



Universidad  
Carlos III de Madrid  
[www.uc3m.es](http://www.uc3m.es)

DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y TEORÍA DE  
ESTRUCTURAS

**TRABAJO FIN DE GRADO**

MODELIZACIÓN NUMÉRICA DEL  
COMPORTAMIENTO DE UN MATERIAL COMPUESTO  
DE TEJIDO DE FIBRA DE CARBONO Y MATRIZ EPOXI  
ANTE CARGAS DINÁMICAS

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

Autor: JAVIER REBOUL CORPA

Tutor: JOSÉ A. ARTERO GUERRERO

Director: JESÚS PERNAS SÁNCHEZ

2012

# ÍNDICE

<b>1</b>	<b>INTRODUCCIÓN.....</b>	<b>2</b>
1.1	OBJETIVOS .....	3
1.2	CONTENIDO.....	4
<b>2</b>	<b>ANTECEDENTES .....</b>	<b>6</b>
2.1	CONCEPTOS BÁSICOS .....	6
2.2	REFUERZOS .....	6
2.2.1	<i>Fibra de carbono</i> .....	7
2.3	MATRICES.....	8
2.3.1	<i>Matrices de resina epoxi</i> .....	8
2.4	TIPOS DE DISTRIBUCIÓN .....	9
2.4.1	<i>Cinta</i> .....	9
2.4.2	<i>Tejido</i> .....	10
<b>3</b>	<b>DESCRIPCIÓN EXPERIMENTAL .....</b>	<b>11</b>
3.1	MATERIALES UTILIZADOS.....	11
3.2	DISPOSITIVOS EMPLEADOS.....	11
3.2.1	<i>Cañón de gas</i> .....	11
3.2.2	<i>Sistema de grabación de alta velocidad</i> .....	12
3.3	ENSAYOS DE IMPACTO .....	12
3.4	ANÁLISIS DEL DAÑO.....	13
<b>4</b>	<b>MODELO NUMÉRICO.....</b>	<b>14</b>
4.1	INTRODUCCIÓN .....	14
4.2	GEOMETRÍA Y MALLA.....	14
4.3	CARGAS, CONDICIONES CONTORNO Y CONTACTO .....	15
4.4	MATERIALES.....	16
4.4.1	<i>Criterio de daño</i> .....	19
4.4.2	<i>Criterio de eliminación de elementos</i> .....	20
4.4.3	<i>Análisis de sensibilidad de la malla</i> .....	21
4.5	INTERACCIÓN COHESIVA .....	22
<b>5</b>	<b>ANÁLISIS Y RESULTADOS .....</b>	<b>26</b>
5.1	INTRODUCCIÓN .....	26
5.2	VALIDACIÓN DEL MODELO NUMÉRICO .....	26
5.2.1	<i>Velocidad residual</i> .....	26
5.2.2	<i>Área deslaminada</i> .....	27
5.3	INFLUENCIA DE LA VELOCIDAD DE IMPACTO .....	29
5.4	ESTUDIO ENERGÉTICO .....	30
5.5	REDUCCIÓN DE TIEMPO DE CÁLCULO.....	32
<b>6</b>	<b>CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS .....</b>	<b>35</b>
6.1	RESUMEN Y CONCLUSIONES .....	35
6.2	TRABAJOS FUTUROS .....	36
	<b>BIBLIOGRAFÍA.....</b>	<b>37</b>

# 1 INTRODUCCIÓN

El uso de materiales compuestos se ha elevado en las últimas décadas debido a las crecientes solicitudes en los componentes estructurales. Su evolución tecnológica ha sido impulsada, sobre todo, por la industria aeronáutica y aeroespacial, sectores en los que se precisan materiales que cumplan con unos requisitos muy restrictivos, especialmente en su relación densidad-resistencia. Con el empleo de materiales de baja densidad, se consiguen aeronaves más ligeras, requiriendo de sistemas de propulsión menos potentes y, por lo tanto, con menor consumo, aumentando la autonomía. Como se puede observar en la figura 1.1, el empleo de este tipo de materiales ha crecido enormemente con el paso de los años, llegando a superar el 50% en peso en aviones comerciales (Boeing B787 y el Airbus A350) y acercándose al 90% en el helicóptero NH90 de NHIndustries.

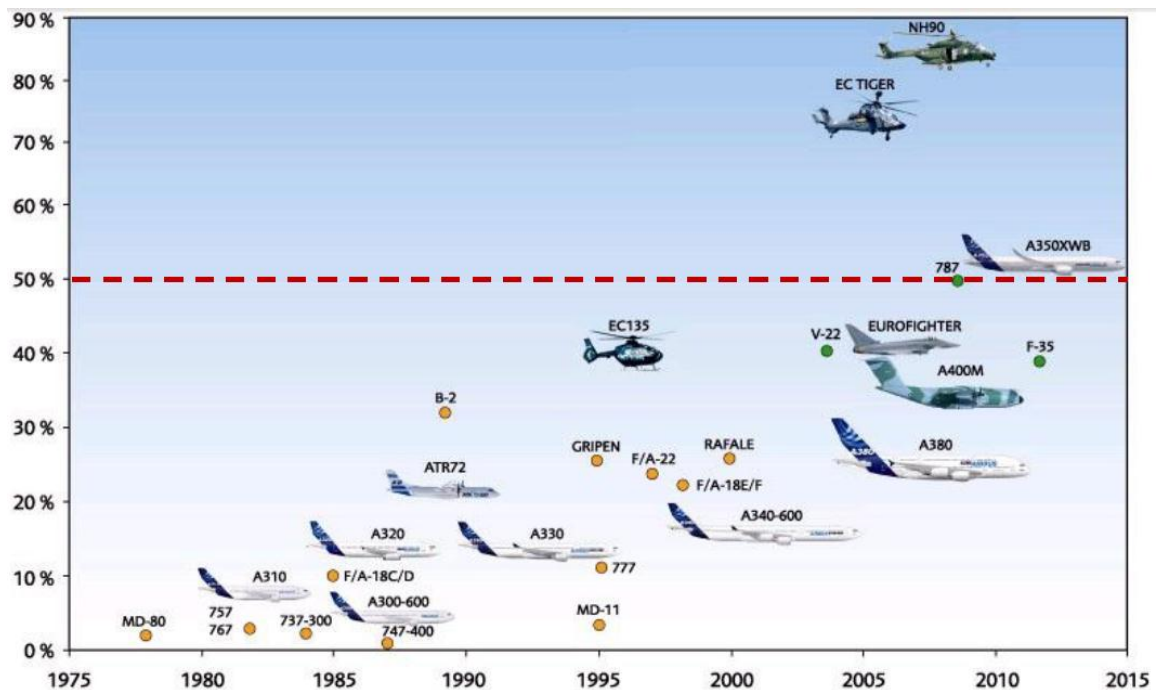


Figura 1.1 Evolución de la utilización de materiales compuestos en aviación (% en peso) [Barbero E., 2012].

Sin embargo, el uso de estos materiales no sólo se centra en estos sectores, la industria automovilística y la industria ferroviaria también incorporan este tipo de componentes, aunque lo hacen en menor medida debido al elevado coste de los materiales compuestos frente a las ventajas que produce su uso, al no ser las exigencias de reducción de peso tan estrictas como en la aviación. Por otra parte, la cadencia de producción de materiales compuestos no es tan alta como para satisfacer las exigencias del sector automovilístico debido al gran número de unidades que se fabrican de cada modelo en períodos cortos de tiempo. En trenes de alta velocidad, por ejemplo, se utilizan laminados de fibra de carbono y resina epoxi en los suelos, puertas y techos, así como dispositivos de seguridad tales como disipadores de energía. Asimismo, en automoción se utilizan en ciertas partes de la carrocería en algunos deportivos y en coches de competición, siendo su máximo exponente en la fórmula 1, donde los vehículos se componen casi en su totalidad de fibra de carbono.

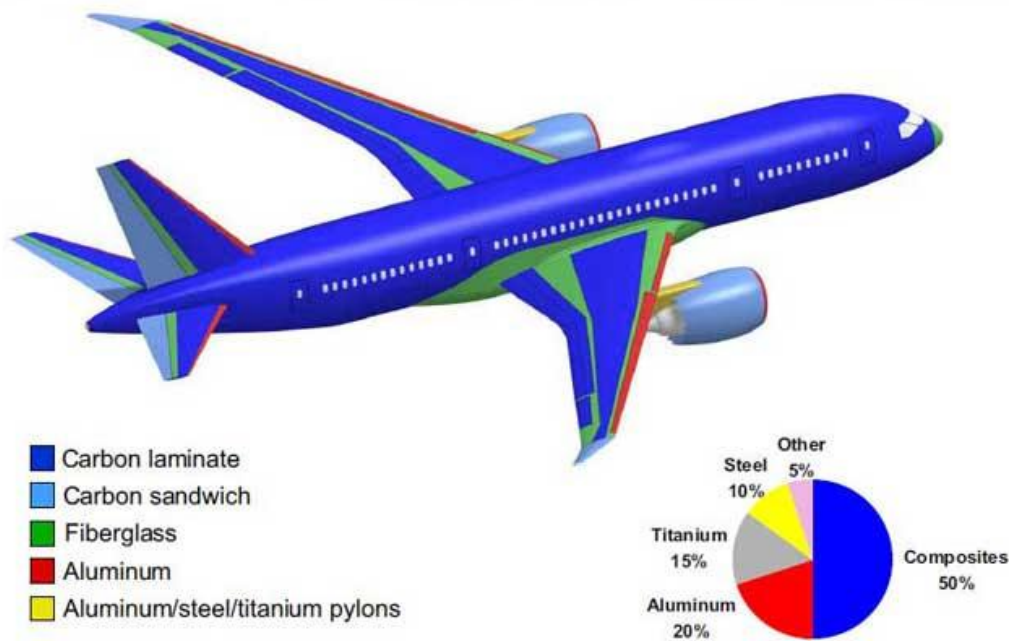


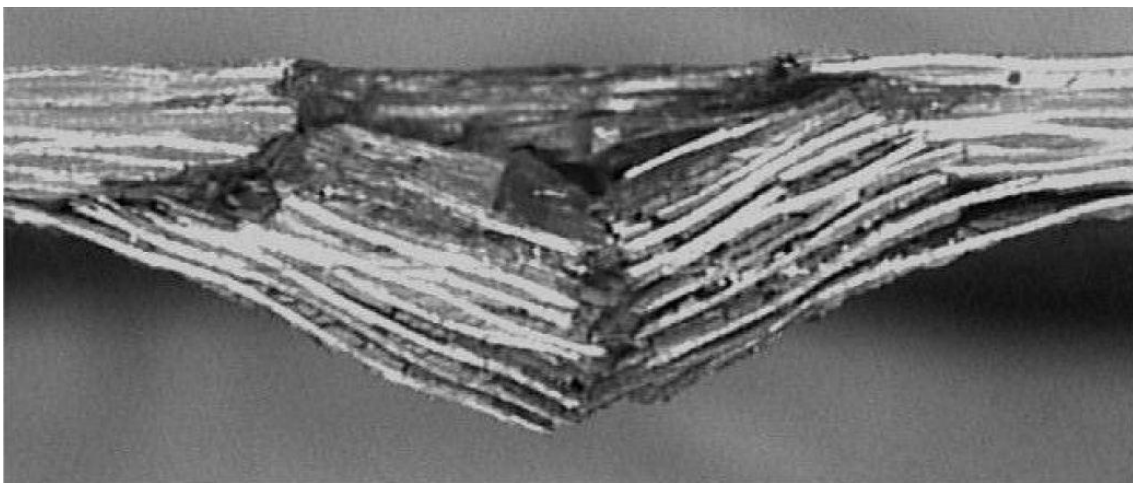
Figura 1.2 Materiales utilizados en la fabricación del avión Boeing B787 [www.1001crash.com].

De todos los tipos de materiales compuestos existentes, el más extendido para la fabricación de componentes con elevados requerimientos resistentes es la de fibra de carbono en matriz epoxi (azul en figura 1.2), puesto que aúna elevadas propiedades mecánicas, alta resistencia a la corrosión y baja densidad. En general, presentan un buen comportamiento ante esfuerzos en el mismo plano o de flexión, tanto cargas estáticas como de fatiga. No obstante, estos materiales son susceptibles de ser dañados frente a impactos perpendiculares a alta velocidad, pudiendo ser perforados, con lo que se dañarían otros componentes electrónicos y de control, y se perdería resistencia estructural. En el sector aeronáutico, numerosos objetos podrían causar este tipo de impactos, tales como piedras o piezas metálicas al aterrizar o despegar; colisiones con pájaros, granizo o hielo procedente de las hélices en pleno vuelo. Lo que podría originar accidentes catastróficos como el del Concorde en el año 2000 o el accidente del transbordador espacial Columbia en 2003. Por otro lado, también existen casos de impactos sin penetración que producen deslaminaciones en el material, disminuyendo considerablemente sus capacidades mecánicas, como impactos de herramientas durante la fabricación o el mismo hielo.

## 1.1 Objetivos

El elevado coste de los ensayos experimentales convierte los modelos numéricos en una importante herramienta para el estudio del comportamiento de los materiales compuestos. Por ello, el objetivo principal de este trabajo consiste en la modelización numérica de impactos de alta velocidad en materiales compuestos de fibra de carbono en matriz epoxi mediante el software de elementos finitos LS-DYNA®. Para ello, se aprovecharán los ensayos experimentales realizados [López-Puente et al., 2003], donde se lanzaron proyectiles a distintas velocidades sobre una placa estándar de tejido del material mencionado.

En primer lugar, se pretende diseñar un modelo numérico capaz de predecir con fidelidad la posición límite balístico del material, que es la velocidad a la que el proyectil perforaría completamente el laminado, y la velocidad residual del proyectil tras el impacto. Esto es fundamental para conocer los daños que podría causar dicho proyectil en otros elementos internos del avión, al atravesar el fuselaje. Por otra parte, se pretende que el modelo sea válido para el cálculo del área dañada por deslaminación a causa del impacto, así como los fallos producidos en las fibras, para conocer a posteriori el daño estructural al que se vería sometido el material. También se pretende estudiar la capacidad de absorción de energía de cada capa del material en el proceso de deslaminación, el cual es un factor que afecta notoriamente a las propiedades del material (en la figura 1.3 se pueden apreciar los efectos de la deslaminación en un material compuesto). Por último, se va a estudiar la reducción de las intercapas en las que se utiliza la interacción cohesiva para obtener un modelo que reproduzca fielmente el daño en el material con un coste computacional menor.



**Figura 1.3** Fotografía de la sección transversal de un material compuesto después de un impacto.

## 1.2 Contenido

Este trabajo se ha dividido en 6 capítulos, de los cuales esta introducción contaría como el primero de ellos.

En el segundo capítulo se realiza una introducción a los materiales compuestos, donde se explica en qué consisten, comentando sus propiedades, sus tipos de arquitectura y enfocándolo todo, posteriormente, en el caso particular del material compuesto empleado en el proyecto.

En el tercer capítulo se describe el test experimental en el que se basa la modelización numérica. Aquí se numeran las herramientas y materiales empleados para el estudio de los impactos a alta velocidad, así como el procedimiento utilizado.

En el cuarto capítulo se detalla el modelo numérico realizado en LS-DYNA®, donde se realiza una comparativa de los materiales predefinidos de los que dispone dicho software, justificando la elección del material seleccionado y sus propiedades. Por otro lado, se detalla la



utilización de interacciones cohesivas entre las láminas del material para simular la deslaminación que se produce debida al impacto.

El quinto capítulo sirve para hacer un análisis de los resultados, donde se analizará la velocidad residual del proyectil y el área dañada del laminado, así como un estudio energético del comportamiento del material, todo ello comparando con el caso experimental. También se realiza un estudio para intentar reducir los tiempos de cálculo del modelo.

En el sexto y último capítulo se recogen las conclusiones principales y se proponen posibles líneas de desarrollo para trabajos futuros.

## 2 ANTECEDENTES

### 2.1 Conceptos básicos

Un material compuesto se define, a nivel macroscópico, como la combinación de al menos dos materiales de distinta naturaleza, con el objetivo de obtener otro con mejores propiedades. Los materiales compuestos más antiguos provienen de la naturaleza: la madera consiste en fibras de celulosa contenidas en una matriz de lignina y los huesos humanos se pueden describir como osteonas de tipo fibroso integradas en una matriz llamada apatita [Barbero, 2011]. Pero los materiales compuestos hechos por el hombre datan de varios siglos A.C., cuando se fabricaban ladrillos de barro reforzados con paja, conocidos como adobe. Distintas etnias a lo largo de la historia han empleado combinaciones de materiales, como es el caso de los mongoles, que utilizaban en sus arcos cuernos de animal en la parte sometida a compresión y una mezcla de madera y tendones de vaca, pegadas entre sí, en la parte sometida a tensión, consiguiendo una efectividad militar muy reconocida [Gay, 2003].

En la actualidad, la estructura de los materiales compuestos es mucho más avanzada y utilizan matrices metálicas, cerámicas o poliméricas reforzadas con una variedad de fibras o partículas. Por ejemplo, los barcos de fibra de vidrio están construidos con una resina de poliéster reforzada con fibra de vidrio. Pero a veces, estos materiales usan más de un tipo de material de refuerzo, los cuales se denominan híbridos. Un ejemplo de ello podría ser el hormigón armado, que es un compuesto reforzado con partículas (grava, gravilla y arena) y a su vez contiene barras o mallas de acero. En otras ocasiones, diferentes materiales se superponen para formar productos mejorados, como en el caso de los compuestos tipo “sándwich” donde se intercala un material central ligero entre dos capas de otros materiales más rígidos y resistentes.

### 2.2 Refuerzos

Los refuerzos en materiales compuestos se pueden dividir en dos categorías: partículas y fibras. Con el empleo de partículas se consiguen materiales con mayor isotropía y con menor coste económico, pero con inferiores propiedades mecánicas. Sin embargo, los refuerzos mediante fibras son los más utilizados debido a que son ligeros, rígidos, poseen buena resistencia y es posible su orientación hacia las direcciones con mayores requerimientos mecánicos. Tiene mucho que ver el hecho de que la mayoría de los materiales son más resistentes en forma de fibra que en su forma natural. Esto es debido a la orientación de las moléculas en la dirección de la fibra y a la reducción drástica de los defectos del material en su forma fibrosa. Su utilización consiste en miles de filamentos, cada cual tiene un diámetro entre 5 y 10 micrómetros, que pueden ser producidos mediante máquinas textiles (figura 2.1). Los principales materiales utilizados para este tipo de refuerzos son el carbono, el vidrio, el boro, la aramida, el polietileno y el carburo de silicio. Estas fibras se pueden encontrar de dos maneras:



- Fibras cortas o discontinuas: con tamaños que varían desde fracciones de milímetro hasta unos pocos centímetros. Usadas en moldeo por inyección.
- Fibras largas o continuas: son cortadas durante el proceso de fabricación del composite. Se utilizan tal cual o tejidas.



**Figura 2.1** Fibras de vidrio saliendo directamente de una máquina textil.

### 2.2.1 Fibra de carbono

Las fibras de carbono, también llamadas fibras de grafito, tienen la ventaja de poseer unas interesantes propiedades: elevado módulo de elasticidad y resistencia a tracción, gran resistencia a corrosión y fatiga, y alta estabilidad dimensional, todo ello en un rango amplio de temperaturas. Gracias a ello, su utilización es predominante en la industria aeroespacial. Sus propiedades mecánicas vienen determinadas por su configuración atómica de cadenas de carbono y sus conexiones, que son similares a la estructura cristalina del grafito. La tenacidad de estas fibras se controla mediante la orientación de las conexiones atómicas más fuertes a lo largo de la dirección de la fibra.

Las propiedades de esta variedad de fibras dependen de la materia prima utilizada y del proceso de manufacturación empleado. Dos principales precursores son los más utilizados para su elaboración: *poliacrilonitrilo* (PAN) y *pitch*. Las fibras tipo pitch son más baratas pero, en general, tienen la mitad de resistencia a tracción que las PAN y sobre un tercio de resistencia a compresión. Esto se debe a su estructura intrínseca que las hace más vulnerables a defectos superficiales. Las fibras PAN predominan en la industria aeroespacial a causa de su capacidad para obtener diferentes valores de rigidez y resistencia. En la tabla 2.1 se pueden observar el rango de propiedades que pueden comprender estos materiales, pudiendo emplearse para diversos fines.



**Tabla 2.1** Propiedades de fibras de carbono comunes de distintos fabricantes [Barbero, 2011].

Fibras de carbono	$\rho$ [ $kg/m^3$ ]	$E$ [Gpa]	$X_t$ [GPa]	$\epsilon_t$ [%]
<i>Torayca T300</i> (PAN)	1750	230	3,530	1,5
<i>Torayca T1000</i> (PAN)	1800	294	7,060	2,0
<i>Torayca M50</i> (PAN)	1910	490	2,450	0,5
<i>Hexcel AS2</i> (PAN)	1800	227	2,756	1,3
<i>Hexcel AS-4D</i> (PAN)	1770	241	4,134	1,6
<i>Hexcel IM6</i> (PAN)	1760	279	5,740	1,9
<i>Hexcel IM7</i> (PAN)	1780	276	5,310	1,7
<i>Hexcel HMS4</i> (PAN)	1800	317	2,343	0,8
<i>Hexcel UHM</i> (PAN)	1850	441	3,445	0,8
<i>Thornel P55</i> (pitch)	2000	379	1,900	0,5
<i>Thornel P100</i> (pitch)	2160	758	2,410	0,3
<i>Thornel K1100</i> (pitch)	2200	965	3,100	#

## 2.3 Matrices

Sin embargo, los refuerzos mediante fibras no suelen utilizarse solos (excepto cables), puesto que éstas no pueden soportar esfuerzos de compresión ni transversales. Por ello, es necesario el uso de un aglutinante o matriz para mantener las fibras unidas, y que también sea capaz de transferir las cargas exteriores a los refuerzos. No obstante, algunas propiedades del material compuesto, como la rigidez y resistencia transversal se deben a dicho aglutinante. Además, la matriz también protege a las fibras de las condiciones medioambientales, siendo ésta crucial para evitar la corrosión en los materiales compuestos. Por otra parte, este compuesto juega un papel crucial en lo referente a la conductividad térmica y eléctrica del material.

Los materiales utilizados para la elaboración de matrices pueden ser polímeros, metales o cerámicos. Pero las más comunes son las matrices poliméricas debido a su facilidad para fabricar partes muy complejas con poco coste de herramientas y de manufacturación. Dentro de las poliméricas, se encuentran las matrices termoestables y las termoplásticas. Las primeras, entre las que se encuentra la resina epoxi, son formadas mediante una transformación química irreversible, que convierte resina en una matriz polimérica entrecruzada. Dichas resinas termoestables poseen una baja viscosidad lo que le permite una excelente impregnación en los refuerzos fibrosos y alta velocidad de procesado. Esto las convierte en las resinas más empleadas en materiales compuestos por su fácil procesado y su amplio rango de actuación.

### 2.3.1 Matrices de resina epoxi

La resina epoxi es muy utilizada por su versatilidad, sus altas propiedades mecánicas y su elevada resistencia a la corrosión. Esta versatilidad viene dada dependiendo de su estructura química, los reactantes empleados y de los diferentes parámetros de fabricación, tales como la temperatura o el tiempo de curado. Con ello se pueden conseguir matrices epoxi de alta rigidez o de alta dureza, de alta resistencia a fatiga o con gran capacidad de adherencia a la

fibra. Son empleadas tanto en matrices de materiales compuestos, como en otros muchos campos: adhesivos, sellados anticorrosivos, aglutinantes en pinturas del sector del automóvil o incluso en la elaboración de masillas.

Para la fabricación de matrices reforzadas con elementos fibrosos, primero se disponen las fibras de manera adecuada, según la geometría y los requerimientos estructurales deseados, para luego introducirlos en un autoclave<sup>1</sup> para su curado. Aquí se produce la reacción química necesaria para solidificar la resina y cambiar su estructura molecular, como se produce en los demás materiales termoestables. Este proceso también se puede realizar a temperatura ambiente, pero es común aplicar cambios de temperatura según intervalos de tiempo preestablecidos para optimizar el resultado final. Habitualmente se realiza un tratamiento posterior a temperatura moderada para minimizar una posterior polimerización, evitando la variación de propiedades mecánicas. En la tabla 2.2 se pueden apreciar las propiedades comunes de las matrices de resina epoxi.

**Tabla 2.2** Propiedades de matrices epoxi comunes [Barbero, 2011].

Matrices epoxi	$\rho$ [ $kg/m^3$ ]	$E$ [Gpa]	$X_t$ [MPa]	$\epsilon_t$ [%]
8551-7	1272	4,089	99,2	4,4
8552	1301	4,667	100,0	1,7
9310/9360 @23°	1200	3,120	75,8	4,0
9310/9360 @149°	1200	1,400	26,2	5,2
9420/9470 (A) @23°	1162	2,660	57,2	3,1
9420/9470 (B) @23°	1168	2,830	77,2	5,2
HPT1072/1062-M @23°	#	3,383	#	#

## 2.4 Tipos de distribución

Las fibras son usadas, como refuerzos continuos, en los materiales compuestos alineando un gran número de ellas en forma de una placa fina, denominada lámina o capa. En ellas, se pueden utilizar distintos tipos de distribuciones, permitiendo un mayor control de la anisotropía de las propiedades del material. A continuación, se exponen los tipos más comunes en la elaboración de laminados.

### 2.4.1 Cinta

En este tipo de laminados los hilos están dispuestos paralelamente y en una sola dirección. Por ello, se obtiene una mayor anisotropía del material, con una gran diferencia en las dos direcciones principales del plano. Sin embargo, aunque en algunas aplicaciones sea interesante apilar capas en la misma dirección, generalmente las láminas se agrupan buscando una mayor isotropía de propiedades. Una de las configuraciones más habituales utiliza dos orientaciones: a 0 y a 90 grados. Con ello se consigue un comportamiento ortótropo. Por otra parte, también se utiliza una distribución cuasi-isótropa (0°, 90°, ±45°), consiguiendo que las propiedades del material sean aproximadamente las mismas en todas las direcciones (figura 2.2).

<sup>1</sup> Un autoclave es un recipiente metálico de paredes gruesas con un cierre hermético que permite trabajar a alta presión para realizar una reacción industrial con vapor de agua.

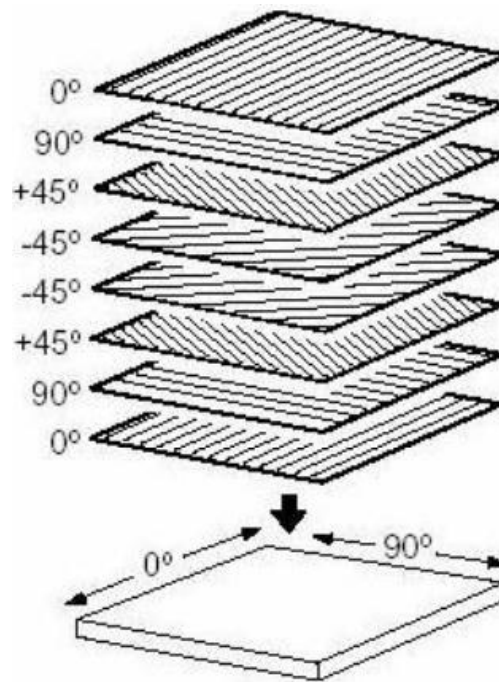


Figura 2.2 Esquema de un laminado cuasi-isótropo ( $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ) [www.hexcel.com].

## 2.4.2 Tejido

Este grupo de laminados se fabrican mediante el apilamiento de láminas tipo tejido, en las cuales se entrelazan las fibras en dos direcciones perpendiculares, pudiendo tener distintas secuencias de entrelazado. La configuración más utilizada se denomina tafetán, en la cual los hilos se entrecruzan de manera alternante, consiguiendo una uniformidad de propiedades mecánicas en las direcciones  $0^\circ$  y  $90^\circ$ . En la figura 2.3 se muestra un ejemplo de este tipo de laminados, que es el que se ha empleado en este proyecto. Pero también existen otras distribuciones de tejidos, como el satén, sarga, raso, esterilla...

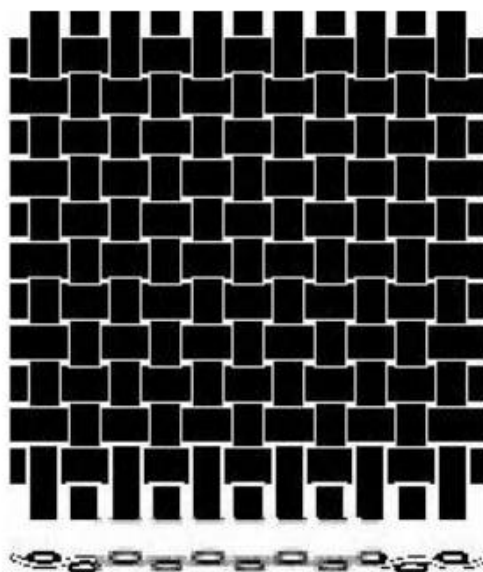


Figura 2.3 Ejemplo de una lámina de tipo tafetán [www.hexcel.com].

## 3 DESCRIPCIÓN EXPERIMENTAL

### 3.1 Materiales utilizados

El modelo numérico realizado se ha basado en un test experimental previo [López-Puente et al., 2003]. En él se llevaron a cabo impactos de esferas de acero sobre paneles tejidos de carbono/epoxi. El material compuesto estudiado tiene como referencia *AGP-193-PW* y es manufacturado por *Hexcel Composites*. Está compuesto por diez capas, su espesor total es de  $2,2\text{ mm}$  y su tamaño es de  $80 \times 80\text{ mm}^2$ . Por otro lado, el proyectil empleado tiene forma esférica, lo que evita que se obtengan resultados dispersos debido a la variación del ángulo de cabeceo desde la boca del cañón hasta el blanco. Está compuesto de acero templado que presenta la dureza suficiente para no sufrir deformación plástica en los impactos realizados, por lo que se le presupone un comportamiento elástico lineal. El diámetro de la esfera es de  $7,5\text{ mm}$  y su masa  $1,73\text{ g}$ .

### 3.2 Dispositivos empleados

#### 3.2.1 Cañón de gas

Para disparar el proyectil en las pruebas de impacto se ha utilizado un cañón de aire de una etapa, que usa una botella presurizada de helio a  $300\text{ bares}$  capaz de impulsar el proyectil a más de  $500\text{ m/s}$ , el cual se puede apreciar en la figura 3.1.



Figura 3.1 Cañón de gas utilizado en el test experimental.

Durante la prueba, la esfera metálica atraviesa una galería, de  $50 \times 70 \text{ m}^2$  de sección y  $2 \text{ m}$  de longitud, en la que dos células fotoeléctricas separadas una cierta distancia detectan su paso, enviando señales a un ordenador que calcula la velocidad de impacto. Al final de la galería, el proyectil alcanza una cámara acorazada (de  $1 \text{ m}^3$  de tamaño) donde se encuentra el espécimen, que está sujeto por un soporte que evita su movimiento y lo mantiene en la posición adecuada. La cámara tiene dos ventanas, una en un lateral y otra en la parte de arriba, que permiten capturar imágenes de video del impacto.

El porta-probetas está compuesto por perfiles de aluminio dispuestos en forma de C para facilitar la colocación de los especímenes por el lado abierto. También permite variar el ángulo de impacto, aunque en este ensayo todos se hacen perpendiculares a la placa.

### 3.2.2 Sistema de grabación de alta velocidad

Con el fin de medir la velocidad residual del proyectil y de visualizar el comportamiento del composite ante el impacto, se ha utilizado una cámara digital de alta velocidad *Photron Ultima APX*. Para ello, se ha seleccionado una frecuencia de grabación de 15000 imágenes por segundo, por lo que la cámara toma una instantánea cada 67 microsegundos con una resolución de  $1024 \times 512$  píxeles. Estos ajustes han sido seleccionados basándose en pruebas anteriores y representan un punto de visualización óptimo entre la iluminación disponible y la minimización del desenfoque de la imagen debido a la velocidad. La cámara se sitúa en la ventana superior del recinto dónde se produce el impacto, capturando el proceso de impacto como se muestra en la figura 3.2.



Figura 3.2 Secuencia de imágenes de un impacto realizado en los ensayos experimentales.

## 3.3 Ensayos de impacto

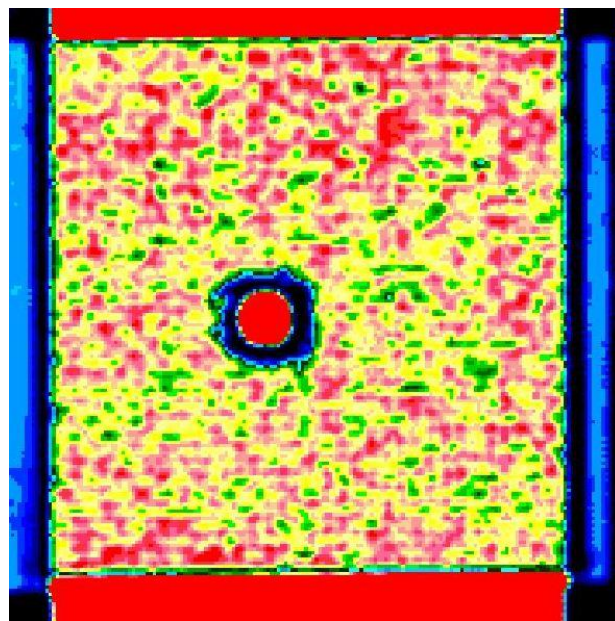
Se ha pretendido medir un intervalo de velocidades comprendido entre  $60$  y  $325 \text{ m/s}$ , que se corresponde, para el proyectil lanzado, con un rango de energías de entre  $3$  y  $90 \text{ J}$ . Con estas velocidades se consiguen fallos en el laminado tales como rotura de fibras y deslaminación, llegando a la perforación completa del proyectil en la probeta, progresando estos daños desde el punto de impacto hacia el exterior del espécimen. Si el impacto se produce cerca de la sujeción de la probeta podría alterar la propagación del área deslaminada respecto a la situación deseada. Por ello, es esencial que los impactos queden centrados en el material, garantizando de esta manera que el proceso de deslaminación no alcance el borde. Con el fin de conseguirlo, se dispone de un puntero láser que, introducido en la boca del cañón, sirve para asegurar el correcto posicionamiento de la probeta.



### 3.4 Análisis del daño

Diversos métodos podrían ser empleados para analizar la naturaleza y la extensión del daño producido en la probeta por el impacto, tanto destructivos como no destructivos. En el caso de estudio, se ha optado por la utilización de técnicas no destructivas, que son más recomendables, ya que no implican el tener que dañar el espécimen, pudiendo realizar análisis posteriores, como por ejemplo, ensayos de tolerancia al daño. El método utilizado ha sido el análisis por ultrasonidos, muy utilizado en el estudio de materiales compuestos debido a su coste reducido. Esta técnica consiste en la atenuación de ondas elásticas que atraviesan un medio continuo debido a la existencia de discontinuidades, tales como deslaminaciones u otros tipos de daño.

De entre todos los análisis por ultrasonidos, uno de los más empleados, incluido en este ensayo, es el denominado *C-Scan*. En él, uno o dos palpadores piezoeléctricos, que emiten y recogen ondas ultrasónicas, van recorriendo toda la superficie de la placa, registrando la atenuación. Con ello, se obtiene una imagen bidimensional de la atenuación de las ondas (figura 3.3), del cual se obtiene un umbral de atenuación (dado en *dB*) por encima del cual se considera que el material está dañado.



**Figura 3.3** Imagen del fallo por deslaminación de una lámina tejida por un impacto por encima del límite balístico.



## 4 MODELO NUMÉRICO

### 4.1 Introducción

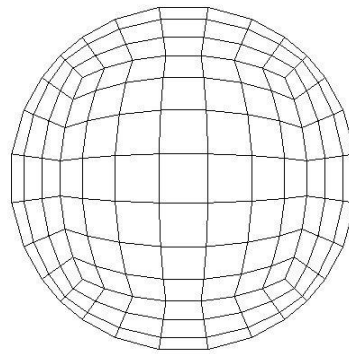
En los últimos años, la disponibilidad de modelos numéricos que puedan predecir el comportamiento de todo tipo de materiales ha despertado un gran interés, debido al bajo coste que supone este tipo de estudios en comparación con los ensayos experimentales. Por ello, el objetivo principal de este trabajo ha sido el de realizar un modelo numérico fiable en los casos de impactos en régimen balístico contra estos materiales. En particular, este modelo se ha diseñado para impactos perpendiculares en un rango amplio de velocidades, desde antes del límite balístico hasta más de 300 *m/s*. Se eligieron estas velocidades para hacer una posterior comparación, basada en la velocidad residual del proyectil y en el área dañada por deslaminación del material compuesto, con los ensayos experimentales realizados previamente.

Una vez obtenido un modelo numérico capaz de reproducir fielmente los resultados experimentales, se ha realizado un análisis de los resultados numéricos de la deslaminación en estos impactos, que complementan la información obtenida experimentalmente. Por este último método sólo podemos obtener el área proyectada de la deslaminación, pero numéricamente podemos comprobar en qué modo se ha generado la deslaminación, el área deslaminada por cada capa, etc. Además se ha estudiado cómo reproducirla de manera más eficaz computacionalmente.

Para la realización de las simulaciones numéricas se ha empleado el programa comercial de elementos finitos LS-DYNA®, el cual está siendo utilizado ampliamente para el estudio de estos materiales, como los trabajos realizados por S. Heimbs, J.P. Hou o M. Loikkanen.

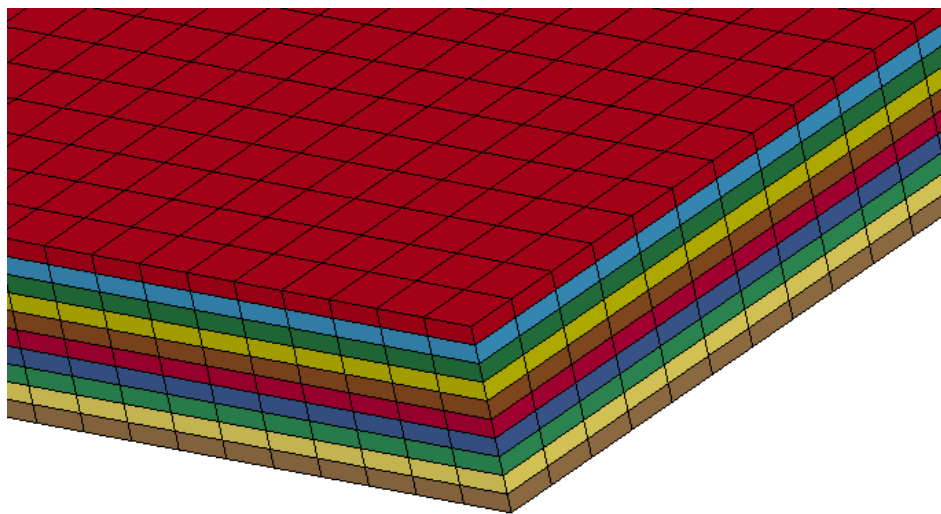
### 4.2 Geometría y malla

Como se explicó anteriormente en el apartado 3.1, el modelo empleado consta de una placa que contiene 10 capas de fibra de carbono aglutinadas con resina epoxi y una esfera de acero templado, con unas dimensiones también especificadas en dicha sección. Para el modelado de la esfera se ha utilizado un mallado con 2.401 elementos hexaédricos (de 8 nodos), suficientes para interactuar adecuadamente con el laminado, puesto que no se va a realizar ningún tipo de análisis estructural al proyectil debido a que no presenta deformación plástica durante el proceso del impacto, como se comprobó experimentalmente. También por este motivo y tras verificar que no influye en el comportamiento del laminado, se le ha asignado a la esfera la condición de material rígido con una formulación de la sección simple, reduciendo así los cálculos efectuados en ella. El mallado de la esfera se puede apreciar en la figura 4.1.



**Figura 4.1** Mollado utilizado en el diseño del proyectil esférico.

Para la modelización del laminado se ha optado por un mallado regular, para evitar que se generen tendencias atípicas en la deslaminación, con 120x120 elementos hexaédricos de 8 nodos en el plano principal (0,67x0,67 mm cada elemento). Por otro lado, se han utilizado un total de 10 elementos en la dirección del espesor del laminado, que simulan las 10 capas de tejido de fibra de carbono que posee la placa, entre los cuales se emplean interacciones cohesivas (descritos en el apartado 4.5) que permiten reproducir el daño producido por deslaminación. En total, se utilizan un total de 144.000 elementos en el laminado, en los cuales se calculan los esfuerzos mediante una integración completa de cada elemento (*fully integrated formulation*). En la figura 4.2 se puede apreciar una parte del mallado utilizado en el laminado.



**Figura 4.2** Detalle del mallado empleado en el laminado, donde se distinguen sus diferentes capas.

### 4.3 Cargas, condiciones contorno y contacto

Los esfuerzos a los que se ve sometido el material compuesto a estudio, vienen dados únicamente por el impacto del proyectil, para el cual se han realizado un total de nueve impactos a distintas velocidades (50, 75, 100, 150, 175, 230, 260, 300 y 325 m/s), tres de ellas por debajo del límite balístico, que se encuentra cerca de los 110 m/s. Por ello, no se le aplica ningún tipo de carga complementaria, salvo la que ejercen los puntos de apoyo, establecidos mediante las condiciones de contorno. Estas condiciones se han configurado como una

restricción del movimiento y del giro en los tres ejes de todos los nodos de la zona lateral del compuesto para simular la sujeción del laminado mediante el porta-probetas.

Por otra parte, el impacto entre proyectil y el espécimen se ha simulado mediante una opción de contacto establecida en el software, que simula el impacto como el choque de cada uno de los nodos de la esfera con la superficie de cada uno de los elementos interceptados del laminado, consiguiendo una interacción completa aún en los casos de penetración del proyectil.

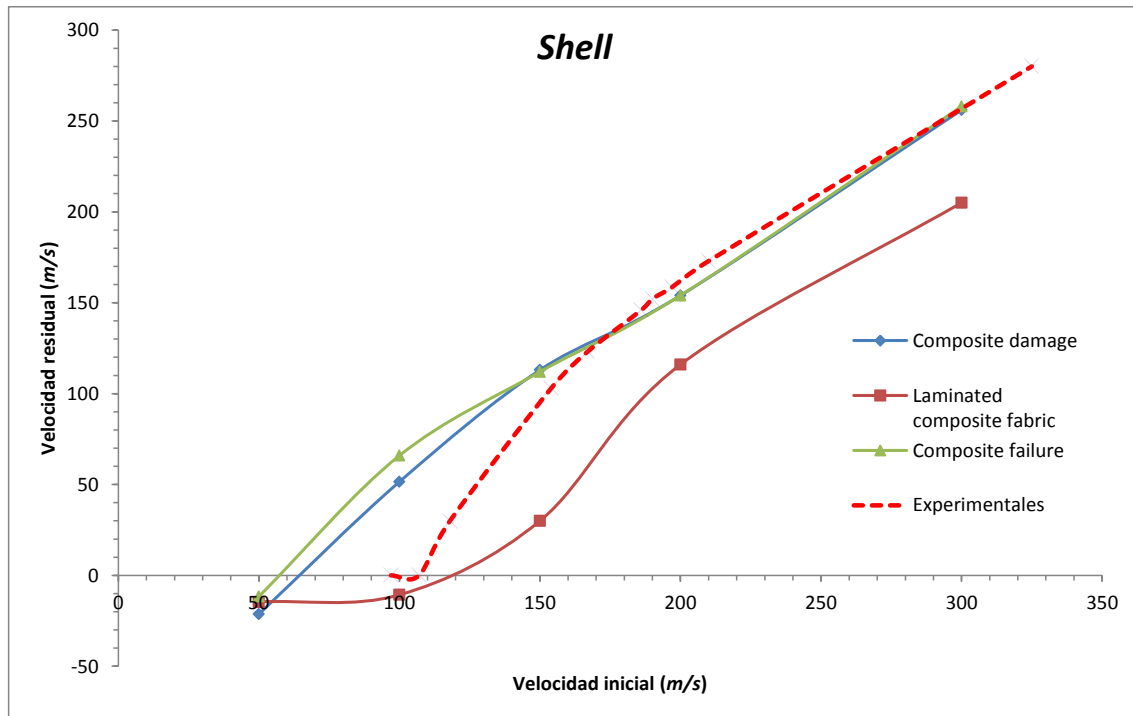
## 4.4 Materiales

Como se ha comentado anteriormente, en el proceso de impacto intervienen dos sólidos diferentes: el proyectil y el laminado. Para el primero, se ha optado por el uso de un material predefinido del software, que proporciona un comportamiento rígido al material, al que se le deben definir los valores del módulo de Young, coeficiente de Poisson y densidad en caso de impacto con otros elementos ( $E = 210 \text{ GPa}$ ,  $\nu = 0,3$  y  $\rho = 7800 \text{ kg/m}^3$ ).

La elección del modelo mecánico para el material que constituye la probeta es más compleja, debido a la anisotropía de las propiedades y a la necesidad de modelar los diferentes daños que tienen lugar en los impactos. Para la elección del modelo de material que más fielmente reprodujera el proceso de impacto, se realizaron pruebas de los materiales predefinidos que contiene el programa comparando los resultados de la velocidad residual con los datos de los ensayos experimentales. Dichos materiales presentan un comportamiento elástico hasta su rotura y se diferencian en los criterios de daño y de eliminación que adoptan.

Pero, no todos los modelos de material valen para todos los tipos de mallado y de formulación. En LS-DYNA® se pueden elegir tres tipos de elementos: *solid*, *shell* y *thick shell*. Los elementos sólidos pueden ser tetraedros de 4 o 10 nodos, pentaedros de 6 nodos o hexaedros de 8 nodos, con más de 20 formulaciones distintas, que por lo general tienen un proceso de cálculo más complejo. Por otro lado, los elementos *shell* se utilizan para simular placas finas, las cuales se representan como una placa sin espesor, pudiendo elegir el número de puntos de integración utilizados en la dirección del espesor. Los elementos *thick shell* se componen de elementos de 8 nodos que se comportan de un modo continuo en la dirección del espesor, pudiendo elegir también el número de puntos de integración correspondientes y son muy utilizados debido a su bajo coste computacional.

Al final de este capítulo se encuentra la tabla 4.4 que recoge datos de interés de los principales modelos de material compuesto del software utilizado. De los materiales que aparecen en esa tabla, se descartó el uso del tipo *Layered linear plasticity*, el cual es de uso exclusivo con elementos *shell* y *thick shell*, que se utiliza para realizar modelos de laminados y de compuestos tipo “sándwich”, donde cada capa es representada por un comportamiento elastoplástico con propiedades que pueden variar de una capa a otra y posee una teoría de deslaminación propia. Tampoco se ha utilizado la variante del material *Enhanced composite damage* que utiliza el criterio *Tsai-Wu* de 1971 en la rotura de matriz por compresión, al preferirse el criterio utilizado en la versión original del material.



**Figura 4.3** Gráfica comparativa de velocidad residual de los principales materiales con elementos *shell*.

Para la elección del modelo de material que reprodujera más fielmente el proceso de impacto, se realizaron pruebas de los materiales predefinidos que contiene el programa, con elementos de tipo *solid*, *shell* y *thick shell*, comparando los resultados de la velocidad residual con los datos de los ensayos experimentales. En la figura 4.3 se puede observar una gráfica comparativa, en términos de velocidad residual, de los valores experimentales con tres de los principales modelos de material incluidos en el software con elementos tipo *shell*. El material *Composite Damage* (\*Mat\_022) corresponde a un modelo que utiliza el criterio de daño elaborado por *Chang/Chang* en 1987 en el que se consideran fallos por rotura de la fibra y de la matriz, en el cual se aprecia que no simula correctamente la situación del límite balístico, llegando a ser perforado mucho antes de lo debido. También aparece el material *Laminated composite fabric* (\*Mat\_058) que utiliza un criterio de eliminación de elementos basado en la deformación máxima efectiva (tensión, compresión y cortadura), si ésta es superada el elemento es suprimido completamente. Se aprecia que este material absorbe más energía en el impacto de la debida, aumentando la posición del límite balístico y reduciendo la velocidad residual, incluso a altas velocidades. Por último, se ha comprobado el material *Composite failure* (\*Mat\_059) que utiliza criterios de daño para tracción en las dos direcciones del plano principal, para cortante en la dirección del espesor, para deslaminación y para compresión en las tres direcciones principales. También tiene opción de eliminación de elementos cuando la deformación máxima es alcanzada (salvo en deslaminación y en compresión en dirección del espesor) y, por otro lado, tiene también la opción de que elimine elementos cuando los fallos de tracción y cortante tengan lugar. De este último modelo de material se puede observar que tiene un comportamiento similar al primero mencionado, incluso tiene un límite balístico inferior, pero se comporta correctamente a altas velocidades.

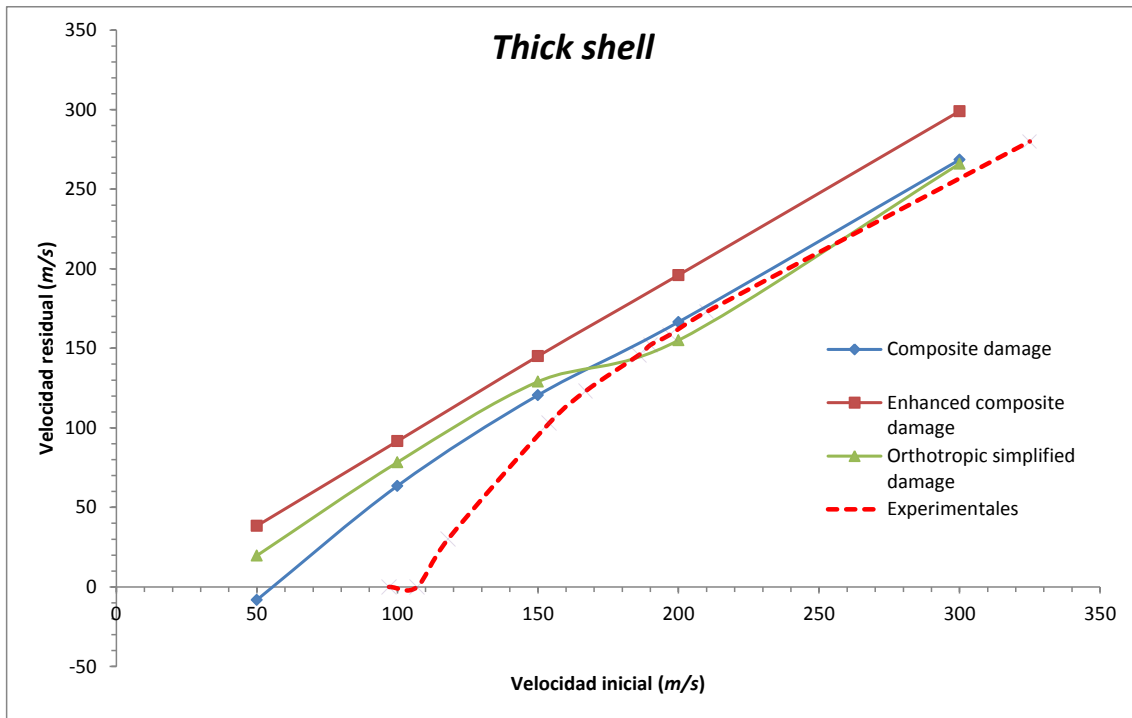


Figura 4.4 Gráfica comparativa de velocidad residual de los principales materiales con elementos *Thick\_shell*.

Por otro lado, también se han probado modelos realizados con elementos tipo *thick shell*, como se puede apreciar en la figura 4.4, donde aparecen tres tipos de materiales predefinidos. El material *Composite damage* se mencionó anteriormente y su comportamiento es igual con ambos tipos de elementos. El siguiente de ellos es un tipo de material denominado *Enhanced composite damage* (\*Mat\_054), que es una versión mejorada del anterior con el añadido de un criterio de eliminación de elementos por valores últimos de deformación. El otro material se denominada *Orthotropic simplified damage* (\*Mat\_221) y también es un derivado del *Composite damage*, teniendo un comportamiento elástico idéntico, pero con 9 criterios de fallo (tracción, compresión y cortadura, en sus tres posibles direcciones) y con criterio de eliminación por deformación máxima. De todos los casos estudiados con elementos *Thick shell* se puede observar como tienen un límite balístico bastante inferior al obtenido experimentalmente, con buena respuesta a altas velocidades salvo en el caso del material *Enhanced composite damage*. En los casos estudiados con elementos *thick shell* y elementos *shell*, se han obtenido resultados poco satisfactorios en los procesos de impacto, lo que puede ser debido a que la distribución de la tensión a lo largo del espesor es lineal. En la figura 4.5 se pueden observar las distribuciones de tensión que utiliza cada tipo de elementos. No obstante, estos métodos de cálculo son válidos para la representación comportamientos estructurales globales.

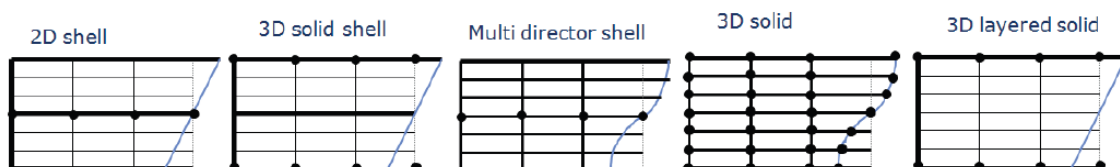


Figura 4.5 Modelado cinemático de estructuras compuestas con diferentes elementos [Werner, 2007].

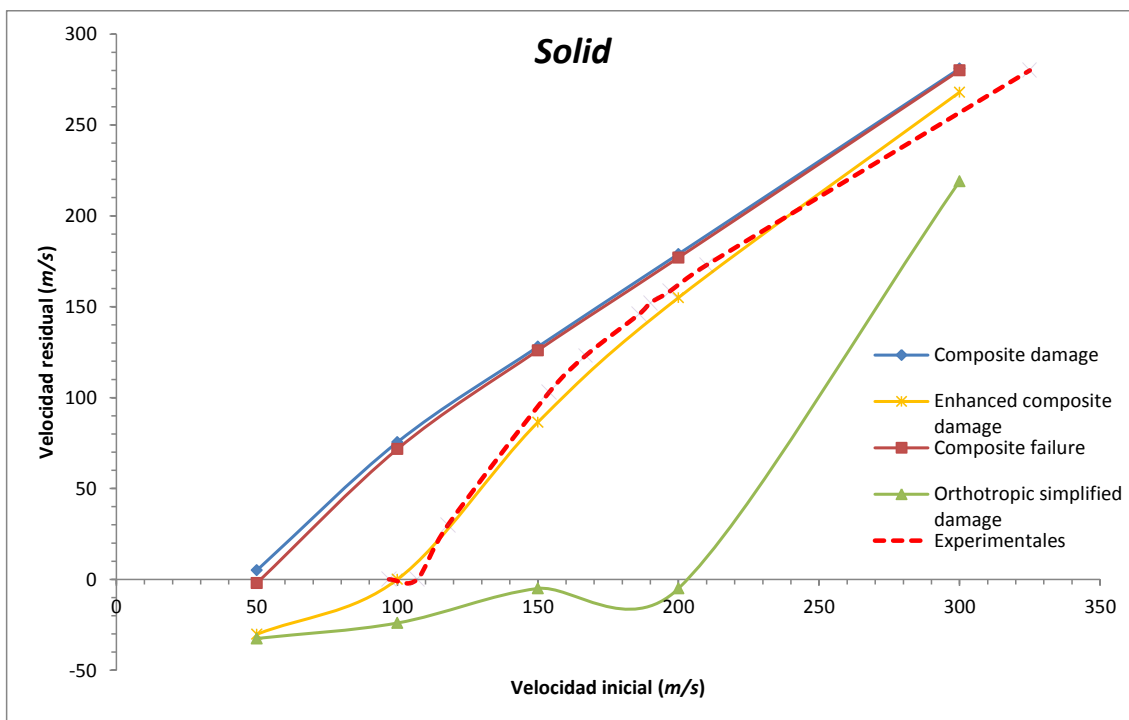


Figura 4.6 Gráfica comparativa de velocidad residual de los principales materiales con elementos *solid*.

En la figura 4.6 se puede observar el comportamiento de los distintos tipos de material que utilizan elementos sólidos, los cuales han sido mencionados en las anteriores comparativas, donde se ha hablado de los criterios que utilizan (que no varían en función del tipo de elemento). Utilizando elementos sólidos, el material *Enhanced Composite Damage Model* destaca sobre los demás, presentando mayor similitud a los datos experimentales, sobre todo en puntos importantes como el límite balístico y el comportamiento a alta velocidad. Debido a esto, se ha optado por la utilización de este material, del que se hablará en el siguiente apartado. En la tabla 4.1 aparecen las propiedades utilizadas en la definición de los materiales compuestos utilizados.

Tabla 4.1 Propiedades utilizadas en la definición del material compuesto.

	$E_1 = E_2$	$\nu_{12}$
Propiedades elásticas	68 GPa	0,22
	$G_{12}$	$G_{23} = G_{13}$
	5 GPa	4,5 GPa
Resistencia	$X_t = Y_t = X_c = Y_c$	$S_{12}$
	880 MPa	84 MPa

#### 4.4.1 Criterio de daño

El material seleccionado, llamado *Enhanced Composite Damage*, es una versión mejorada del material *Composite damage* del mismo software. Con él se pueden utilizar tanto laminados ortótropos como unidireccionales. Los criterios de daño utilizados están basados en la teoría *Chang/Chang* de 1987 que tiene en cuenta roturas de fibras y de la matriz por tracción y compresión en el plano del laminado. No obstante, en un principio el criterio de Chang estaba



diseñado para la utilización de laminados unidireccionales, lo que se modifica al introducir las propiedades uniformes características de los tejidos, en las dos direcciones principales del plano, por lo que sólo se tendrá en cuenta la rotura de fibras. Este tipo de material no posee un criterio de daño por deslaminación, el cual se introducirá mediante la aplicación de interacción cohesiva, explicada en el apartado 4.5. Los modos de fallo utilizados son los siguientes:

- Rotura de fibra por tensión:

$$\sigma_{11} > 0 \text{ entonces } d_{tx}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{Z_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 \text{ fallo} \\ < 0 \text{ elástico} \end{cases} \quad (1)$$

$$\sigma_{22} > 0 \text{ entonces } d_{ty}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{Z_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 \text{ fallo} \\ < 0 \text{ elástico} \end{cases} \quad (2)$$

- Criterio de fallo de la fibra por compresión:

$$\sigma_{11} < 0 \text{ entonces } d_{cx}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 \text{ fallo} \\ < 0 \text{ elástico} \end{cases} \quad (3)$$

$$\sigma_{22} < 0 \text{ entonces } d_{cy}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 \text{ fallo} \\ < 0 \text{ elástico} \end{cases} \quad (4)$$

En el modo de fallo de las fibras por tensión, existe un parámetro  $\beta$ , el cual si se introduce con valor de 1, se toma directamente el criterio de *Hashin* de 1980. Para este parámetro se ha optado por emplear un valor de  $\beta=0,04$ , el cual utiliza *S. Heimbs* en su artículo del año 2009 en el que estudia impactos a baja velocidad sobre materiales compuestos. Cuando uno de los cuatro fallos tiene lugar en algún elemento del mallado, se convierten a cero los valores de los módulos elásticos longitudinales y tangentes, y de los coeficientes de poisson, consiguiendo que ese elemento no tenga ninguna rigidez. En la figura 4.7 se pueden apreciar la nomenclatura de las direcciones principales utilizadas.

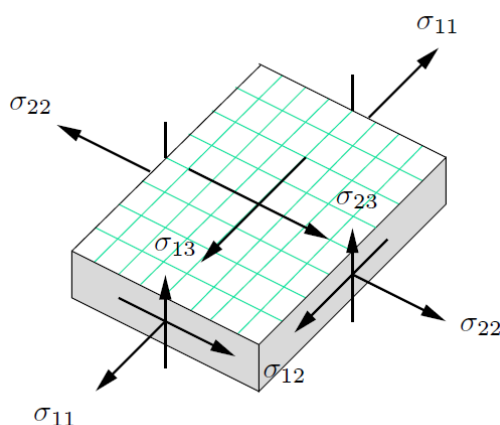


Figura 4.7 Esquema de las tensiones que influyen en la rotura de fibras.

#### 4.4.2 Criterio de eliminación de elementos

El descenso repentino de rigidez al producirse el fallo del material causa problemas de inestabilidad y falta de convergencia durante la integración. Para solventar este problema, el

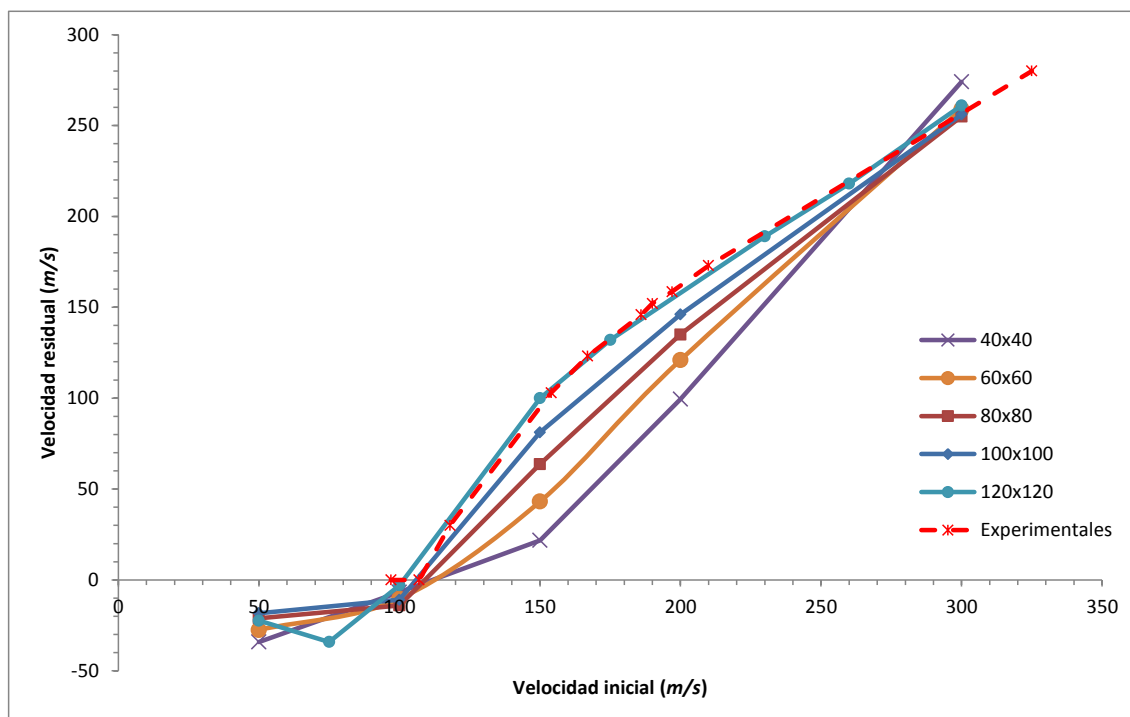
material utilizado posee por defecto un criterio que elimina los elementos que ya no aportan rigidez al laminado, ahorrándose la tarea de incluir un criterio de eliminación (*\*Add\_erosion*) empleado en otros materiales. Este criterio consiste en la introducción de los valores últimos de deformación para las fibras y para la matriz, en tensión y compresión, así como un valor de deformación máxima efectiva y un valor último de deformación transversal. Cuando uno de estos valores se alcanza (tabla 4.2), el elemento es eliminado completamente.

**Tabla 4.2** Valores últimos de la deformación para el criterio de eliminación de elementos.

$\varepsilon_1 = \varepsilon_2$	0,025
$\varepsilon_3$	0,05
$\varepsilon_{12} = \varepsilon_{23} = \varepsilon_{13}$	0,1
$\varepsilon_{max\ efectiva}$	0,1

### 4.4.3 Análisis de sensibilidad de la malla

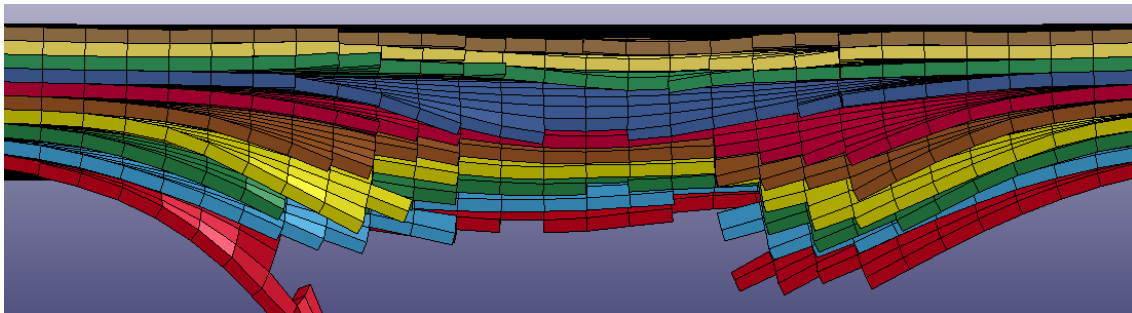
Una vez seleccionado el material se ha realizado un análisis de la sensibilidad del mallado, con distinto número de elementos, cuyos resultados aparecen en la figura 4.8. Para su estudio se han empleado mallados desde 40x40 elementos en el plano principal hasta 120x120 elementos. Con el aumento del mallado, se puede apreciar una convergencia de los resultados hacia los valores experimentales del límite balístico y su comportamiento a alta velocidad. Debido a ello, se decidió escoger un mallado de 120x120 elementos en el plano principal, con un total de 144.000 elementos.



**Figura 4.8** Resultados del análisis de sensibilidad del mallado realizado.

## 4.5 Interacción cohesiva

La separación entre dos láminas en un material compuesto, o deslaminación, juega un papel importante en impactos a baja velocidad sobre este tipo de placas, puesto que suponen una absorción de energía y un factor de degradación de su rigidez. Por tanto, la deslaminación debe de implementarse correctamente en la simulación. En LS-DYNA® existen dos maneras comunes para implementar este tipo de interacción, con los que además de repercutir en el comportamiento del material, ofrecen resultados visuales como el de la figura 4.9.



**Figura 4.9** Ilustración del efecto de la deslaminación simulada con la utilización de cohesivos.

Una manera de simular este tipo de fallos es la introducción de elementos especiales, denominados cohesivos, entre cada capa del laminado, con un tipo de material adecuado que describa el progreso del daño de la unión interlaminar. Sin embargo, para ello es necesario el uso de numerosas definiciones de contacto entre una capa de fibras y el cohesivo, y este a su vez con la siguiente capa de fibras, utilizando excesivos recursos computacionales.

**Tabla 4.3** Propiedades utilizadas en la interacción cohesiva.

$T = S$	$8,1 \cdot 10^7 \text{ Pa}$
$G_I$	$600 \text{ J/m}^2$
$G_{II}$	$1200 \text{ J/m}^2$
$k_N = k_T$	$1 \cdot 10^{14} \text{ Pa/m}$

El otro método posible, consiste en el uso de una formulación de contacto cohesivo (*\*Contact\_automatic\_surface\_to\_surface\_tiebreak*), que resulta más eficaz en el cálculo computacional. Dicho método ha sido el adoptado en este trabajo, mediante un método de rotura discreto. Este tipo de contacto sólo se puede utilizar con elementos sólidos y permite la simulación de la deslaminación en la zona de interacción cohesiva. Esta interacción se modela mediante una ley de tracción-separación bilineal con un criterio cuadrático de modo mixto de iniciación del daño y una progresión del daño tipo lineal. Se deben definir la rigidez inicial ( $k_N$  y  $k_T$ ), las tensiones máximas en direcciones normal y tangencial al plano ( $T$  y  $S$ ), los desplazamientos últimos ( $u_N$  y  $u_T$ ) y las tasas de liberación de energía ( $G_I$  y  $G_{II}$ ), cuyos valores aparecen en la tabla 4.3. Como el daño es lineal, estos tres últimos datos deben cumplir la relación expresada en 5 y 6, de donde se obtienen los desplazamientos últimos. Estas funciones están expresadas gráficamente mediante la figura 4.10.

$$G_I = \frac{1}{2} \cdot T \cdot u_N \quad (5)$$

$$G_{II} = \frac{1}{2} \cdot S \cdot u_T \quad (6)$$

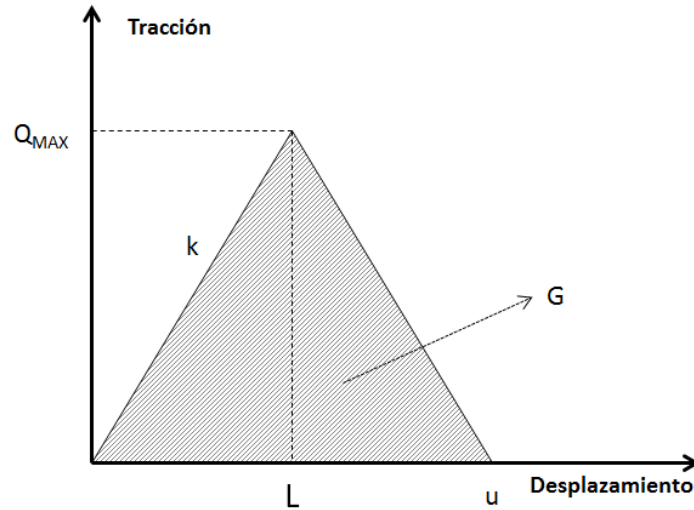


Figura 4.10 Función bilineal tracción-separación.

No obstante, este contacto utiliza un método combinado de los dos criterios anteriores, donde el desplazamiento relativo total ( $\delta_m$ ) viene dado por la expresión  $\delta_m = \sqrt{\delta_I^2 + \delta_{II}^2}$ , donde  $\delta_I = \delta_3$  es la separación en la dirección normal (modo I) y  $\delta_{II} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}$ , que es la separación en la dirección tangencial (modo II). La iniciación del daño de este modo mixto (inicio de la pérdida de propiedades), viene dada por el desplazamiento  $\delta^0$ :

$$\delta^0 = \delta_I^0 \delta_{II}^0 \sqrt{\frac{1+\beta^2}{(\delta_{II}^0)^2 + (\beta \delta_I^0)^2}} \quad (7)$$

Donde  $\delta_I^0 = T/k_N$  y  $\delta_{II}^0 = S/k_T$  son los modos de inicio del daño por separación y donde  $\beta = \delta_{II}/\delta_I$  es el "modo mixto". Los valores  $k_N$  y  $k_T$  son los valores de la rigidez del contacto en ambas direcciones, que en el modelo realizado tienen el mismo valor. El desplazamiento último del modo mixto  $\delta^F$  (fallo total) viene dado por la expresión (se ha utilizado un valor de  $XMU = 1$ ):

$$\delta^F = \frac{2(1+\beta)^2}{\delta^0} \left[ \left( \frac{k_N}{G_I} \right)^{XMU} + \left( \frac{k_T \cdot \beta^2}{G_{II}} \right)^{XMU} \right]^{\frac{1}{XMU}} \quad (8)$$

En la figura 4.11 se puede apreciar un esquema visual del funcionamiento del modo combinado de fallo por deslaminación. Con esta representación gráfica, se hace más asequible la comprensión de cómo se calcula el desplazamiento máximo y qué representa cada término incluido en las ecuaciones dadas.

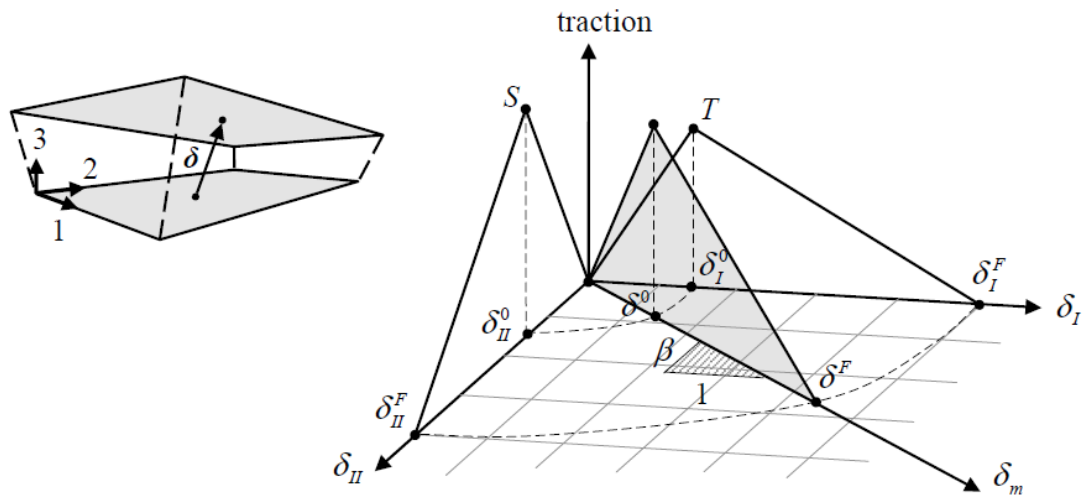


Figura 4.11 Ley combinada del modo tracción-separación utilizada por el elemento cohesivo.

**Tabla 4.4** Tabla comparativa de los principales modelos de material compuesto, con datos de interés como los tipos de elementos y de formulación utilizables o los criterios de fallo que emplea.

MAT	Denominación	Solid	Shell	T_shell (Eiform)	Comportamiento	Criterio	Info adicional
22	Composite damage	Sí	Sí	Sí (todos)	Elastico	Chang/Chang: Fallo en la fibra y fallo en la matriz.	Se puede activar teoría de deslaminación. Cuando se alcanza el fallo las constantes E, G y $\nu$ , se vuelven cero.
54	Enhanced composite damage	Sí	Sí	Sí (3 y 5)	Elastico (igual al 22)	Chang/Chang: Fallo en la fibra y fallo en la matriz.	Se elige donde se produce el fallo. Cuando se alcanza el fallo el elemento se suprime y los nodos compartidos pueden ver reducidas sus propiedades.
55	Enhanced composite damage	Sí	Sí	Sí (3 y 5)	Elastico (igual al 22)	Chang/Chang: fallo en la fibra. Tsay-wu: fallo en la matriz.	Se elige donde se produce el fallo. Cuando se alcanza el fallo el elemento se suprime y los nodos compartidos pueden ver reducidas sus propiedades.
58	Laminated composite fabric	No	Sí	Sí (1 y 2)	Elastico	Parámetros para el control de fallo por deformación máxima (ERODS).	Se elimina una capa completamente en un elemento cuando la deformación máxima es alcanzada.
59	Composite failure	Sí	Sí	Sí (3 y 5)	Elastico	Tracción, corte, deslaminación y compresión longitudinal, transversal y en espesor.	Se puede elegir eliminación de elementos al alcanzar resistencia máxima (sólo en tracción y transversal) o deformación máxima (menos en compresión y deslaminación).
114	Layered linear plasticity	No	Sí	Sí (1 y 2)	Elastoplástico	Teoría de deslaminación propia. Las propiedades pueden variar de una capa a otra.	Usar *Integration_shell. Se puede usar una curva tensión-deformación bilineal.
221	Orthotropic simplified damage	Sí	No	Sí (3 y 5)	Elastico (igual al 22)	9 criterios de fallo por esfuerzos de tracción, compresión y cortadura.	Se elimina el elemento cuando hay fallo (cuando la deformación máxima se alcanza). Se puede eliminar el fallo a compresión.



## 5 ANÁLISIS Y RESULTADOS

### 5.1 Introducción

Uno de los objetivos del presente capítulo es el de validar el modelo numérico descrito en el apartado anterior, comparando los resultados de la velocidad residual, el límite balístico, el área deslaminada y la morfología del daño, con los obtenidos en los ensayos experimentales de impacto en el laminado de tejido de fibra de carbono y resina epoxi descritos en el capítulo 3.

Asimismo, una vez validado el método computacional, se realiza un estudio de la influencia de la velocidad de impacto en el daño generado, así como un estudio energético del proceso de deslaminación del material compuesto utilizado al recibir los impactos, algo que sería difícil obtener mediante métodos experimentales. En dicho estudio se presentará la capacidad de absorción de energía del material compuesto, haciendo especial hincapié en la dirección dónde se libera más cantidad de energía (modo I y modo II) y a qué capas de tejido afecta más dependiendo de la velocidad.

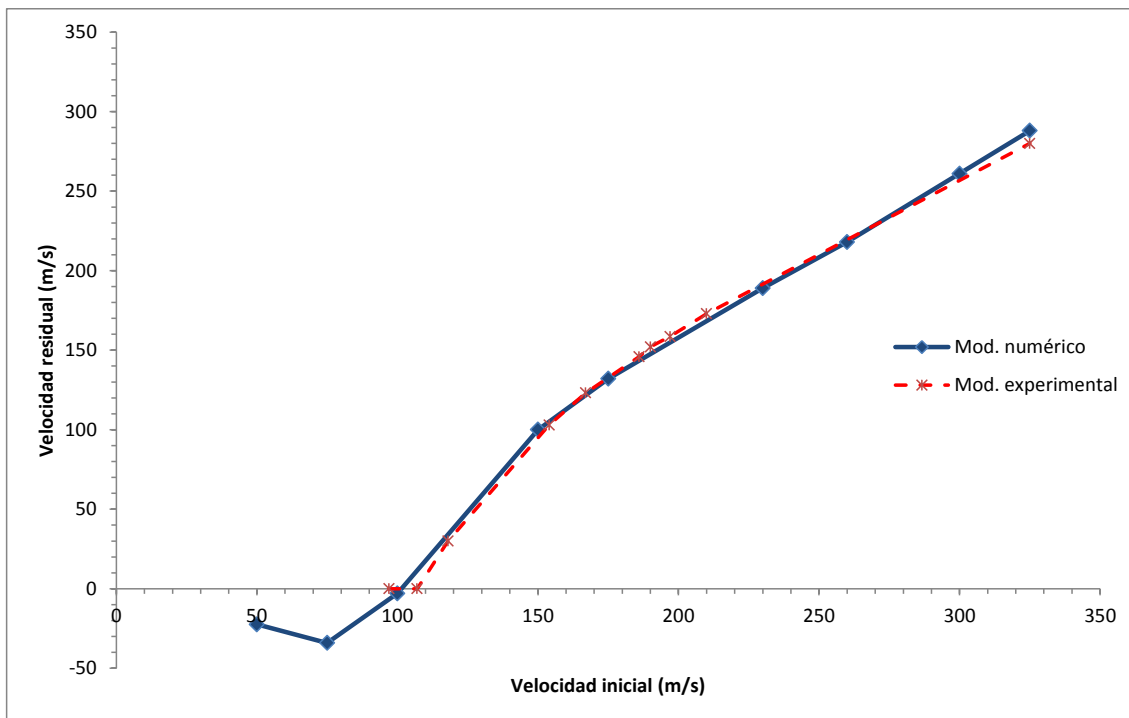
Por último, en este capítulo también se estudia la reducción del número de intercapas en las que se utiliza la interacción cohesiva, como un posible método para minimizar los costes computacionales requeridos para la simulación numérica.

### 5.2 Validación del modelo numérico

Como ya se ha comentado, una vez realizado el modelo numérico, se ha realizado su evaluación comparando sus resultados con los obtenidos en los ensayos reales descritos en el apartado 3. Este proceso de validación se hace imprescindible, debido a que se precisa de un modelo numérico fiable para la realización de los estudios posteriores, los cuales serían inútiles si los cálculos computacionales fueran erróneos.

#### 5.2.1 Velocidad residual

En la figura 5.1 se observan los resultados de la velocidad residual del proyectil en función de su velocidad inicial obtenidos mediante el modelo numérico obtenido mediante el software comercial LS-DYNA® y mediante los ensayos experimentales. Estos valores cubren un rango de velocidades comprendido entre 50 y 325  $m/s$ , que representan casos por debajo del límite balístico del material hasta casos con altas velocidades.

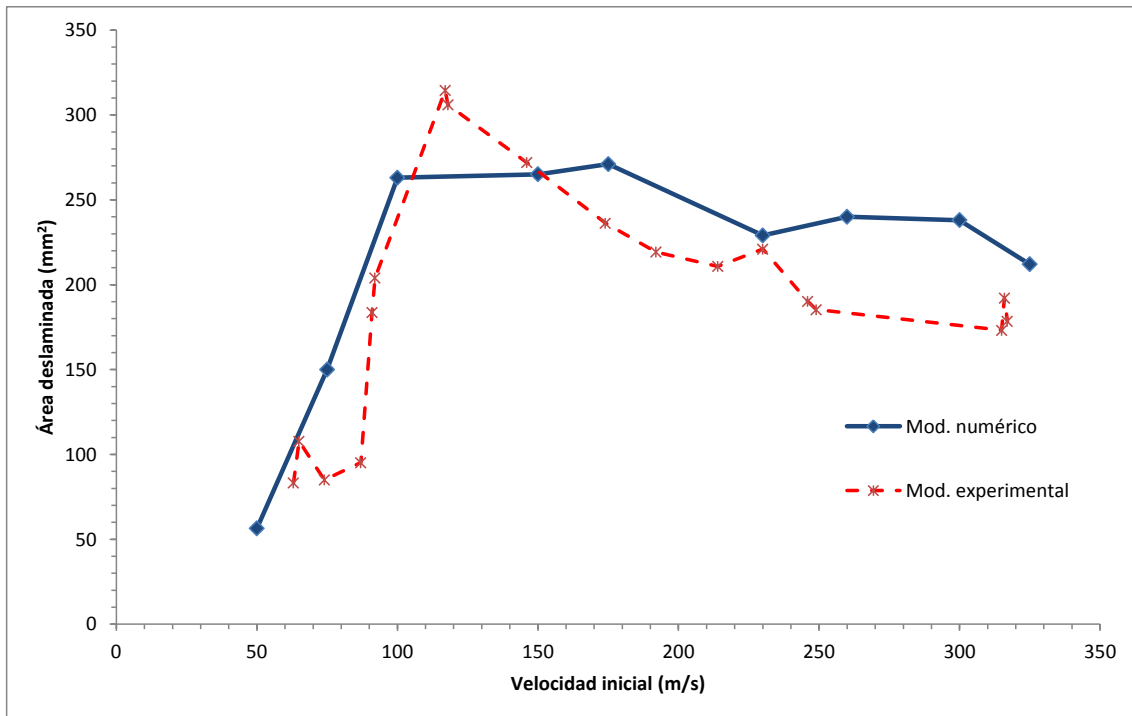


**Figura 5.1** Resultados de la velocidad residual del proyectil frente a la velocidad inicial en los modelos numérico y experimental.

Se puede apreciar la similitud de ambas curvas, donde la diferencia entre los resultados numérico y experimental, para una misma velocidad de impacto, no llegan a superar el 3%, lo que indica una gran precisión a la hora de calcular la velocidad residual del proyectil. Además, también se aprecia un comportamiento muy similar en la zona del límite balístico, donde previamente se suponía como el rango de velocidades más susceptible a error. Por ello, se puede afirmar que, para impactos transversales a alta velocidad en este tipo de laminados, el modelo numérico realizado es el adecuado, lo que implica que el modelo de material escogido, con sus criterios de daño implícitos, el mallado empleado y la utilización de interacciones cohesivas como criterio de deslaminación, cumplen con su función en cuanto a lo referente a la velocidad residual.

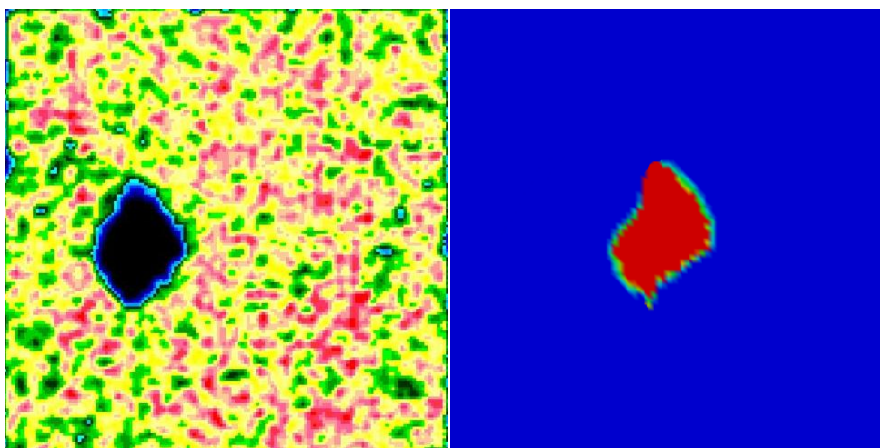
### 5.2.2 Área deslaminada

En la validación del modelo numérico también se utilizan los datos del área deslaminada en cada impacto. Para ello, se utilizan los valores medidos mediante ultrasonidos en los ensayos experimentales y los datos obtenidos mediante una opción del software utilizado, que permite conseguir de manera sencilla el área exacta deslaminada en cada capa cohesiva, tomando el mayor de los valores en cada velocidad de impacto. Se pueden observar los resultados mediante una gráfica comparativa en la figura 5.2.



**Figura 5.2** Resultados del área deslaminada del material compuesto frente a la velocidad inicial en los modelos numérico y experimental.

A la vista de los resultados, se puede apreciar la similitud existente entre las tendencias de ambas curvas, sobre todo en la zona anterior al límite balístico, donde la diferencia llega a ser mínima. No obstante, el error en el cálculo de este valor es mayor en comparación con el de velocidad residual, aunque los valores máximos de cada curva difieren en torno a un 14% y la máxima diferencia de valores se encuentra en torno al 25%. Debido a ello, se puede concluir observando estas curvas que la simulación numérica predice con fidelidad la evolución de la superficie dañada, salvo en ciertos picos, pero siempre dentro de unos porcentajes de error aceptables. Esto nos permitiría la estimación de los daños estructurales sufridos por el material en caso de impacto.



**Figura 5.3** Comparación de una C-Scan de los ensayos experimentales con el área deslaminada simulada mediante el modelo numérico, en un impacto a 100 m/s.

En la figura 5.3 se aprecia una imagen que compara el área deslaminada medida en los ensayos experimentales, mediante el método de los ultrasonidos, con el área deslaminada

simulada mediante el modelo numérico. Se observa que el tamaño y la forma son similares en ambos casos.

## 5.3 Influencia de la velocidad de impacto

Como se adelantó en el apartado 4, se ha cubierto un rango de velocidades desde 50 hasta 325  $m/s$ . La velocidad del proyectil es el factor más determinante a la hora de predecir el comportamiento de los laminados frente a impactos puesto que el daño sufrido cambia radicalmente al superar la barrera del límite balístico del material, como se puede observar en la figura 5.2.

En el rango de velocidades anteriores al límite balístico el proyectil no tiene la suficiente energía cinética como para atravesar el material, por lo que no existe perforación. El daño por deslaminación en estos casos aumenta rápidamente con la velocidad, algo natural debido a que el material absorbe toda la energía cinética del proyectil mediante deformación y rotura, por ello al aumentar la velocidad de impacto aumenta también la extensión de la zona dañada, proporcionalmente a la velocidad al cuadrado. También se pueden apreciar roturas de fibras antes de la perforación, mediante las variables de daño propias del material, donde se aprecia la distribución y la forma del daño. En la figura 5.4 se aprecia una imagen de la rotura de fibras en la dirección 11 frente a un impacto de 50  $m/s$ , los elementos con valor 0 (azul) representan el fallo del material por rotura de fibras y los elementos blancos son los que han sido eliminados por superar los valores últimos de deformación.

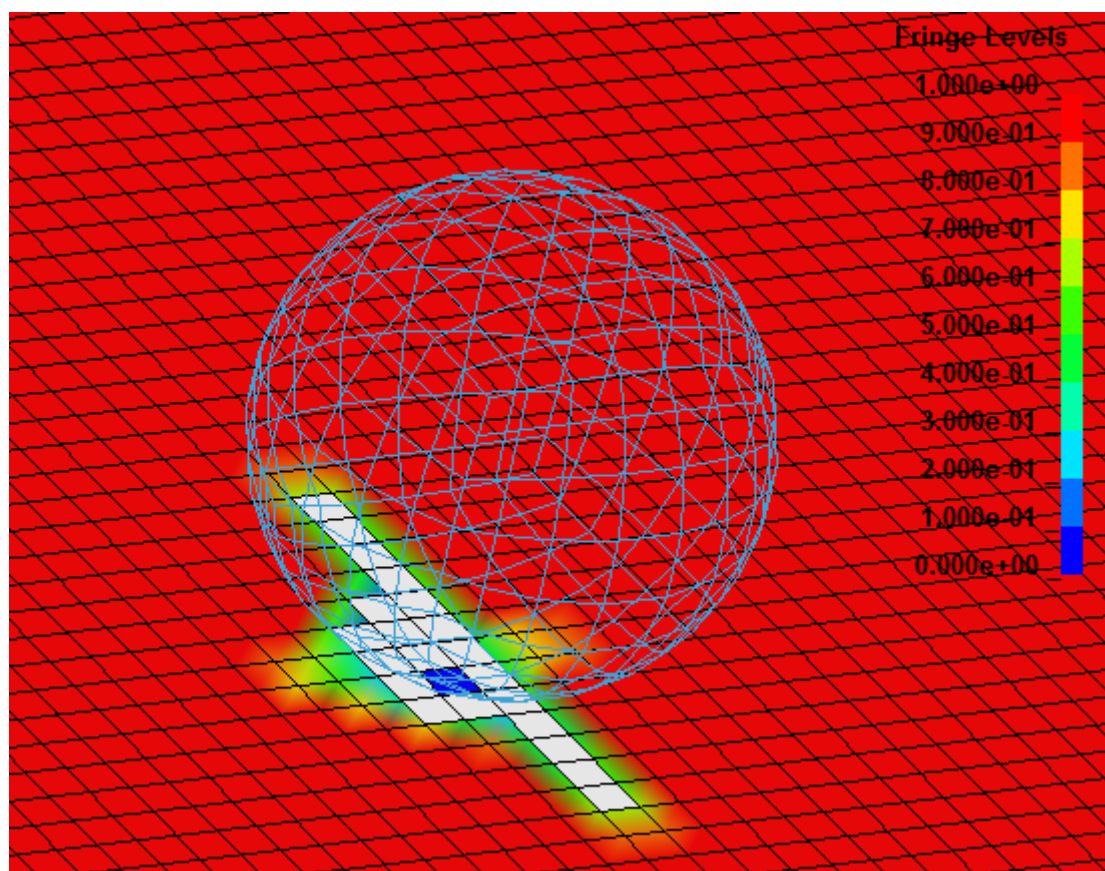
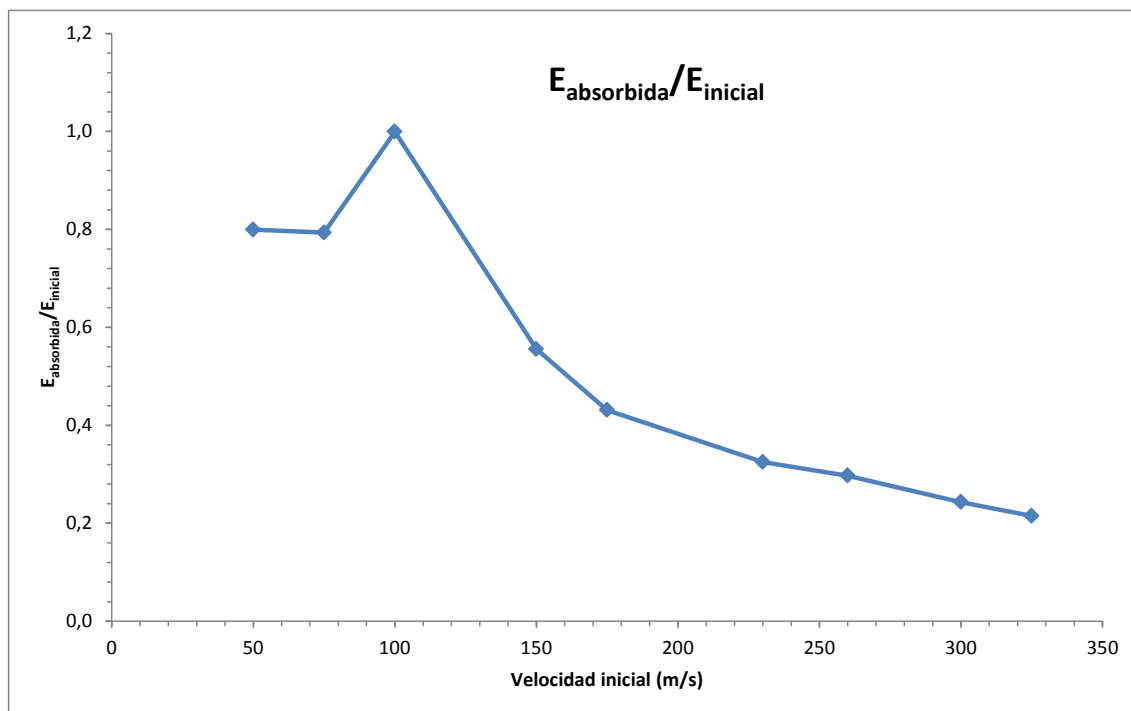


Figura 5.4 Simulación de la rotura de fibras en la dirección 11 en un impacto a 50  $m/s$ .

Sin embargo, cuando se rebasa el límite balístico, el comportamiento del laminado se invierte: al aumentar la velocidad de impacto la extensión del área deslaminada se reduce. Al aumentar la velocidad cobran menos importancia los efectos de flexión local, que son los responsables de la aparición de fallos en zonas más alejadas del punto de impacto, llegando a producirse, a velocidades elevadas, una fuerte localización del daño en el entorno más próximo a la colisión. A las más altas velocidades, los orificios efectuados en el laminado se tornan más estrechos con un tamaño similar al de la esfera, tendiendo el valor del área deslaminada a un valor asintótico igual al área frontal del proyectil.

## 5.4 Estudio energético

Los materiales compuestos presentan un comportamiento complejo frente a los impactos a alta velocidad. Una manera de extraer información de este comportamiento es mediante el estudio de la cantidad y la manera de absorber energía que tienen los laminados. Sin embargo, estos estudios son difíciles de realizar mediante ensayos experimentales, por lo que la simulación numérica se convierte en una importante herramienta para su realización.

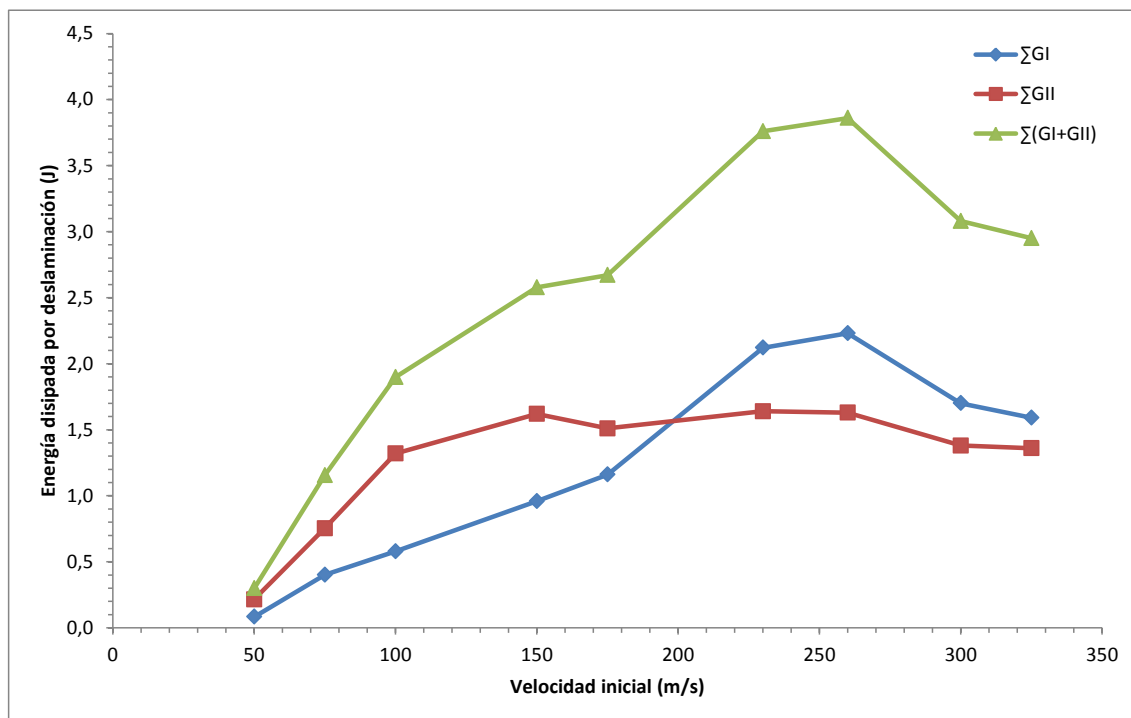


**Figura 5.5** Relación de la energía absorbida entre la energía inicial frente a la velocidad inicial del proyectil.

En la figura 5.5 se puede apreciar una gráfica que representa una relación entre la energía absorbida por el material a estudio y la energía inicial, a distintas velocidades de impacto del proyectil. Se puede apreciar un crecimiento de la energía absorbida a bajas velocidades, llegando a un punto máximo que se corresponde con el límite balístico, donde toda la energía del proyectil es absorbida por el laminado. En cambio, a partir de ese punto hay un cambio brusco de la pendiente, empezando a decrecer el valor de la energía absorbida en comparación con la energía inicial del proyectil. Esto se debe a que en el rango de velocidades anteriores al límite balístico interviene una extensión de área del laminado mayor, proporcionando mayor capacidad de absorción. En cambio, a altas velocidades, la energía

absorbida decrece debido a que la energía cinética del proyectil es empleada fundamentalmente en acelerar el material compuesto en detrimento de los mecanismos de daño inelásticos.

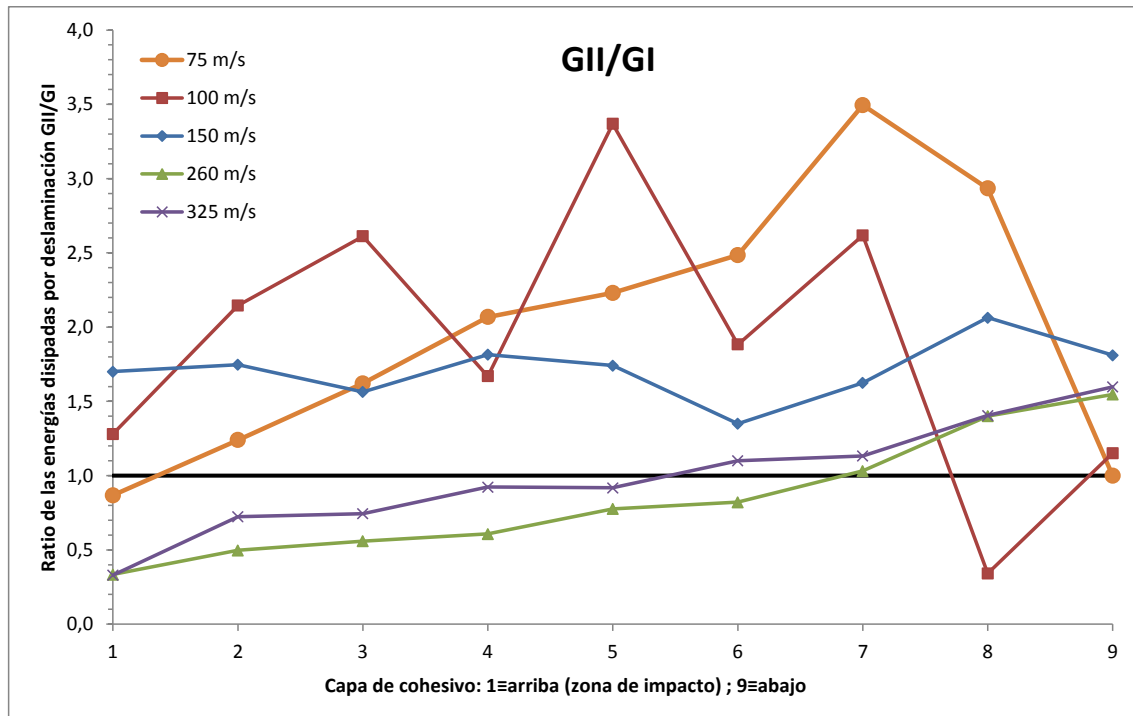
Por otro lado, la separación de las láminas de tejido de un material compuesto supone un factor importante en la degradación de la rigidez del material, además de conllevar una importante absorción de energía. Debido a ello, la deslaminación tiene un papel importante en el comportamiento de los materiales compuestos ante impactos, por lo que se ha estudiado su cantidad y su procedencia, teniendo en cuenta los dos modos de fallo que tiene la interacción cohesiva. En la figura 5.6 se puede apreciar una gráfica donde aparece la variación de la energía liberada por el proceso de deslaminación en los dos modos de fallo frente a la velocidad de impacto, así como la energía disipada total por la deslaminación del cohesivo.



**Figura 5.6** Representación del sumatorio de energía liberada por deslaminación en los modos I, II y mixto frente a la velocidad de impacto.

Se puede apreciar cómo a baja velocidad tiene mayor capacidad de absorción de energía el modo II. Esto es debido a los mayores esfuerzos de flexión locales que sufre el material a esas velocidades, lo que provoca un mayor esfuerzo tangencial entre láminas, que se corresponde con una mayor carga en la dirección tangencial ( $S$ ) y, por lo tanto, al modo de fallo II. En cambio, con el aumento de velocidad se produce la perforación del material y una disminución del área deslaminada, por lo que las altas velocidades de impacto y el rozamiento interno entre el proyectil y las diferentes láminas provocan un aumento de la carga en la dirección normal a los cohesivos ( $T$ ), con un correspondiente desplazamiento en dicha dirección. Esto repercute en un aumento sustancial de la energía por superficie liberada en el modo I.



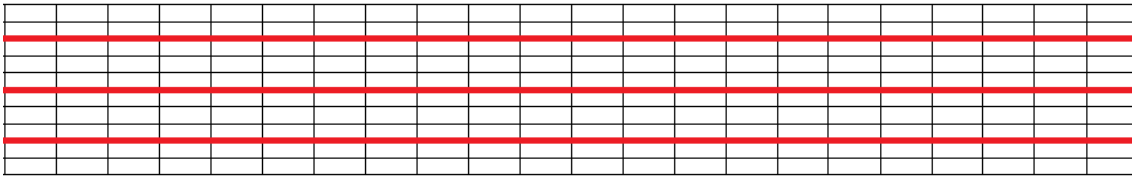


**Figura 5.7** Relación entre las energías disipadas por deslaminación del modo I y del modo II, en cada intercapa de interacción cohesiva a diferentes velocidades.

En la figura 5.7 se ha representado un ratio que relaciona la energía liberada por deslaminación debida al modo II de fallo con la liberada por el modo I, en cada una de las uniones interlaminares simuladas, para varias velocidades. Se han relacionado mediante la expresión  $G_{II}/G_I$ , por lo que todos los valores mayores que uno tienen predominancia del modo II y los menores que uno, predominancia del modo I. Se puede observar, tal y como se veía en la gráfica anterior, que según aumenta la velocidad de impacto, el modo I va cobrando importancia. Por otro lado se aprecia, que en valores de alta velocidad, donde previsiblemente se libera más energía por el modo I, existe mayor predominancia de absorción de energía tangencial (modo II) en las capas más alejadas del impacto. Esto se debería a la mayor flexión de las últimas capas del laminado, donde también existe mayor área deslaminada que en las superiores, provocando mayores esfuerzos en las direcciones tangentes a las intercapas.

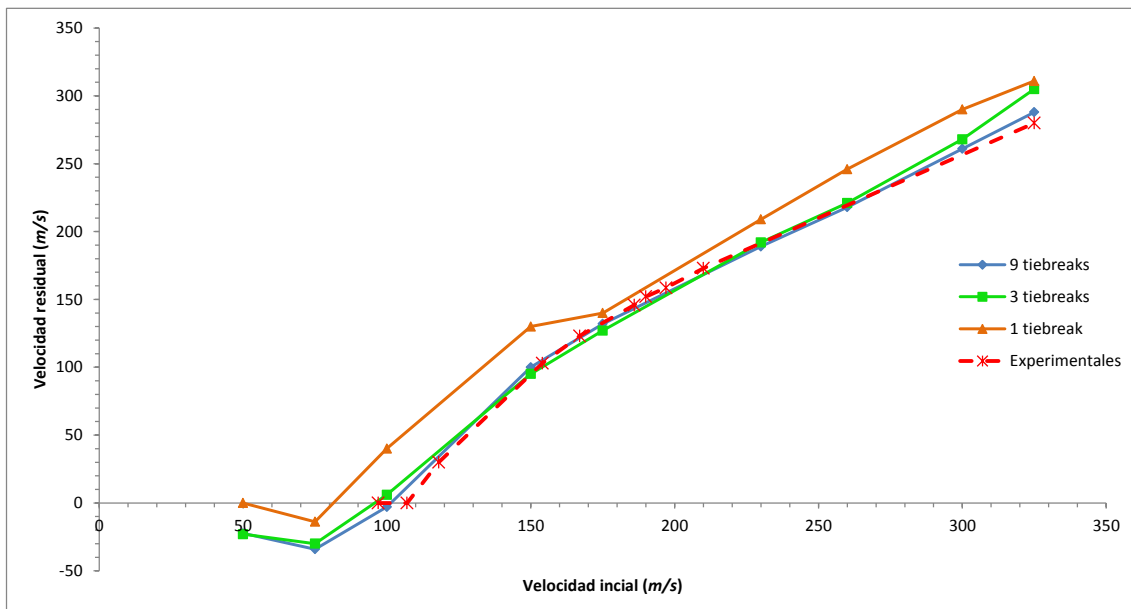
## 5.5 Reducción de tiempo de cálculo

En la realización de un modelo numérico es común la búsqueda de la optimización de recursos, reduciendo lo máximo posible el tiempo de cálculo empleado sin que se vea afectada la precisión de los resultados. En este trabajo se ha pretendido reducir el número de intercapas en las que se utiliza interacción cohesiva, creando otros dos modelos más con 3 y 1 interacciones cohesivas en lugar del modelo principal que posee 9. Para lograr una mayor uniformidad en los casos con menor número de intercapas, se han distribuido uniformemente a lo largo del espesor. En el caso de tres intercapas, estas se han colocado entre la segunda y la tercera lámina, entre la quinta y la sexta, y entre la octava y la novena, como se aprecia en la figura 5.8. Asimismo, en el caso que sólo utiliza una intercapa, ésta se ha ubicado justo en la mitad del laminado, entre la quinta y la sexta lámina.



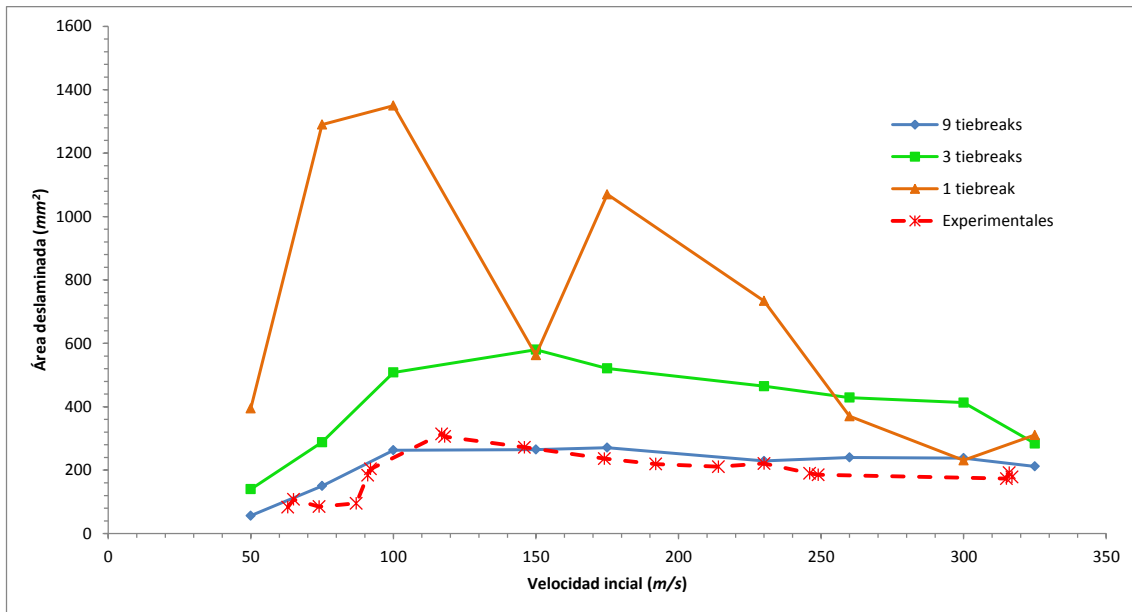
**Figura 5.8** Posición de las intercapas en el modelo con 3 interacciones cohesivas.

Para validar este procedimiento se han comparado los resultados de estas simulaciones con los datos experimentales, en valores de velocidad residual y de área deslaminada. A la vista de los resultados de velocidad residual de los modelos con distinto número de intercapas cohesivas expuestos en la figura 5.9, se puede apreciar una gran similitud de valores en los casos de 9 y 3 interacciones cohesivas, aunque en la zona del límite balístico se percibe una pequeña diferencia de valores. Sin embargo, el modelo que emplea una única intercapa cohesiva tiene peor comportamiento, sobre todo a baja velocidad, donde el límite balístico es menor de lo debido. Esto refleja la importancia que tiene el proceso de deslaminación en el comportamiento de los materiales compuestos.



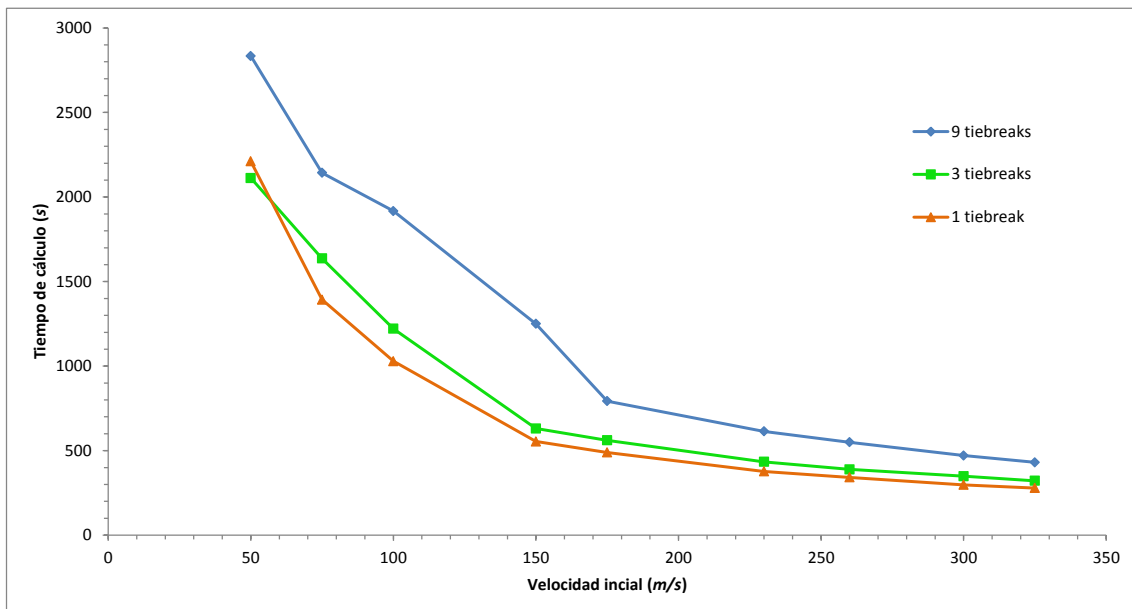
**Figura 5.9** Resultados de la velocidad residual para diferentes números de intercapas cohesivas, comparados con los experimentales.

Por otra parte, en la figura 5.10 se presentan los resultados del tamaño de la deslaminación en los mismos casos anteriores. Con estos valores sí que se aprecia una diferencia muy significativa, de hasta más de  $1000 \text{ mm}^2$  en un punto. Esto es debido a la cantidad de energía liberada en el proceso de deslaminación, donde los modelos con menos intercapas con interacción cohesiva tienen que sufrir daños mayores para lograr absorber la misma cantidad de energía. En el caso con tres intercapas, esto se ve de forma más evidente, debido a que para tener unos valores de velocidad residual similares, el material habría tenido que absorber cantidades de energía similares, sin embargo, sus resultados del área deslaminada tienen valores bastante superiores.



**Figura 5.10** Resultados del área deslaminada para diferentes números de intercapas cohesivas, comparados con los experimentales.

En la figura 5.11, se muestran los tiempos de cálculo empleados en la simulación de cada caso, donde se aprecia su reducción a consecuencia de la supresión de intercapas cohesivas. A la vista de todos los resultados, se descarta el modelo que posee una sola intercapa, debido a su mal comportamiento, tanto en términos de velocidad residual como de área deslaminada, además de suponer una reducción mínima del tiempo de cálculo comparado con el caso de 3 intercapas. No obstante, el modelo de 3 intercapas se podría utilizar como un método veloz de cálculo de la velocidad residual en impactos perpendiculares.



**Figura 5.11** Resultados del tiempo de cálculo para simulación de modelos con diferentes números de intercapas cohesivas.

## 6 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

### 6.1 Resumen y conclusiones

Como conclusiones, los aspectos más relevantes de este Trabajo Fin de Grado son los siguientes:

- Se ha elaborado un modelo numérico capaz de predecir con fidelidad los valores de la velocidad residual y el área deslaminada en impactos perpendiculares a un laminado de tejido de fibra de carbono y matriz epoxi, el cual ha sido validado mediante la comparación de dichos valores con los obtenidos mediante ensayos experimentales realizados previamente [López-Puente et al., 2003].
- Para la elección del criterio de daño adecuado, se han estudiado diversos tipos de materiales predefinidos en LS-DYNA®, con distintos tipos de elementos, hasta seleccionar un material que utiliza elementos sólidos y sigue un criterio de daño basado en el de *Chang/Chang* de 1987 con fallos por rotura de fibras en las dos direcciones principales del plano y que incluye un criterio de eliminación de elementos basado en valores de deformación últimos, que reproduce fielmente el comportamiento del material frente a impactos.
- Se ha realizado un análisis de sensibilidad de la malla del laminado, tras el cual se optó por la utilización de un mallado que proporciona resultados fiables mediante un coste computacional moderado.
- Con el objetivo de representar el proceso de deslaminación del material compuesto y su influencia en el comportamiento frente a impactos perpendiculares, se implementaron interacciones cohesivas entre las diferentes capas del laminado, las cuales siguen una ley de tracción-separación bilineal con un criterio cuadrático de modo mixto de iniciación del daño y una progresión del daño tipo lineal, que simulan los efectos de la deslaminación.
- Se ha realizado un estudio de los resultados obtenidos en el modelo numérico, del que se pueden sacar las siguientes conclusiones:
  - i. El material a estudio se comporta de diferente manera en los impactos a velocidades inferiores al límite balístico y los superiores a él. A bajas velocidades, el área deslaminada aumenta proporcionalmente al cuadrado de la velocidad de impacto, mientras que a altas velocidades el daño va disminuyendo, produciéndose una localización del daño en el entorno más próximo a la colisión.
  - ii. La proporción de energía absorbida por el material, en comparación con la energía inicial del proyectil, va disminuyendo aceleradamente al aumentar la velocidad a partir del límite balístico.

- iii. Se ha observado que se libera mayor cantidad de energía por el modo II de fallo por deslaminación a baja velocidad (debido a esfuerzos tangenciales a las intercapas cohesivas). En cambio, a altas velocidades hay predominancia del modo I de fallo (debido a esfuerzos normales a las intercapas cohesivas). Sin embargo, en las intercapas más alejadas del impacto se sigue manteniendo la predominancia del modo II.
- Por último, se ha estudiado la posibilidad de reducir del número de interacciones cohesivas para reducir los tiempos de cálculo, donde se observó que el modelo con tres intercapas simula correctamente los resultados de la velocidad residual. En cambio, los valores del área deslaminada se incrementan considerablemente, por lo que no sería válido para su cálculo. También se llegó a la conclusión de que la implementación de una única interacción cohesiva produce resultados incorrectos en las simulaciones.

## 6.2 Trabajos futuros

A continuación se proponen posibles líneas de investigación que permitirían ampliar el estudio desarrollado en este Trabajo Fin de Grado:

- La realización de modelos numéricos con otros tipos de proyectil, con lo que se podrían realizar estudios basados en la influencia de su geometría y de su masa, como podría ser el caso de proyectiles con punta cónica modificando el ángulo de la punta, donde se podría estudiar la variación del daño y del límite balístico.
- Realizar un estudio de la deslaminación con elementos cohesivos, mencionados en el apartado 4.5.
- Programar mediante una subrutina de usuario un comportamiento del material que se adapte al tejido, teniendo en cuenta otros tipos de daño en el material.

## **BIBLIOGRAFÍA**

- BARBERO, E. J. *Introduction to Composite Material Design*. Segunda edición. Boca Raton: CRC Press/Taylor and Francis, 2011. ISBN: 978-1-4200-7915-9
- BARBERO, E. *Transparencias de la asignatura "Historia de la Tecnología Aeroespacial"*. Universidad Carlos III de Madrid, 2012.
- BERTHELOT, J. M. *Composite materials: Mechanical behavior and structural analysis*. New York: Springer, 1999. ISBN: 0-387-98426-7
- CHANG, F.; CHANG K. *A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations*. Journal of Composite Materials 21: 834-855, 1987.
- CHATIRI, M.; GÜLL, T; MATZENMILLER, A. *An assessment of the new LS-DYNA layered solid element: basics, patch simulation and its potential for thick composite structure analysis*. 7<sup>th</sup> European LS-DYNA Conference, 2009.
- CHAWLA, K. K. *Composite materials: Science and engineering*. Segunda edición. New York [etc.]: Springer, 1998. ISBN: 0-387-98409-7
- GAY, D.; HOA, S. V.; TSAI, S. W. *Composite materials: Design and applications*. Boca Raton: CRC Press, 2003. ISBN: 1-58716-084-6
- GÜRDAL, Z.; HAFTKA, R. T.; HAJELA, P. *Design and optimization of laminated composite materials*. New York: John Wiley & Sons, 1999. ISBN: 0-471-25276-X
- HALLQUIST, J. *LS-DYNA® Theory Manual*. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2006. ISBN: 0-9778540-0-0
- HEIMBS, S.; HELLER, S.; MIDDENDORF, P.; HÄHNEL, F.; WEIBE, J. *Low velocity impact on CRFP plates with compressive preload: Test and modeling*. International Journal of Impact Engineering 36: 1182-1193, 2009.
- HEIMBS, S.; MIDDENDORF, P. *Simulation of Low Velocity Impact on Composite Plates with Compressive Preload*. 7<sup>th</sup> LS-DYNA Anwenderforum, Bamberg, 2008.
- HOU, J.P.; PETRINIC, N.; RUIZ, C.; HALLETT, S.R. *Prediction of impact damage in composite plates*. Composite Science and Technology 60: 273-281, 2000.
- LOIKKANEN, M.; PRAVEEN, G.; POWELL, P. *Simulation of Ballistic Impact on Composite Panels*. 10<sup>th</sup> International LS-DYNA® Users Conference, 2008.
- LÓPEZ-PUENTE, J.; ZAERA, R.; NAVARRO, C. *Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates*. Composites Part A: applied science and manufacturing 39: 374-387, 2008.
- LS-DYNA® Keyword User's Manual Volume I*. Revisión 1617. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.
- LS-DYNA® Keyword User's Manual Volume II: Material Models*. Revisión 1696. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.



MIRAVETE, A. *Materiales compuestos*. Antonio Miravete, 2000. ISBN: 84-921349-7-6

PERNAS-SÁNCHEZ, J.; ARTERO-GUERRERO, J.A.; VARAS, D.; ZAERA, R.; LÓPEZ-PUENTE, J. *Numerical modeling of woven CFRP fluid-filled tubes subjected to high-velocity impact*. Actas de la conferencia LWAG 2011, Aveiro (Portugal): 27-28, 2011.

SCHWARTZ, M. M. *Composite materials handbook*. Segunda edición. New York [etc.]: McGraw-Hill, 1992. ISBN: 0-07-055819-1

SCHWEIZERHOF, K.; WEIMAR, K.; MÜNZ, TH.; ROTTNER, TH. *Crashworthiness Analysis with Enhanced Composite Material Models in LS-DYNA: Merits and Limits*. LS-DYNA World Conference, Detroit (Michigan, USA), 1998.

SHAH, Q. H. *From LS-PrePost to LS-DYNA : an introduction; LS-Dyna for beginners with 13 step by step solved examples*. Saarbrücken (Alemania): Lambert Academic Publishing, 2011. ISBN: 978-3-8454-0951-1

TSAI, S. W.; WU, E. M. *A general theory of strength for anisotropic materials*. Journal of Composite Materials 5: 58–80, 1971.

WERNER, W. *Simulation and FE-modeling of global and local effects in thin-walled shell structures of composite materials*. NAFEMS Seminar on Simulating Composite Materials and Structures. Bad Kissingen, 2007.