletin of Materials Science* 1999; 22: 657-664.

Marzi S, Bien A, Stigh U. On experimental methods to investigate the effect of layer thickness on the fracture behavior of adhesively bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2011; 31: 840-850.

Mehrabadi FA. Experimental and numerical failure analysis of adhesive composite joints. *International Journal of Aerospace Engineering* 2012; 1-10.



Miravete A. *Materiales Compuestos I*. Editorial Reverte 2000.

Mohan J, Ivanković, Murphy N. Mode I fracture toughness of co-cured and secondary bonded composite joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2014; 51: 13-22.

Mohan J, Ivanković, Murphy N. Mixed-mode fracture toughness of co-cured and secondary bonded composite joints. *Engineering Fracture Mechanics* 2015; 134: 148-167.

Moya-Sanz E, Iváñez I, García-Castillo SK. Effect of the geometry in the strength of single-lap adhesive joints of composite laminates under uniaxial tensile load. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2017; 72: 23-29.

A. Needleman, A continuum model for void nucleation by inclusion debonding. Division of Engineering, Brown University, 1987.

Needleman A. An analysis of tensile decohesion along interface. *Journal of the Mechanics and Physics Solids* 1990; 38: 289-324.

O'Brien TK. Characterisation of delamination onset and growth in a composite laminate. *Damage in Composite Materials ASTM STP 775*; 1982: 140-167.

O'Higgins RM, McCarthy MA, McCarthy CT. Comparison of open hole tension characteristics of high strength glass and carbon fibre-reinforced composite materials. *Composite Science and Technology* 2008; 68: 2770-2778.

Okafor AC, Singh N, Enemuoh UE Rao SV. Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels. *Composite Structures* 2005; 71: 258-270.

Osnes H, McGeorge D, Weitzenböck JR, Guthu GO. Predicting failure of bonded patches using a fracture mechanics approach. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2012; 37: 102-111.

Pagès S, Costa J, Mayugo JA, Blanco N. Tratamiento de la fatiga en el diseño estructural con materiales compuestos. Grupo de Análisis y Materiales Avanzados para el Diseño Estructural (AMADE), Universitat Politècnica de Girona, 2003.

Panigrahi SK, Pradhan B. Three-dimensional failure analysis and damage propagation behavior of adhesively bonded single lap joints in laminated FRP composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 2007; 26: 183-201.

Phillips LN. Design with advanced composite materials. The Design Council (Springer-Verlag) 1989, London.

Pipes RB, Pagano NJ. Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial tension. *Journal of Composite Materials* 1970; 4: 538-548.

Puck A, Schürmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology* 1998; 58: 1045-1067.

Puck A, Schürmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology* 2002; 62: 1633-1662.

Quaresimin M, Ricotta M. Fatigue behaviour and damage evolution of single lap bonded joints in composite material. *Composite Science and Technology* 2006; 66: 176-187.

Ramji M, Srilakshmi R, Prakash MB. Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM. *Composites Part B: Engineering* 2013; 45: 710-720.

Rasane AR, Kumar P, Khond MP. Optimising the size of a CFRP patch to repair a crack of a thin sheet. *Journal of Adhesion* 2017; 93: 1064-1080.

Ridgard C. Complex Structures for manned/unmanned aerial vehicles. Low Temp Composite Processing Mechanical Property Data. *Air Force Research Laboratory* 2008.

Rybicky EF, Kanninen MF. A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral. *Engineering Fracture Mechanics* 1977; 9: 931-938.

Sørensen BF, Jacobsen TK. Determination of cohesive laws by the J integral approach. *Engineering Fracture Mechanics* 2003; 70: 1841-1858

Santos MAS, Campilho RDSG. Mixed-mode fracture analysis of composite bonded joints considering adhesives of different ductility. *International Journal of Fracture* 2017;207: 51-77.

Scheider I, Cohesive Model for Crack Propagation Analyses of Structures with Elastic-Plastic Material Behavior. *GKSS Research Center Geesthacht* 2001

Scheider I, Schödel M, Brocks W, Schönfeld W. Crack propagation analyses with CTOA and cohesive model: comparison and experimental validation. *Engineering Fracture Mechanics* 2006; 73(2): 252-263.

Schuecker C, Pettermann HE. Fiber reinforced laminates: progressive damage modeling based on failure mechanisms. *Archives of Computational Methods in Engineering* 2008; 15:163-184.

Senthil k, Arockiarajan A, Palaninathan R, Santosh B, Usha KM. Defects in composite structures: its effects and prediction methods – A comprehensive review. *Composite Structures* 2013; 106: 139-149.

Shah OR, Tarfaoui M. Effect of adhesive thickness on the Mode I and II strain energy release rates. Comparative study between different approaches for the calculation of Mode I & II SERR's. *Composites Part B: Engineering* 2016; 96: 354-363.

Sharpe Jr WN, Sharpe WN. Springer Handbook of Experimental Solid Mechanics. Springer 2008.

Shen B, Paulino GH. Identification of cohesive zone model and elastic parameters of fiber-reinforced cementitious composites using digital image correlation and a hybrid inverse technique. *Cement and Concrete Composites* 2011; 33: 572–585.

Sheppard A, Kelly D, Tong L. A damage zone model for the failure analysis of adhesively bonded joints. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 1998; 18: 385-400.

Siener MP. Stress field sensitivity of a composite patch repair as a result of varying patch repair thickness. ASTM STP 1120, *Composite Materials: Testing and Design* 1992; 10: 444-464.

Simulia. Abaqus 6.12 Documentation, 2012.

Sohel R, Figueiro R. Advanced composite materials for aerospace engineering: Processing, properties and applications. *Woodhead Publishing*, 2016.

Song MG, Kweon JH, Choi JH, Byun JH, Song MH, Shin SJ, Lee J. Effect of manufacturing methods on the shear strength of composite single-lap bonded joints. *Composite Structures* 2010; 92: 2194-2202.

Soutis C, Hu FZ. Design and performance of bonded patch repairs of composite structures. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 1997;211:263-71.

Taib AA, Boukhili R, Achiou S, Gordon S, Boukehili H. Bonded joints with composites adherends. Part I. Effect of specimen configuration, adhesive thickness, spew fillet and adherend stiffness on fracture. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 2006; 26: 226-236.

Taniguchi N, Nishiwaki T, Kawada H. Tensile strength of unidirectional CFRP laminate under high strain rate. *Advanced Composite Materials* 2007; 16: 167-180.

Taniguchi N, Nishiwaki T, Kawada H. Experimental characterization of dynamic tensile strength of unidirectional carbon/epoxy composites. *Advanced Composite Materials* 2008; 17: 139-156.

Turan K, Pekbey Y. Progressive failure analysis of reinforced-adhesively single-lap joint. *The Journal of Adhesion* 2015; 91: 962-977.

Tsai SW. Strength characteristics of composite materials. *Technical report. NASA/CR* 1965; 224.

Tsai SW, Wu EM. A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composites Material* 1970; 5: 58-80.

Tvergaard V, J.W. Hutchinson, The Relation Between Crack Growth Resistance and Fracture Process Parameters in Elastic-Plastic Solids. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids* 1992; 40: 1377-1397.

Vandellos T, Hychette C, Carrère. Proposition of a framework for the development of a cohesive zone model adapted to Carbon Fiber Reinforced Plastic laminated composites. *Composite Structures* 2013; 105: 199-206.

Volkersen O. Die nietkraftverteilung in zugbeanspruchten nietverbindungen mit konstanten laschenquerschnitten. *Luftfahrtforschung* 1938; 15: 41-47.

Wang Q, Duan WH, Quek ST. Repair of notched beam under dynamic load using piezoelectric patch. *International Journal of Mechanical Sciences* 2004; 46: 1517-1533.

Whitney JM, Nuismer RJ. Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials* 1974, 8: 253-268.

Wisnom MR. Size effects in testing of fibre-composite materials. *Composite Science and Technology* 1999; 59: 1937-1957.

Wooley GR, Carver DR. Stress concentration factors for bonded lap joint. *Journal of Aircraft* 1971; 8: 817-820.

Wu E. Crack extension in fiberglass reinforced plastics. T & AM Report 275, University of Illinois, 1965.

Xiao X. Dynamic tensile testing of plastic materials. *Polymer Testing* 2008; 27: 164-178.

Xing L, Zhidong G, Zengshan L, Lu L. A new stress-bases multi-scale failure criterion of composites and its validation in open hole tension tests. *Chinese Journal of Aeronautics* 2014; 27: 1430-1441.

Xu W, Wei Y. Strength and interface failure mechanism of adhesive joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 2012; 34: 80-92.

Zhang X, Hao H, Shi Y, Cui J, Zhang X. Static and dynamic material properties of CFRP/epoxy laminates. *Construction and Building Materials* 2016; 114: 638-649.

Zimmerman KB, Liu D. An experimental investigation of composite repair. *Experimental mechanics* 1996; 36: 142-147.

