

## **TESIS DOCTORAL**

# ***Análisis y modelización del golpe hidrodinámico en tanques integrados de combustible realizados en material compuesto***

**Autor:**

**José Alfonso Artero Guerrero**

**Directores:**

**Jorge López Puente**

**David Varas Doval**

**Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras**

Leganés, mayo 2014

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

## TESIS DOCTORAL

# Análisis y modelización del golpe hidrodinámico en tanques integrados de combustible realizados en material compuesto

**Autor:** *José Alfonso Artero Guerrero*

**Directores:** **Jorge López Puente**

**David Varas Doval**

Firma del Tribunal Calificador:

Firma

Presidente: Ramón Zaera Polo

Vocal: David Ángel Cendón Franco

Secretario: Ignacio Romero Olleros

Calificación:

Leganés, 15 de Julio de 2014

---

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

## Agradecimientos

En primer lugar, quiero dar las más sinceras gracias a mis tutores de tesis, Jorge López Puente y David Varas Doval, por su esfuerzo y ayuda durante la realización de esta tesis doctoral. Me he sentido un privilegiado y un afortunado por poder realizar la tesis con vosotros.

A mi amigo Jesús Pernas (mi tercer tutor) por su colaboración durante la tesis y sus ideas que han ayudado a mejorar esta tesis doctoral. A Sergio Puerta y David Pedroche por su trabajo y dedicación, que han hecho posible este trabajo.

A Ramón Zaera por darme la oportunidad, junto con Jorge y David, de realizar la tesis doctoral en este departamento. A todos los compañeros del departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras por su ayuda y, especialmente a Álvaro V., Álvaro O., Josué, Marcos, Marta y Matías por su amistad.

A mis amigos de Ronda y Madrid.

A mi familia gallega por todo el cariño que me han dado desde el principio. A mis padres, mi hermano, mi tío y mi abuelo por su cariño, apoyo incondicional y haberme dado tantas cosas buenas. A Paula, mi compañera de viaje, por hacerme tan feliz durante todos estos kilómetros que hemos recorrido juntos. *Keep on running!*

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

*A todos los trabajadores de la educación pública que, aún a pesar de ..., se han esforzado con dedicación para ofrecernos un futuro mejor, en especial, a mis padres y a Paula.*

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---



# Resumen

Actualmente, en la industria aeronáutica, uno de los principales análisis que se realizan durante la fase de diseño de una estructura de material compuesto es el estudio de la vulnerabilidad frente a impactos a alta velocidad. Particularmente, en el diseño de los tanques de combustible del ala de un avión se deben tener en cuenta los efectos del golpe hidrodinámico; este problema ha sido identificado como uno de los factores más importantes en la vulnerabilidad de una aeronave. El golpe hidrodinámico ocurre cuando un objeto altamente energético penetra a alta velocidad en una estructura con fluido en su interior transfiriendo parte de su energía cinética a través del fluido a la estructura.

En la presente tesis doctoral se ha analizado el comportamiento de un tanque de material compuesto con fluido en su interior sometido a impactos de alta velocidad. Para ello se ha usado tanto una metodología experimental como numérica. En ambos casos se ha analizado la influencia de dos parámetros: la velocidad de impacto del proyectil y el porcentaje de llenado del tanque de material compuesto. Para la realización de los ensayos experimentales se ha usado un dispositivo neumático que acelera el proyectil a gran velocidad contra el tanque de combustible; el proceso de impacto se ha grabado mediante una cámara de alta velocidad, registrándose también tanto las deformaciones del tubo de material compuesto como las presiones en el interior del fluido. Los ensayos experimentales han servido para comprender los principales mecanismos que gobiernan el comportamiento del tanque de combustible frente al golpe hidrodinámico. Se ha observado que los mecanismos de fallo que aparecen en la estructura varían sensiblemente en función de los parámetros estudiados; es de destacar la importancia del porcentaje de llenado, parámetro que no había sido estudiada en profundidad para este tipo de tanques de combustible.

En esta tesis, además, se ha desarrollado una metodología numérica para modelizar el fenómeno

---

del golpe hidrodinámico. Esta metodología ha sido validada mediante los ensayos experimentales antes mencionados. Las simulaciones numéricas han sido realizadas empleando el código comercial de elementos finitos LS-DYNA v. R7. Para modelizar la interacción fluido estructura se han usado dos técnicas diferentes: la técnica Multimaterial Lagrangiana Euleriana Arbitraria (MM-ALE en sus siglas en inglés) y la técnica “Smooth Particle Hydrodynamics” (SPH). Para reproducir el comportamiento del material compuesto del que está hecho el tanque de combustible se ha usado un modelo que tiene en cuenta tanto el fallo intralaminar, implementado mediante una subrutina de usuario, como el fallo interlaminar, modelizado usando una interacción cohesiva. Atendiendo a la validación realizada, se ha comprobado que los modelos numéricos desarrollados muestran una adecuada correlación con respecto a la respuesta del tubo de material compuesto sometido al golpe hidrodinámico observada en los ensayos experimentales. Tanto el modelo que usa la técnica MM-ALE como el que emplea la técnica SPH son capaces de reproducir la transferencia de energía entre proyectil, fluido y estructura. En cuanto al modelo de material compuesto implementado, éste predice adecuadamente los fallos que se generan en el tanque para los distintos casos analizados.

---

---

## Abstract

Nowadays, in the aeronautical industry, vulnerability against high-velocity impact loads has become one of the principal analyses performed for the design of composite structures. Particularly, in a wing fuel tank design, Hydrodynamic Ram (HRAM) effects have to be taken into account, because it has been identified as one of the important factors in aircraft vulnerability. Hydrodynamic Ram (HRAM) occurs when a high-energy object penetrates a fluid-filled container, transferring its momentum and kinetic energy through the fluid to the surrounding structure.

In the present PhD Thesis it has been analyzed the behavior of a fluid filled composite fuel tank subjected to a high velocity impact. For this purpose, it has been used both an experimental and a numerical methodology. In both cases, it has been analyzed the influence of two parameters: projectile impact velocity and fluid filling level. In order to perform the experimental tests, it has been used a pneumatic launcher that accelerates the projectile to high velocity impacting against the composite fuel tank; the impact process has been recorded using a high-speed camera, registering also the strains in the composite fuel tank and the pressures inside the fluid. Experimental tests have been used to understand the principal mechanisms that govern the composite fuel tank response subjected to HRAM. It has been observed that the main failure mechanisms that appears in the structure vary noticeably as a function of the parameters analyzed, in particular the influence of fluid filled level; parameter that it has not been studied in depth previously for this type of fuel tank.

In this PhD thesis, it has been also developed a numerical methodology for modelling the HRAM phenomenon. This methodology has been validated using the experimental tests. Numerical simulations have been carried out in the finite element commercial code LS-DYNA v. R7. Two numerical techniques have been used to model the fluid structure interaction, Multima-

---

---

terial Arbitrary Lagrangian Eulerian (MM-ALE) and Smooth Particle Hydrodynamics (SPH). A material model accounting intralaminar failure, by means of a user subroutine, and the interlaminar failure, using a cohesive interaction has been employed to reproduce the composite material behavior. Considering the validation performed, it has been shown that the numerical models developed have a correct agreement with the experimental composite fuel tank response subjected to HRAM. Therefore, it can be said that both the numerical model that use MM-ALE technique and the model that employ SPH technique, are able to reproduce the energy transfer between projectile, fluid and structure. In addition, composite material model implemented predicts the failures appeared in composite fuel tank for the different studied parameters.

---

# Índice general

Título . . . . .	I
Agradecimientos . . . . .	V
Dedicatoria . . . . .	VII
Resumen . . . . .	IX
Tabla de contenidos . . . . .	XII
Índice de figuras . . . . .	XV
Índice de tablas . . . . .	XVIII
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Motivación . . . . .	1
1.2. Objetivos . . . . .	6
1.3. Contenido . . . . .	7
<b>2. Antecedentes</b>	<b>9</b>
2.1. Introducción . . . . .	9
2.2. Tanques de combustible de aviones ligeros . . . . .	9
2.3. Antecedentes sobre los materiales compuestos . . . . .	13
2.3.1. Estudios experimentales . . . . .	19
2.3.2. Modelización numérica . . . . .	22
2.4. Antecedentes sobre el golpe hidrodinámico . . . . .	32
2.4.1. Estudios experimentales . . . . .	33
2.4.2. Modelización numérica . . . . .	39
<b>3. Descripción experimental</b>	<b>49</b>
3.1. Introducción . . . . .	49
3.2. Materiales y especímenes a ensayar . . . . .	50
3.2.1. Tubo de material compuesto . . . . .	50
3.2.2. Fluido . . . . .	52
3.2.3. proyectil . . . . .	53
3.3. Dispositivos experimentales . . . . .	53
3.3.1. Sistema neumático de impulsión . . . . .	53
3.3.2. Cámara de alta velocidad y sistema de iluminación . . . . .	56
3.3.3. Sensores de presión y galgas extensométricas . . . . .	57
3.3.4. Sistema de adquisición de señales . . . . .	60
3.3.5. Sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan . . . . .	60

---

<b>4. Modelo numérico</b>	<b>65</b>
4.1. Introducción . . . . .	65
4.2. Modelización del tubo de material compuesto . . . . .	66
4.2.1. Fallo intralaminar . . . . .	67
4.2.2. Fallo interlaminar . . . . .	69
4.2.3. Discretización del tubo de material compuesto . . . . .	70
4.3. Modelización del fluido . . . . .	71
4.3.1. Modelo MM-ALE . . . . .	72
4.3.2. Modelo SPH . . . . .	75
4.4. Modelización del proyectil de acero y las ventanas de PMMA . . . . .	76
4.5. Cálculo computacional . . . . .	77
<b>5. Resultados</b>	<b>79</b>
5.1. Introducción . . . . .	79
5.2. Fase de choque . . . . .	80
5.2.1. Validación . . . . .	81
5.2.2. Análisis . . . . .	88
5.3. Fase resistente . . . . .	90
5.3.1. Validación . . . . .	91
5.3.2. Análisis . . . . .	94
5.4. Fase de salida . . . . .	95
5.4.1. Validación . . . . .	95
5.4.2. Análisis . . . . .	98
5.5. Fase de cavidad . . . . .	99
5.5.1. Validación . . . . .	100
5.5.2. Análisis . . . . .	112
5.6. Tiempo de cálculo de las técnicas numéricas . . . . .	115
<b>6. Procesos de rotura en tanques de CFRP sometidos a HRAM</b>	<b>117</b>
6.1. Introducción . . . . .	117
6.2. Análisis de los procesos de rotura en tanques completamente llenos . . . . .	118
6.3. Análisis de los procesos de rotura en tanques parcialmente llenos . . . . .	122
<b>7. Conclusiones y trabajos futuros</b>	<b>129</b>
7.1. Introducción . . . . .	129
7.2. Conclusiones . . . . .	129
7.3. Trabajos futuros . . . . .	132
<b>Bibliografía</b>	<b>135</b>

---

# Índice de figuras

1.1.	A-350 XWB y la distribución en peso de materiales empleados en su fabricación [1].	2
1.2.	Boeing 787 Dreamliner y la distribución en peso de materiales empleados en su fabricación [2].	
1.3.	Impactos de ave y granizo contra un avión comercial. . . . .	3
1.4.	Fragmento de neumático y el Concorde instantes antes del fallo catastrófico [3]. .	4
1.5.	Detalle del orificio en el ala del Airbus A-380 [10]. . . . .	5
1.6.	Perforación en el tanque de combustible integrado del Airbus A-380 [10]. . . . .	5
2.1.	Disposición de los tanques de combustible en un aeronave Airbus A-380 [10]. . .	10
2.2.	Tanque integrado de combustible situado en el ala de un Airbus A-380 [10]. . . .	10
2.3.	Tanque integrado de combustible situado en el ala de un Eurofighter Typhoon [4].	11
2.4.	Tubo de material compuesto usado en esta tesis doctoral como elemento representativo de una co	
2.5.	Diferentes arquitecturas de material compuesto reforzado por fibras largas. . . .	17
2.6.	Ejemplo de daños producidos en un laminado de fibras de carbono [64]. . . . .	19
2.7.	Imagen de una banda de cortadura o “kink band” [54]. . . . .	20
2.8.	Ejemplo de daños producidos en un laminado de tejido de fibras de carbono [53].	22
2.9.	Criterio de fallo intralaminar propuesto por Puck et al.[68]. . . . .	27
2.10.	Comportamiento no lineal para la tensión tangencial [74]. . . . .	30
2.11.	Impacto de un proyectil contra un tanque lleno de fluido. . . . .	33
2.12.	Onda de presión, sobrepresión y cavidad. . . . .	34
2.13.	Daño producida en la pared de entrada de un tanque de material compuesto [11].	36
2.14.	Daño producido en los ensayos experimentales de impactos de alta velocidad contra tanques de a	
2.15.	Tanque de combustible de material compuesto impactado en [22]. . . . .	38
2.16.	Representación del movimiento de la partícula y la malla en la descripción Lagrangiana, Eulerian	
2.17.	Esquema de los 3 dominios usados en el método ALE: material, espacial y el de la malla [27].	41
2.18.	Daño en un tanque de combustible de material compuesto [78]. . . . .	42
2.19.	Reproducción del golpe hidrodinámico realizada por Heimbs et al. [39]. . . . .	44
2.20.	Función de peso cúbica de una partícula SPH. . . . .	45
2.21.	Cavidad y onda de presión producida en el fluido instantes después del impacto [21].	47
2.22.	Daños en un tanque de combustible de material compuesto (izquierda) y de aluminio (derecha) [	
3.1.	Configuración experimental del ensayo. . . . .	50
3.2.	Detalle del montaje del tubo de material compuesto. . . . .	52
3.3.	Esquema de los dispositivos experimentales. . . . .	54
3.4.	Sistema de impulsión. . . . .	54
3.5.	Cartucho empleado. . . . .	55
3.6.	Fotogramas de la apertura del sabot. . . . .	55

---

3.7. Mesa de ensayos. . . . .	56
3.8. Sistema de grabación e iluminación. . . . .	57
3.9. Esquema de la posición de los sensores de presión y las galgas extensométricas situadas en el tubo de material compuesto. . . . .	58
3.10. Sensores de presión y galga extensométrica. . . . .	59
3.11. Señal del sensor de presión original y filtrada. . . . .	60
3.12. Estudio en frecuencia de la señal original y filtrada del sensor de presión. . . . .	61
3.13. Sistema de adquisición de señales. . . . .	61
3.14. Esquema de la configuración empleada para realizar el análisis del C-Scan. . . . .	62
3.15. Equipo de C-Scan. . . . .	63
3.16. Ejemplo de inspección realizada a una cara de un tubo de material compuesto impactada a 600 $m/s$ . . . . .	64
4.1. Degradación del tensor de tensiones. . . . .	67
4.2. Componentes del tensor de tensiones asociadas a cada fallo implementado. . . . .	68
4.3. Comportamiento cohesivo [35]. . . . .	71
4.4. Mallado de la mitad del tubo de material compuesto realizado en LS-DYNA v.R7 y detalle de la interfaz. . . . .	72
4.5. Mallado MM-ALE realizado en LS-DYNA v.R7. . . . .	74
4.6. Mallado SPH realizado en LS-DYNA v.R7. . . . .	76
4.7. Mallado del proyectil y de la ventana de PMMA realizada en LS-DYNA v.R7. . . . .	77
4.8. Esquema de funcionamiento de la técnica SMP y MPP. . . . .	78
5.1. Esquema de la fase de presión. . . . .	80
5.2. Esquema de la posición de los sensores de presión situados en el tubo de material compuesto. Se incluye el detalle de la posición de los sensores. . . . .	81
5.3. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contorno de la onda de choque. . . . .	82
5.4. Presión obtenida en los sensores que se encuentran a 75 $mm$ de la pared inferior para los casos completamente llenos. . . . .	83
5.5. Presión obtenida en los sensores enroscados de la pared superior para los casos completamente llenos. . . . .	84
5.6. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 75 %. Contorno de la onda de choque. . . . .	85
5.7. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60 %. Contorno de la onda de choque. . . . .	86
5.8. Presión obtenida en los sensores que se encuentran a 75 $mm$ de la pared inferior para los casos de llenado parcial. . . . .	87
5.9. Esquema de la creación de la onda de rarefacción en función del volumen de llenado. . . . .	90
5.10. Esquema de la fase resistente. . . . .	90
5.11. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contorno de la onda de choque. . . . .	91
5.12. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60 %. Contorno de la onda de choque. . . . .	92
5.13. Desplazamiento del proyectil dentro del tubo de material compuesto. . . . .	93
5.14. Velocidad del proyectil dentro del tubo de material compuesto. . . . .	94
5.15. Esquema de la fase de salida. . . . .	95
5.16. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contorno de la onda de choque. . . . .	96
5.17. Deformación en la galga extensométrica en la pared de salida G3 para el impacto a 600 $m/s$ completamente lleno. . . . .	97
5.18. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60 %. Contorno de la onda de choque. . . . .	98
5.19. Deformaciones de la galga extensométrica en la pared de salida G3 para el impacto a 600 $m/s$ parcialmente llenos al 60 %. . . . .	99
5.20. Deformaciones medias producidas por la precarga obtenida para los impactos a 600 $m/s$ parcialmente llenos al 60 %. . . . .	100
5.21. Esquema de la fase de cavidad. . . . .	100
5.22. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contorno de la onda de choque. . . . .	101
5.23. Deformación en diferentes galgas extensométricas para el impacto a 600 $m/s$ completamente lleno. . . . .	102
5.24. Fisuras en la pared de salida para los impactos completamente llenos. . . . .	104
5.25. Deslaminaciones y fisuras en la pared de entrada para el impacto a 900 $m/s$ completamente lleno. . . . .	105
5.26. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 75 %. Contorno de la onda de choque. . . . .	106
5.27. Impacto de proyectil a 600 $m/s$ en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60 %. Contorno de la onda de choque. . . . .	107

---



---

5.28.	Deformaciones en diferentes galgas extensométricas para el impacto a 600 $m/s$ parcialmente llenos.	
5.29.	Fisuras en la pared de salida para el impacto a 900 $m/s$ parcialmente llenos al 60 %.	110
5.30.	Deslaminaciones y fisuras en la pared de entrada para el impacto a 900 $m/s$ parcialmente llenos.	
5.31.	Fisuras en la pared superior y de salida para el impacto a 900 $m/s$ parcialmente llenos.	111
5.32.	Señal de la galga extensométrica en la pared superior G6 para el caso completamente lleno a 600 $m/s$ .	
6.1.	Volumen de la cavidad obtenido numéricamente con LS-DYNA.	119
6.2.	Esquema y modelo usado para estudiar los procesos de rotura en un tanque completamente lleno.	
6.3.	Deformaciones en el cuarto de pared en el instante en que aparecen los daños en el orificio representado.	
6.4.	Deformaciones en el cuarto de pared en el instante en que aparecen los daños en los bordes curvos.	
6.5.	Detalle de los fallos iniciados en las zonas curvas del interior del tubo.	122
6.6.	Energías cinéticas para los impactos parcialmente llenos a 900 $m/s$ del modelo MM-ALE.	
6.7.	Imágenes en distintos instantes del proceso de impacto de la lámina de agua contra la pared superior.	
6.8.	Imágenes del modelo MM-ALE. Arriba: Detalle del inicio del daño Abajo: Deslaminación representada.	

---

# Índice de tablas

2.1. Propiedades de diferentes fibras [43, 45]. . . . .	14
2.2. Propiedades de las resinas [43, 45]. . . . .	15
2.3. Propiedades de diferentes arquitecturas de laminados fabricados por Hexcell Composites con matriz . . . . .	
3.1. Densidades y viscosidades cinemáticas para el agua y el queroseno a 20°C. . . . .	52
4.1. Propiedades del laminado de tejido AGP-193-PW [9]. . . . .	70
4.2. Parámetros de la interacción cohesiva usada para el laminado de tejido AGP-193-PW [85]. . . . .	70
4.3. Propiedades del agua y aire para los modelos MM-ALE y SPH. . . . .	75

---

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Motivación

Uno de los principales retos a los que se enfrenta la industria aeronáutica, de automoción y marítima es la fabricación de medios de transporte ecológicamente más sostenibles. En la industria aeronáutica, las turbinas cada vez más eficientes y las estructuras cada vez más ligeras han supuesto grandes avances para el desarrollo de aviones que requieran un menor consumo de combustible. Una de las soluciones que ha permitido el desarrollo de aviones más ligeros es el uso de estructuras de material compuesto, debido a la alta relación rigidez-peso y resistencia-peso de estos materiales. De hecho, las empresas aeronáuticas están sustituyendo sus modelos en servicio, por nuevos diseños fabricados mayoritariamente con materiales compuestos. Un ejemplo es el de la empresa americana Boeing que ha conseguido reducir un 20% el consumo de combustible reemplazando el modelo 767, diseñado a finales de los años 70, por el modelo 787-Dreamliner, ambos enmarcados dentro del segmento de aviones de medio-largo alcance. En este último, el uso del material compuesto es superior al 50% en peso, mientras que en el 767 apenas representa un 5%. Esta reducción en el consumo de combustible también ha supuesto una rebaja del coste de explotación de los aviones actualmente desarrollados debido al alto precio que tienen los combustible derivados del petróleo. En las figuras 1.1 y 1.2 se pueden observar los porcentajes en peso del uso de los materiales compuestos en los dos diseños más recientes de la aviación comercial, el Airbus A-350 XWB y el Boeing 787 Dreamliner.

Para el diseño de una estructura aeronáutica es fundamental caracterizar las sollicitaciones a las

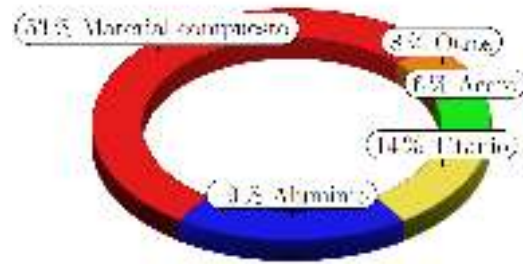


Figura 1.1: A-350 XWB y la distribución en peso de materiales empleados en su fabricación [1].

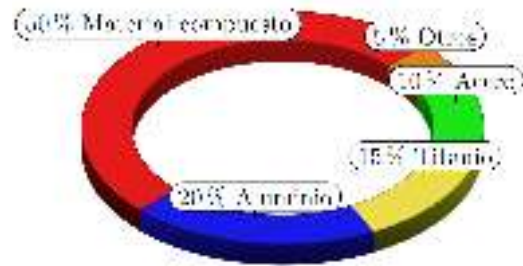


Figura 1.2: Boeing 787 Dreamliner y la distribución en peso de materiales empleados en su fabricación [2].

que puede verse sometida durante su vida en servicio, así como conocer la respuesta de la estructura ante éstas. Las cargas a las que habitualmente están sometidas las estructuras aeronáuticas como cargas aerodinámicas, cargas debidas al peso propio de las estructuras, cargas debidas al aterrizaje o vibraciones debidas a imperfecciones en la pista de rodajes están adecuadamente caracterizadas, mientras que otras como los impactos aún son objeto del interés de los investigadores. Los impactos pueden clasificarse en dos grupos: los de baja velocidad, provocados por grandes masas a bajas velocidades; y los de alta velocidad, generados por pequeños masas a altas velocidades. En cuanto a éstos últimos pueden ser debidos a sólidos situados en la pista que durante las maniobras de despegue o aterrizaje alcancen alguna parte del fuselaje, aves, granizo, o incluso algún pequeño fragmento que haya podido desprenderse de una turbina. En la figura 1.3 se observan las dañinas consecuencias que impactos de ave o granizo han generado en estructuras aeronáuticas.

---

---

Mayoritariamente, los materiales compuestos usados en la industria aeronáutica están formados por un gran número de fibras largas de un material muy resistente embebidas en una matriz polimérica. Las fibras largas se orientan en una o las dos direcciones de un plano, de tal manera que se apilan a lo largo del espesor en un conjunto de láminas. Debido a esta configuración, las propiedades mecánicas son excelentes en el plano, pero no tan buenas en dirección perpendicular. Un impacto en esta última dirección puede generar fisuras entre las láminas que constituyen el laminado de material compuesto (deslaminaciones) y provocar una disminución importante de las propiedades mecánicas [65]. Se puede decir, por lo tanto, que para poder utilizar estructuras de material compuesto que cumplan con los requisitos de seguridad y fiabilidad de la industria aeronáutica es necesario entender la respuesta de estos materiales ante posibles cargas de impactos, así como los mecanismos de fallo resultantes.



Figura 1.3: Impactos de ave y granizo contra un avión comercial.

En esta tesis doctoral se han estudiado los impactos de alta velocidad contra tanques de combustible fabricados en material compuesto. Los impactos sobre estos dispositivos son considerados de especial importancia en estudios de vulnerabilidad de aeronaves, ya que ocupan una gran parte de las alas, representando la mayor superficie expuesta de todos los elementos susceptibles de recibir cualquier tipo de impacto. Además, la presencia de fluido incrementa el daño estructural al servir de medio de transmisión de la energía cinética del proyectil a las paredes de la estructura [84]. A este fenómeno se le conoce como golpe hidrodinámico (“hydrodynamic ram” o “HRAM”) y fue causa directa del accidente del Concorde del año 2000. En el informe final de la investigación llevada a cabo se apunta al impacto sobre el tanque de combustible de un fragmento de neumático de una de las ruedas del tren de aterrizaje del propio Concorde, como uno de los principales causantes del accidente [8]. Una pieza metálica presente en la pista, que se

---

---

había desprendido del avión que despegó unos instantes antes del Concorde, fue la responsable del reventón del neumático. El impacto del neumático provocó la deformación de las paredes del tanque de combustible, lo que unido a una fuerte onda de presión y probablemente a otros impactos de menor importancia, generó tensiones lo suficientemente grandes como para provocar el fallo del mencionado tanque. En la figura 1.4 se muestra uno de los trozos de neumático recogidos después del accidente y el Concorde en llamas en el momento del despegue.



Figura 1.4: Fragmento de neumático y el Concorde instantes antes del fallo catastrófico [3].

Otro ejemplo de un impacto sobre un tanque de combustible es el accidente del Airbus A-380 sufrido el 4 de noviembre de 2010 [10]. La explosión de uno de los motores de la aeronave provocó que un importante número de fragmentos impactasen contra distintas partes del avión, entre ellas, una de las alas, como se observa en la figura 1.5. Debido a la situación de los tanques de combustible en el Airbus A-380 se puede ver en la figura 1.6 cómo un fragmento atravesó uno de ellos generándose pérdidas importantes de combustible debido al orificio de entrada. En esta ocasión, tanto el impacto del fragmento como la ignición posterior del combustible perdido no fueron lo suficientemente importantes como para generar daños estructurales que comprometieran la maniobrabilidad del avión. Finalmente, el avión pudo aterrizar sin que hubiera ningún herido entre los pasajeros.

A pesar de las catastróficas consecuencias de los impactos en los tanques de combustible en la

---



Figura 1.5: Detalle del orificio en el ala del Airbus A-380 [10].

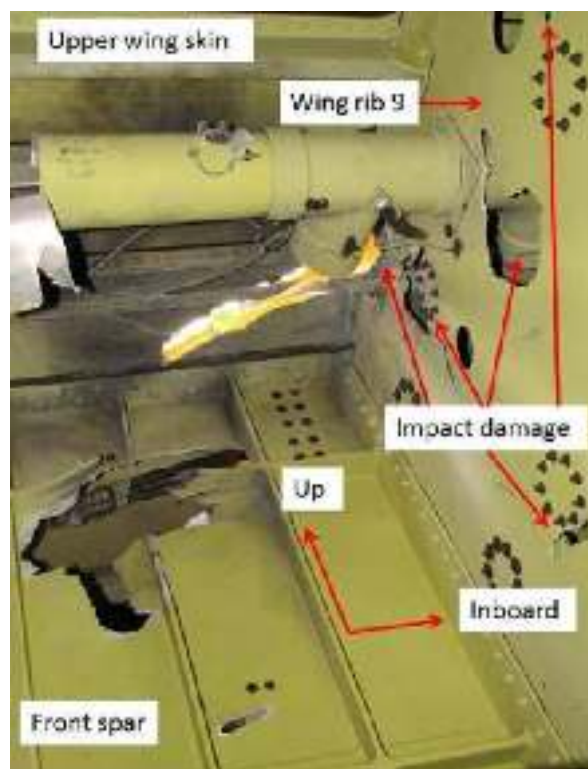


Figura 1.6: Perforación en el tanque de combustible integrado del Airbus A-380 [10].

industria aeronáutica, no es hasta la década de los 90 cuando aparecen los primeros estudios sobre este fenómeno en aviones civiles. Anteriormente a éstos, en los años 70 y 80, la industria militar realizó algunas investigaciones sobre el impacto de proyectiles o misiles contra tanques de combustible. Sin embargo, debido a su carácter confidencial, la mayoría de estos trabajos no son accesibles a los investigadores. Es en 1990 cuando la Federal Aviation Administration (FAA) de

---



EEUU puso en marcha el Programa de Investigación para la Prevención de Fallos Catastróficos en aviones comerciales [7, 6]. Una de las áreas de estudio de este programa fue el análisis de la penetración en los tanques de combustible de pequeños fragmentos que pudieran desprenderse de las turbinas. Años más tarde, en el informe preparado por N. Moussa et al. [61] para la FAA se afirmaba que aún había una falta de estudios específicos sobre dicho problema que impedía su correcta caracterización e incluso su identificación. Una de las causas que puede explicar esta falta de estudios es la complejidad tanto experimental como numérica de reproducir este tipo de fenómeno. Experimentalmente es necesario disponer de un costoso sistema de propulsión de proyectiles a alta velocidad. Desde el punto de vista numérico, este tipo de problemas en los que existe interacción entre estructura y fluido son muy complejos y requieren de un gran coste computacional debido a la interacción en sí, y al elevado número de grados de libertad necesarios para modelizar adecuadamente el problema.

## 1.2. Objetivos

La presente tesis doctoral tiene como objetivo el estudio de la respuesta de tanques de combustible integrados de material compuesto, que contienen fluido en su interior, sometidos a impactos de alta velocidad. Para ello se han empleado metodologías tanto experimentales como numéricas. En ambas, se ha analizado la influencia que tiene la velocidad de impacto y la fracción de llenado del tanque en el comportamiento de éstos cuando son sometidos a impactos de alta velocidad.

Para la consecución de los objetivos propuestos, ha sido necesario completar las siguientes tareas:

- Diseño de una metodología experimental que permita reproducir el fenómeno del golpe hidrodinámico en tanques de combustible de material compuesto. Realización de ensayos de impacto sobre tubos de material compuesto conteniendo fluido en su interior, variando la velocidad de impacto y el porcentaje de llenado. Obtención de los datos necesarios para analizar la respuesta del tanque de material compuesto, en este caso: imágenes del interior del tanque durante el ensayo, deformaciones de las paredes de los tubos, presiones en distintos puntos del interior del fluido y daños inducidos en el tubo de material compuesto.
  - Desarrollo de un modelo numérico que permita reproducir la respuesta del tubo de ma-
-

---

terial compuesto sometido al golpe hidrodinámico. Para ello, se ha propuesto un modelo de comportamiento para el material compuesto, así como la utilización de dos técnicas capaces de reproducir la interacción fluido estructura: la técnica Multimaterial Lagrangiana Euleriana Arbitraria (MM-ALE en sus siglas en inglés) y la técnica Smooth Particle Hydrodynamics (SPH). Estos dos modelos serán validados mediante la comparación con los datos experimentales pudiéndose establecer ciertas recomendaciones en cuanto a la conveniencia de usar una de éstas técnicas. El modelo numérico más eficiente será usado para analizar más en profundidad el problema usando la información adicional que ofrece dicho modelo numérico.

### 1.3. Contenido

Esta tesis se ha dividido en 7 capítulos, siendo éste el primero de ellos. En el segundo capítulo se realiza una introducción a los impactos de alta velocidad sobre tanques de combustible de materiales compuestos. Además se incluye una revisión bibliográfica de los estudios tanto experimentales como numéricos existentes en la literatura.

El tercer capítulo está dedicado al desarrollo experimental. Se describen los materiales elegidos y los dispositivos experimentales empleados, así como la metodología de ensayo.

El cuarto capítulo se dedica a detallar el modelo numérico empleado para la realización de las simulaciones desarrollado mediante el código comercial de elementos finitos LS-DYNA v.R7.

En el quinto capítulo se presentan y analizan los resultados tanto experimentales como los obtenidos numéricamente, de tal manera que se pueden validar los modelos numéricos realizados.

En el sexto capítulo se emplean los resultados numéricos para explicar los fenómenos de daño que se producen en el tanque de combustible de material compuesto ante las distintas condiciones de impacto analizadas.

En el último capítulo se recogen las conclusiones fundamentales de la tesis y se proponen posibles

---

---

líneas de desarrollo futuro de los trabajos realizados.

---

# Capítulo 2

## Antecedentes

### 2.1. Introducción

Este capítulo contiene tres partes diferenciadas: la primera de ellas presenta la estructura de los tanques de combustible comúnmente empleados en los aviones; la segunda incluye una introducción a los materiales compuestos y una revisión bibliográfica de los estudios del comportamiento ante impactos de los materiales compuestos y en la tercera se define el fenómeno del golpe hidrodinámico y se realiza una revisión bibliográfica de los trabajos en los que se estudia el golpe hidrodinámico producido en tanques de material compuesto.

### 2.2. Tanques de combustible de aviones ligeros

Los aviones utilizan gran parte de su estructura para situar una serie de tanques de combustible que satisfagan el consumo de sus motores. Los tanques suelen estar distribuidos principalmente a lo largo de las alas y en la zona central del avión. En la figura 2.1 se puede ver la disposición de los tanques de combustible en un Airbus A-380. Todos ellos se encuentran interconectados entre sí, proporcionando el combustible que las turbinas requieren por medio de un sistema de bombeo. Este sistema también se encarga de distribuir el fluido entre los tanques facilitando la estabilidad de la aeronave e incluso la realización de ciertas maniobras.

Dentro de los distintos tipos de tanques de combustible, el más empleado debido a su ligereza y facilidad de fabricación es el tanque integrado. Este tipo de tanque está formado por la propia

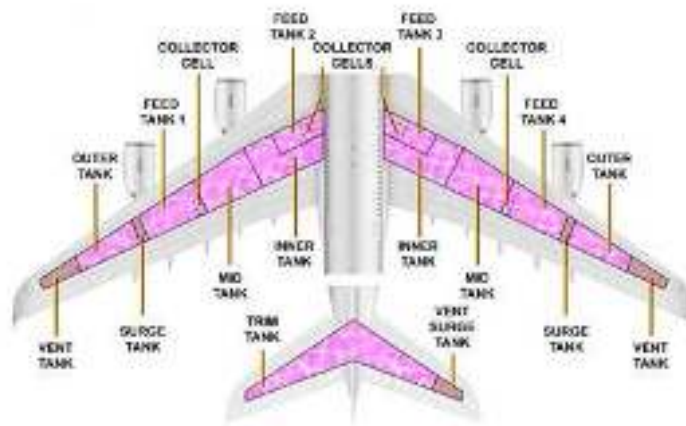


Figura 2.1: Disposición de los tanques de combustible en un aeronave Airbus A-380 [10].

estructura del ala del avión, de modo que forma parte de la misma; se emplea tanto para aviones comerciales (figura 2.2) como militares (figura 2.3). La configuración de un ala es de tipo reticular, donde los principales componentes estructurales son los largueros, las costillas, el revestimiento y los larguerillos. A continuación se incluyen una descripción más detallada de todos ellos:

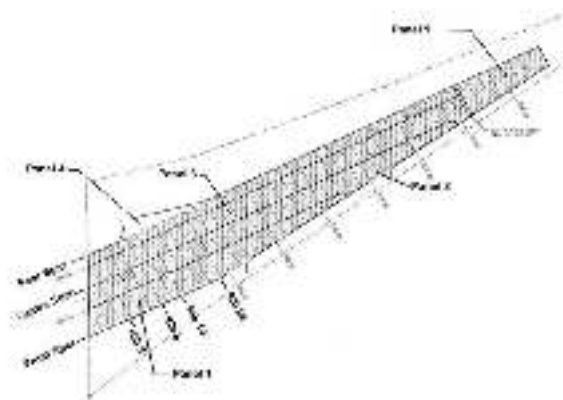


Figura 2.2: Tanque integrado de combustible situado en el ala de un Airbus A-380 [10].

- **Largueros:** Se trata de vigas que se extienden a lo largo de las alas proporcionando resistencia a flexión a éstas. Se pueden considerar como los elementos principales del soporte de la estructura. En los aviones de fuselaje ancho suele haber tres largueros en la raíz, dos de ellos forman la caja de torsión, y el tercero asegura la forma del ala cerca del encastre.



Figura 2.3: Tanque integrado de combustible situado en el ala de un Eurofighter Typhoon [4].

Entre los largueros anterior y posterior están situados los depósitos de combustible. Las fuerzas que soporta el ala varían a lo largo de la envergadura, por lo que los largueros pueden ser de sección variable a lo largo de ésta, reduciendo de este modo el peso estructural. Las secciones empleadas pueden variar según los requerimientos del ala y el perfil de las vigas, pudiendo ser rectangulares en doble T. Otros tipos de largueros son los de armadura o los de alma llena. Normalmente el alma presenta orificios realizados para disminuir su peso, facilitar las tareas de mantenimiento y el paso de conductos y cables.

- **Costillas:** son los componentes que dan forma al perfil del ala, transmiten la carga del revestimiento a los largueros y proporcionan la resistencia a torsión. Se encuentran intercaladas perpendicularmente a los largueros manteniendo así la distancia entre éstos. Suelen tener orificios en zonas descargadas para aligerar peso. Junto con los largueros, dan forma a los depósitos de combustible. Según su función se pueden encontrar distintos tipos de costillas como:
    - Costillas de compresión: se encargan de unir los largueros entre sí y transmitir y distribuir los esfuerzos entre ellos. Se sitúan en los lugares donde aparecen esfuerzos locales y no siempre se disponen perpendicularmente a los largueros, orientándose en ocasiones en diagonal.
    - Costillas maestras: mantienen distanciados los largueros y dan rigidez a los elementos.
    - Costillas comunes: su tarea es la de mantener la forma del perfil y transmitir las fuerzas interiores a los largueros.
-

- 
- Falsas costillas: únicamente sirven para mantener la forma del revestimiento. Se colocan entre el larguero y el borde de ataque o fuga.
  - **Revestimiento:** el revestimiento es la parte externa del ala. Proporciona la forma aerodinámica del ala, aísla del medio externo el combustible alojado en su interior y contribuye a la resistencia estructural soportando los esfuerzos de tracción, compresión, flexión, torsión y cortante, permitiendo de este modo eliminar piezas de refuerzo de la estructura del ala y obteniendo configuraciones fuertes y ligeras.
  - **Larguerillos:** son pequeñas vigas que se sitúan entre costillas y que transmiten la carga soportada por el recubrimiento a éstas. Pueden estar integrados en el propio revestimiento formando una sola pieza.

Estos elementos dividen al tanque en lo que se denominan celdas de combustible. Cada celda tiene forma hexaédrica y está formada por los dos revestimientos, dos costillas y dos largueros. En esta tesis doctoral, se ha usado un elemento representativo de una celda de combustible, expuesto en la figura 2.4, para reproducir las características del golpe hidrodinámico que se produciría al impactar un fragmento en una de estas celdas de combustible. Este elemento representativo ha sido fabricado con material compuesto, ya que, actualmente, es el material más usado para los nuevos desarrollos en la industria aeronáutica. En la siguiente sección, 2.3, se realiza una descripción del comportamiento de los materiales compuestos.



Figura 2.4: Tubo de material compuesto usado en esta tesis doctoral como elemento representativo de una celda de combustible.

---

---

## 2.3. Antecedentes sobre los materiales compuestos

Un material compuesto se define comúnmente como la combinación de dos o más constituyentes con el fin de obtener otro con mejores propiedades. Se tiene constancia del uso de este tipo de materiales con fines estructurales desde varios siglos a.C. [60]. La fabricación del adobe, ladrillos de barro que han sido reforzados con paja, y su utilización para la construcción de viviendas se puede considerar como el primer ejemplo de uso con dicho propósito. En la actualidad, existen multitud de tipos de materiales compuestos que paulatinamente van sustituyendo a los materiales usados tradicionalmente. En el ámbito estructural, la principal ventaja que ofrecen los materiales compuestos son una alta rigidez y resistencia combinadas con una baja densidad. Es por ello, que las industrias en las que el peso de la estructura es importante han mostrado más interés en el estudio y desarrollo de este tipo de materiales. Concretamente, es la industria aeronáutica la primera que, a mediados del S.XX, incluye estos materiales en el diseño de los elementos estructurales.

En general, el material compuesto está formado por dos constituyentes básicos, la matriz y el refuerzo, a los que se le pueden sumar aditivos como componentes minoritarios para mejorar alguna de las propiedades específicas. De entre los diversos tipos de materiales compuestos, los más utilizados en la industria aeronáutica son los materiales laminados de fibras largas y matriz polimérica. El refuerzo de fibra aumenta la rigidez y la resistencia del material, mientras que la matriz se encarga de distribuir las cargas y servir de soporte para las fibras. Esta configuración proporciona un carácter ortótropo a las propiedades del material compuesto, característica que permite optimizar el diseño del material en función de las solicitaciones a las que estará sometida. En el estudio realizado en la presente tesis se han utilizado laminados de tejido de fibra de carbono en matriz epoxi.

Para la fabricación de laminados de material compuesto con matriz polimérica se emplean en la industria diferentes tipos de fibras en función de los requerimientos de diseño. Las más empleadas son las fibras de carbono, vidrio y Kevlar. En la tabla 2.1, se detallan las propiedades de estas fibras siendo la fibra de carbono la que posee mejores propiedades mecánicas.

---



---

Propiedad	Fibra de carbono	Fibra de vidrio	Kevlar 49
Diámetro [ $\mu m$ ]	7 - 9.7	8-14	11.9
Densidad [ $Kg/m^3$ ]	1750 - 1950	2560	1450
$E$ [ $GPa$ ]	250 - 390	76	125
$X_t$ [ $GPa$ ]	2.2 - 8.7	1.4-2.5	2.8 - 3.6

Tabla 2.1: Propiedades de diferentes fibras [43, 45].

La microestructura de las fibras de carbono se compone de un apilamiento de redes hexagonales planas de átomos de carbono, es decir, láminas de grafeno apiladas. Los enlaces de estas redes son covalentes fuertes mientras que los enlaces entre los planos apilados son fuerzas débiles de Van der Waals, lo que provoca una alta ortotropía. Por esta razón, si se orientan las redes hexagonales en dirección al eje de la fibra se obtendrá un módulo de elasticidad muy alto en dicha dirección. Además, el pequeño diámetro de estas fibras provoca que haya una menor probabilidad de encontrar un defecto perpendicular a las fibras, por lo que la resistencia también será muy alta.

Las matrices poliméricas pueden ser clasificadas en dos grandes grupos: las termoestables y las termoplásticas. Esta clasificación se hace en función del comportamiento de la matriz frente a la temperatura.

Las matrices de resinas termoestables ofrecen muy buenas propiedades en cuanto a rigidez, resistencia al calor y a los disolventes, pero sus principales desventajas son la dificultad en su reparación y su difícil reciclaje. Estas matrices son estables hasta que alcanzan la temperatura de distorsión, a partir de la cual sus propiedades se degradan. Las resinas termoestables requieren un proceso de curado en el que las resinas líquidas se solidifican, formándose redes tridimensionales de enlaces de polímeros. La formación de estas redes se puede controlar variando su composición y proceso de fabricación (temperatura de curado, tiempo de curado, etc...). Esto confiere a las propiedades de las matrices termoestables una gran adaptabilidad en función del uso deseado.

Las resinas termoplásticas presentan una alta tenacidad y buena resistencia al ataque de químicos, además de tener una fabricación con costes menores y ser reciclables. Estas matrices no

---

Propiedad	Resinas epoxi	Resinas poliéster	Polipropileno	Policarbonato
Tipo de matriz	Termoestable	Termoestable	Termoplástica	Termoplástica
Densidad [ $Kg/m^3$ ]	1100 - 1400	1200 - 1500	900	1060 - 1200
$E$ [ $GPa$ ]	3 - 6	2 - 4.5	1 - 1.4	2.2 - 2.4
$X_t$ [ $MPa$ ]	35 - 100	40 - 90	25 - 38	45 - 70
Temp. distorsión [ $^{\circ}C$ ]	50 - 300	50 - 110	–	–
Temp. fusión [ $^{\circ}C$ ]	–	–	60 - 65	110 - 140

Tabla 2.2: Propiedades de las resinas [43, 45].

presentan redes tridimensionales de polímeros, por lo que sus propiedades dependen del monómero del que se componen, reduciendo así la adaptabilidad de sus propiedades.

A la vista de las propiedades específicas resultantes mostradas en la tabla 2.2, las resinas epoxi son superiores al resto. Su baja viscosidad, su baja volatilidad durante el curado, su estabilidad frente a la temperatura y su alta resistencia en la adhesión con fibras hacen de estas resinas las más utilizadas en la industria aeronáutica. Su principal problema es la imposibilidad para ser reciclado.

Los materiales compuestos laminados se forman por el apilamiento de distintas láminas de material compuesto. Las láminas pueden presentarse en diferentes configuraciones o arquitecturas, que junto con la secuencia de apilamiento, facilitan el control sobre la ortotropía de las propiedades. Las arquitecturas más empleadas son:

- **Laminado de cinta o unidireccional.** En esta arquitectura las fibras están alineadas en una sola dirección en cada lámina, con lo que presenta una elevada ortotropía. Es habitual apilarlas en un laminado con una determinada secuencia de tal manera que se consiga un comportamiento más isótropo del material.
- **Tejido bidireccional.** En esta arquitectura las fibras se unen entre sí creando mechas que después son tejidas entre sí de manera perpendicular, por ello estas láminas presentan una menor ortotropía en el plano que los laminados de cinta. Para dotar a los hilos de consistencia se usa un adhesivo que incluso puede ser el mismo polímero que se utiliza como matriz. Existen diferentes tipos de tejidos en función de la forma de entrecruzamiento. A continuación se describen los que se emplean más habitualmente:

- 
- Tejidos unidireccionales. En este tipo de láminas el tejido está orientado en una dirección y se mantiene en esta posición gracias a una serie de hilos en dirección de la trama, que no tienen un contenido estructural. Las propiedades son similares a una lámina unidireccional
  - Tafetán. Hilos de urdimbre y trama se entrecruzan de manera alternante. Las propiedades mecánicas son por tanto iguales para las dos direcciones.
  - Satén. Esta arquitectura es muy similar a la tafetán. Se diferencia porque un hilo de trama es pasado por encima por un número determinado de hilos de urdimbre. Las más usadas son satén 5 y satén 8.
  - Tejidos 3D. En estos tejidos de reciente aparición, las mechas se entrecruzan en las tres direcciones del espacio. A pesar de la mejora de las propiedades perpendiculares al plano y mejor comportamiento frente a impactos respecto a los laminados convencionales, estos laminados aún no están siendo utilizados de manera mayoritaria ya que tienen peores propiedades en el plano [31].
  - Tejido seco. Estos tejidos no están impregnados de una matriz polimérica, sino que el tejido sólo se compone de los hilos entrelazados de urdimbre y trama. Esta característica le otorga una gran flexibilidad en dirección perpendicular al plano del tejido. Son muy utilizados en prendas protectoras como por ejemplo los chalecos antibalas, por su buena resistencia ante impactos.

Dependiendo de la arquitectura de las láminas, el laminado presentará diferentes propiedades. En la tabla 2.3 se muestran algunas de las propiedades de dos arquitecturas diferentes, pero que usan el mismo tipo de fibra y matriz. En la figura 2.5 se muestran unas placas de estos dos tipos de arquitectura. El laminado unidireccional presenta valores más elevados de rigidez y resistencia en dirección de las fibras ( $E_1$ ,  $X_T$  y  $X_C$ ) que los laminados de tejido. En esta tesis, los especímenes experimentales están fabricados por láminas de tejido tafetán fabricadas por Hexcell Composites, denominado comercialmente como AGP193-PW.

En la actualidad existen diferentes formas de fabricar los laminados de material compuesto en función del tipo de resina y de la interacción refuerzo-matriz. Los principales métodos de fabricación para los de resina termoestable y fibras largas son:

---

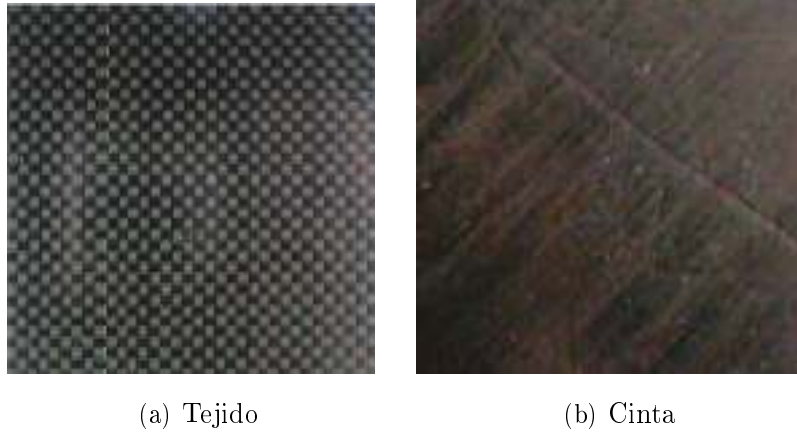


Figura 2.5: Diferentes arquitecturas de material compuesto reforzado por fibras largas.

Propiedad	AS4/8552	AGP193-PW
Tipo de arquitectura	Unidireccional	Tejido
Fibra	AS4	AS4
Matriz	Epoxi 8552	Epoxi 8552
Espesor lámina [mm]	0.13	0.22
Densidad [Kg/m <sup>3</sup> ]	1100 - 1400	1570
$E_1$ [GPa]	141	68
$E_2$ [GPa]	8	68
$X_T$ [MPa]	2207	880
$Y_T$ [MPa]	81	880
$X_C$ [MPa]	1586	880

Tabla 2.3: Propiedades de diferentes arquitecturas de laminados fabricados por Hexcell Composites con matriz epoxi 8552 [9].

- **Método húmedo.** En este método se impregnan las fibras con una resina de baja viscosidad. La impregnación se puede realizar de diferentes maneras: mediante rodillos y posteriormente prensada (contacto húmedo), haciendo pasar las fibras por un baño de resina antes de ser enrolladas en un mandril (enrollado húmedo) o colocando las fibras en un molde cerrado en el cual se inyecta la resina (inyección de resina). La idoneidad de estos métodos depende de la viscosidad y de la adhesión entre fibra y matriz.
- **Método preimpregnado.** Este método se compone de dos etapas. En la primera las fibras se impregnan de resina curándose parcialmente. En la segunda etapa se disponen las capas del producto impregnado siguiendo la secuencia de apilado de diseño, finalizando el proceso con un curado para obtener el laminado final. El proceso de curado se lleva a

---

cabo en autoclaves o en bolsas de vacío donde se somete al conjunto a diferentes ciclos en los que se controla la temperatura y la presión.

Dado que la presente tesis se centra en impactos sobre material compuesto se va a presentar una serie de trabajos tanto experimentales como numéricos que abordan esta problemática.

Debido a su configuración, los laminados de materiales compuesto de fibras largas poseen excelentes propiedades mecánicas en el plano. Sin embargo, cuando se ven sometidos a cargas fuera de ese plano pueden producirse fallos que pueden originar una modificación de su comportamiento en servicio e incluso el fallo catastrófico. Estos problemas ya fueron identificados en los primeros usos de estos materiales en la industria aeronáutica. En 1969 la empresa de motores de aviones Rolls-Royce desarrolló el motor RB211, cuyos álabes fueron fabricados con material compuesto. Tras la importante inversión económica que se realizó, se desechó el proyecto al denegársele la certificación debido a que en las pruebas de impacto de ave se produjo la rotura total de los álabes de la turbina. Finalmente, la turbina se tuvo que rediseñar con álabes de titanio.

Los primeros estudios que se realizaron para conocer el comportamiento de los materiales compuestos ante cargas impulsivas fueron de tipo experimental. Gracias a la amplia variedad de trabajos que se han realizado, se han podido identificar los diferentes mecanismos de fallo que aparecen en este tipo de materiales. Tal y como se afirma en los trabajos de J. Pernas-Sánchez [65] y M. A. Pérez [64], los diferentes modos de fallo pueden ser clasificados en intralaminares e interlaminares, ambos representados en la figura 2.6. Los principales mecanismos de fallo intralaminar son:

- **Rotura de fibras a tracción.** Este mecanismo está asociado a cargas de tracción en la dirección de las fibras. Debido a su comportamiento frágil, esta rotura suele ser repentina e incluso puede provocar el fallo catastrófico de la estructura.
  - **Rotura de fibras a compresión.** Aparece debido a cargas de compresión en la dirección de las fibras y a tensiones tangenciales fuera del plano. La rotura puede deberse a dos modos de fallo diferenciados: el micropandeo de fibras y la desalineación de las fibras o “fiber kinking”. El micropandeo consiste en una inestabilidad geométrica de las fibras
-

---

esbeltas dentro de una matriz elástica [54]. El “fiber kinking” o desalineación de las fibras se produce debido a la formación de unas bandas de cortadura o “kink bands” (figura 2.7) que debido a las altas tensiones tangenciales que genera, provoca la rotura de las fibras. Para los laminados de fibra de carbono en matriz epoxi la rotura más frecuente de las fibras a compresión es la debida al “fiber kinking” [67].

- **Rotura de matriz a tracción.** Este mecanismo aparece bajo cargas de tracción en dirección perpendicular a las fibras. Suele ser el primero que aparece debido a la baja resistencia que tiene la matriz en comparación con la fibra. El plano de fractura está definido por la dirección de las fibras y la dirección de apilado de las láminas.
- **Rotura de matriz a compresión.** Este fallo se produce por la interacción entre las cargas de compresión en la dirección perpendicular a las fibras y las tensiones tangenciales en el plano y fuera del plano. El plano de rotura varía desde los  $0^\circ$  a los  $53^\circ$  con respecto al plano de rotura de matriz a tracción [67].

El único mecanismo de fallo interlaminar es la deslaminación. Este mecanismo es la propagación de una fisura entre láminas adyacentes lo cual ocasiona la separación de éstas. Es especialmente peligroso porque no es fácilmente identificable y origina una disminución considerable de la resistencia del laminado ante cargas de compresión o cortadura en el plano.

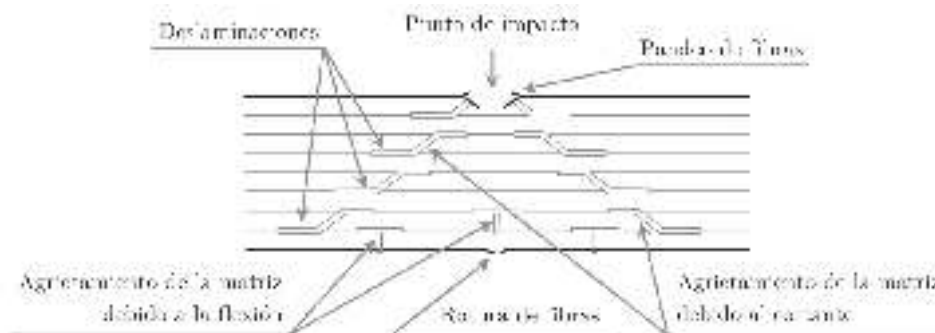


Figura 2.6: Ejemplo de daños producidos en un laminado de fibras de carbono [64].

### 2.3.1. Estudios experimentales

Los primeros trabajos experimentales sobre el comportamiento de los materiales compuestos frente a impacto datan de los años 60 [34]. Estas investigaciones buscaron determinar el espesor

---

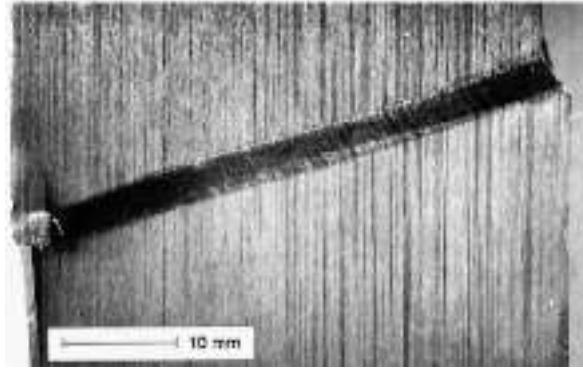


Figura 2.7: Imagen de una banda de cortadura o “kink band” [54].

necesario para poder detener un proyectil a una determinada velocidad; en ningún caso estudiaron el tipo o la extensión de los fallos producidos. En la siguiente década se desarrollaron diferentes estudios de impacto en el ámbito militar, muchos de ellos clasificados y por tanto no accesibles a la comunidad científica. No es hasta el año 1973, cuando L. Friedich y J. L. Preston [29] documentaron los fallos causados en laminados sometidos a impacto de diferentes proyectiles. Analizaron diferentes ángulos de impacto y velocidades, determinando la capacidad de penetración de los diferentes proyectiles estudiados y los fallos producidos en diferentes tipos de laminados. Además, concluyeron que la técnica de inspección no destructiva por ultrasonidos es la más adecuada para identificar la localización y extensión del área deslaminada durante el impacto.

A medida que se extendía el uso de los materiales compuestos laminados en diferentes componentes aeronáuticos se hizo necesario ampliar el conocimiento de su comportamiento frente a impacto. A partir de mediados de la década de los 80 las investigaciones fueron muy numerosas [17, 53, 64, 65, 66]. En 1988 W. J. Cantwell [17] publicó un trabajo en el que se analizaba el fallo producido sobre laminados unidireccionales carbono/epoxi para un amplio rango de velocidades, desde  $10\text{ m/s}$  hasta  $500\text{ m/s}$ . Concretamente, se elaboró un exhaustivo estudio de la influencia de la energía de impacto en la deslaminación generada, medida ésta mediante técnicas ultrasónicas. En el estudio también se investigó la influencia del espesor de las probetas y la forma del daño producido. Fue el primer autor en poner en evidencia que la geometría (su tamaño) de la lámina de material compuesto no influía sobre la extensión de la superficie dañada.

---

---

En 1996, C. Sun et al. [79] realizaron ensayos experimentales tanto en condiciones cuasiestáticas como de alta velocidad para laminados unidireccionales carbono/epoxi. En los impactos de alta velocidad se usaron diferentes proyectiles cilíndricos de acero, obteniéndose las velocidades residuales en laminados de distintos espesores. Estos ensayos experimentales fueron utilizados para proponer un modelo simplificado analítico, capaz de predecir tanto el límite balístico como las velocidades residuales, basado en la hipótesis de que la energía absorbida por el laminado no variaba con la velocidad del impacto.

La mayoría de los estudios que se pueden encontrar en la bibliografía son referentes a laminados unidireccionales. Sin embargo, tal y como observó J. López-Puente et al. [51], los laminados unidireccionales se dañan más frente a los impactos perpendiculares al plano que los de tejido, tanto por debajo como por encima del límite balístico, debido al diferente comportamiento a flexión de sus láminas. En 2008, este autor [53], completó un amplio estudio experimental de impactos sobre laminados de tejido de fibra de carbono en resina epoxi. Los proyectiles empleados fueron esferas de acero aceleradas a velocidades de entre 60 y 600  $m/s$ , que impactaban tanto de manera normal como oblicua. En los impactos por debajo del límite balístico observó daños producidos por la compresión de la matriz, rotura de fibras en las láminas más alejadas de la cara del impacto, así como deslaminaciones. Comprobó también cómo el tamaño de las deslaminaciones aumenta con la velocidad de impacto. En la figura 2.8 se puede observar el daño generado en un impacto a baja velocidad. Sin embargo, por encima del límite balístico la rotura de fibras y matriz aparece debido a la formación del tapón por cortadura. En este caso, la deslaminación comienza a jugar un papel menos importante a medida que aumenta la velocidad debido a que disminuye el efecto de la flexión del laminado.

En el mismo año, apareció una investigación muy similar a la anterior realizada por P.J. Hazell et al. [38], en la que se impactaron esferas de acero de manera normal y oblicua contra laminados de tejido carbono/epoxi. La principal diferencia es que este trabajo comparó dos espesores distintos de laminado (3  $mm$  y 6  $mm$ ) mientras que en el de J. López-Puente et al. [51] el espesor era el mismo para todas las probetas, 2,2  $mm$ . En este estudio se mostró cómo el impacto oblicuo genera más deslaminación que el normal, sobre todo en los laminados más gruesos. Esto

---





Figura 2.8: Ejemplo de daños producidos en un laminado de tejido de fibras de carbono [53].

es debido a que en los oblicuos el proyectil debe penetrar un espesor aparente mayor que en el impacto normal. Otro de los trabajos a destacar es el de D. Varas et al. [66]. En esta ocasión, los proyectiles fueron cilindros de acero lanzados a alta velocidad ( $100\text{-}400\text{ m/s}$ ). Las conclusiones obtenidas respecto a los daños son coincidentes con las del estudio de J. López-Puente et al. [53].

### 2.3.2. Modelización numérica

Debido al auge que han experimentado las herramientas de simulación numérica durante los últimos años, se han realizado numerosos estudios en los que se desarrollan diferentes modelos de comportamiento para los materiales compuestos. Estos modelos numéricos deben tener en cuenta tanto los mecanismos de fallo intralaminares como los interlaminares. La mayoría de los modelos de fallo intralaminar han sido creados para laminados unidireccionales [37, 18, 68, 69, 41, 67, 54], aunque también se han desarrollado para laminados de tejido [53, 19, 56]. La modelización del fallo interlaminar puede aplicarse independientemente para laminados unidireccionales o de tejido, existiendo también diversidad de criterios [18, 53, 64, 83].

Ante la variedad de modelos y la falta de unificación en los criterios, se realizó un ejercicio de comparación entre los modelos llamado “World Wide Failure Exercise” [5]. Con él se pudo demostrar que debido a la complejidad y diversidad de mecanismos de fallo en los materiales compuestos ningún criterio de rotura existente era capaz de predecir correctamente el fallo de un laminado bajo cualquier tipo de carga. Por esta razón es necesario seguir investigando y

---

---

desarrollando modelos numéricos de comportamiento para laminados que sean capaces de reproducir la respuesta de éstos en diferentes estados de carga.

Los materiales compuestos sometidos a impactos habitualmente se modelizan como materiales elásticos hasta el fallo, aunque recientemente han aparecido algunos modelos que utilizan un comportamiento no lineal para la respuesta tangencial en el plano del laminado [19, 56]. Cada modelo de comportamiento establece unos ciertos criterios de fallo y en función de cómo estos criterios afectan al estado tensional se pueden distinguir dos grandes categorías. Los primeros de ellos pueden denominarse criterios “ply discount”; son modelos que una vez que se cumple un determinado criterio de fallo en una lámina anulan las componentes del tensor de tensiones correspondientes. En el segundo grupo, denominado modelos de daño continuo, se reducen unas determinadas componentes del tensor constitutivo al cumplirse uno de los criterios para reproducir la degradación o daño en el material compuesto. A continuación se detallan los modelos más usados para los mecanismos de daños intralaminares en laminados unidireccionales:

- **Modelos de Tsai-Hill y Tsai-Wu [81, 82].** Estos modelos fueron uno de los primeros en desarrollarse. Ambos modelos proponen una única función polinómica basada en tensiones ( $\sigma_{ij}$ ) para definir cuándo se produce el fallo, sin diferenciar entre el fallo de la matriz o de las fibras. Estos criterios están basados en el fallo dúctil de materiales ortótropos. Tanto en el criterio de fallo de Tsai-Hill (ecuación 2.1) como en el propuesto por Tsai-Wu (ecuación 2.2) aparecen diferentes coeficientes que representan las tensiones de rotura del laminado ( $X, Y, S_{12}$ ) o funciones de ellas ( $F_{ij}$ ). Cuando sus criterios alcanzan la unidad se produce la pérdida de capacidad resistente del material. La principal diferencia entre ambos modelos es la diferenciación que realiza el de Tsai-Wu entre estados de tracción y de compresión.

- Modelo de Tsai-Hill:

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} = 1 \quad (2.1)$$

Donde  $X$  e  $Y$  son respectivamente las tensiones de rotura en dirección paralela y perpendicular a las fibras;  $S_{12}$  es la resistencia a cortadura en el plano de la lámina.

- Modelo de Tsai-Wu:

$$I_f = F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} \quad (2.2)$$

---

---

En este criterio en lugar de aparecer las tensiones de rotura explícitamente, aparecen funciones de ellas ( $F_{ij}$ ), las cuales difieren en estados de carga a compresión o a tracción.

Estos modelos también pueden ser usados para el comportamiento de laminados de tejido [19].

- **Modelo de Hashin-Rotem [37, 36].** Este modelo se desarrolló con el fin de simular el comportamiento de los materiales compuestos ante cargas cíclicas de tracción. Posteriormente, Z. Hashin [36] amplió el modelo para tener en cuenta diferentes mecanismos de fallo relacionados con la compresión. En este modelo, al contrario de Tsai-Hill y Tsai-Wu se distingue entre el fallo de la matriz y el fallo de las fibras. Además, Hashin parte de la consideración de que el fallo de la matriz se produce de manera frágil, por lo que es necesario basarse en el criterio de Mohr-Coulomb para determinar el plano de fractura, y no usar criterios basados en una rotura dúctil del material, como lo hacen los criterios de Tsai-Hill y Tsai-Wu. El criterio formula diferentes funciones basadas en tensiones para cada uno de los mecanismos que originan el fallo:

- Rotura de fibras a tracción:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.3)$$

donde  $X_T$  es la resistencia a tracción en la dirección de las fibras, y  $S_{12}$  es la resistencia a cortadura en el plano de la lámina. Este criterio es una extensión del de tensión máxima, al cual se ha incluido la contribución de la cortadura en el plano del laminado.

- Rotura de fibras a compresión:

$$\frac{|\sigma_{11}|}{X_C} = 1 \quad (2.4)$$

donde  $X_C$  es la resistencia a compresión en dirección de las fibras

- Rotura de matriz a tracción:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.5)$$

siendo  $Y_T$  la resistencia del laminado a tracción en dirección perpendicular a las fibras.

---

- Rotura de matriz a compresión:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.6)$$

donde  $S_{23}$  es la resistencia a cortadura en dirección 23 respectivamente.  $Y_C$  es la resistencia del laminado ante cargas de compresión en dirección perpendicular a las fibras.

- **Modelo de Chang-Chang [18]**. Este modelo es muy similar al modelo de Hashin-Rotem, coincidiendo los criterios para rotura de fibras a tracción y el de matriz a tracción. Sin embargo, el criterio de matriz a compresión se ve modificado:

$$\frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{12}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.7)$$

Existen diferentes modificaciones de este modelo como la de J. Hou et al. [41] o la de J. López-Puente et al. [50].

- **Modelo de Puck [68, 69]**. Este modelo, al igual que el criterio de Chang-Chang o el de Hashin-Rotem, propone diferentes ecuaciones para los diferentes modos de fallo. La principal aportación de éste fue la modelización del fallo de la matriz. Para el caso 2D, en función del estado tensional  $(\sigma_{22}, \sigma_{12})$  Puck distinguió tres modos de fallo para la matriz, figura 2.9. En la zona A, la matriz está sometida a tracción y cortadura y el plano de fractura es de  $0^\circ$ ; en la zona B, la rotura se produce por compresión y cortadura, y el plano sigue siendo de  $0^\circ$ ; pero en la zona C, es necesario obtener primero el ángulo del plano de fractura para utilizar en el criterio de fallo las tensiones que actúan en dicho plano. El modelo de Puck fue uno de los que mejor predijo la rotura para los casos examinados en el “World Wide Failure Exercise” anteriormente mencionado. Los diferentes criterios de fallo son:

- Rotura de fibras a tracción:

$$\frac{1}{\varepsilon_{1T}} \left( \varepsilon_{11} - \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_{22} \right) = 1 \quad (2.8)$$

donde  $\varepsilon_{1T}$  es la deformación de rotura de una lámina ante cargas de tracción en la dirección de las fibras,  $E_{f1}$  es la rigidez de las fibras,  $\nu_{f12}$  es el módulo de Poisson de

las fibras y  $m_{\sigma f}$  es un coeficiente de magnificación de la tensión debido a la diferencia de la rigidez transversal de la fibra y de la matriz (para fibras de carbono  $m_{\sigma f} = 1,1$ ).

- Rotura de fibras a compresión:

$$\frac{1}{\varepsilon_{1C}} \left( \varepsilon_{11} - \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_{22} \right) + (10\gamma_{21})^2 = 1 \quad (2.9)$$

donde  $\varepsilon_{1C}$  es la deformación de rotura de una lámina ante cargas de compresión en la dirección de las fibras.

- Rotura de matriz modo A:

$$\sqrt{\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(1 - p_{\perp\parallel}^+ \frac{Y_T}{S_{12}}\right) \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2} + p_{\perp\parallel}^+ \left(\frac{\sigma_{22}}{S_{12}}\right) = 1 \quad (2.10)$$

siendo  $p_{\perp\parallel}^+$  la pendiente de la curva de fractura en el plano  $\sigma_{12} - \sigma_{22}$  cuando  $\sigma_{22} = 0^+$ .

- Rotura de matriz modo B:

$$\frac{1}{S_{12}} \left( \sqrt{\sigma_{12}^2 + \left(p_{\perp\parallel}^- \sigma_{22}\right)^2} + p_{\perp\parallel}^- \sigma_{22} \right) = 1 \quad (2.11)$$

siendo  $p_{\perp\parallel}^-$  la pendiente de la curva de fractura en el plano  $\sigma_{12} - \sigma_{22}$  cuando  $\sigma_{22} = 0^-$ .

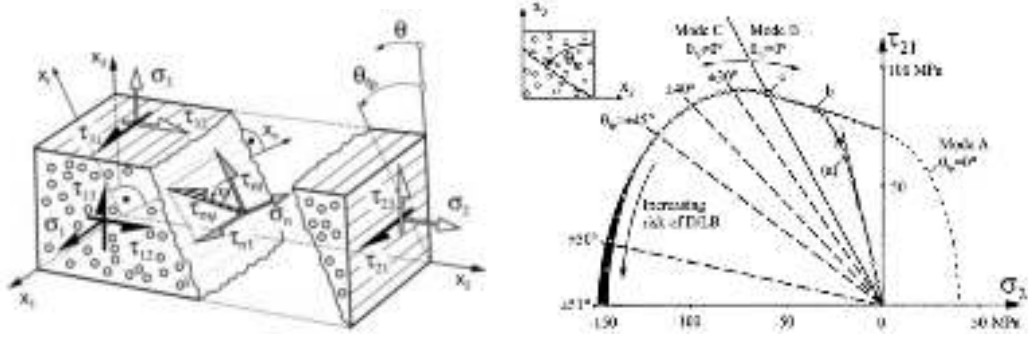
- Rotura de matriz modo C:

$$\left[ \left( \frac{\sigma_{12}}{2(1 + p_{\perp\perp}^- S_{12})} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_C} \right)^2 \right] \frac{Y_C}{-\sigma_{22}} = 1 \quad (2.12)$$

siendo  $p_{\perp\perp}^- = \frac{1}{2} \left( \sqrt{1 + 2p_{\perp\parallel}^- \frac{Y_C}{S_{12}}} + 1 \right)$

La generalización de este criterio para un estado tridimensional de tensiones se puede encontrar en la tesis de Matthias Deuschle [23].

- **Modelo de LaRC04 [67].** Este modelo parte de un profundo estudio micromecánico de los procesos presentes en cada uno de los mecanismos de fallo para proponer los diferentes criterios para cada modo de fallo. Además, incorpora el concepto de tensiones in situ, las cuales tienen en cuenta la variación de la resistencia de las láminas en función del espesor de las mismas. La otra aportación de este criterio fue establecer que la rotura a compresión de las fibras se debe al fenómeno de la desalineación de las láminas o “fiber kinking”.



(a) Plano de fallo determinado por Puck mediante el uso del criterio de Mohr-Coulomb. (b) Superficie de fallo para estados combinados de  $\sigma_{22}, \sigma_{12}$ .

Figura 2.9: Criterio de fallo interlaminar propuesto por A. Puck et al. [68].

- Rotura de fibras a tracción:

$$\frac{\sigma_{11}}{X_T} = 1 \quad (2.13)$$

- Rotura de fibras a compresión. Las tensiones están referidas al sistema de coordenadas de la banda de cortadura o “kink band”, indicado por el subíndice m. Hay tres criterios según el estado tensional. Cuando  $\sigma_{2m2m} < 0$

$$\frac{|\tau_{1m2m}|}{S_{is}^L - \eta^L \sigma_{2m2m}} = 1 \quad (2.14)$$

Para  $\sigma_{1m1m} < 0$  y  $\sigma_{2m2m} < 0$

$$\left( \frac{\tau^{Tm}}{S^T - \eta^T \sigma_n^m} \right)^2 + \left( \frac{\tau^{Lm}}{S^T - \eta^L \sigma_n^m} \right)^2 = 1 \quad (2.15)$$

Para  $\sigma_{2m2m} > 0$

$$(1 - g) \frac{\sigma_{22}}{Y_{is}^T} + g \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_{is}^T} \right)^2 + \frac{\Lambda_{23} \sigma_{23}^2 + \chi(\gamma_{12})}{\chi(\gamma_{12}^u)_{is}} = 1 \quad (2.16)$$

siendo  $g = \frac{\Lambda_{22}}{Y_{is}^T} \chi(\gamma_{12}^u)_{is}$ ,  $\Lambda_{22} = \Lambda_{23} = 2 \left( \frac{1}{E_{22}} - \frac{\nu_{21}^2}{E_{11}} \right)$ ,  $Y_{is}^T$  es la resistencia transversal in situ de la lámina y  $\gamma_{12}^u)_{is}$  es la deformación tangencial in situ de rotura en el plano del lámina.

- Rotura de matriz a tracción:

$$(1 - g) \frac{\sigma_{22}}{Y_{is}^T} + g \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_{is}^T} \right)^2 + \frac{\Lambda_{23} \sigma_{23}^2 + \chi(\gamma_{12})}{\chi(\gamma_{12}^u)_{is}} = 1 \quad (2.17)$$

- Rotura de matriz a compresión:

$$\left(\frac{\tau^T}{S^T - \eta^T \sigma_n}\right)^2 + \left(\frac{\tau^L}{S^L - \eta^L \sigma_n}\right)^2 = 1 \quad (2.18)$$

siendo  $S^L$  y  $S^T$  son las resistencias a cortadura longitudinal y transversal,  $\chi(\gamma_{12})$  es la energía almacenada debida a la cortadura,  $\chi(\gamma_{12^u})$  es la energía almacenada debida a la cortadura cuando se alcanza la deformación de rotura de la lámina  $\gamma_{12^u}$ ,  $\tau^T$  y  $\tau^L$  son las tensiones tangenciales al plano de fractura, la primera de ellas trasversal a las fibras y la segunda paralela a las fibras,  $\sigma_n$  es la tensión perpendicular al plano de fractura y  $\eta^T$  y  $\eta^L$  son las pendientes del criterio de Mohr-Coulomb correspondientes.

Los modelos más usados para laminados de tejido sometidos a cargas de impactos son:

- **Modelo de López-Puente [53].** Este modelo es la aplicación del criterio de Hou [41] de laminados unidirecciones a laminados de tejido. Este modelo diferencia entre dos tipos de fallo:

- Fallo de fibras: se utilizan dos criterios, según la dirección de las fibras. Para el primero de ellos

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{T,C}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2}\right) = 1 \quad (2.19)$$

el subíndice  $T, C$  denota que en función del sentido de las cargas se deben utilizar la resistencia de tracción o de compresión.

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{T,C}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2}{S_{12}^2}\right) = 1 \quad (2.20)$$

- Fallo por deslaminación:

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (2.21)$$

donde  $Z_t$  es la resistencia a tracción en dirección perpendicular al laminado y  $S_{13}$  es la resistencia a cortadura del laminado.

Cuando se cumple uno de los criterios se anulan las componentes del tensor de tensiones involucradas en dicho fallo.

- 
- **Modelo de Matzenmiller et al. para tejidos [57].** En este trabajo se han propuesto dos modelos que se diferencian en los criterios de fallo; el primero de ellos, ecuaciones 2.22 y 2.23, tiene en cuenta la interacción de la tensión tangencial en el fallo de fibras, mientras que el segundo, ecuaciones 2.24, 2.25 y 2.26, tiene un criterio independiente para la tensión tangencial en el plano de la lámina:

- Rotura de fibras de dirección 1:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{T,C}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.22)$$

el subíndice  $T, C$  denota que en función del sentido de las cargas se deben utilizar la resistencia de tracción o de compresión.

- Rotura de fibras de dirección 2:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{T,C}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.23)$$

En este modelo  $X_T = Y_T$  y  $X_C = Y_C$ . Para el segundo criterio:

- Rotura de fibras de dirección 1:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{T,C}}\right)^2 = 1 \quad (2.24)$$

- Rotura de fibras de dirección 2:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{T,C}}\right)^2 = 1 \quad (2.25)$$

- Rotura debido a tensiones tangenciales:

$$\left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad (2.26)$$

Adicionalmente, este segundo modelo permite utilizar una relación no lineal para el comportamiento tangencial del material, figura 2.10. Esta relación se define mediante una parte no lineal más una segunda región lineal hasta que se alcanza el fallo. La primera región se define mediante la ecuación 2.27:

$$\sigma_{12} = \exp\left[-\frac{\ln\left(\frac{\varepsilon_{12}G_{12}}{S_c}\right)}{e}\left(\frac{\varepsilon_{12}G_{12}}{S_c}\right)^{\frac{1}{\ln\frac{S_c}{\varepsilon_{12}G_{12}}}}\right]\frac{\varepsilon_{12}}{G_{12}} \quad (2.27)$$

La región lineal llega hasta el fallo definido por el par  $S_C - \gamma_{MS}$ .

---



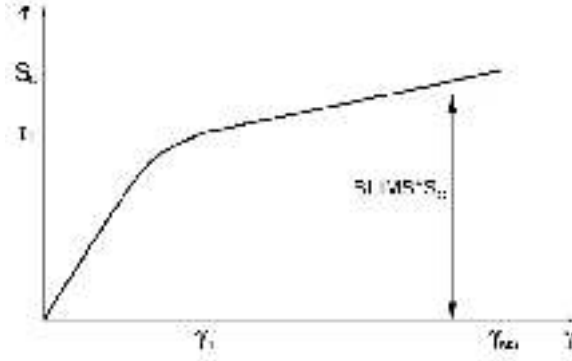


Figura 2.10: Comportamiento no lineal para la tensión tangencial [74].

■ **Modelo de Martín-Santos [56].** Este modelo propone cuatro tipos de fallo que son

- Fallo de fibras en dirección 1 a tracción:

$$\left( \frac{\sigma_{11}}{X_{1T}} \right) = 1 \quad (2.28)$$

- Fallo de fibras en dirección 2 a tracción:

$$\left( \frac{\sigma_{22}}{X_{2T}} \right) = 1 \quad (2.29)$$

- Fallo de fibras en dirección 1 a compresión:

$$\left( \frac{-\sigma_{11} + \eta_{1T}\sigma_{22} + \eta_{1S}\sigma_{12}}{X_{1C}} \right) = 1 \quad (2.30)$$

- Fallo de fibras en dirección 2 a compresión:

$$\left( \frac{-\sigma_{22} + \eta_{2T}\sigma_{11} + \eta_{2S}\sigma_{12}}{X_{2C}} \right) = 1 \quad (2.31)$$

donde  $\eta_{1T}$ ,  $\eta_{2T}$ ,  $\eta_{1S}$  y  $\eta_{2S}$  son factores adimensionales que determinan el comportamiento biaxial

Por otro lado este criterio utiliza un endurecimiento isótropo para el comportamiento tangencial en el plano.

Para modelizar el comportamiento interlaminar algunos modelos propusieron unos criterios basados en tensiones, similares a los empleados en la modelización intralaminar, que sólo tienen en cuenta el fallo [15, 18, 53] o también el daño o degradación de las propiedades elásticas

---

[64]. Otros modelos afrontaron este fallo mediante la inclusión de interacciones o elementos cohesivos en el modelo de elementos finitos, simulando el fallo por deslaminación mediante la separación de los elementos del mallado [83, 66]. Esta separación de los nodos del mallado está controlada mediante un modelo constitutivo cohesivo que determina tanto el inicio del fallo como la evolución del daño. Esta metodología es una de las mejores herramientas numéricas para predecir el daño por deslaminación [67] y es la que se utiliza en esta tesis doctoral. Una explicación más detallada de la implementación de este modelo en el código de elementos finitos LS-DYNA se encuentra en el apartado 4.3. Otros modelos de comportamiento interlaminar son:

- **Criterio de Brewer** [15]. Este criterio de fallo fue implementado para contemplar estados de cargas tridimensionales fuera del plano de la lámina. La ecuación asociada es:

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \quad (2.32)$$

donde  $Z_t$  es la resistencia a tracción en dirección perpendicular al plano. La ecuación solo es utilizada si  $\sigma_{33} > 0$ . Este criterio también se utiliza en los criterios de Chang-Chang [18] y J. López-Puente et al. [53].

- **Modelo de X. Martínez et al.** [55, 64, 70]. El objetivo de este modelo fue reproducir tanto la iniciación como la degradación de las propiedades sin tener que utilizar elementos finitos o interacciones adicionales, ahorrando así tiempo computacional. Este modelo se basó en una simplificación de la regla de las mezclas de la matriz reforzada. Esta teoría simplificada asume que el comportamiento del material compuesto se divide en dos direcciones, la paralela y en serie. En la primera:

$$\varepsilon_c^p = \varepsilon_f^p = \varepsilon_m^p \quad (2.33)$$

$$\sigma_c^p = k_f \sigma_f^p + k_m \sigma_m^p \quad (2.34)$$

En serie:

$$\varepsilon_c^s = \varepsilon_m^s \quad (2.35)$$

$$\sigma_c^s = \sigma_m^s \quad (2.36)$$


---

Los subíndices  $c$ ,  $f$ , y  $m$  hacen referencia al material compuesto, la fibra y la matriz respectivamente. El parámetro  $k$  se refiere a la fracción volumétrica de los componentes del material compuesto. Teniendo en cuenta estas ecuaciones, se pueden definir por separado el comportamiento tanto de la matriz como de la fibra, y aplicarles las tensiones y deformaciones calculadas anteriormente  $(\varepsilon_f^p, \varepsilon_m^p, \sigma_f^p, \sigma_m^p)$ . El modelo utilizado para reproducir el comportamiento de la matriz está basado en la mecánica del daño continuo. Para la iniciación del daño se puede utilizar cualquier superficie de fallo (por ejemplo Von Mises, Mohr-Coulomb, Drucker-Prager...). En este caso se utilizó el modulo de la tensión principal. La degradación implementada de las propiedades elásticas reproduce una caída exponencial. Con este criterio se obtuvo una buena correlación entre la deslaminación obtenida experimental y numéricamente generada en impactos de baja velocidad [70].

## 2.4. Antecedentes sobre el golpe hidrodinámico

El golpe hidrodinámico aparece cuando un objeto con una elevada velocidad penetra en un tanque lleno de fluido transfiriendo su energía cinética, a través del fluido, a la estructura del tanque incrementando el daño estructural producido en éste con respecto a un caso en el que el tanque impactado no tuviera fluido en su interior. El golpe hidrodinámico es particularmente peligroso en aviones diseñados para primar su ligereza, ya que la resistencia estructural del tanque no puede ser mejorada aumentando el espesor de la estructura del avión, pues no cumpliría con su objetivo de obtener un peso reducido.

Durante el efecto del golpe hidrodinámico se pueden definir 4 fases diferenciadas [84]. Cada una de ellas contribuye de manera diferente al daño estructural. Todo el proceso del golpe hidrodinámico puede ser observado en la figura 2.11 en la cual se suceden las distintas fases:

- Fase de choque. Se inicia en el mismo momento que el proyectil penetra en el tanque e impacta sobre el fluido. Este impacto genera una onda de presión semiesférica que se transmite a la velocidad del sonido ( $c_{agua}$ ) por toda la masa de fluido. Esta onda de presión es de muy alta intensidad, pero de corta duración (décimas de milisegundo). Puede provocar daños en la pared de entrada y de salida en las proximidades del impacto.
-

- 
- Fase resistente. A medida que el proyectil avanza por el fluido, éste es frenado debido a las fuerzas de arrastre. Por tanto, la energía cinética perdida por el proyectil se transfiere al fluido, generando también una presión, pero que se desarrolla de manera más gradual que en la fase anterior. Se genera un campo de presiones en el que la sobrepresión se sitúa justo delante de la trayectoria del proyectil. En esta fase los valores de presión también son altos, pero su efecto solo es notable en la zona de impacto de la pared de salida.
  - Fase de cavidad. Se puede decir que se produce al mismo tiempo que la fase resistente. El movimiento que el proyectil confiere al fluido, genera una cavidad en la estela del proyectil que se expande de forma radial presionando al fluido contra las paredes del tanque. Finalmente, la cavidad se contrae, originándose pulsos de presión significativos. Un esquema de estas tres fases se puede ver en la figura 2.12 donde se representa la onda de presión inicial, la sobrepresión que se genera delante del proyectil y la cavidad.
  - Fase de salida. El proyectil perfora la pared de salida del tanque, ya precargada por la acción de la onda de presión inicial y de la sobrepresión de la fase resistente, por lo que aparecen mayores daños que en la pared de entrada.



Figura 2.11: Impacto de un proyectil contra un tanque lleno de fluido.

Una vez detallado el fenómeno del golpe hidrodinámico se expone a continuación una revisión bibliográfica de los estudios experimentales y numéricos sobre el golpe hidrodinámico generado en tanques de material compuesto.

### 2.4.1. Estudios experimentales

En los años 70, los primeros en estudiar los impactos contra tanques de combustible mediante ensayos experimentales fueron los institutos de investigación pertenecientes al departamento de

---

## Tanque CFRP

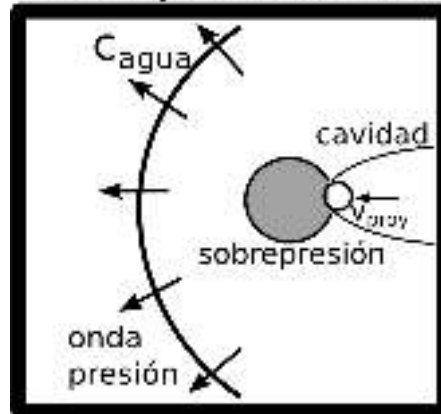


Figura 2.12: Onda de presión, sobrepresión y cavidad.

defensa de los EEUU, principalmente el Naval Weapons Center (NWC) y el Naval Postgraduate School (NPS). No es hasta la década de los 90 cuando investigadores de organismos civiles comenzaron a analizar este fenómeno aplicado a la aviación comercial. La mayoría de estos estudios se han realizado con tanques de combustible metálicos. Una recopilación exhaustiva de estos trabajos se puede encontrar en la tesis de D.Varas [84]. En esta sección se detallan los trabajos en los que el tanque de combustible empleado es de material compuesto.

El primero de estos trabajos es el de J. Bless [13] realizado en el instituto de la Naval Postgraduate School (NPS), ubicado en Monterey, California. El tanque usado tenía una geometría cúbica de  $0,8 \text{ m}^3$  de volumen. Éste se componía de una estructura, que proporcionaba rigidez, sobre la cual se acoplaban las paredes, estando abierto por la parte superior. La pared de entrada se cambiaba de tal manera que se estudiaban cómo variaban los daños en función del material y espesor utilizado. Se usaron dos tipos de aluminio, 2024-T3 y 7075-T6 de  $1,6 \text{ mm}$  de espesor y laminados unidireccionales de fibra de carbono en matriz epoxi de  $3,35$  y  $4,47 \text{ mm}$ ; para las demás paredes se usó el acero. Se registraron datos de la presión en el interior del fluido, los desplazamientos en las paredes y los fallos generados en las mismas. Se impactaron esferas y cubos de  $5,6$  y  $11,6 \text{ g}$  de masa a velocidades de entre  $1,4$  y  $2 \text{ km/s}$ . Los fallos observados, tanto para los tanques de aluminio como para los de fibra de carbono, fueron siempre de gran importancia. En el panel de fibra de carbono se observó que las fisuras que aparecían en las proximidades del orificio de entrada crecían primeramente de manera horizontal para después ramificarse

---

según las direcciones de las fibras. Algunos paneles de fibra de carbono se protegieron con rigidizadores, observándose menores desplazamientos del panel, menores longitudes de fisura y por tanto menor probabilidad de fallo catastrófico del tanque. El hecho de que el tanque estuviera abierto por la pared superior, así como que no todas las paredes fueran de material compuesto impide una representación realista del golpe hidrodinámico en un tanque de material compuesto.

En 1981 la OTAN, a través de una de sus agencias de I+D denominada Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), realizó una serie de estudios de vulnerabilidad de los aviones ante cargas de impacto. A partir de las conclusiones obtenidas, se redactó un manual de diseño para estructuras aeronáuticas tolerantes al daño por impacto [11]. Entre los problemas estudiados estaba el del golpe hidrodinámico. Para estudiar este fenómeno se impactaron proyectiles 14.5 API y 0.5 AP a velocidades de entre  $300\text{ m/s}$  y  $1200\text{ m/s}$  en la sección del ala de un avión. Se fabricaron tres secciones de ala empleando en cada una materiales diferentes: aluminio 2024-T3, aluminio 7075-T6 y laminados de fibra de carbono en matriz epoxi. En el trabajo se incluyó una caracterización del fenómeno del golpe hidrodinámico atendiendo a sus distintas fases y evaluándose el daño que cada una de ellas provoca en el tanque de combustible. Referente a los impactos realizados contra la sección del ala de material compuesto sólo se mostraron los importantes daños producidos en la pared de entrada, figura 2.13. Es posible que el carácter militar de estas investigaciones impidiera la exposición de toda la información recabada.

En 1988, la misma agencia realizó unas investigaciones adicionales del fenómeno del golpe hidrodinámico [44] en tanques de combustible fabricados con laminados unidireccionales carbono-epoxi. En primer lugar se compararon los daños producidos en éstos con los obtenidos en un tanque metálico equivalente fabricado con aluminio 2024-T3, figura 2.14. En esta figura, los ensayos sobre tanques de material compuestos se denominan como PLY y muestran toda una mayor vulnerabilidad que los tanques metálicos. En segundo lugar, se analizaron distintas variables del impacto como velocidad del proyectil, masa del proyectil y espesor del laminado. Los proyectiles tenían masas variables, de entre  $87\text{ g}$  y  $252\text{ g}$ , y fueron lanzados a una velocidad de entre  $900\text{ m/s}$  y  $1500\text{ m/s}$ . Uno de los resultados obtenidos fue que a mayor velocidad de impacto el daño era mayor tanto en la pared de entrada como en la de salida. En el trabajo se observó también que impactos con la misma energía, pero con distinta masa del proyectil producen

---



Figura 2.13: Daño producida en la pared de entrada de un tanque de material compuesto [11].

resultados similares. Respecto al espesor del laminado, se hace evidente que mayores espesores sean menos vulnerables, sin embargo en diseños en los que prima la ligereza esta solución no es viable. En este trabajo no se ofrecen datos de las presiones en el fluido ni de la evolución de la cavidad en el mismo y su influencia en la estructura. Como conclusión del mismo, los autores ofrecen diversas recomendaciones de diseño entre las que se puede destacar: el uso de materiales compuestos híbridos, con fibras de carbono y Kevlar o el empleo de rigidizadores que prevengan el fallo por pandeo local, así como la propagación de los daños.

Hasta el momento se han mostrado ejemplos de estudios experimentales motivados por el interés de la industria aeronáutica militar y financiados por ésta. Como ya se ha comentado anteriormente, a partir del programa emprendido por la FAA en 1990, comenzaron a aparecer trabajos relacionados con la aviación comercial. Los ensayos realizados a partir de ese momento se orientaron fundamentalmente a disponer de datos experimentales para después compararlos con los obtenidos por medio de los códigos de simulación comerciales que estaban surgiendo. A partir del accidente del Concorde en el año 2000, fueron más frecuentes los estudios que se centraron en dicho fenómeno.

En el año 2003, diversas empresas aeronáuticas, organismos de investigación públicos y universidades, entre ellas la Universidad Carlos III de Madrid, participaron conjuntamente en el

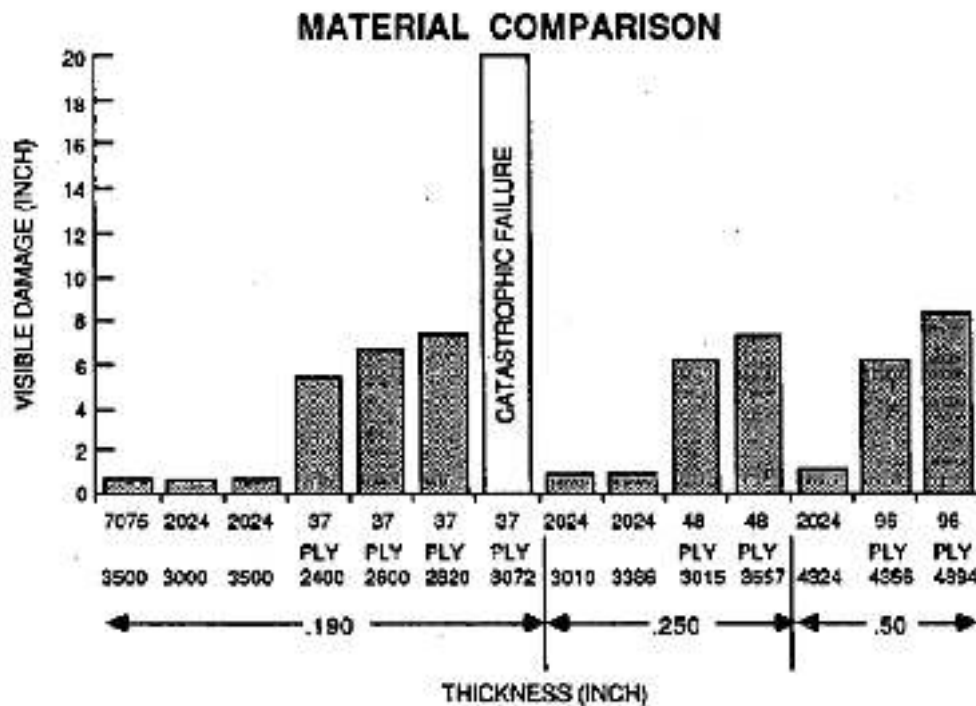


Figura 2.14: Daño producido en los ensayos experimentales de impactos de alta velocidad contra tanques de aluminio y material compuesto [44].

proyecto europeo EUCLID RTP 3.32 titulado “Baja vulnerabilidad en estructuras de material compuesto para aviones militares”. Uno de los aspectos era el estudio del fenómeno del golpe hidrodinámico en tanque de combustible. A partir de este proyecto se iniciaron las investigaciones del golpe hidrodinámico en el departamento de Mecánica de Medios Continuos de la Universidad Carlos III de Madrid donde se ha analizado el efecto de dicho fenómeno en tubos de aluminio.

Uno de los trabajos publicados en el marco de este proyecto europeo es el de E. Deletombe et al. [22] en el que se realizan impactos de un proyectil 7,62 mm NATO a 870 m/s contra un tanque de material compuesto conteniendo agua. El tanque tenía unas dimensiones de  $312 \times 540 \times 657 \text{ mm}^3$ , figura 2.15, donde únicamente las paredes de entrada y salida estaban fabricadas con laminados de material compuesto de fibra de carbono en epoxi; dos de las paredes laterales eran de acero y las otras dos de PMMA. En el artículo se presentaron datos de la posición y velocidad del proyectil, presiones registradas en el tanque y geometría y volumen de la cavidad. Estos datos fueron comparados con un caso de golpe hidrodinámico producido en un volumen de fluido lo suficientemente grande como para que la estructura circundante no tuviera apenas influencia en



el fenómeno. Se observó que en el caso confinado la rigidez de la estructura limita la expansión de la cavidad. Respecto a la pared de material compuesto sólo se mostró el desplazamiento de la pared de salida, observándose cómo antes de que impacte el proyectil en ella, ya se había observado un cierto desplazamiento. No se mostró ninguna información de los daños sufridos en dichas paredes. El hecho de que las paredes laterales fueran de acero impide comprender los efectos que el golpe hidrodinámico puedan tener sobre éstas cuando son fabricadas de material compuesto.



Figura 2.15: Tanque de combustible de material compuesto impactado en [22].

Tras realizar esta revisión bibliográfica se puede concluir que existe un importante interés en analizar el golpe hidrodinámico en tanques de combustibles de material compuesto, ya que son escasos los trabajos que se han realizado anteriormente. Los ensayos experimentales realizados en esta tesis doctoral no sólo tendrán en cuenta aspectos relacionados con el golpe hidrodinámico: onda de presión generada, desaceleración del proyectil o generación de la cavidad sino también los efectos que estos fenómenos producen en la estructura como las deformaciones en los tubos, fisuras o deslaminaciones.

---

---

## 2.4.2. Modelización numérica

El fenómeno del Golpe Hidrodinámico se ha tratado de modelizar, con mayor o menor éxito, desde hace 30 años. Inicialmente, el problema se intentó resolver simplificando el fenómeno, considerando una estructura sometida a un campo de presión que representaba la acción del fluido sobre las paredes. Más tarde se optó por utilizar técnicas que reproducían de forma acoplada el problema, pero usando un comportamiento lineal tanto para la estructura como para el fluido. Actualmente el conjunto de las ecuaciones acopladas no lineales se pueden resolver empleando distintas técnicas numéricas, principalmente la técnica Arbitraria Euleriana Lagrangiana (ALE) y la técnica sin malla “Smooth Particle Hydrodynamics” (SPH), que tratan la estructura de material compuesto, el proyectil, el fluido y sus interacciones, simultáneamente. No es hasta que se desarrollan estas técnicas cuando comienzan a aparecer los primeros trabajos en los que se intenta reproducir el golpe hidrodinámico producido en tanques de combustible de material compuesto [78, 72].

La utilización de la técnica lagrangiana para simular un problema como el golpe hidrodinámico presenta problemas numéricos, ya que las altas deformaciones que aparecen en el fluido provocan una disminución de la precisión en los resultados, una reducción excesiva del incremento estable de tiempo, volúmenes negativos, terminación prematura de la simulación, etc. Otras técnicas como la técnica ALE o SPH no presentan este problema. La primera de ellas porque el material es capaz de moverse con respecto a la malla evitando una excesiva deformación de los elementos finitos y la segunda porque es un método sin malla. A continuación se explicaran de manera más detalladas ambas técnicas.

### **Técnica Lagrangiana Euleriana Arbitraria (ALE)**

La técnica ALE es una generalización de las técnicas eulerianas y lagrangianas que aprovecha los beneficios de ambas formulaciones: robustez para simular problemas de grandes deformaciones y capacidad para tratar las superficies libres, con un coste computacional adecuado. En la figura 2.16 aparece un esquema del funcionamiento del método ALE. En esta figura, se observa que en la descripción lagrangiana la malla es solidaria con el material, en la euleriana la malla no

---

se mueve y finalmente el ALE es una descripción intermedia entre ambas.

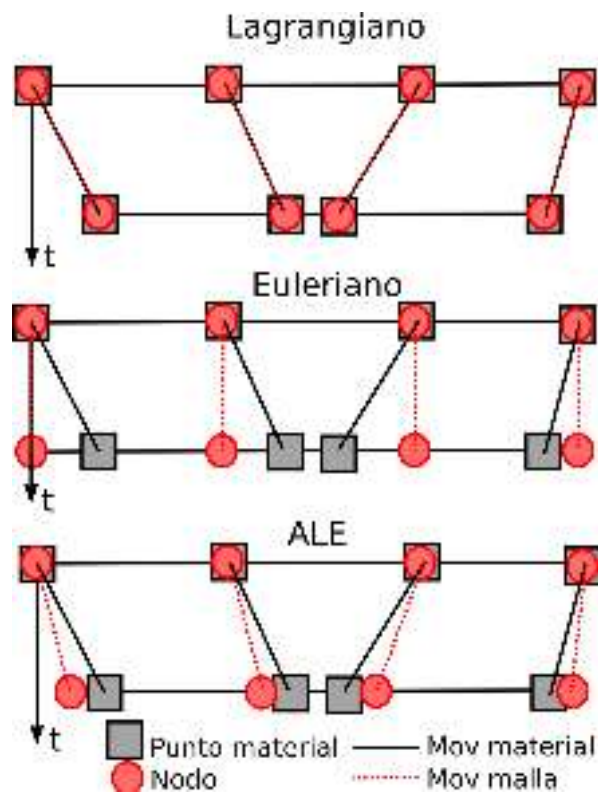


Figura 2.16: Representación del movimiento de la partícula y la malla en la descripción Lagrangiana, Euleriana y ALE [27].

La formulación ALE comenzó a utilizarse en los métodos de diferencias finitas y el método de los volúmenes finitos. Las primeras apariciones datan de mediados de la década de los 60, con los trabajos de W. Noh [63], R. Franck y R. Lazarus [28], J. Trulio [80] y C. Hirt [40]. Hasta 1977, no empieza a utilizarse aplicado al método de los elementos finitos, y son J. Donea [26], T. Belytschko y J. Kennedy [12] y J. Hughes [42] los primeros en presentar diferentes ejemplos. A diferencia de las descripciones clásicas, ni la configuración material  $R_X$ , ni la espacial  $R_x$  es tomada como referencia, sino que se utiliza otro dominio: el llamado dominio de la malla ( $R_\chi$ ). Estos tres dominios usados se pueden ver en la figura 2.17.

La clave de esta formulación es la definición adecuada de este nuevo tercer dominio y en concreto establecer un criterio para determinar el movimiento de la malla. Se pueden diferenciar dos

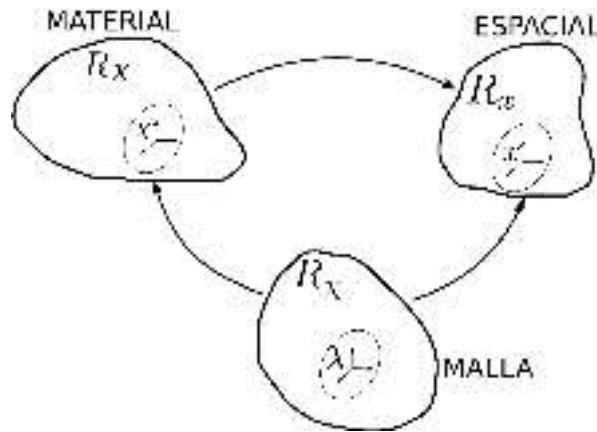


Figura 2.17: Esquema de los 3 dominios usados en el método ALE: material, espacial y el de la malla [27].

técnicas diferentes: la regularización de la malla y la adaptación de la malla.

- El proceso de regularización de la malla es un concepto esencialmente geométrico, en el que se trata de mantener la malla lo más regular posible, evitando la distorsión excesiva de elementos, y consecuentemente minimizando los errores numéricos [73].
- El proceso de adaptación de la malla trata de optimizar la malla refinándola en lugares donde se alcanzan altos valores de gradiente de la solución; este refinamiento no consiste en crear más nodos, sino en moverlos a las zonas donde más se necesita tener información. La principal ventaja respecto a la anterior técnica es que se consigue alcanzar una adecuada precisión con un bajo coste computacional.

El principal problema de esta formulación es la aparición de términos convectivos en las ecuaciones que dificultan su resolución. La velocidad  $c = v_{particula} - v_{malla}$  es la velocidad convectiva, es decir, la velocidad de la partícula respecto de la malla, vista desde el dominio espacial.

Para resolver estas ecuaciones en las que aparecen los términos convectivos se pueden diferenciar dos metodologías fundamentales: la metodología sin separación y con separación. La metodología sin separación es aquella que integra la ecuación completa, teniendo en cuenta los términos convectivos y los del material. Esta metodología es la menos usada por su alto coste computacional. La metodología con separación divide el paso de tiempo, en un subpaso lagrangiano más un subpaso euleriano, con un remallado entre medias (con regularización o adaptativo).

Esta metodología es más simple, pero menos precisa que la que no emplea separación.

El método ALE ha sido utilizado en distintos problemas de interacción fluido-estructura, y más concretamente para simular el golpe hidrodinámico. En 2006, P. Stephani [78] realizó un trabajo en el que se modelizó el golpe hidrodinámico en una sección de ala de un avión no tripulado fabricado con laminados unidireccionales de fibra de carbono y resina epoxi. Se utilizó el código comercial LS-DYNA usándose la técnica ALE para modelizar la interacción fluido-estructura. El material compuesto se discretizó mediante elementos tipo placa y el modelo de fallo implementado se basó en el modelo de Chang-Chang. Según el autor, realizar una simulación del golpe hidrodinámico en tanques de combustible de material compuesto es posible usando la técnica ALE obteniéndose unos resultados cualitativamente buenos. Respecto al golpe hidrodinámico se identificó que el desplazamiento que se produce en el fluido (cavidad) es el fenómeno más dañino. Además, en impactos en los cuales el proyectil gira dentro del fluido, el desplazamiento del fluido es aún mayor siendo los daños que aparecen en el tanque más severos. Por otra parte, se analizaron distintas configuraciones del tanque variando el diseño en los largueros. Se usaron 4 tipos: larguero en forma de C, de C invertida, homogéneo y con agujeros. La presencia de agujeros no mostró ninguna mejora global en la vulnerabilidad de la estructura. A pesar de que la forma de C invertida es la que presentó una mayor protección, en todos los casos los daños generados podrían derivar en la total destrucción del tanque, como se puede observar en la figura 2.18. En este trabajo no se muestra ninguna comparación de los resultados numéricos con ensayos experimentales.



Figura 2.18: Daño en un tanque de combustible de material compuesto [78].

---

Como se ha comentado antes, la técnica ALE puede utilizarse en el método de los volúmenes finitos. El método de los volúmenes finitos, al contrario que el de los elementos finitos que están formuladas en ecuaciones integrales (formulación débil), resuelve ecuaciones diferenciales (formulación fuerte), lo que les permite tener en cuenta las ecuaciones de Navier-Stokes para fluidos. Usando esta técnica, el instituto de investigación de Los Alamos National Laboratory desarrolló un modelo capaz de reproducir el fenómeno del golpe hidrodinámico en tanques de material compuesto [71, 46]. Este código se modificó para poder resolver el campo de tensiones en un sólido. Para la modelización del material compuesto se implementó una teoría de placas de alto orden que tiene en cuenta el fallo por deslaminación. Este método no consiguió buenos resultados comparados con los experimentales, principalmente debido a la modelización del material compuesto usada.

Recientemente, ha aparecido otro trabajo relacionado con el golpe hidrodinámico en tanques de combustible de material compuesto [39]. El objetivo fundamental del trabajo era la investigación del comportamiento estático y dinámico de una unión tipo T de material compuesto. En el trabajo se estudió tanto experimental como numéricamente tres configuraciones diferentes. Inicialmente se estudiaron aisladas para después analizar su comportamiento aplicadas a la unión entre costilla y revestimiento en un tanque de combustible de material compuesto sometida al golpe hidrodinámico. Los ensayos experimentales pertenecen al proyecto europeo EUCLID RTP 3.32. En ellos se impactó un cilindro de acero de 4,7 g a una velocidad de 1600 m/s. Para modelizar el material compuesto se usó un modelo de fallo basado en el criterio de Chang-Chang, sin tener en cuenta la deslaminación en el material debido al alto coste computacional que conllevaba. La interacción fluido-estructura se reprodujo mediante la técnica ALE. El modelo predijo correctamente tanto la presión registrada en el fluido como la aparición del fallo en cada una de las tres configuraciones estudiadas. En la figura 2.19 se puede ver la cavidad producida por el proyectil y el desplazamiento de las costillas respecto del revestimiento producido por la rotura de la unión tipo T.

### **Smooth Particle Hydrodynamics (SPH)**

Debido al avance de las matemáticas aplicadas y de la ingeniería computacional, un nuevo método numérico que no utilizaba ninguna malla apareció a finales de los 70 de la mano de L. B. Lucy

---

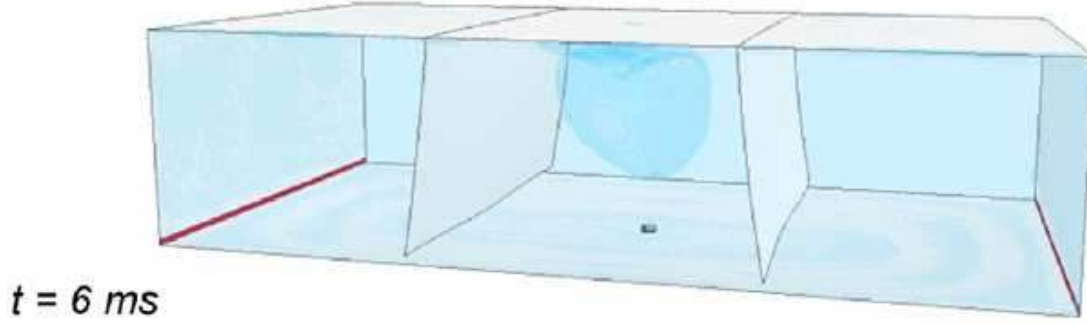


Figura 2.19: Reproducción del golpe hidrodinámico realizada por Heimbs et al. [39].

[49] y J. J. Monaghan [32], el Smooth Particle Hydrodynamics (SPH). Inicialmente, el método SPH se desarrolló para simular problemas de astrofísica como la formación y evolución estelar. Sin embargo, su uso se extendió a otras aplicaciones. Actualmente su utilización es ya común en estudios hidrodinámicos y de fluidos, como flujos viscosos, hidrodinámica magnética, flujos multifase, flujos quasíncompresibles, flujos a través de poros, fenómenos explosivos o impactos. En el método SPH el medio continuo se discretiza mediante un conjunto de partículas con una masa asociada. Las partículas SPH se asemejan a un círculo (2D) o esfera (3D) definidas por su centro y radio (figura 2.20).

En este método se utiliza una función kernel o función de peso para establecer la influencia de las demás partículas (según su posición) respecto de una. Las funciones de peso más usadas son las de tipo spline [20], concretamente la spline cúbica, ecuación 2.37.

$$M_4(x, h) = \frac{1}{\pi h^3} \begin{cases} 1 - \frac{3}{2}(|x|/h)^2 + \frac{3}{4}(|x|/h)^3 & \text{for } 0 \leq |x|/h \leq 1 \\ \frac{1}{4}(2 - |x|/h)^3 & \text{for } 1 \leq |x|/h \leq 2 \\ 0 & \text{for } |x|/h > 2 \end{cases} \quad (2.37)$$

El parámetro  $h$  representa la distancia entre partículas y a partir de ésta se suele definir la distancia de influencia, habitualmente  $2h$ . Esta distancia afecta a los resultados obtenidos puesto que si es excesiva, el suavizado y el tiempo computacional también lo serán y si es escasa pueden aparecer perturbaciones espurias en el campo tensional.

Desde un punto de vista numérico, las llamadas partículas del método SPH son en realidad puntos de interpolación, donde se representa un medio continuo mediante partículas discretas.

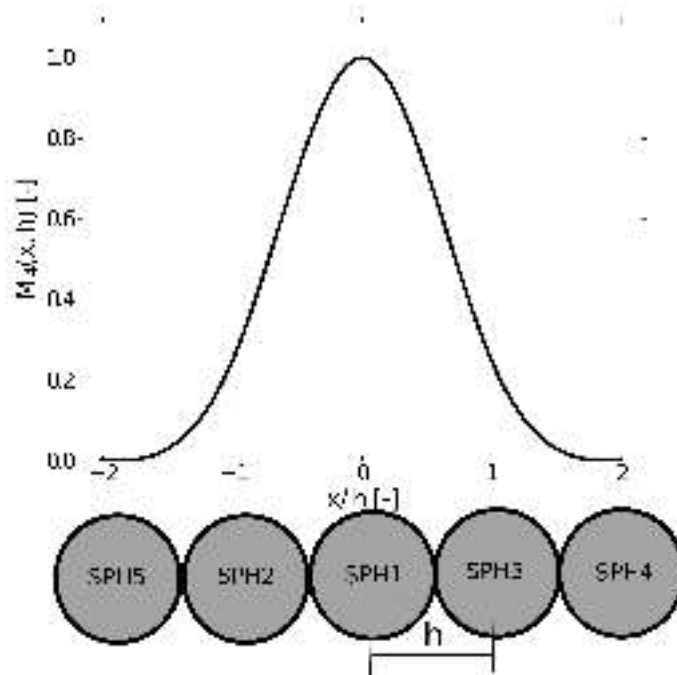


Figura 2.20: Función de peso cúbica de una partícula SPH.

Es decir, estos puntos de interpolación de valor conocido pueden aproximar una función en cualquier punto. Para ilustrar con un ejemplo, se puede imaginar un campo cualquiera  $A(r)$ , en donde se define un campo suave  $A_s(r)$  como:

$$A_s(r) = \int_V W(r - r', h) A(r') dr' \quad (2.38)$$

Si se interpola por un número determinado de puntos (partículas):

$$A_N(r) = \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} W(r - r_j, h) A(r_j) \quad (2.39)$$

Donde  $m_j$  es la masa de cada partícula,  $\rho_j$  la densidad de la partícula,  $N$  el número de partículas de las cercanías. Ésta es la aproximación definida según el método SPH.

Una característica muy importante de este método a tener en cuenta para su aplicación a la dinámica de fluidos es que la advección se trata de forma exacta, es decir las partículas al moverse ya llevan la información que se transmite por advección [32]. Además, este método maneja de manera muy robusta las elevadas deformaciones ya que no hay malla. Precisamente, es por



esta particularidad por la que el método es utilizado para problemas de simulación de fluidos o comportamiento fluido.

Las aplicaciones del método SPH a problemas de interacción fluido-estructura durante la última década son muy diversas. Uno de los primeros trabajos en los que se modeliza el golpe hidrodinámico mediante SPH es el realizado por R. Salomé et al. [72]. En él se analizó el impacto a hipervelocidad (entre 5 y 30  $km/s$ ) de un proyectil esférico (entre 1 y 20  $mm$  de diámetro) de aluminio contra un tanque también esférico de material compuesto. Este tipo de tanques es utilizado en sistemas de propulsión de naves aeroespaciales. Se estudiaron tres posibles llenados del tanque: helio a 3  $Mpa$ , helio a 30  $Mpa$ , y xenón a 15  $Mpa$ . Este gas se modelizó usando el método SPH implementado en un código propio. En las simulaciones se estudió si la onda de presión generada por el impacto era capaz de ocasionar el fallo catastrófico del tanque realizando un análisis paramétrico del diámetro del proyectil y velocidad del impacto. Las simulaciones mostraron que ambos escenarios simulados para el helio, solo serían catastróficos en los casos más improbables, un proyectil muy grande (más de 10  $mm$ ) a mucha velocidad (más de 20  $km/s$ ). Para el caso de xenón, debido a la mayor densidad de éste, los impactos son mucho más dañinos. No se da información específica del modelo de comportamiento usado para el material compuesto.

En 2009, E. Deletombe et al. [21] presentaron un trabajo, enmarcado dentro del proyecto EU-CLID RTP 3.32, en el que se detallaron resultados preliminares de la modelización numérica del impacto de un proyectil calibre 7,62  $mm$  contra un tanque de combustible de material compuesto. Para caracterizar el comportamiento del tanque de material compuesto se usaron distintos ensayos experimentales como caracterización estática y dinámica de las uniones atornilladas en placas de material compuesto y caracterización estática y dinámica de la flexión de los revestimientos y los largueros. A pesar de ello no se hizo referencia al modelo de comportamiento empleado para el material compuesto. En este caso, se empleó el código comercial de elementos finitos Radioss. Para reproducir el comportamiento del fluido se utilizó la técnica SPH, aunque como se puede observar en la figura 2.21 solo para la región del fluido cercana a la trayectoria del proyectil. El resto del fluido se discretizó mediante la técnica lagrangiana. Esto permite una reducción del coste computacional, obteniéndose una buena correlación entre la presión regis-

---

---

trada experimental y numéricamente. El autor concluyó que a pesar de los buenos resultados de la técnica SPH sería necesario estudiar otras técnicas, como el ALE. En el trabajo no se dio información de los daños producidos en el tanque.

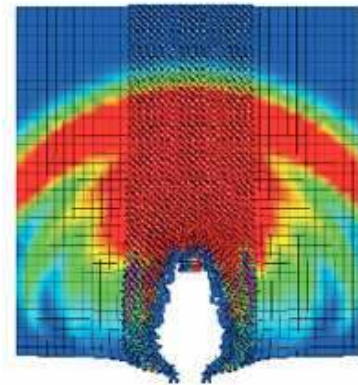


Figura 2.21: Cavidad y onda de presión producida en el fluido instantes después del impacto [21].

Recientemente, en el trabajo de Chen Liang et al. [47] se ha comparado el efecto del golpe hidrodinámico en un tanque de material compuesto y otro de aluminio a velocidades entre  $400\text{ m/s}$  y  $1200\text{ m/s}$ . El proyectil impactado fue un fragmento cúbico de acero de  $16\text{ g}$  de masa. El modelo de comportamiento para el material compuesto usado se basó en un criterio definido mediante las deformaciones. El fluido se modelizó mediante la técnica SPH implementada en el código de elementos finitos PamCrash. En el trabajo se concluyó que la vulnerabilidad del tanque es mucho más alta para el caso de material compuesto que para el de aluminio, debiéndose de tener en cuenta para diseños futuros. En la figura 2.22 se observan los daños producidos por el impacto.

Como conclusión de esta revisión bibliográfica se puede afirmar que actualmente los métodos numéricos que de manera más conveniente reproducen el golpe hidrodinámico son los métodos ALE y SPH. Como se puede comprobar, los trabajos en los que el tanque de combustible es de material compuesto son escasos y es por lo tanto necesario realizar un modelo numérico capaz de reproducir fielmente el golpe hidrodinámico en un tanque de combustible de material compuesto, usando un modelo de comportamiento para el material compuesto lo suficientemente completo como para poder reproducir los daños ocasionados por este fenómeno.

---

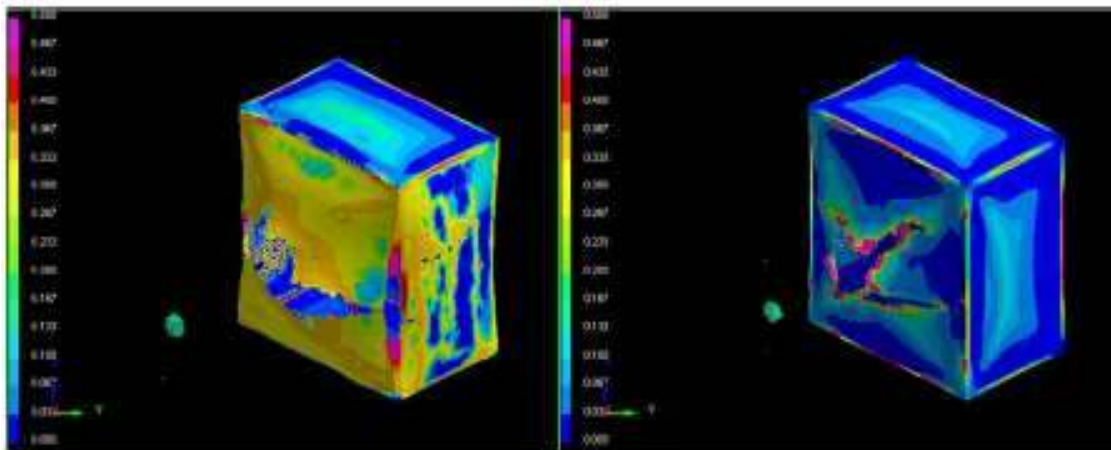


Figura 2.22: Daños en un tanque de combustible de material compuesto (izquierda) y de aluminio (derecha) [47].

# Capítulo 3

## Descripción experimental

### 3.1. Introducción

En esta tesis doctoral se han realizado ensayos experimentales de impactos a alta velocidad de un proyectil esférico contra tubos de material compuesto conteniendo fluido. El principal objetivo de estos ensayos ha sido analizar las consecuencias del golpe hidrodinámico en una estructura de material compuesto y validar el modelo numérico desarrollado.

En los ensayos se ha analizado cuál es la influencia en la respuesta de la estructura de material compuesto de dos parámetros, la velocidad de impacto y el volumen de fluido contenido en el tubo, en la respuesta de la estructura.

- **Velocidad de impacto.** Se han realizado impactos de un proyectil esférico de 8 g a dos velocidades: 600 y 900 m/s. La energía de este impacto se asemeja a la de fragmentos producidos en una explosión de motor de un avión comercial.
- **Volumen de fluido.** El impacto en el tanque de combustible de una aeronave puede ocurrir en condiciones en que no esté totalmente lleno. Para analizar la influencia de este parámetro se han impactado tubos con tres volúmenes de llenado distintos, 60, 75 y 100 %.

Durante los ensayos se han obtenidos datos de velocidad y posición del proyectil, presión en el fluido y deformaciones en las paredes del tubo. Posteriormente, se ha medido experimentalmente el daño en los tubos de material compuesto mediante la técnica C-Scan. En la figura 3.1 se

---

muestra una imagen tomada justo antes de un ensayo experimental.



Figura 3.1: Configuración experimental del ensayo.

## 3.2. Materiales y especímenes a ensayar

Una vez consideradas las diversas condiciones de impacto en las que se va a estudiar la respuesta de los tubos de material compuesto, ha sido necesario definir la geometría y los materiales de los especímenes que componen el ensayo: el tubo de material compuesto, el fluido y el proyectil.

### 3.2.1. Tubo de material compuesto

Como se ha comentado en el capítulo 1, el uso del material compuesto en la industria aeronáutica ha sufrido un considerable incremento, siendo la fibra de carbono en matriz epoxi el material más usado en las estructuras primarias de aeronaves. En particular, se ha elegido para el diseño del tubo de material compuesto una de las combinaciones fibra/matriz más habituales, fibra de carbono AS4 y matriz epoxi 8552, cuyos preimpregnados han sido fabricados por Hexcel Composites. Este material se puede encontrar comercialmente en dos arquitecturas diferentes: tipo

---

---

unidireccional o cinta y tipo tejido tafetán. La utilización de una u otra arquitectura depende de las cargas a las que va a ser sometida la estructura en la que se emplea. La primera de ellas se utiliza para aquellas estructuras que están sometidas principalmente a esfuerzos de tracción o compresión en el plano, como por ejemplo el fuselaje de un avión; mientras que la segunda se usa en estructuras que principalmente se ven sometidas a torsión o momentos flectores, como por ejemplo las alas de un avión. Consecuentemente, se ha elegido una arquitectura tipo tejido para el laminado debido a que los tanques de combustible se encuentran en las alas de los aviones. El tejido seleccionado se denomina comercialmente AGP-193-PW, siendo ampliamente usado en la industria aeroespacial y aeronáutica en aplicaciones estructurales que requieran una alta rigidez y resistencia, así como una buena tolerancia al daño [9].

Para este trabajo no se ha planteado como objetivo analizar un elemento real del ala de un avión (con su estructura de largueros, costillas, revestimientos y remaches), sino un elemento estructural cerrado representativo que permita analizar el fenómeno del golpe hidrodinámico y su efecto en la estructura. En la elección de las dimensiones se tuvieron en cuenta las longitudes características de ciertas celdas de combustible presentes en las alas de los aviones de pequeño y medio alcance. Los especímenes a ensayar consisten en tubos cuadrados de material compuesto con un ancho de 150 *mm* y un largo de 750 *mm*. El espesor de la pared es de 2,2 *mm*, lo que equivale a diez láminas de tejido con la siguiente secuencia de apilamiento [0]<sub>10</sub>. Los tubos han sido fabricados en el Instituto Nacional de Técnicas Aeroespaciales (INTA) mediante curado en autoclave.

En los ensayos, los tubos están cerrados por ambos lados por medio de dos ventanas de polimetilmetacrilato (PMMA) de 30 *mm* de espesor, suficiente como para poder despreciar la flexión de éstas y permitir la grabación de todo el proceso de impacto, ya que este material es transparente. Los paneles de PMMA disponen de cuatro orificios a través de los cuales pasan cuatro varillas roscadas de acero que garantizan que el tubo de material compuesto y el PMMA permanezcan unidos. Las zonas de contacto entre los paneles de PMMA y el material compuesto están selladas con silicona, que junto con la compresión ejercida por las varillas roscadas proporcionan la estanqueidad suficiente para que el agua contenida en el interior del espécimen no se derrame. El montaje experimental se muestra en la figura 3.2. En el trabajo de M. Nishida

---



Figura 3.2: Detalle del montaje del tubo de material compuesto.

et al. [62] se puede encontrar un montaje similar.

### 3.2.2. Fluido

Como se ha comentado, los tubos de material compuesto contienen fluido, en este caso agua. No se ha optado por usar queroseno o un combustible usado habitualmente en aeronaves por la peligrosidad que esto acarrearía, siguiendo las recomendaciones del artículo de la agencia AGARD [11]. No obstante se ha tenido en cuenta que para el rango de temperaturas considerados las densidades ( $\rho$ ) de ambos fluidos no muestran grandes diferencias y las viscosidades cinemáticas ( $\nu_c$ ) son del mismo orden de magnitud (tabla 3.1).

	$\rho(kg/m^3)$	$\nu_c(mm^2/s)$
Agua	1000	1
Queroseno	800	2.4

Tabla 3.1: Densidades y viscosidades cinemáticas para el agua y el queroseno a 20°C.

---

---

### 3.2.3. proyectil

El proyectil empleado es una esfera de acero templado de  $12,5\text{ mm}$  de diámetro y  $8\text{ g}$  de masa. El acero templado es suficientemente resistente como para no sufrir ninguna deformación plástica durante el proceso de impacto, por lo que la energía absorbida por el proyectil puede ser considerada como despreciable. Además, la geometría esférica facilita la repetitividad del ensayo, ya que no importa que exista cabeceo. Estas ventajas permiten que la comparación entre los resultados experimentales y los obtenidos numéricamente pueda ser realizada más fácilmente.

## 3.3. Dispositivos experimentales

Los ensayos experimentales se han realizado en el Laboratorio del Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras de la Universidad Carlos III de Madrid, siendo necesario el uso de distintos dispositivos experimentales. Para acelerar el proyectil a la velocidad deseada, se ha empleado un sistema neumático de impulsión. El proceso de impacto se ha grabado mediante una cámara digital de alta velocidad y un sistema de iluminación. Los tubos de material compuesto se han instrumentado mediante unos transductores y galgas extensométricas para conocer tanto la presión en el fluido como la deformación en las paredes del tubo. Ambos sensores se han conectado a un sistema de adquisición de datos. En la figura 3.3 se muestra un esquema de la disposición de los equipos empleados que se detallan a continuación.

### 3.3.1. Sistema neumático de impulsión

Este dispositivo ha sido diseñado y fabricado por Thiot Ingenierie (figura 3.4). Está formado por una cámara de  $4,7\text{ l}$  de volumen, en la que se puede almacenar gas hasta una presión de  $300\text{ bar}$  y un cañón de  $4,5\text{ m}$  de longitud y  $25\text{ mm}$  de calibre por el que se acelera el proyectil. El factor limitante en cuanto a velocidad máxima de impulsión de estos dispositivos es la velocidad del sonido del gas empleado. En este caso, se ha utilizado helio, que por su baja densidad permite acelerar los proyectiles hasta velocidades cercanas a los  $1000\text{ m/s}$ .

Para lanzar proyectiles de tamaño inferior a  $25\text{ mm}$  de diámetro o de diversas formas, se debe

---



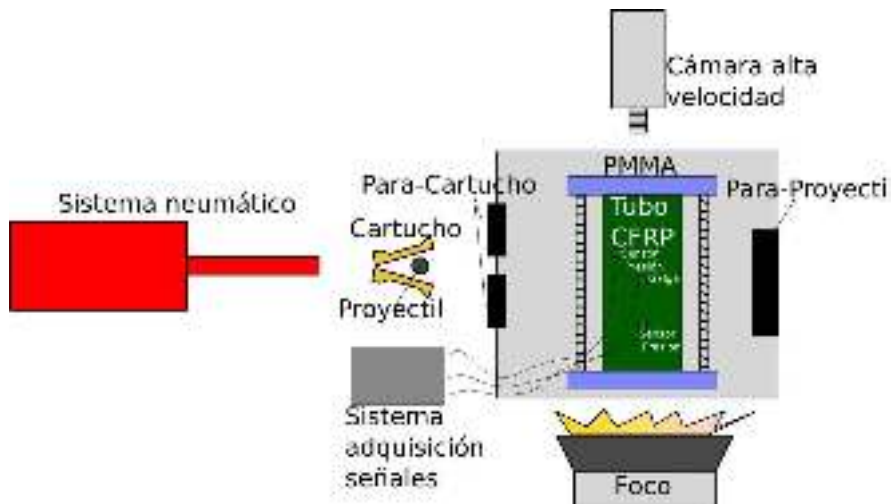


Figura 3.3: Esquema de los dispositivos experimentales.



Figura 3.4: Sistema de impulsión.

emplear un cartucho que permita adaptar las características geométricas del proyectil al calibre del cañón. En este caso ha sido necesario el empleo de un cartucho que permita lanzar las esferas de  $12,5 \text{ mm}$ , figura 3.5. El cartucho debe ser lo más ligero posible para así poder alcanzar las velocidades necesarias y además durante el vuelo tiene que separarse lo suficiente del proyectil

---

para que no impacte contra el tubo. Estos dos objetivos fundamentarán el diseño del cartucho. El material ha sido fabricado con poliuretano rígido cuya densidad es baja ( $800 \text{ kg/m}^3$ ). El cartucho tiene forma cilíndrica con un orificio central cónico no pasante donde se aloja el proyectil. El cartucho también tiene un rebaje lateral para reducir el peso y se le ha realizado un corte hasta  $2 \text{ mm}$  de la base. La conicidad de la entrada, junto con el corte, hace que la fuerza aerodinámica sea capaz de romper el cartucho en dos mitades separándose del proyectil (figura 3.6).

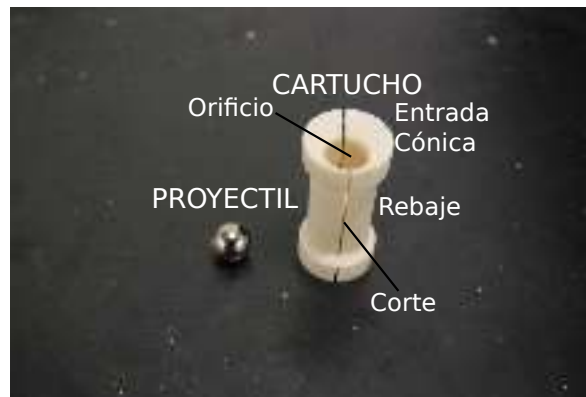


Figura 3.5: Cartucho empleado.



Figura 3.6: Fotogramas de la apertura del sabot.

Con el objetivo de realizar el impacto de una manera correcta y segura se debe evitar que el cartucho impacte contra el tubo, así como que el proyectil impacte una vez atravesado el tubo contra otros dispositivos del laboratorio. A tal efecto, se ha diseñado una mesa de ensayos donde se sitúa el espécimen a impactar. Tal y como se puede observar en la figura 3.7, se han situado dos placas de acero delante del tubo que frenan el cartucho mientras que por el hueco que las separa, pasa el proyectil. Después de perforar el tubo, el proyectil es detenido mediante una placa de acero, de suficiente espesor como para no ser perforada, situada en la parte posterior de la estructura que soporta el espécimen.

---



Figura 3.7: Mesa de ensayos.

### 3.3.2. Cámara de alta velocidad y sistema de iluminación

Todos los ensayos han sido grabados mediante una cámara digital de alta velocidad, lo que ha permitido obtener la velocidad inicial del impacto, la trayectoria del proyectil durante el proceso de penetración y la expansión de la cavidad en el fluido. Estos datos son útiles para entender el fenómeno del golpe hidrodinámico, así como para realizar la validación del modelo numérico. La cámara empleada es el modelo Ultima APX-RS de la marca Photron (figura 3.8a), especialmente indicada para grabación a muy alta velocidad. Esta cámara está controlada por un ordenador que permite ajustar los parámetros de grabación óptimos para cada tipo de ensayo. Para la grabación de un ensayo de alta velocidad, los parámetros más importantes son:

- **Disparo de cámara:** debido al corto intervalo de tiempo que dura este ensayo,  $10^{-2}$  s, es necesario que el inicio de grabación de la cámara, o disparo de la cámara, se haga correctamente para poder grabar el impacto y la penetración del proyectil en el tubo. Se ha programado un circuito electrónico que provoca el disparo de la cámara cuando el proyectil sale del cañón.
  - **Resolución y velocidad de filmación:** el dispositivo posee un amplio rango de resolución y velocidad de captura de imágenes, de tal manera que puede captar imágenes de  $1024 \times 1024$  píxeles a una frecuencia de 3.000 imágenes por segundo, o 250.000 imágenes
-

---

por segundo con una resolución de  $128 \times 16$  píxeles. Así se debe llegar a un compromiso entre el área grabada y la velocidad de captación. En este caso, se ha seleccionado una velocidad de 31.500 imágenes por segundo, es decir, un imagen cada  $31,7 \mu s$ ; con una resolución de  $384 \times 192$  píxeles. Se ha elegido un tiempo de obturación de  $1 \mu s$ , el mínimo permitido por el equipo, para asegurar que las imágenes sean lo suficientemente nítidas.

- **Iluminación:** debido al bajo tiempo de obturación, es necesario un sistema de iluminación apropiado. En estos ensayos se ha utilizado un foco Arrisun 12 Plus con una lámpara HMI (Hydrargyrum Medium Arc Iodide) de la marca Osram de  $1200 W$  de potencia (figura 3.8b). Esta lámpara ofrece una intensidad de luz constante de tal manera que todas las imágenes del vídeo estén igualmente iluminadas.



(a) Cámara de alta velocidad



(b) Sistema de iluminación

Figura 3.8: Sistema de grabación e iluminación.

### 3.3.3. Sensores de presión y galgas extensométricas

En la figura 3.9 se puede observar un esquema de la disposición tanto de los transductores de presión como de las galgas extensométricas. En la pared inferior se han introducido dos sensores

---

de la marca PCB, modelo 138A06, que está especialmente diseñado para funcionar a altas frecuencias (tiene un frecuencia de resonancia mayor de  $1\text{ MHz}$ ) y que posee un rango de medida de  $34,47\text{ MPa}$  (figura 3.10a). Estos sensores poseen una longitud de unos  $100\text{ mm}$ , quedando el elemento sensible del sensor a unos  $75\text{ mm}$  de la pared inferior. Estos sensores van a registrar la onda de presión que se genera en el fluido tras el impacto. Uno de los sensores se sitúa más cerca del punto de impacto, sensor de presión de la pared inferior cercano ( $PI_c$ ); que otro, sensor de presión de la pared inferior lejano ( $PI_l$ ). De esta manera se puede saber cómo varía la magnitud de la onda de presión con la distancia al punto de impacto.

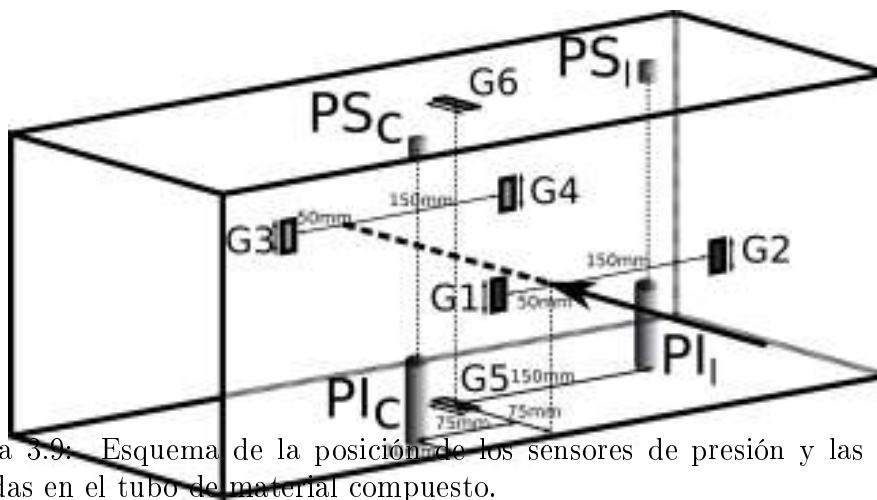


Figura 3.9: Esquema de la posición de los sensores de presión y las galgas extensométricas situadas en el tubo de material compuesto.

En la pared superior se han empleado dos sensores Dytran 2300V5, (figura 3.10b), con un rango de medida también de  $34,47\text{ MPa}$ . Estos sensores se enroscan a la estructura por lo que permiten conocer la presión que el fluido ejerce sobre esta pared. Estos sensores han sido colocados en la mismas posiciones respecto al punto de impacto que los anteriores y serán nombrados como  $PS_c$  y  $PS_l$ .

Los sensores de presión del tipo Dytran 2300V5 poseen el inconveniente de que tienen cierta sensibilidad a la aceleración, provocando la aparición de errores en la medida. Como se afirma en el trabajo de C. E. Sparks et al. [77], se debe realizar un filtrado para evitar dichos problemas. Esta metodología también ha sido usada en los trabajos de E. Deletombe et al. [22] y Peter J.



Figura 3.10: Sensores de presión y galga extensométrica.

Disimile et al. [24] en los que se utilizan unos sensores de presión piezoeléctricos muy similares a los presentes en cuanto a funcionamiento y rango de medidas, PCB Piezotronics 102B, Kistler 601H y Kistler 211B12, respectivamente. La frecuencia de los filtros aplicados en estos trabajos va desde los  $20\text{ KHz}$  en el trabajo de Deletombe et al. hasta los  $250\text{ KHz}$  del trabajo de Sparks et al. En esta tesis doctoral se ha elegido un filtro Butterworth paso bajo de  $50\text{ KHz}$  y orden 4, de tal manera que la señal filtrada conserva un 99 % de la energía de la señal original. La señal original y filtrada para un impacto de  $900\text{ m/s}$  y totalmente lleno se puede ver en la figura 3.11. En la figura 3.12 se detalla el estudio en frecuencia de esta señal de presión original y filtrada, observándose las frecuencias que han sido eliminadas.

El tubo de material compuesto también se ha instrumentado con 6 galgas extensométricas adheridas a la pared exterior del tubo, dos en la pared de entrada del proyectil (G1 y G2), dos en la de salida (G3 y G4), una en la inferior (G5) y otra en la superior (G6), figura 3.9. Las galgas extensométricas de la pared de entrada y la de salida se han colocado a  $50\text{ mm}$  a la izquierda del punto de impacto y a  $150\text{ mm}$  a la derecha del punto de impacto, mientras que las de la pared superior e inferior se han colocado en el centro de cada cara del tubo. Todas las galgas extensométricas se han orientado según la dirección de menor dimensión de cada pared, pues es de esperar que las deformaciones en este sentido sean mayores. Las galgas

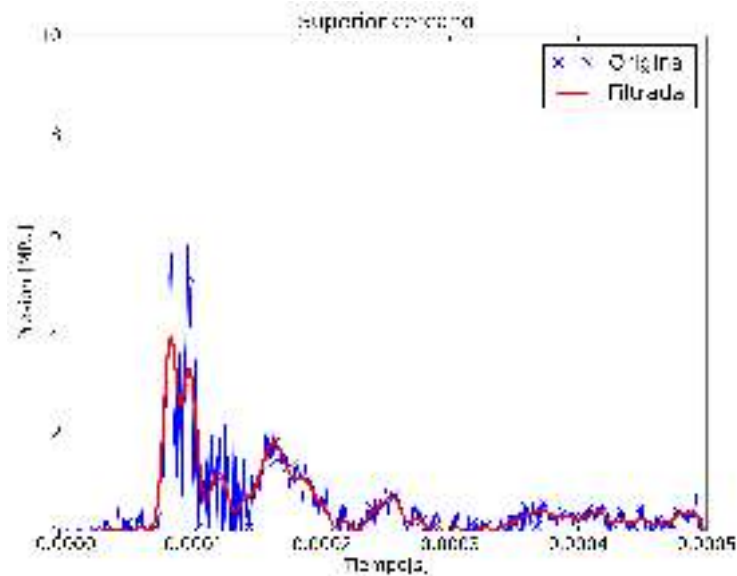


Figura 3.11: Señal del sensor de presión original y filtrada.

extensométricas utilizadas son bandas uniaxiales CEA-06-125UW-350 (350  $\Omega$ , 2.1 factor de galga) de la empresa Vishay Measurements Group Inc y se muestran en la figura 3.10c.

### 3.3.4. Sistema de adquisición de señales

Los transductores de presión y las galgas extensométricas deben estar conectados a un equipo de adquisición de datos capaz de registrar las señales de éstas a alta frecuencia. El dispositivo empleado es un Dewetron DEWE-800, figura 3.13. Este equipo permite registrar los datos cada 1  $\mu s$ , además de sincronizar la señal de la cámara de vídeo con los datos de los sensores. Esto hace que se puedan vincular la posición del proyectil y la extensión de la cavidad a los datos de presión y deformación obtenidos.

### 3.3.5. Sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan

Con objeto de determinar la extensión del daño causado en los tubos de material compuesto conteniendo fluido sometidos a impacto, se ha empleado la técnica de inspección no destructiva por ultrasonidos C-Scan. Esta técnica se basa en la medida de la atenuación que sufren las ondas al atravesar un medio. En esta técnica un cristal piezoeléctrico, contenido en un transductor,

---

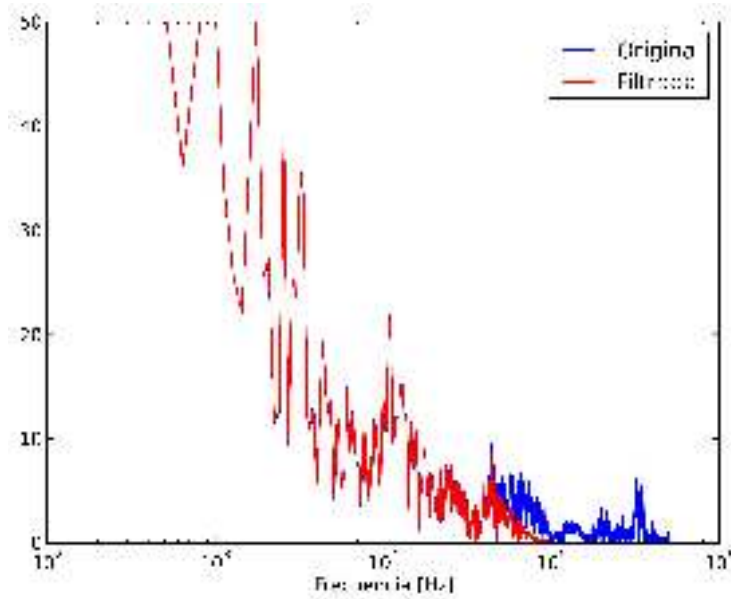


Figura 3.12: Estudio en frecuencia de la señal original y filtrada del sensor de presión.



Figura 3.13: Sistema de adquisición de señales.

emite pulsos en el rango ultrasónico ( $0,5 - 20 \text{ MHz}$ ) que se transmiten a través del material a inspeccionar. Estos pulsos son reflejados al entrar en contacto con superficies de distinta impedancia y son capturados por un receptor; esta técnica recibe el nombre de pulso-eco. Para obtener una transferencia óptima de las ondas, se debe garantizar la continuidad entre el emisor y el material a inspeccionar por lo que, habitualmente, se sumergen ambos en un medio acuoso de baja impedancia acústica, en este caso agua. La presencia de discontinuidades en el laminado (deslaminaciones) en el que se transmiten las ondas provoca su atenuación. Manteniendo una superficie de reflexión de referencia (el cristal de la figura 3.14) es posible cuantificar la atenuación que experimentan las ondas debido a las deslaminaciones. Debido a la geometría del tubo el cristal debe colocarse entre dos paredes, para obtener de esta manera el daño en la pared más cercana al transductor. Así pues, serán necesarias cuatro inspecciones para evaluar



---

las cuatro paredes del tubo. A priori no se conoce ni la velocidad de propagación de las ondas ni su atenuación en el material, por lo que se utiliza una probeta intacta para la calibración del equipo.

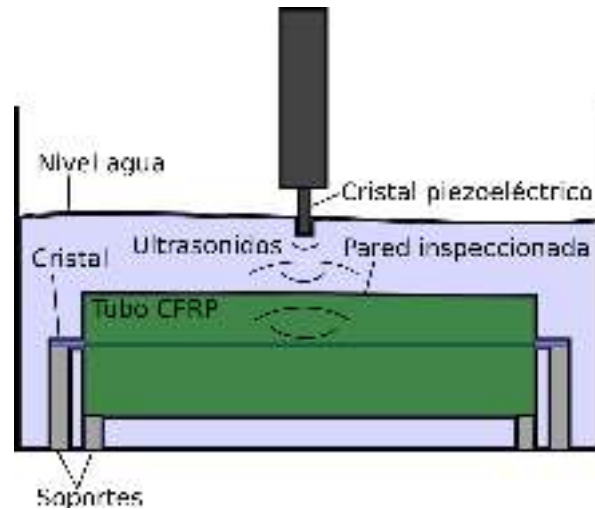


Figura 3.14: Esquema de la configuración empleada para realizar el análisis del C-Scan.

Mediante la técnica C-Scan es posible generar una imagen bidimensional de atenuación de las ondas y por tanto cuantificar la extensión del daño en el plano del laminado. El equipo de ultrasonidos C-Scan que se ha empleado está fabricado por la empresa TecniTest (figura 3.15). En la figura 3.16 se puede observar la imagen del daño en una de las caras de un tubo de material compuesto obtenida mediante un transductor de 5  $MHz$ .

---



Figura 3.15: Equipo de C-Scan.

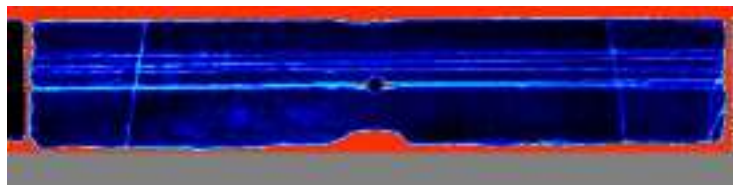


Figura 3.16: Ejemplo de inspección realizada a una cara de un tubo de material compuesto impactada a  $600\text{ m/s}$ .

---

---

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

# Capítulo 4

## Modelo numérico

### 4.1. Introducción

En este capítulo se va a detallar la modelización numérica desarrollada para la simulación de los impactos a alta velocidad de proyectiles esféricos contra tubos de material compuesto con fluido en su interior. El objetivo del modelo numérico es reproducir adecuadamente el comportamiento del tubo de material compuesto sometido a las cargas que produce el golpe hidrodinámico.

El uso de modelos numéricos es de gran interés para todas las industrias, especialmente para la aeronáutica y aeroespacial. Los altos requerimientos de seguridad de éstas, precisan de minuciosos estudios durante la fase de diseño y certificación de elementos estructurales, que suelen incluir la necesidad de realizar una gran cantidad de ensayos experimentales. Un modelo numérico es una herramienta que puede servir de apoyo en estos estudios, complementando con información adicional e incluso sustituyendo parcialmente los ensayos experimentales. Esto se traduce en un ahorro de tiempo y costes. El método numérico más usado en estas industrias es el método de los elementos finitos (MEF). En esta tesis, se ha utilizado el código comercial de elementos finitos de algoritmo explícito LS-DYNA v.R7. Los códigos de algoritmo explícito están especialmente indicados para la resolución de problemas dinámicos no lineales, tales como explosiones o impactos y además permite incorporar técnicas que pueden abordar problemas en los que aparezcan altas deformaciones, como la técnica ALE o SPH.

La modelización del comportamiento del material compuesto reviste cierta complejidad dada la

---

diversidad de mecanismos de fallo que se manifiestan tras un impacto en este tipo de materiales. En el modelo desarrollado se ha tenido en cuenta el fallo interlaminar y también el intralaminar.

Por otro lado, debido a las altas deformaciones que aparecen en el fluido es necesario usar determinadas metodologías que sean capaces de abordar este tipo de problemas. Para esta tesis se han usado dos técnicas diferentes, ambas disponibles en LS-DYNA: la técnica “Multi Material Arbitrary Lagrangian Eulerian” (MM-ALE) y la “Smooth Particle Hydrodynamic” (SPH). Estas técnicas aunque requieren distintas aproximaciones a la parte fluida del problema, permiten utilizar la misma modelización del material compuesto, facilitando así la comparación entre ellas. Los resultados numéricos de ambas técnicas serán comparados con los experimentales para validar los modelos numéricos, lo que permite además determinar cuál es la más adecuada para modelizar este tipo de problemas.

Atendiendo a la simetría del problema, solo ha sido necesario modelizar la mitad del tubo, consiguiendo un importante ahorro computacional, lo cual es de gran importancia debido al tiempo que requieren estas simulaciones.

## 4.2. Modelización del tubo de material compuesto

En esta tesis, el comportamiento del laminado de material compuesto de fibra de carbono y matriz epoxi se ha modelizado mediante una subrutina de usuario que tiene en cuenta el fallo intralaminar y una interacción cohesiva que simula el fallo interlaminar. La subrutina de usuario se implementa en lenguaje FORTRAN y se basa en un modelo elástico ortótropo hasta rotura. Para la rotura del material se han usado diversos criterios de fallo para reproducir los distintos mecanismos por los cuales el material puede fallar. Este enfoque ha sido utilizado en problemas de impacto de material compuesto, destacando los trabajos de J. Hou et al. [41], J. López-Puente et al. [53] y J. Pernas-Sánchez [65]. La modelización de la deslaminación mediante un comportamiento cohesivo ha sido empleada en diversos trabajos [16, 83, 76, 33, 85].

---

---

### 4.2.1. Fallo intralaminar

El modelo de material compuesto tiene en cuenta dos tipos de fallo intralaminar: fallo de fibra y fallo de matriz. Este modelo de fallo es una modificación del criterio para laminados de cinta de J. Hou et al. [41], que a su vez se basa en el criterio de Chang-Chang [18]. Para cada modo de fallo se ha definido una variable  $d_i$  a través de una ecuación que representa un criterio múltiple basado en tensiones. Cuando una de estas variables alcanza el valor de 1, el fallo se inicia y por tanto las componentes del tensor de tensiones  $\sigma_{ij}$  asociadas a dicho modo de fallo se reducen a cero. Este descenso repentino de la rigidez puede provocar inestabilidades en el cálculo numérico por lo que el tensor de tensiones debe actualizarse para que la degradación se realice de manera gradual. La degradación toma valores de 1 a 0, representando 1 el estado del material intacto y 0, el material totalmente dañado. La transición entre el comportamiento elástico y el fallo se representa en la figura 4.1. Una vez que el elemento ha perdido su rigidez, se producirán deformaciones muy altas en el elemento, lo que puede provocar problemas numéricos. Es por ello que se debe definir un criterio de eliminación de elementos que para este trabajo se ha basado en las deformaciones totales. A continuación se detalla el algoritmo que explica el funcionamiento de la subrutina.

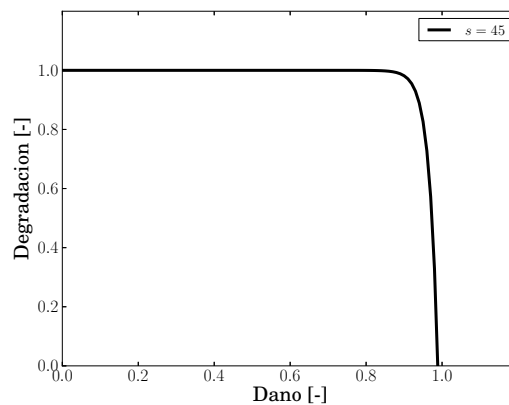
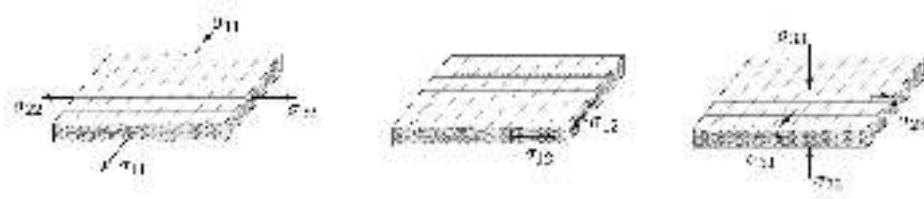


Figura 4.1: Degradación del tensor de tensiones.

---



(a) Fallo en fibras.

(b) Fallo en matriz a cortadura.

(c) Fallo en matriz por aplastamiento.

Figura 4.2: Componentes del tensor de tensiones asociadas a cada fallo implementado.

1. Se calculan el tensor de tensiones efectivo en el incremento  $n + 1$  usando el tensor de tensiones y el incremento del tensor de deformaciones del incremento  $n$

$$\boldsymbol{\sigma}^{n+1} = \boldsymbol{\sigma}^n + \mathbf{C} : \Delta \boldsymbol{\epsilon}^n$$

2. Se calcula el tensor de deformaciones en el incremento  $n + 1$  y se verifica que las deformaciones son menores que las de eliminación.

$$\boldsymbol{\epsilon}^{n+1} = \boldsymbol{\epsilon}^n + \Delta \boldsymbol{\epsilon}^n$$

3. Se evalúa cada variable de fallo  $d_i^n$
4. Se obtiene la degradación suavizada para cada variable de fallo  $\tilde{d}_i^n = 1 - \frac{2 - e^{s(d_i^n - 1/2)}}{2 - e^{s/2}}$
5. Se calcula cada componente del tensor de tensiones nominal corrigiendo las componentes del tensor de tensiones efectivo con la degradación correspondiente  $\sigma_{i,j}^{n+1} = \sigma_{i,j}^{n+1} \cdot \tilde{d}_i^n$

Los distintos mecanismos de fallo considerados se detallan a continuación y aparecen en la figura 4.2:

- **Fallo en fibras.** Debido a la configuración de las fibras en un tejido, el fallo en fibras puede aparecer en las dos direcciones del plano. El fallo en fibras se define mediante las variables  $d_{f1}$  y  $d_{f2}$ , cada una para cada dirección de las fibras. Ambas se definen para un estado de compresión o de tracción.

$$d_{f1} = \begin{cases} \frac{\sigma_{11}}{X_T} & \text{if } \sigma_{11} > 0 \\ \frac{|\sigma_{11}|}{X_C} & \text{if } \sigma_{11} < 0 \end{cases} \quad (4.1)$$

$$d_{f2} = \begin{cases} \frac{\sigma_{22}}{Y_T} & \text{if } \sigma_{22} > 0 \\ \frac{|\sigma_{22}|}{Y_C} & \text{if } \sigma_{22} < 0 \end{cases} \quad (4.2)$$

donde  $X_T$  y  $X_C$  son las resistencias de la lámina de material compuesto en tracción y compresión para la dirección de la urdimbre; e  $Y_T$  y  $Y_C$  son las resistencias de tracción y compresión en la dirección de la trama.

- **Fallo en matriz.** El fallo en matriz distingue dos mecanismos: el fallo por cortadura en el plano ( $d_{m12}$ ) y el aplastamiento fuera del plano ( $d_{m3}$ )

$$d_{m12} = \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \quad (4.3)$$

$$d_{m3} = \frac{1}{4} \left( \frac{\sigma_{33}}{Z_C} \right)^2 + \frac{Z_C \cdot \sigma_{33}}{4S_{13}S_{23}} + \left| \frac{\sigma_{33}}{Z_C} \right| + \max \left[ \left( \frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2, \left( \frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 \right] \quad (4.4)$$

donde  $S_{12}$ ,  $S_{13}$  y  $S_{23}$  son las resistencias a cortadura en los tres planos y  $Z_C$  es la resistencia a compresión en la dirección del espesor. La ecuación 4.4 sólo se utiliza cuando  $\sigma_{33} < 0$ :

Las propiedades del material compuesto usado se detallan en la tabla 4.1.

#### 4.2.2. Fallo interlaminar

El fallo interlaminar se ha modelizado mediante una interacción cohesiva. La interacción cohesiva está especialmente indicada para reproducir los mecanismos de fallo y daño en los que se conoce de antemano la superficie de fractura, como es el caso de la deslaminación donde la superficie de fractura es el plano de separación entre láminas. Este comportamiento cohesivo se basa en la ley de tracción-separación desarrollada en los trabajos de A. Matzenmiller et al. [57, 58] y A. Turon et al. [83], representada esquemáticamente en la figura 4.3. Para este modelo de



<i>Propiedades elásticas</i>					
$E_1 = E_2$	$E_3$	$\nu_{12}$	$\nu_{13} = \nu_{23}$	$G_{12}$	$G_{23} = G_{13}$
68 GPa	10 GPa	0,22	0,49	5 GPa	4,5 GPa
<i>Propiedades resistentes</i>					
$X_T = X_C = Y_T = Y_C$	$Z_c$	$Z_r$	$S_{12}$	$S_{13}$	$S_{23}$
880 MPa	340 MPa	96 MPa	84 MPa	120 MPa	120 MPa
<i>Máximas deformaciones</i>					
$\varepsilon_1 = \varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\varepsilon_{12} = \varepsilon_{23} = \varepsilon_{13}$			
0,025	0,05	0,1			

Tabla 4.1: Propiedades del laminado de tejido AGP-193-PW [9].

comportamiento es necesario definir un criterio de iniciación del fallo y una ley de evolución del daño. La iniciación del fallo se ha definido por la ecuación 4.5, donde  $\delta^0$  es el desplazamiento para el cual comienza el ablandamiento,  $E_N$  y  $E_T$  son las rigideces normal y tangencial al plano de la interacción cohesiva,  $T$  y  $S$  son las máximas tracciones normal y tangencial al plano de interacción cohesiva, y finalmente  $\beta$  es el ratio entre el desplazamiento en modo II y en modo I ( $\beta = \delta_{II}/\delta_I$ ).

$$\delta^0 = \frac{T}{E_N} \frac{S}{E_T} \sqrt{\frac{1 + \beta^2}{\left(\frac{S}{E_T}\right)^2 + \left(\beta \frac{T}{E_N}\right)^2}} \quad (4.5)$$

La evolución del daño se define mediante una ley potencial basada en energías, ecuación 4.6, en la cual el desplazamiento último ( $\delta^F$ ) se define en función de  $G_{IC}$  y  $G_{IIC}$ , que son las tasas de liberación de energía en modo I y II y el coeficiente de la ley potencial ( $\mu$ ).

$$\delta^F = \frac{2(1 + \beta)^2}{\delta^0} \left[ \left(\frac{E_N}{G_{IC}}\right)^\mu + \left(\frac{E_T \cdot \beta^2}{G_{IIC}}\right)^\mu \right]^{-\frac{1}{\mu}} \quad (4.6)$$

Las propiedades usadas para la interacción cohesiva se pueden ver en la tabla 4.2.

$E_N$	$E_T$	$T$	$S$	$G_{IC}$	$G_{IIC}$	$\mu$
40 GPa	30 GPa	11 MPa	45 MPa	600 J/m <sup>2</sup>	1800 J/m <sup>2</sup>	1,42

Tabla 4.2: Parámetros de la interacción cohesiva usada para el laminado de tejido AGP-193-PW [85].

### 4.2.3. Discretización del tubo de material compuesto

El tubo de material compuesto se ha discretizado mediante elementos sólidos hexaédricos con integración reducida y control de hourglass. La malla se ha definido de tal manera que es más

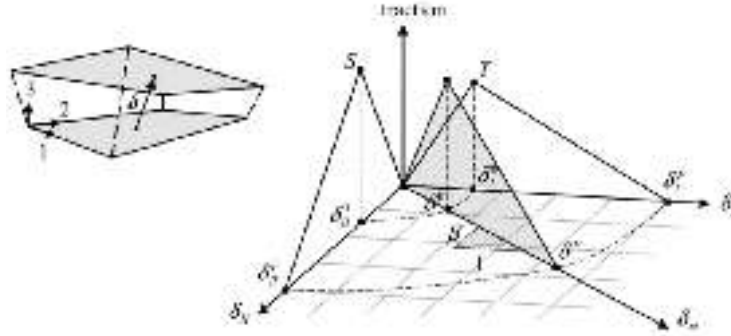


Figura 4.3: Comportamiento cohesivo [35].

refinada en la zona de impacto ( $1 \times 1 \text{ mm}^2$ ) que en la zona alejada de éste (llegando a  $7,3 \times 4,5 \text{ mm}^2$ ), de tal manera que se obtiene una malla que reproduce óptimamente el fallo inducido, tal y como se afirma en el trabajo de J. López-Puente et al. [52]. En dirección del espesor se ha discretizado el laminado de tal manera que un elemento representa el espesor de una lámina, en este caso  $0,22 \text{ mm}$ . En total se han usado 185.320 elementos para el tubo de material compuesto, figura 4.4.

El fallo interlaminar puede aparecer entre cada lámina de tejido, sin embargo debido al alto coste computacional que tiene este modelo numérico, sólo se ha modelizado la interacción cohesiva en la superficie que se sitúa en la mitad del laminado, figura 4.4. Esta solución también se ha utilizado en otros trabajos como el de D. Varas et al. [85] o el de J. Pernas-Sánchez [65]. En ambos trabajos, se obtiene una adecuada correlación entre el área deslaminada medida experimentalmente y la obtenida numéricamente.

### 4.3. Modelización del fluido

La naturaleza del golpe hidrodinámico hace que sea complejo el empleo de un método lagrangiano para reproducir el problema considerado. En casos donde la deformación es muy grande, como ocurre en este problema con el fluido, la malla lagrangiana se distorsionaría provocando diversos errores numéricos como: disminución excesiva del incremento estable de tiempo, menor precisión en los resultados o terminación prematura de la simulación. Es necesario por lo tanto

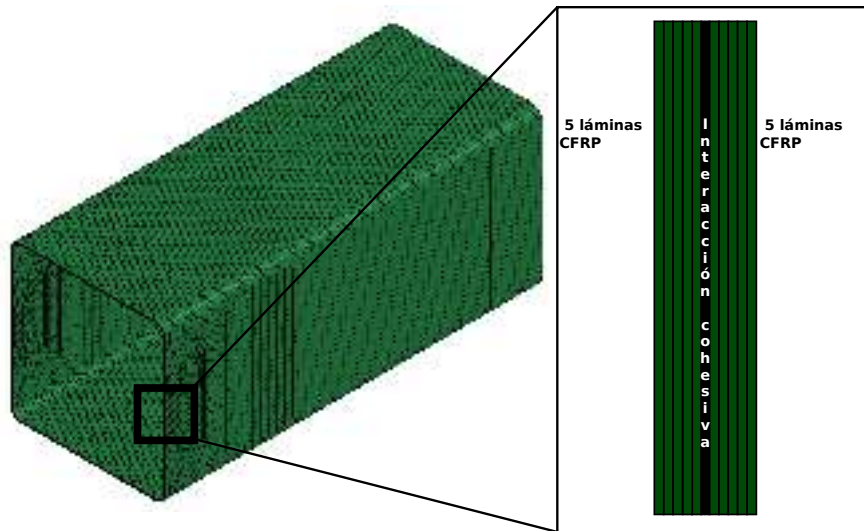


Figura 4.4: Mallado de la mitad del tubo de material compuesto realizado en LS-DYNA v.R7 y detalle de la interacción cohesiva.

usar otras técnicas (MM-ALE y SPH) que permitan resolver problemas en los que aparecen altas deformaciones.

#### 4.3.1. Modelo MM-ALE

La técnica MM-ALE permite que el movimiento del material sea independiente del movimiento de la malla, evitando así los problemas de distorsión de la malla cuando aparecen altas deformaciones. En esta técnica, por lo tanto, es necesario utilizar un algoritmo que defina el movimiento de la malla que tiene un sobre coste computacional. Una solución que permite evitar este sobre coste, es impedir el movimiento de la malla, es decir, usar una técnica estrictamente euleriana. No obstante, esta técnica acarrea otro sobre coste puesto que requiere utilizar un dominio mayor que si se tuviera en cuenta el movimiento de la malla, ya que se debe discretizar todo el espacio por el que se va a desplazar a priori el fluido. En estudios previos, se ha constatado que para este caso en particular, donde el movimiento del fluido se ve contenido por el tubo de material compuesto, es más eficiente impedir el movimiento de la malla, a pesar de usar un dominio más grande. Las dimensiones del dominio MM-ALE han sido definidas de tal manera que no haya ninguna pared del tubo de material compuesto que se salga del dominio, lo que provocaría que la interacción fluido estructura no se computase.

---

---

Al ser una técnica multimaterial, se pueden definir más de un material dentro de cada elemento, o incluso de un material y vacío. En el modelo numérico se han definido dos fluidos: el agua contenida en el tubo y el aire que rodea el tubo y que también se encuentra en el interior del tubo en los casos de llenado parcial. En la imagen 4.5 se muestra el dominio MM-ALE usado en el modelo numérico, indicándose los fluidos que se modelizan, así como su posición inicial dentro del dominio. Atendiendo a la simetría, se ha modelizado la mitad del problema, obteniéndose así una considerable reducción en el coste computacional.

Toda la malla MM-ALE ha sido discretizada mediante elementos sólidos hexaédricos de 8 nodos, multimateriales, con integración reducida y control de hourglass. Para conseguir un mallado óptimo de la parte MM-ALE se ha realizado un estudio previo de un modelo simplificado. En este estudio se comparaba la deceleración de un proyectil esférico en el fluido discretizado mediante distintos tamaños de elemento con la solución analítica. Por otro lado, también se ha tenido en cuenta que los nodos de la malla de fluido y los del tubo de material compuesto, al menos inicialmente, sean coincidentes en la región de contacto. Este hecho evita posibles problemas de fuga de fluido [86]. Por tanto, atendiendo a estas dos cuestiones anteriores, se ha seleccionado una malla de 708.806 elementos MM-ALE. El tamaño del elemento en la dirección del desplazamiento del proyectil es de  $2 \text{ mm}$ , mientras que en las otras dos direcciones el tamaño viene marcado fundamentalmente por la malla del tubo de material compuesto, por lo que, tiene un tamaño mínimo (zona de impacto) de  $1 \times 1 \text{ mm}^2$  y uno máximo (zona lejana al impacto) de  $7,3 \times 4,5 \text{ mm}^2$ .

El comportamiento del fluido se ha definido usando una ley constitutiva viscosa del tipo:

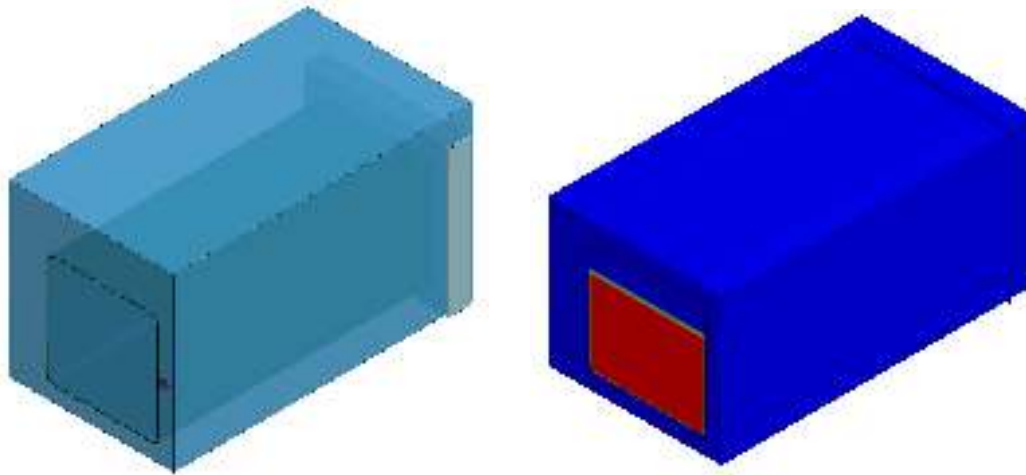
$$\boldsymbol{\sigma} = 2\eta\dot{\boldsymbol{\epsilon}}' - P \mathbf{I} \quad (4.7)$$

donde  $\boldsymbol{\sigma}$  es el tensor de tensiones,  $\eta$  es la viscosidad dinámica del material,  $\dot{\boldsymbol{\epsilon}}'$  es el tensor desviador de la velocidad de deformación,  $P$  es la presión e  $\mathbf{I}$  es el tensor identidad. La presión  $P$  se relaciona con la densidad  $\rho$  usando una ecuación de estado tipo Mie-Grüneisen, donde la presión es:

$$2 \quad (4.8)$$

para un material sometido a compresión y  $P = 0$  para un material a tracción, del tal manera

---



(a) Dominio MM-ALE.

(b) Fluidos MM-ALE.

Figura 4.5: Mallado MM-ALE realizado en LS-DYNA v.R7.

que se evitan presiones negativas en el fluido. En la ecuación 4.8 la presión  $P$  es obtenida en función de la compresión  $\mu = \rho/\rho_0 - 1$  en la cual  $\rho$  y  $\rho_0$  representan la densidad actual e inicial respectivamente y  $E$ , la energía interna por unidad de volumen.  $S_1$ ,  $S_2$  y  $S_3$  son los coeficientes de la pendiente de la curva  $u_s - u_p$  donde  $u_s$  es la velocidad del sonido y  $u_p$  es la velocidad de la partícula.  $D$  es el valor inicial de la curva  $u_s - u_p$ , el cual se corresponde con la velocidad adiabática del sonido en el agua.  $\gamma_0$  es una constante del material llamada gamma de Grüneisen y  $a$  es la primera corrección volumétrica de  $\gamma_0$ . Las propiedades del agua de la tabla 4.3 se han obtenido del trabajo de R. Boyd et al. [14].

El aire se ha modelizado usando la misma ecuación constitutiva 4.7, pero en este caso la ecuación de estado usada es una ecuación polinomial. La presión se ha definido como:

$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2) E \quad (4.9)$$

El aire se considera como un gas ideal imponiendo  $C_0 = C_1 = C_2 = C_3 = C_6 = 0$  y  $C_4 = C_5 = \gamma - 1$ , donde  $\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$  es la ratio entre los calores específicos. Las propiedades usadas para el aire se detallan en la tabla 4.3.

Para simular la interacción del fluido con la estructura se ha empleado el algoritmo de acoplamiento disponible en LS-DYNA. Dicho algoritmo permite al fluido desplazarse tangencialmente

---

	$\rho_0$ ( $kg/m^3$ )	$\eta$ ( $Pa \cdot s$ )	$D$ ( $m/s$ )	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$\gamma_0$	$a$	$C_4$	$C_5$
Agua	1000	$0,89 \cdot 10^{-3}$	1448	1,979	0	0	0,11	3,0	-	-
Aire	1,22	$1,77 \cdot 10^{-5}$	-	-	-	-	-	-	0,4	0,4

Tabla 4.3: Propiedades del agua y aire para los modelos MM-ALE y SPH.

a la estructura, pero impide el desplazamiento normal a las superficies mediante la aplicación de unas fuerzas de penalización al fluido y la estructura. Cuando se detecta que la malla del fluido ha penetrado la estructura, se aplican estas fuerzas de tal manera que ambos retroceden hasta una posición en que siguen en contacto. Estas fuerzas de penalización son proporcionales a la profundidad de penetración y la rigidez, por lo que se comportan de forma similar a un sistema de muelles.

### 4.3.2. Modelo SPH

La técnica SPH es considerada como un método sin malla donde el material se discretiza mediante partículas. Estas partículas no están unidas mediante conectividades fijas, sino que por el contrario cada partícula interacciona con las partículas que en ese momento estén dentro de un determinado radio de influencia. Ya que mediante esta técnica las partículas se pueden desplazar libremente por todo el espacio deformando las paredes del tubo de material compuesto solo se ha tenido en cuenta un fluido, el agua.

Debido a las características de la técnica SPH, las partículas deben distribuirse uniformemente sobre el dominio [35]. Para obtener una densidad de malla óptima se han realizado estudios previos con diferentes discretizaciones, analizando la deceleración del proyectil. Finalmente se seleccionó una distancia entre partículas de  $2,98 \text{ mm}$ , de tal manera que se han obtenido 197.125, 248.125 y 324.125 partículas SPH para los casos de porcentaje de llenado de 60 %, 75 % y 100 % respectivamente. En la figura 4.6 se puede ver la malla para el caso de 60 %. Para la modelización del fluido se ha usado la misma ley constitutiva que con la técnica MM-ALE.

La interacción del fluido con la estructura se ha modelizado mediante dos algoritmos de contacto, de tal manera que se realice una correcta interacción entre el fluido y las paredes del tubo, evitándose la aparición de fugas del fluido. Por un lado se ha definido un algoritmo de contacto

---

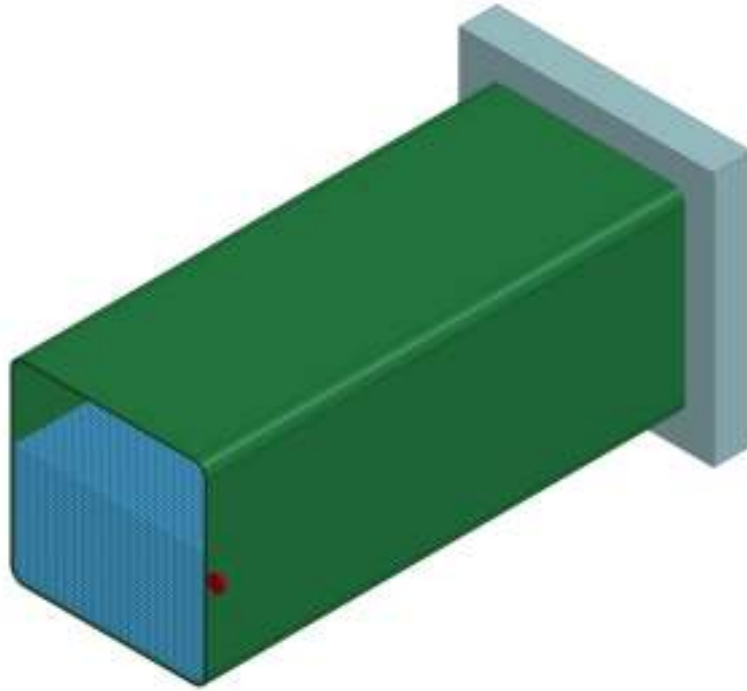


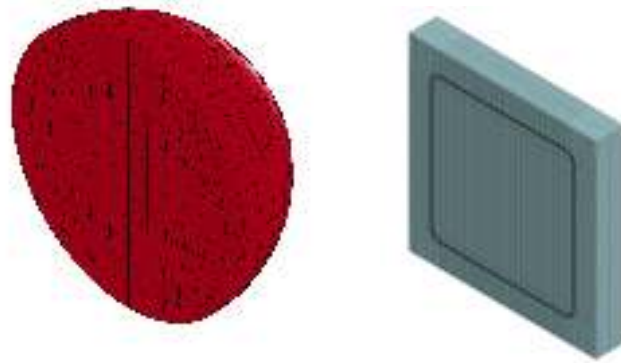
Figura 4.6: Mallado SPH realizado en LS-DYNA v.R7.

de tipo nodo a superficie, en el cual todas las partículas SPH interactúan con las superficies de los elementos sólidos del tubo de material compuesto o paredes de PMMA. Este algoritmo funciona de manera similar al algoritmo de acoplamiento del modelo MM-ALE, actuando unas fuerzas de penalización en ambas partes cuando se detecta penetración. Por otro lado, se ha definido un segundo algoritmo de contacto de tipo unión, por la que la capa de partículas más cercana al tubo se desplaza solidariamente con los elementos del tubo. Esta interacción evita inestabilidades en el contacto tal y como se demuestra en los trabajos de L. Schwer et al. [75].

#### 4.4. Modelización del proyectil de acero y las ventanas de PMMA

Para la modelización del proyectil se han usado elementos sólidos hexaédricos con integración reducida y control de hourglass. Los ensayos experimentales han mostrado que el acero templado es lo suficientemente resistente como para no dañarse ni deformarse plásticamente, por lo que se ha usado un modelo de material elástico lineal ( $\rho = 7850 \text{ Kg/m}^3$ ;  $E = 210 \text{ GPa}$ ;  $\nu = 0,3$ ). El

---



(a) Proyectoil.

(b) PMMA.

Figura 4.7: Mallado del proyectil y de la ventana de PMMA realizada en LS-DYNA v.R7.

tamaño de los elementos de la esfera (aprox.  $1 \times 1 \times 1 \text{ mm}^3$ ) es del mismo orden que el tamaño en el plano de los de material compuesto y del fluido, lo que facilita la resolución adecuada de los contactos entre las partes. Se han usado 800 elementos, figura 4.7

Para la ventana de PMMA se han usado elementos sólidos hexaédricos con integración reducida y control de hourglass. Debido a que no se ha observado daño ni plastificación en este material, también se ha empleado un comportamiento elástico lineal ( $\rho = 1180 \text{ Kg/m}^3$ ;  $E = 3 \text{ GPa}$ ;  $\nu = 0,35$ ). El tamaño de los elementos se ha elegido de tal manera que, al menos inicialmente, los nodos de la ventana de PMMA y del fluido sean coincidentes para evitar fugas de fluido; se han utilizado un total de 13.740 elementos (figura 4.7).

## 4.5. Cálculo computacional

Debido al muy alto coste computacional que tiene este modelo numérico, y en general, los modelos numéricos en los que se resuelven problemas de interacción fluido estructura, es necesario disponer de los recursos suficientes para realizar el cálculo computacional y dedicar una especial atención a la eficiencia del modelo numérico. Una de las estrategias computacionales que están implementadas para minimizar el tiempo de computación en códigos explícitos de elementos finitos es la paralelización. LS-DYNA v.R7 permite dos tipos de paralelizaciones: la Shared Memory Processing (SMP) y la Massive Parallel Processing (MPP). En la primera de

---



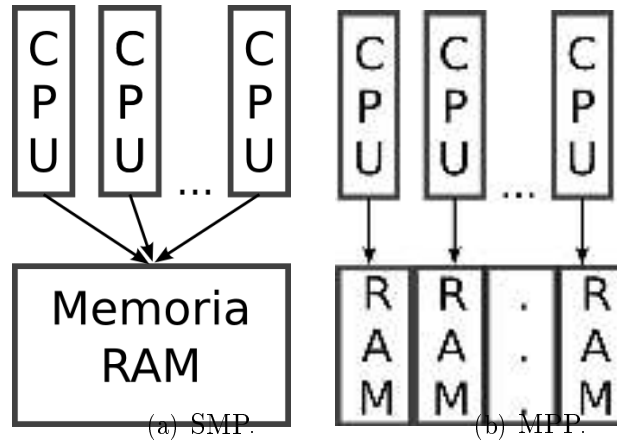


Figura 4.8: Esquema de funcionamiento de la técnica SMP y MPP.

ellas, cada CPU trabaja independientemente, pero todas ellas comparten la misma memoria. Sin embargo, para el segundo, cada CPU tiene asignada una parte específica de la memoria. En la figura 4.8 se puede ver el esquema de funcionamiento de ambas técnicas. Tal y como se establece en el trabajo de Lin et al. [48], la técnica MPP es computacionalmente más eficiente que la SMP a partir de un número elevado de CPUs. En este caso, se va a utilizar un servidor Intel(R) Xeon(R) E5-2670 (2.6 GHz) con 32 CPUs con 128 GB de memoria RAM, por lo que la técnica MPP será la que aproveche de manera más adecuada estos recursos.

---

# Capítulo 5

## Resultados

### 5.1. Introducción

En este capítulo se presentan y discuten los resultados obtenidos en los ensayos experimentales y en las simulaciones numéricas. Como ya se ha comentado en el capítulo 2, en el golpe hidrodinámico producido en tanques de combustible se pueden diferenciar cuatro fases: la de choque, la resistente, la de cavidad y la de salida. Cada una tiene unas características determinadas que afectan a la estructura de una manera diferente y para cada una de ellas se va a realizar una validación y un análisis:

- Validación de los modelos numéricos realizados en LS-DYNA, tanto el realizado empleando la técnica numérica MM-ALE como la SPH. Para ello se han comparado los resultados de estos modelos numéricos con la información obtenida en los ensayos experimentales: imágenes adquiridas por la cámara de alta velocidad, deformaciones registradas por las galgas extensométricas adheridas al tubo, presiones medidas por los sensores de presión situados en el fluido y los resultados de la inspección del tubo después de ser impactado.
- Análisis de la respuesta de la estructura de material compuesto ante los fenómenos que ocurren en cada una de las fases del golpe hidrodinámico, así como la influencia de los diferentes parámetros (velocidad de impacto y porcentaje de llenado) en el comportamiento de la estructura.

## 5.2. Fase de choque

Una vez que el proyectil impacta contra el tubo de material compuesto se genera una onda de presión hemisférica que se transmite a través del fluido a toda la estructura. La onda viaja a la velocidad del sonido en el fluido, para el agua  $c_{agua} = 1448 \text{ m/s}$ , mientras que el proyectil viaja más lento  $v_{proy} = 900 \text{ ó } 600 \text{ m/s}$ , figura 5.1 (a). Para los casos parcialmente llenos esta fase presenta procesos diferentes a los que se observan en los completamente llenos, por lo que los resultados se muestran de manera independiente. En los casos de llenado parcial cuando la onda de presión alcanza la superficie libre del fluido se refleja como una onda de rarefacción que también se desplaza por el fluido a  $c_{agua} = 1448 \text{ m/s}$ , figura 5.1 (b).

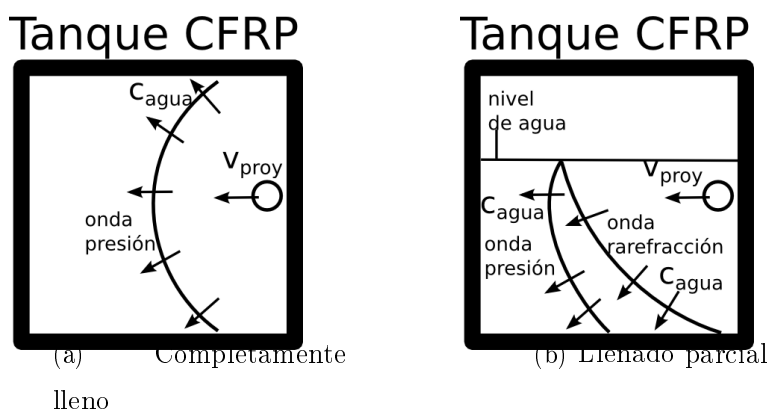


Figura 5.1: Esquema de la fase de presión.

Para poder validar los modelos numéricos se va a realizar una comparación cualitativa de las imágenes obtenidas mediante la cámara de alta velocidad y las imágenes de ambas simulaciones numéricas, ya que es posible visualizar experimentalmente tanto la onda de presión como la de rarefacción debido al cambio en el índice de refracción que se produce en el fluido cuando una onda sonora se transmite [25]. Posteriormente, los datos registrados por los sensores de presión y los obtenidos numéricamente se compararán para validar los modelos numéricos de manera cuantitativa. Como se ha comentado anteriormente (capítulo 3) se han situado cuatro sensores de presión dentro del fluido. Dos de ellos, los modelos PCB 138A06, poseen una longitud de unos  $100 \text{ mm}$  y son introducidos en el interior del tubo por la pared inferior quedando el elemento sensible del sensor a unos  $75 \text{ mm}$  de esta pared. El sensor más cercano al punto de impacto ( $PI_c$ )

---

está situado a una distancia de  $80,8\text{ mm}$  del mismo, mientras que el lejano ( $PI_l$ ) se encuentra a  $167,7\text{ mm}$  del punto de impacto. Los otros dos sensores, Dytran 2300V5, están enroscados en la pared superior y por lo tanto miden la presión del fluido en contacto con la pared. Respecto del punto de impacto, el sensor de presión de la pared superior más cercano al punto de impacto ( $PS_c$ ) está situado a  $110,2\text{ mm}$ , mientras que el lejano ( $PS_l$ ) se encuentra a  $183,7\text{ mm}$ . En la figura 5.2 se muestra un esquema de la posición de los sensores empleados.

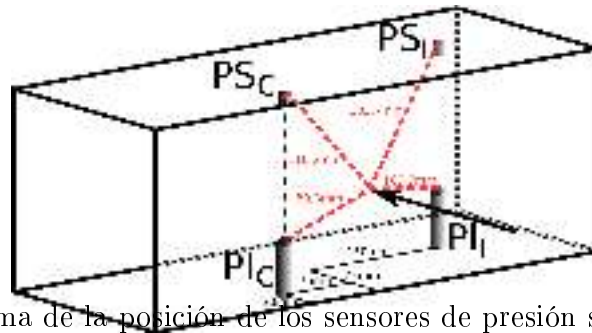


Figura 5.2: Esquema de la posición de los sensores de presión situados en el tubo de material compuesto. Se indican en rojo las distancias al punto de impacto.

### 5.2.1. Validación

#### Impactos realizados en tubos completamente llenos

En primer lugar, se va a presentar la validación de la fase de choque para los casos completamente llenos. En la figura 5.3 se muestra la comparación entre distintos instantes del proceso de penetración de los ensayos experimentales y de las simulaciones numéricas para los impactos completamente llenos a  $600\text{ m/s}$ . Tanto en las imágenes experimentales como en las numéricas se puede ver la onda de presión que se desplaza por el fluido, seguida de sucesivas ondas de menor intensidad generadas por la penetración del proyectil en el líquido. En las simulaciones realizadas empleando la técnica MM-ALE se puede comprobar cualitativamente que la onda de presión se desplaza de forma ligeramente más rápida que en casos donde se utiliza la técnica SPH, reproduciendo así de manera más precisa la posición de la onda observada en los ensayos experimentales. Una vez que la onda de presión alcanza la pared de salida se refleja, fenómeno que se puede observar experimental, figura 5.3 (c), y numéricamente, figura 5.3 (f) e (i). Para el caso de mayor velocidad el proceso es análogo, siendo la onda de presión de mayor intensidad tal y como se evidenciará en las señales de los sensores de presión. En esta fase inicial, la estructura

---

---

no está cargada y por lo tanto las galgas extensométricas no han registrado ningún valor.

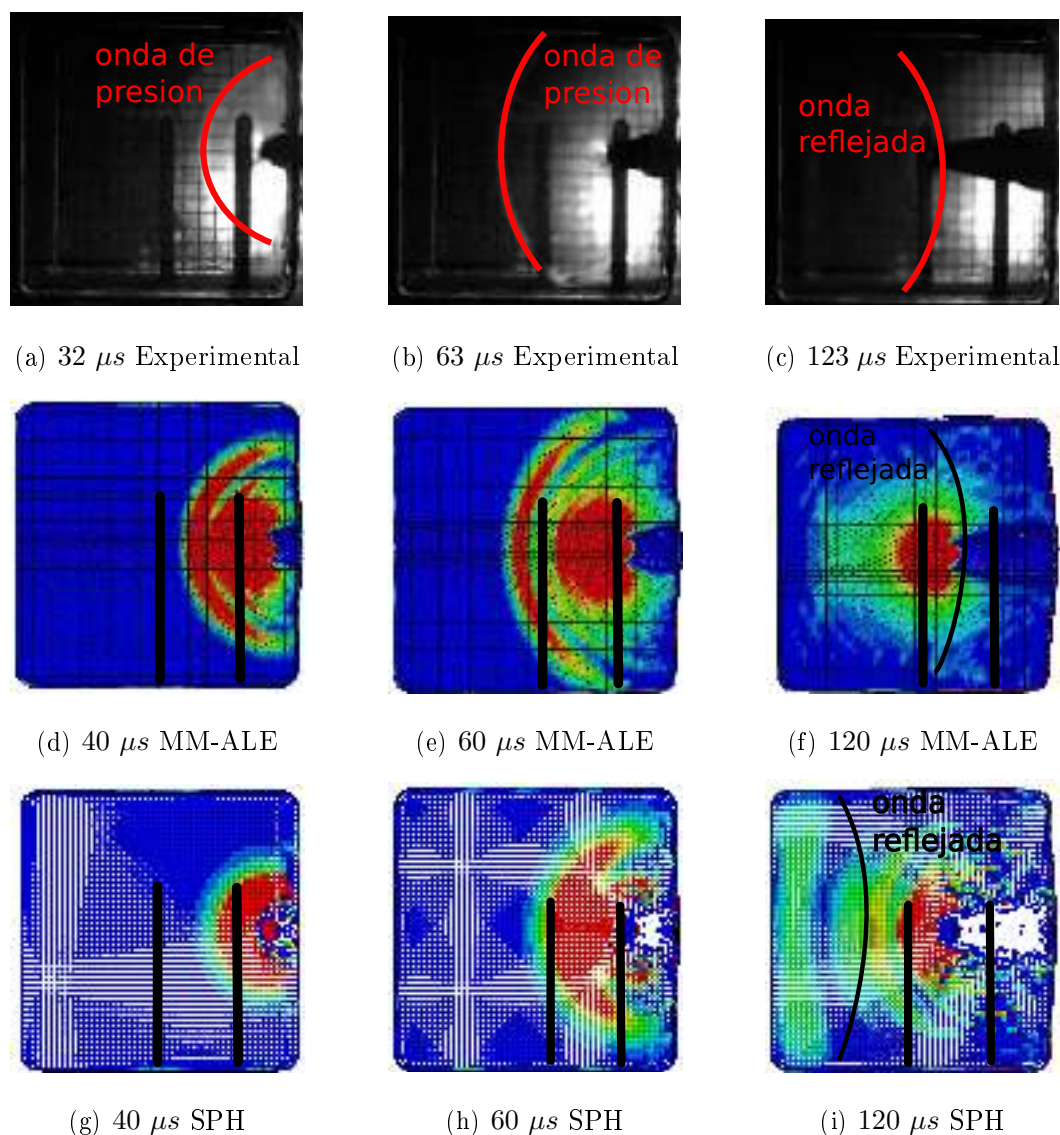


Figura 5.3: Impacto de proyectil a 600  $m/s$  en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contornos de presión, representados en un rango de rojo 10  $MPa$  a azul 0  $MPa$ .

Una vez que se ha mostrado que los modelos reproducen de manera cualitativa esta fase para un caso completamente lleno, se comparan las presiones obtenidas por los sensores de presión. En primer lugar se muestran los registros temporales de presión medidos por los sensores que se encuentran a 75  $mm$  de la pared inferior ( $PI_c$  y  $PI_l$ ) para los casos completamente llenos a velocidades de impacto de 900  $m/s$  y 600  $m/s$ , figura 5.4. Como se ha comentado antes, la onda viaja a 1448  $m/s$ ; atendiendo a ese dato se ha señalado mediante una línea vertical el

---

tiempo teórico en que llega la onda a cada uno de los sensores calculado como  $t_{teor} = \frac{d_{sensor}}{C_{agua}}$ , siendo  $d_{sensor}$  la distancia desde el punto de impacto a cada uno de los sensores. En la figura 5.4 se ha indicado con el nombre de  $t_{teor-c}$  el tiempo teórico en el que la onda de presión alcanza la posición del sensor de presión más cercano al punto de impacto y  $t_{teor-l}$  el tiempo para el más lejano. Se puede observar que las simulaciones que utilizan el modelo que usa la técnica MM-ALE predicen de manera más adecuada el tiempo de llegada de la onda que aquellas simulaciones en las que se emplea la técnica SPH, que muestra un pequeño retraso, confirmando lo observado en las imágenes de la figura 5.3. Con respecto a la máxima presión registrada y a la duración del pulso de presión, se puede concluir que los modelos numéricos reproducen correctamente los valores experimentales, a pesar de que el modelo numérico que emplea la técnica SPH infravalora ligeramente el valor máximo de las presiones. Esto es debido a que en la región donde se produce el impacto del proyectil, y por tanto se genera la onda de presión, la distancia entre partículas SPH es mayor ( $2,98 \text{ mm}$ ) que el tamaño del elemento MM-ALE ( $2 \times 1 \times \text{mm}^3$ ) provocando que la técnica SPH infravalore tanto la magnitud de la onda de presión como la velocidad de ésta. Esto concuerda con lo observado en el trabajo realizado por R. Messahel et al. [59] en el que demostró que para que ambos métodos de integración den el mismo resultado, la distancia entre partículas SPH ha de ser la mitad que el tamaño del elemento en las mallas MM-ALE.

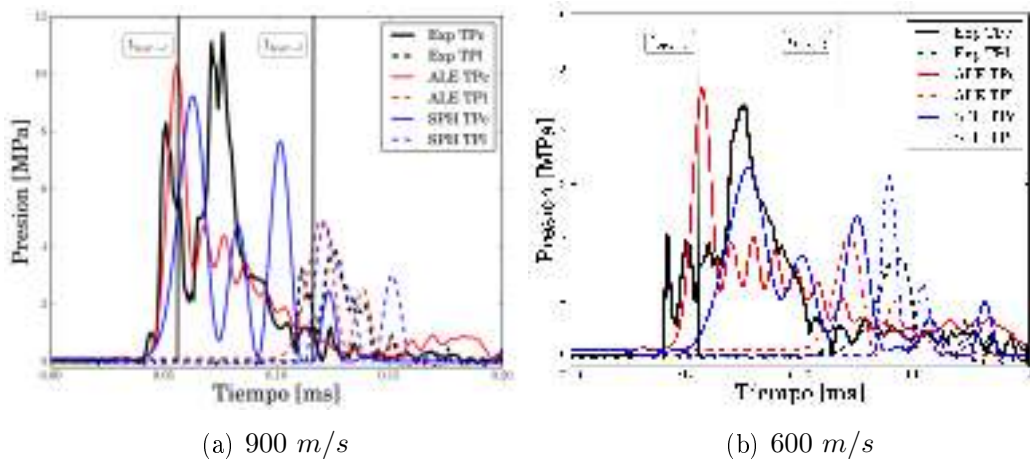


Figura 5.4: Presión obtenida en los sensores que se encuentran a  $75 \text{ mm}$  de la pared inferior para los casos completamente llenos.

La figura 5.5 muestra las gráficas correspondientes a las presiones medidas por los sensores que están enroscados en la pared superior ( $PS_c$  y  $PS_l$ ). En estas figuras también se ha indicado el tiempo teórico en el que llega la onda de presión a los mencionados sensores,  $t_{teor-c}$  y  $t_{teor-l}$ . En este caso, experimentalmente se obtienen presiones más altas que en los modelos numéricos. Con el objetivo de tratar de entender estas diferencias se ha realizado una revisión bibliográfica de trabajos en los que se utilizaran un montaje y unos sensores similares a los presentes. En el trabajo de G. J. Vassilakos et al. [87] se documentó cómo la presión registrada por sensores que no se encuentran perfectamente enroscados con la pared en la que está enroscada puede no ser correcta, midiéndose en sensores ligeramente hundidos presiones más altas que las reales. Para la presente tesis, debido a la necesidad de utilizar unas tuercas que sujetaran el sensor contra la pared superior, éste estaba hundido respecto a la superficie de la tuerca, lo que puede explicar los elevados valores de presión obtenida experimentalmente. En cuanto a las diferencias observadas en los resultados de ambas técnicas numéricas, MM-ALE y SPH, se puede decir que los valores obtenidos mediante la técnica MM-ALE son más elevados que los del modelo SPH, por lo ya explicado anteriormente.

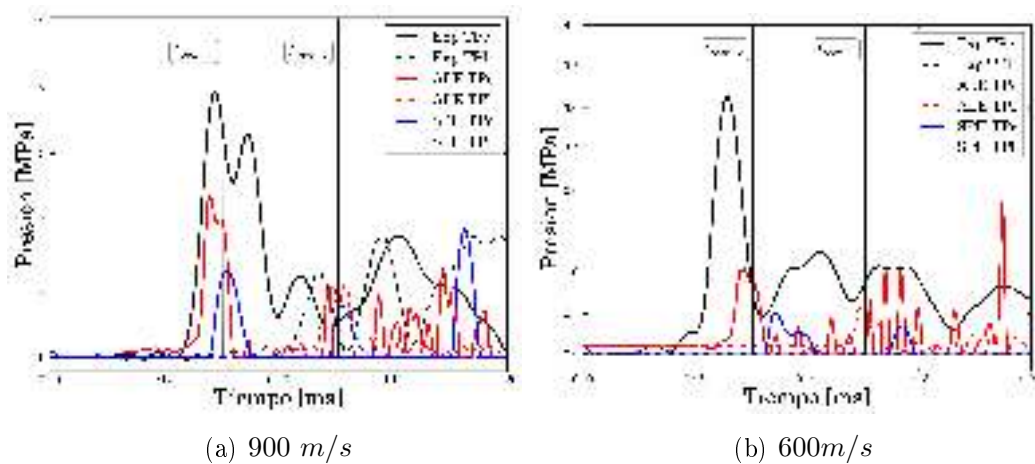


Figura 5.5: Presión obtenida en los sensores enroscados de la pared superior para los casos completamente llenos.

### Impactos realizados en tubos parcialmente llenos

Tal y como se ha comentado anteriormente los casos parcialmente llenos muestran en esta fase de choque diferencias con respecto a lo visto en los casos completamente llenos. Estas diferencias

---

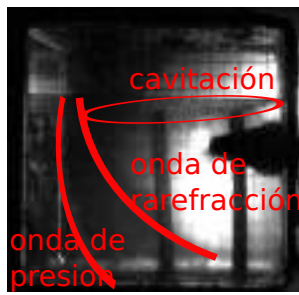
son debidas a la aparición de las ondas de rarefacción que viajan siguiendo a la onda principal generada por el impacto [84]. Esta onda de rarefacción crea una región de expansión (zona de bajas presiones) que produce la cavitación del fluido, tal y como se observa en las figuras 5.6 y 5.7 donde se muestran imágenes de la penetración para los impactos a  $600\text{ m/s}$  con porcentajes de llenado de 75 y 60% respectivamente. En el modelo numérico no se ha implementado la posibilidad de que el fluido cambie de fase, por lo que no se puede observar la cavitación, aunque sí es capaz de reproducir la región de bajas presiones donde se produciría este fenómeno, figuras 5.6 y 5.7 (d)-(i).

---





(a) 48  $\mu s$  Experimental



(b) 80  $\mu s$  Experimental



(c) 143  $\mu s$  Experimental



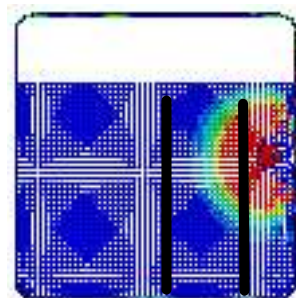
(d) 40  $\mu s$  MM-ALE



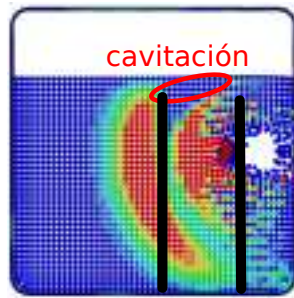
(e) 80  $\mu s$  MM-ALE



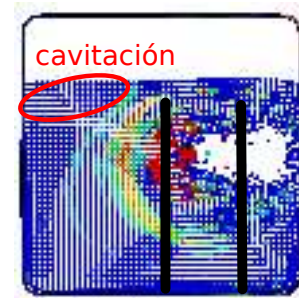
(f) 140  $\mu s$  MM-ALE



(g) 40  $\mu s$  SPH



(h) 80  $\mu s$  SPH



(i) 140  $\mu s$  SPH

Figura 5.6: Impacto de proyectil a 600  $m/s$  en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 75%. Contornos de presión, representados en un rango de rojo 10  $MPa$  a azul 0  $MPa$ .

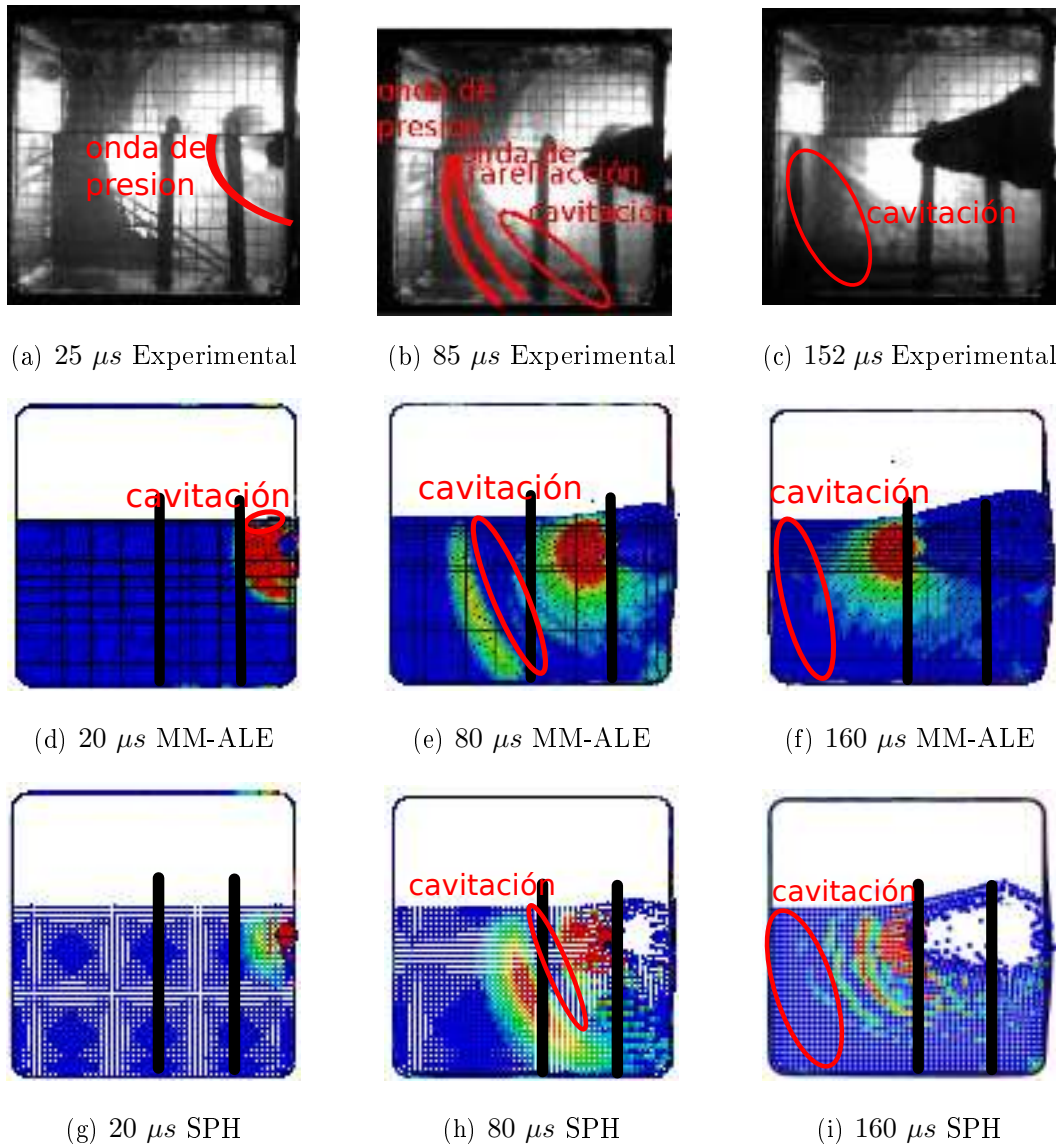


Figura 5.7: Impacto de proyectil a 600  $m/s$  en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60 %. Contornos de presión, representados en un rango de rojo 10  $MPa$  a azul 0  $MPa$ .

En la figura 5.8 se presentan los valores de la presión registrados por los sensores que se encuentran a 75  $mm$  de la pared inferior ( $PI_c$  y  $PI_l$ ) en los casos de llenado parcial para las dos velocidades de impacto consideradas. En esta figura también se han indicado el tiempo teórico en el que llega la onda de presión a los mencionados sensores,  $t_{teor-c}$  y  $t_{teor-l}$ . Se puede observar cómo al igual que en los casos completamente llenos, los modelos numéricos predicen correctamente los valores máximos de la presión y el instante en que se producen, a pesar de que la técnica SPH muestre cierta discrepancia en esos aspectos al igual que se observó en los casos completamente llenos. También se muestra en estas figuras que el tiempo de duración del pulso

de presión es correctamente predicho por ambos modelos numéricos. En los casos parcialmente llenos, los sensores situados en la pared superior no están en contacto con el agua por lo que no registran el valor de la onda de presión.

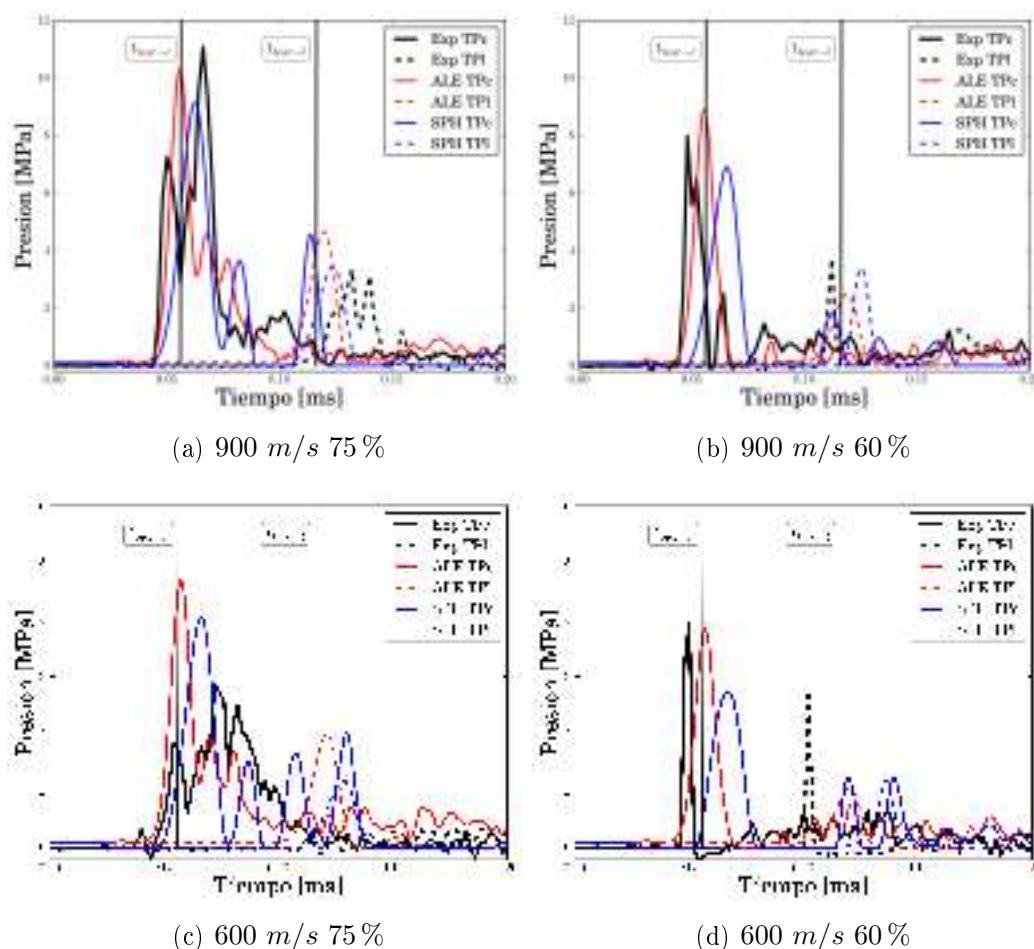


Figura 5.8: Presión obtenida en los sensores que se encuentran a 75 mm de la pared inferior para los casos de llenado parcial.

## 5.2.2. Análisis

Una vez validados los dos modelos numéricos, se va a realizar un análisis para explicar los resultados obtenidos. Respecto a la presión generada se observa, para todos los porcentajes de llenado, que la presión máxima crece con la velocidad de impacto del proyectil, figuras 5.4 y 5.8. Cuantitativamente, se puede demostrar que la presión es proporcional al cuadrado de la velocidad, ya que un aumento de ésta de  $\frac{900}{600} = 1,5$  produce un aumento de la presión de 2,48

---

en el sensor cercano y de 2,35 en el lejano. Esto se puede explicar atendiendo a la ecuación de Bernoulli en donde  $p = \frac{1}{2}\rho v^2$ , expresión utilizada en otras investigaciones [22] para calcular la presión generada por el impacto de un proyectil esférico en un fluido. También se ha comprobado para todos los casos que los sensores de presión más alejados del punto de impacto muestran una presión menor, figuras 5.4 y 5.8. Esto es debido al decaimiento de la presión de una onda sonora con la distancia al foco. Suponiendo que no hay atenuación, se puede decir que la potencia de una onda en un tiempo  $t_1 = t$  debe ser la misma que en el tiempo  $t_2 = t + \Delta t$ , siendo ésta igual a la intensidad por el área  $P = I \cdot A$ . Si la intensidad de una onda es  $I = \frac{p^2}{2\rho c_{agua}}$  se puede obtener para una onda hemiesférica que  $p_{t_1} = \frac{pt_2}{\sqrt{2d_{foco}}}$ , donde  $p_{t_1}$  y  $p_{t_2}$  es la presión en los instantes  $t_1$  y  $t_2$  y  $d_{foco}$  es la distancia al foco; es por ello que la presión decae de forma inversamente proporcional a la distancia de los sensores al punto de impacto.

En los casos parcialmente llenos, a diferencia de los casos completamente llenos, además de la onda de presión se crea una onda de rarefacción. Como se ha comentado antes, la onda de rarefacción se genera cuando la onda de presión se refleja en la superficie libre. Como se ve en la figura 5.9, en aquellos casos donde el volumen de llenado es mayor, la superficie libre de fluido está más lejos del punto de impacto que en los casos de menor porcentaje de llenado y por tanto la onda de rarefacción se crea más tarde. La presión registrada por el sensor muestra un incremento de presión cuando llega la onda de presión y sucesivos incrementos, cada vez más pequeños, debido a las ondas de presión siguientes creadas por la penetración del proyectil en el fluido. Por el contrario, la onda de rarefacción produce un decaimiento de la presión registrada en el sensor, por lo que la duración del pulso de presión se define, para estos casos, por la diferencia de tiempos entre la llegada de la onda de presión y la de rarefacción. Por tanto, la duración del pulso de presión es menor cuanto menor es el porcentaje de llenado. También se ha constatado que en los casos parcialmente llenos no se observa la onda reflejada en la pared de salida; esto es debido a que al reflejarse la onda de presión se encuentra con la onda de rarefacción, reduciéndose en ese instante la magnitud de ambas.

A la vista del análisis realizado, se puede concluir que los fenómenos que aparecen en esta fase no tienen una influencia apreciable sobre el comportamiento de la estructura para los casos analizados. Esto se corrobora con las señales de las galgas extensométricas, que serán mostradas

---

---

en una fase posterior, cuyos valores durante esta fase son cercanos al valor nulo.

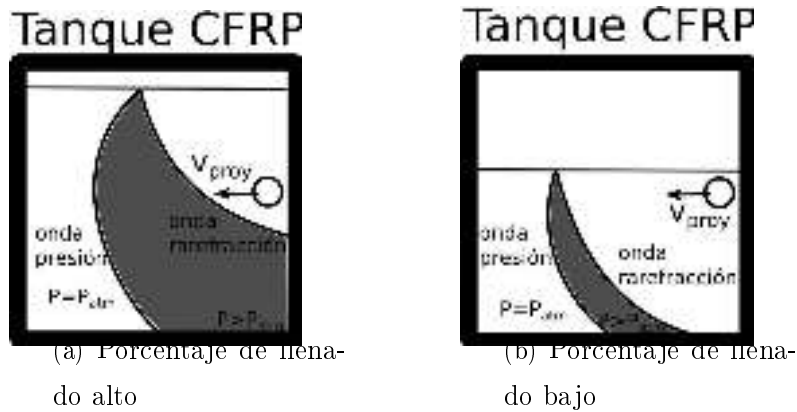


Figura 5.9: Esquema de la creación de la onda de rarefacción en función del volumen de llenado.

### 5.3. Fase resistente

Esta fase se caracteriza por la transferencia de energía entre el proyectil y el fluido debido a las fuerzas de arrastre que se producen durante la penetración del proyectil en el fluido. La energía cinética que transfiere el proyectil se transforma en energía interna y cinética del agua, generándose una zona de sobrepresión en el frente del proyectil, así como una cavidad que se expande en la estela del mismo, tal y como ilustra la figura 5.10. En esta fase, los casos parcialmente llenos no muestran un comportamiento diferente a los completamente llenos.

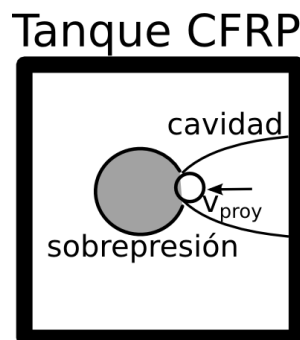


Figura 5.10: Esquema de la fase resistente.

Para poder cuantificar y validar la transferencia de energía entre proyectil y fluido se debe medir

---

---

la deceleración del proyectil dentro del fluido, lo que se ha hecho usando las imágenes de la cámara de alta velocidad, que a su vez también servirán para poder validar de manera cualitativa la modelización numérica.

### 5.3.1. Validación

Las imágenes obtenidas por la cámara de alta velocidad para los casos completa y parcialmente llenos (60 %) a  $600\text{ m/s}$  se muestran respectivamente en las figuras 5.11 y 5.12 comparadas con las imágenes de ambos modelos numéricos. Se observa para ambos casos que cuando el proyectil se encuentra dentro del fluido es frenado por éste creándose una sobrepresión en el frente del mismo, visible experimentalmente por una pequeña distorsión en la cabeza del proyectil, y numéricamente por la región de alta presión. Se observa además, cómo en la estela del proyectil se empieza a crear una cavidad debido al movimiento que imprime el proyectil al fluido y que será el proceso que caracterice una de las fases siguientes. Se puede decir también que, a la vista de las imágenes, el modelo numérico reproduce de manera adecuada el tamaño de esta cavidad que se inicia.

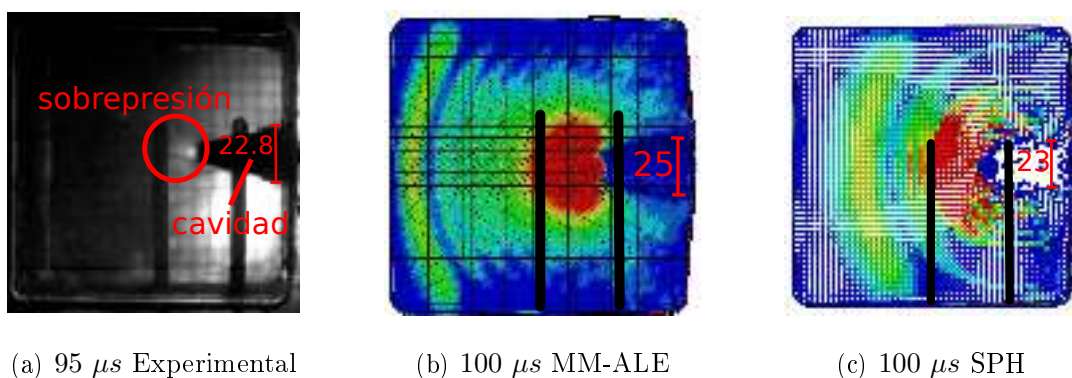


Figura 5.11: Impacto de proyectil a  $600\text{ m/s}$  en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contornos de presión, representados en un rango de rojo  $10\text{ MPa}$  a azul  $0\text{ MPa}$ . Se indica el diámetro de la cavidad en mm.

---

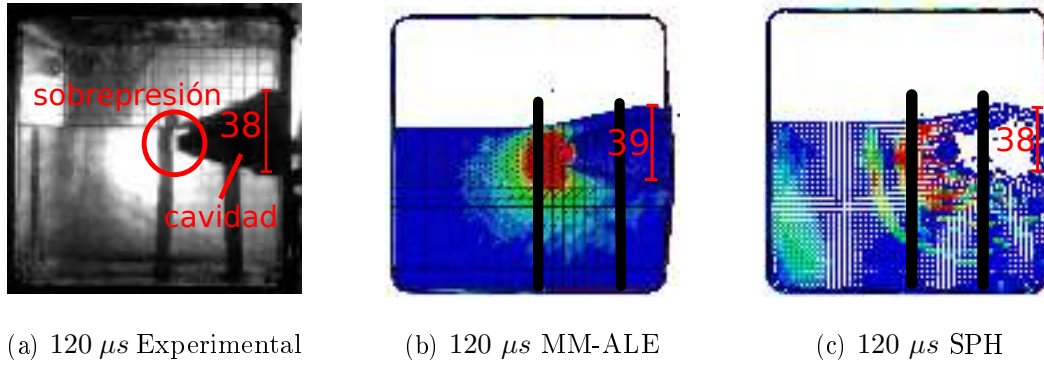


Figura 5.12: Impacto de proyectil a  $600 \text{ m/s}$  en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60%. Contornos de presión, representados en un rango de rojo  $10 \text{ MPa}$  a azul  $0 \text{ MPa}$ . Se indica el diámetro de la cavidad en mm.

Las imágenes de la cámara de alta velocidad también se han utilizado para obtener el desplazamiento y la velocidad del proyectil tras el impacto con la pared de entrada. Estos datos se han comparado con la expresión analítica de la deceleración de una esfera en un fluido infinito y con los obtenidos numéricamente. La expresión analítica se obtiene partiendo de la deceleración producida por las fuerzas de rozamiento en un fluido:

$$m_p \frac{dV_p}{dt} = -\frac{1}{2} \rho_w A_o C_d V_p^2$$

donde  $m_p$  es la masa del proyectil,  $\rho_w$  es la densidad del agua,  $A_o$  es el área frontal del proyectil,  $C_d$  es el coeficiente de arrastre para una esfera (que se ha tomado igual a 0.4 [30]) y  $V_p$  es la velocidad del proyectil. Integrando esta ecuación, se obtiene la velocidad del proyectil:

$$V_p = \frac{V_o}{\beta V_o t + 1}$$

siendo  $V_o$  la velocidad inicial y  $\beta = \frac{\rho_w A_o C_d}{2m_p}$ . El desplazamiento del proyectil se calcula como:

$$x_p = \frac{1}{\beta} \ln(\beta V_o t + 1)$$

En la figura 5.13 se muestra el desplazamiento del proyectil tanto para los casos de  $900 \text{ m/s}$  como de  $600 \text{ m/s}$ , obteniéndose de éstos la velocidad del mismo, figura 5.14. Los resultados experimentales muestran valores más elevados que los obtenidos analítica y numéricamente tanto para el desplazamiento como para la velocidad. Hay que recalcar que en estudios previos, en los que se analizó el tamaño de los elementos, se puso en evidencia que mallas más finas se ajustaban mejor a los valores experimentales, aunque éstas tuvieron que ser desechadas por

---

tener un coste computacional inabordable. A pesar de todo ello, las diferencias no exceden en ningún caso un 10% por lo que se puede concluir que ambos modelos numéricos reproducen adecuadamente la deceleración del proyectil en el fluido. Este hecho es de especial importancia ya que se evidencia que los modelos numéricos realizados reproducen correctamente la energía que transfiere el proyectil al generar el golpe hidrodinámico. Si se comparan ambos modelos numéricos, la deceleración obtenida en el método SPH es ligeramente superior a la del modelo MM-ALE. Esto puede ser debido a que la discretización del modelo SPH es más gruesa que la del modelo MM-ALE, tal y como se ha comentado anteriormente. Respecto al porcentaje de llenado, se evidencia tanto experimental como numéricamente que para las velocidades y los porcentajes de llenado usados, los resultados no muestran diferencias comparados con los casos completamente llenos.

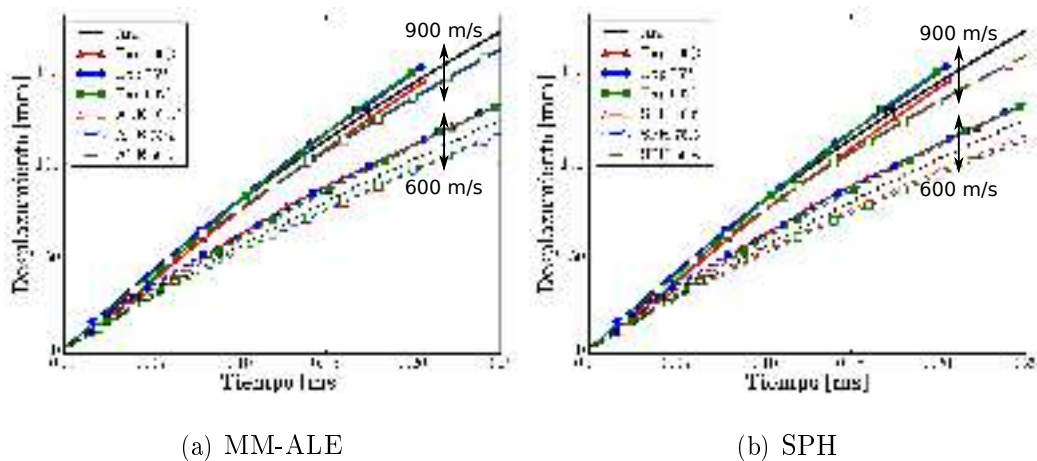


Figura 5.13: Desplazamiento del proyectil dentro del tubo de material compuesto.

---



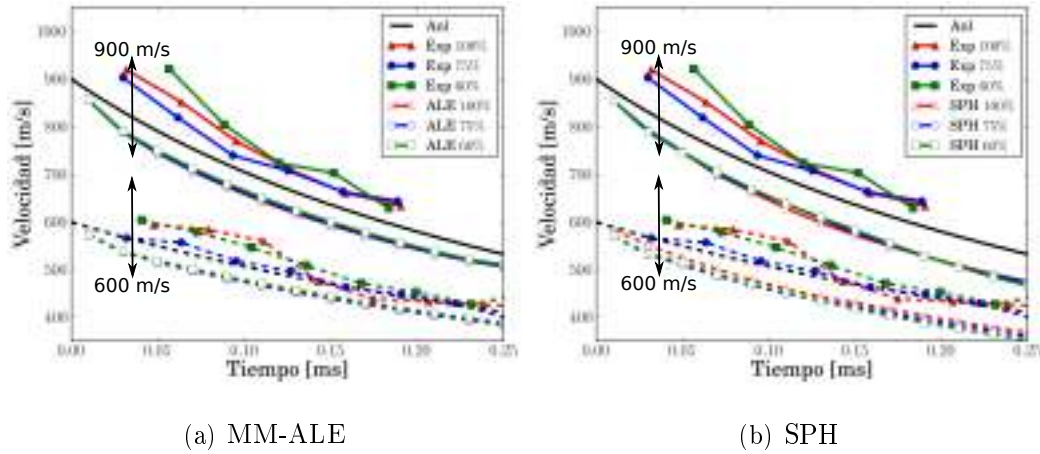


Figura 5.14: Velocidad del proyectil dentro del tubo de material compuesto.

### 5.3.2. Análisis

En esta fase se produce una gran transferencia de energía entre el proyectil y el fluido. Para el caso a  $900 \text{ m/s}$  el proyectil transfiere el 70% de la energía, al igual que para el de  $600 \text{ m/s}$ . A pesar de que en términos relativos la transferencia de energía es la misma, en términos absolutos la energía transferida para el caso de mayor velocidad es algo mayor del doble que la de  $600 \text{ m/s}$  tanto para los resultados experimentales, como para los analíticos y numéricos, según se puede obtener de la figura 5.14. Esto se explica por el hecho de que las fuerzas de arrastre y por tanto, la energía transferida debido a este arrastre, son proporcionales a la velocidad al cuadrado ( $m_p \frac{dV_p}{dt} = -\frac{1}{2} \rho_w A_o C_d V_p^2$ ) ya que el ratio entre las velocidades es de  $\frac{900}{600} = 1,5$ .

Los casos de llenado parcial no muestran diferencias con los completamente llenos respecto a la energía transferida al fluido. Sin embargo, debido a que la cantidad de fluido es menor, la energía específica transferida será mayor. Esto provoca que la velocidad del fluido sea mayor en estos casos, como se demostrará posteriormente en la fase de la cavidad. Por este hecho no deben infravalorarse los daños estructurales que puede producir el golpe hidrodinámico en casos de llenado parcial para tanques de combustible de material compuesto, como se verá más adelante.

Para concluir se puede afirmar que durante esta fase no se generan daños en la estructura de material compuesto, sin embargo la evolución de los fenómenos que se han creado en esta fase,

---

la sobrepresión y la cavidad, provocarán más adelante daños en la estructura.

## 5.4. Fase de salida

Como se ha comentado antes, en el frente del proyectil se sitúa una zona de altas presiones o sobrepresión que precarga la pared de salida antes del impacto, figura 5.15. Este fenómeno provoca que los daños, que posteriormente se generarán debido a la expansión de la cavidad, sean mayores en esta pared que en la de entrada. Para poder validar este proceso se van a utilizar los valores registrados por la galga extensométrica que está situada más próxima al punto de impacto de la pared de salida (G3). En esta fase, tanto la sobrepresión como la respuesta de la estructura presenta diferencias atendiendo al porcentaje de llenado, por lo que la validación se realizará para los tubos completamente llenos y parcialmente llenos de manera independiente.

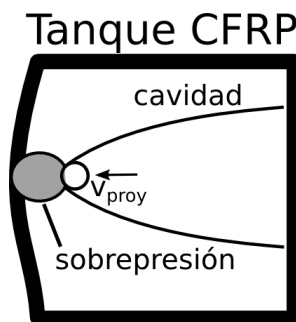


Figura 5.15: Esquema de la fase de salida.

### 5.4.1. Validación

#### Impactos realizados en tubos completamente llenos

En primer lugar se va a realizar la validación de la fase de salida para los casos completamente llenos. En la figura 5.16 se muestran imágenes justo antes del impacto en la pared de salida para los ensayos experimentales y las simulaciones numéricas para el caso a  $600\text{ m/s}$  completamente lleno. Cualitativamente, no se ha podido validar con estas imágenes los modelos numéricos ya que la imagen de la cámara de alta velocidad no muestra el desplazamiento que provoca la sobrepresión en la pared de salida; este desplazamiento sólo es observado en las imágenes obte-

---

nidas de los modelos numéricos. No obstante, en la fase anterior se mostró experimentalmente la existencia de una zona de sobrepresión en el frente del proyectil. El desplazamiento que provoca en la pared de salida la sobrepresión genera unas deformaciones que han sido registradas por la galga extensométrica situada más próxima al punto de impacto en la pared de salida (G3). En la figura 5.17 se muestran los valores de la mencionada galga extensométrica para el caso a  $600\text{ m/s}$ . Se puede observar que existe una deformación en el tubo, creada por la sobrepresión, antes de que impacte el proyectil en la pared de salida; este comportamiento seguido por el aumento del valor de la señal como consecuencia del impacto del proyectil en la pared de salida es reproducido por ambos modelos numéricos.

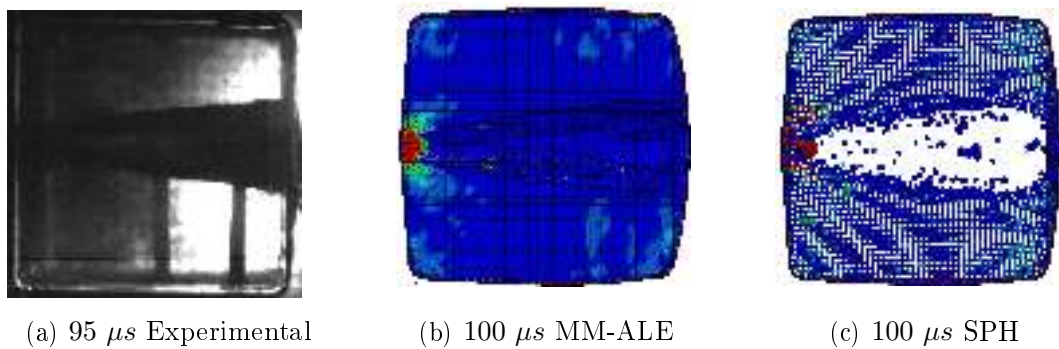


Figura 5.16: Impacto de proyectil a  $600\text{ m/s}$  en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contornos de presión, representados en un rango de rojo  $10\text{ MPa}$  a azul  $0\text{ MPa}$ .

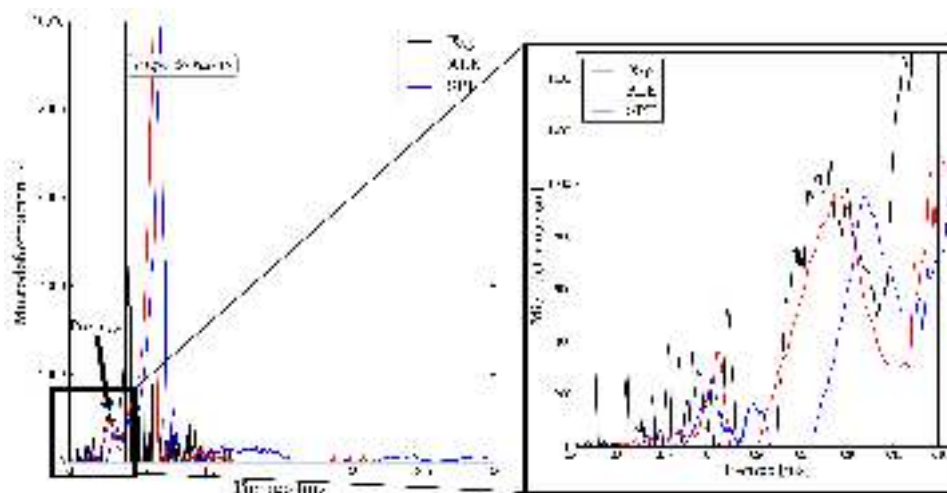


Figura 5.17: Deformación en la galga extensométrica en la pared de salida G3 para el impacto a  $600\text{ m/s}$  completamente lleno.

---

## Impactos realizados en tubos parcialmente llenos

En esta fase el comportamiento de los tubos parcialmente llenos presenta unas características particulares. En la figura 5.18 se pueden ver imágenes justo antes del impacto en la pared de salida tanto para los ensayos experimentales como para las simulaciones numéricas, para un impacto a  $600\text{ m/s}$  con un volumen de llenado del 60%. Al igual que en los casos completamente llenos, el desplazamiento que se produce en la pared de salida solo es observado en las imágenes numéricas. En la figura 5.19 se muestran las deformaciones en la galga extensométrica G3, la más próxima al impacto en la pared de salida, en la que se observa una buena correlación entre los valores obtenidos experimental y numéricamente. Para completar la validación, se presentan en la figura 5.20 las deformaciones medias provocadas por la sobrepresión registradas por la galga extensométrica G3 para los tres porcentajes de llenado para la velocidad de impacto de  $600\text{ m/s}$ , observándose cómo los modelos numéricos predicen correctamente los resultados en los casos completamente llenos e infravaloran los valores obtenidos para los casos parcialmente llenos, especialmente el modelo que emplea la técnica SPH. Este hecho es debido a que, como se ha comentado antes, la distancia entre partículas SPH es mayor que el tamaño de los elementos MM-ALE, lo cual provoca que la técnica SPH infravalore también los desplazamientos y deformaciones obtenidas en la estructura, tal y como se observa en el trabajo de R. Messahel et al. [59].

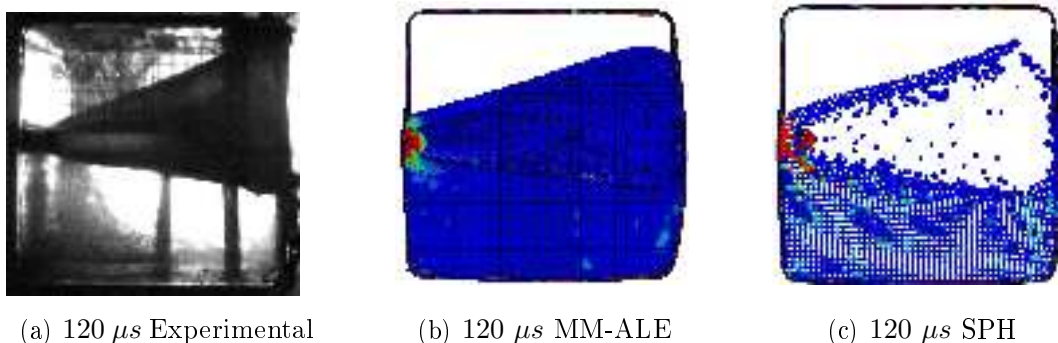


Figura 5.18: Impacto de proyectil a  $600\text{ m/s}$  en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60%. Contornos de presión, representados en un rango de rojo  $10\text{ MPa}$  a azul  $0\text{ MPa}$ .

---

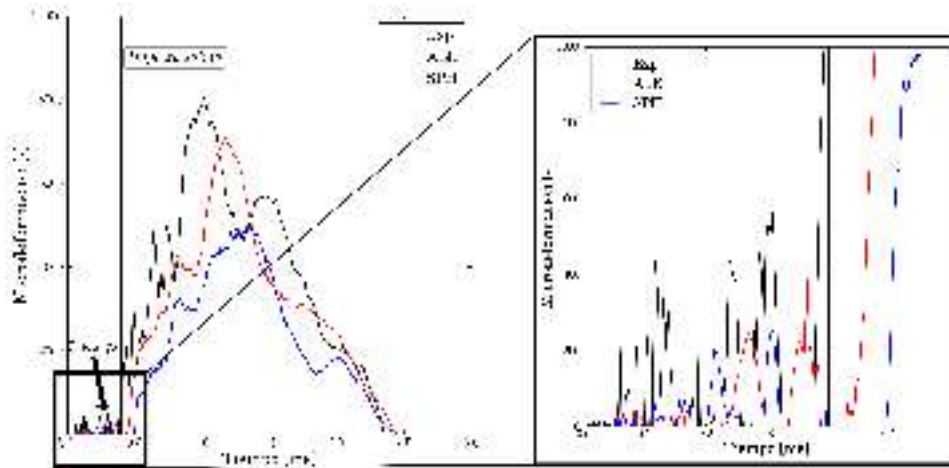


Figura 5.19: Deformaciones de la galga extensométrica en la pared de salida G3 para el impacto a  $600\text{ m/s}$  parcialmente llenos al 60 %.

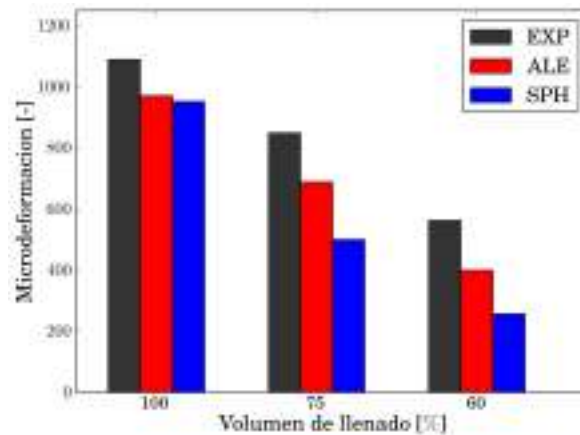


Figura 5.20: Deformaciones medias producidas por la precarga obtenida para los impactos a  $600\text{ m/s}$  parcialmente llenos al 60 % y registrada en la galga extensométrica G3 más cercana al punto de impacto en la pared de salida.

#### 5.4.2. Análisis

A la vista de los resultados presentados, se observa que los fenómenos característicos de la fase de salida afectan en distinta medida a la respuesta de la estructura de material compuesto dependiendo de si el tanque está completa o parcialmente lleno. En ambos casos se ha mostrado que la sobrepresión que aparece en el frente del proyectil genera una precarga sobre la pared de salida, de modo que los daños generados en dicha pared serán mayores que los que aparecen en la pared de entrada, libre de precargas. Sin embargo, las tendencias en las deforma-

---

ciones registradas por las galgas extensométricas difieren dependiendo del porcentaje de llenado.

En los casos completamente llenos, figura 5.17 se observa que una vez que impacta el proyectil la deformación en la pared de salida aumenta y seguidamente disminuye de forma brusca. Este hecho se debe a que la deformación crece tanto que hace fallar la zona de material compuesto en la que está adherida la galga extensométrica. Este hecho no se observa en los casos parcialmente llenos, figura 5.19, ya que en estos últimos casos la superficie libre del fluido está cerca de la trayectoria del proyectil, lo que provoca que la zona de sobrepresión sea más pequeña y también la precarga en la pared de salida, figura 5.20. Este efecto, unido a una menor cantidad de fluido empujando en la pared de salida hace que las fisuras de dicha pared no crezcan tanto como para llegar a la posición de la galga extensométrica.

## 5.5. Fase de cavidad

En esta fase se produce el intercambio de energía entre el fluido y el tubo de material compuesto. En los casos totalmente llenos la expansión de esta cavidad provoca la deformación de las paredes del tubo de material compuesto, figura 5.21 (a), produciendo importantes daños en el tubo. Para los casos parcialmente llenos, debido a que hay menos cantidad de fluido, la cavidad deforma en menor medida al tubo; sin embargo también se experimentan graves daños debido a que tal y como se ha comentado anteriormente la velocidad vertical del fluido es mayor, lo que provoca que la lámina del fluido que inicialmente está por encima del proyectil se desplace a gran velocidad impactando contra la pared superior del tubo, tal y como se aprecia en la figura 5.21 (b).

---

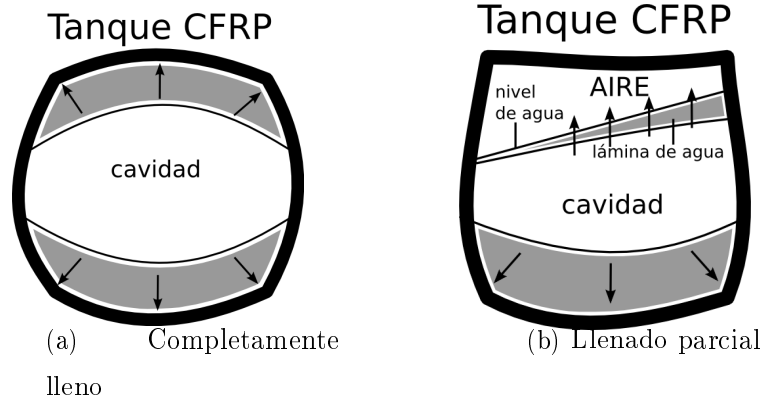


Figura 5.21: Esquema de la fase de cavidad.

En primer lugar se han validado los modelos numéricos cualitativa y cuantitativamente mediante las imágenes de la cámara de alta velocidad. A continuación se han comparado las señales de las galgas extensométricas con las obtenidas numéricamente. En los ensayos experimentales algunas de las galgas extensométricas se despegan instantes después del impacto debido a las altas aceleraciones que se producen en el tubo, impidiendo ofrecer datos sobre la deformación experimentada. Es por ello que se han seleccionado aquellas que más información pueden ofrecer acerca de la deformación producida en esta fase, concretamente la de los casos a  $600\text{ m/s}$  y las situadas más alejadas del punto de impacto en la pared de entrada y salida (G2 y G4) y las situadas en el centro de la pared inferior y superior (G5 y G6). Finalmente, los principales procesos de daño: rotura de fibras y deslaminaciones, serán validados de manera cualitativa.

### 5.5.1. Validación

#### Impactos realizados en tubos completamente llenos

En primer lugar, se va a presentar la validación numérica de la fase de cavidad para los impactos realizados en tubos completamente llenos. Las imágenes en distintos instantes de la fase de cavidad para un caso completamente lleno a  $600\text{ m/s}$  se muestran en la figura 5.22, observándose cómo cualitativa y cuantitativamente el proceso se reproduce correctamente en ambos modelos numéricos atendiendo al proceso de expansión de la cavidad.

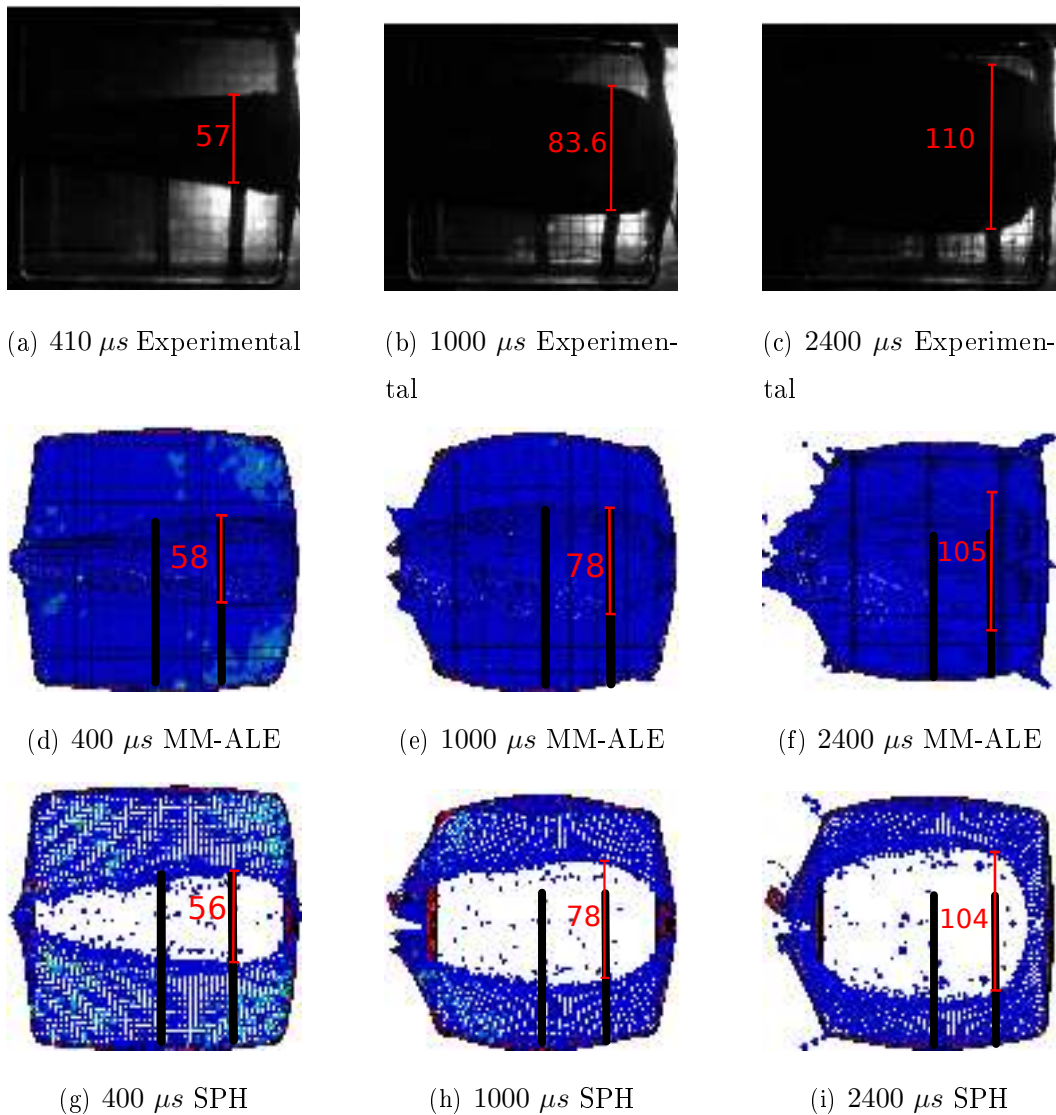


Figura 5.22: Impacto de proyectil a  $600\text{ m/s}$  en un tanque de material compuesto completamente lleno. Contornos de presión, representados en un rango de rojo  $10\text{ MPa}$  a azul  $0\text{ MPa}$ . Se indica el diámetro de la cavidad en mm.

Para complementar la validación de la respuesta del material ocurrida en esta fase, se van a mostrar los datos registrados por las distintas galgas extensométricas colocadas en el tubo para el impacto completamente lleno a  $600\text{ m/s}$ . Se han elegido las galgas extensométricas colocadas a  $150\text{ mm}$  del punto de impacto en la pared de entrada (G2), figura 5.23 (a), en el punto medio de la pared superior (G6), figura 5.23 (b) y las colocadas a  $150\text{ mm}$  del punto de impacto en la pared de salida (G4), figura 5.23 (c). Observando los datos de la pared de entrada, figura 5.23 (a), se puede afirmar que las señales numéricas siguen la tendencia experimental en la que las deformaciones crecen a partir de los  $0,4\text{ ms}$  y alcanzan el máximo aproximadamente a  $1\text{ ms}$ ,



---

instante a partir del cual empiezan a decrecer. Como se ha visto en la fase resistente, el desplazamiento del proyectil en el fluido es infravalorado por el modelo MM-ALE y aún más por el SPH. Esto provoca que la expansión de la cavidad y por tanto la deformación en las paredes del tubo se retrase, lo que se confirma observando las señales de las galgas extensométricas. En la pared superior, figura 5.23 (b), el comportamiento de las galgas extensométricas es similar al anterior; sin embargo en la pared de salida, figura 5.23 (c), tanto para los casos experimentales como los numéricos, la señal crece a partir de los 0,6 *ms* hasta los 1,6 *ms* en los que se produce un descenso brusco.

Para el caso a 900 *m/s* los resultados son análogos a los ya explicados, aunque la cavidad y por tanto las deformaciones registradas por las galgas extensométricas son mayores. El principal inconveniente de este caso es que debido al violento impacto del proyectil, las aceleraciones que se producen en la zona del tubo en la que están adheridas las galgas extensométricas son tan altas que éstas se despegan prematuramente en los ensayos experimentales, impidiendo obtener los datos necesarios para realizar la comparación con las simulaciones numéricas.

Las deformaciones sufridas en el tubo son tan altas que producen importantes procesos de daño en el material compuesto. En la figura 5.24 se muestran las fisuras en la pared de salida obtenidas para los casos completamente llenos a 900 *m/s* tanto experimental como numéricamente. La pared de los tubos ensayados experimentalmente muestra diferentes fisuras creadas por la rotura de fibras que crecen principalmente en las dos direcciones del plano, fenómeno reproducido también por ambos modelos numéricos. A pesar de ello, los modelos numéricos infravaloran el daño generado por roturas de fibras ya que se puede observar que las fisuras son más numerosas en el ensayo experimental que en los modelos numéricos.

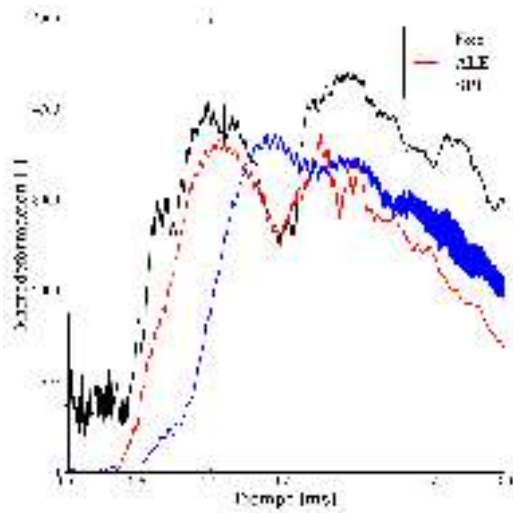
En la figura 5.25 se presentan las inspecciones por ultrasonidos de la pared de entrada de los tubos ensayados comparadas con el daño en la interacción cohesiva presente en los modelos numéricos para los casos completamente llenos a 900 *m/s*, así como las fisuras en dicha pared. Experimentalmente, la deslaminación es pequeña, de tal manera que en la imagen obtenida por el C-Scan se observa principalmente la fisura creada en dicha pared. Los modelos numéricos sobrestiman el área deslaminada al tener que disiparse toda la energía de deslaminación en una

---

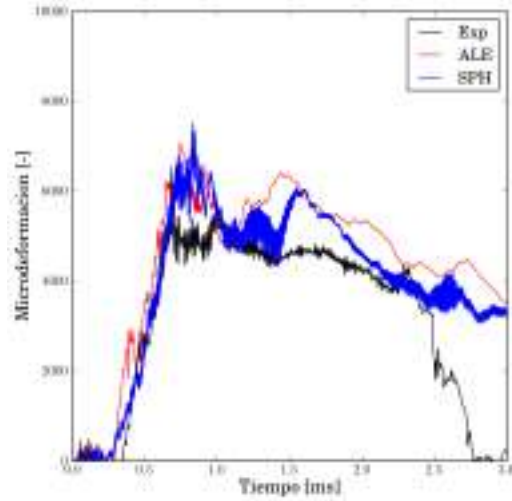
---

sola intercara. A pesar de que se comentó en el capítulo 4 que el uso de una sola interacción cohesiva había dado buenos resultados en cuanto a la predicción del área deslaminada en placas sometidas a impactos a alta velocidad, en una geometría y un caso tan complejo como el presente, no ofrece tan buenos resultados. El uso de una interacción cohesiva en cada intercara del laminado no supondría una solución a este problema pues conlleva un coste computacional inabordable. Respecto a la fisura de la pared de entrada, los modelos numéricos reproducen correctamente la presencia de una fisura, creada por la rotura de fibras, que crece en la dirección de la mayor longitud del tubo y otra fisura de tamaño menor en la dirección perpendicular. Sin embargo, al igual que ocurría en la pared de salida, los modelos numéricos infravaloran el daño generado por estas roturas de fibras ya que se puede observar que las fisuras son de mayor longitud en el ensayo experimental que en los modelos numéricos.

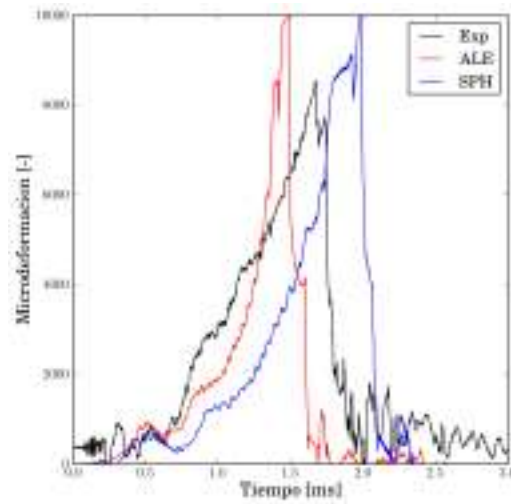
---



(a) Pared de entrada G2

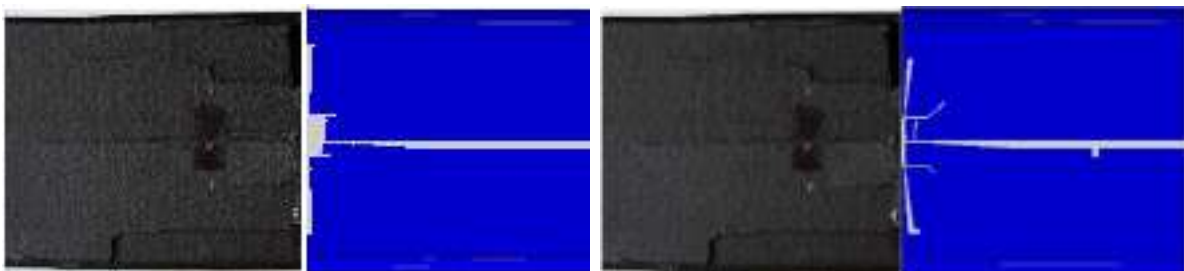


(b) Pared superior G6



(c) Pared de salida G4

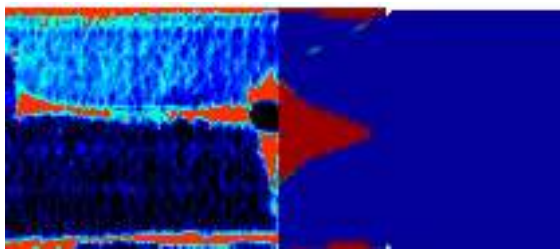
Figura 5.23: Deformación en diferentes galgas extensométricas para el impacto a  $600\text{ m/s}$  completamente lleno.



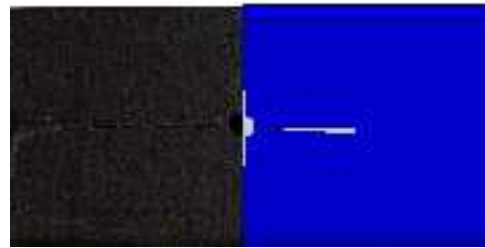
(a) Fisuras experimental y MM-ALE

(b) Fisuras experimental y SPH

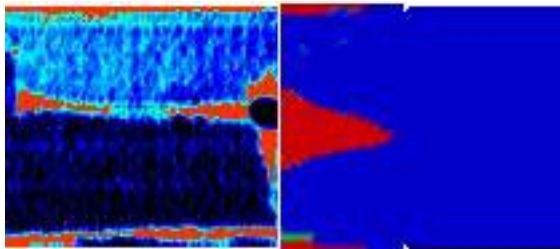
Figura 5.24: Fisuras en la pared de salida para los impactos completamente llenos.



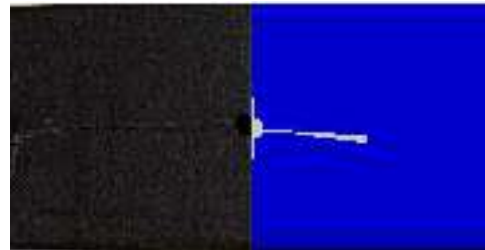
(a) Deslaminación experimental y MM-ALE



(b) Fisuras experimental y MM-ALE



(c) Deslaminación experimental y SPH



(d) Fisuras experimental y SPH

Figura 5.25: Deslaminaciones y fisuras en la pared de entrada para el impacto a  $900\text{ m/s}$  completamente lleno.

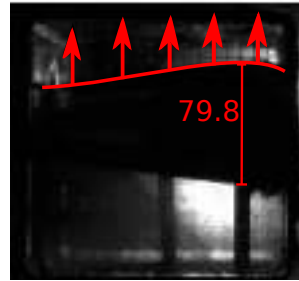
---

## Impactos realizados en tubos parcialmente llenos

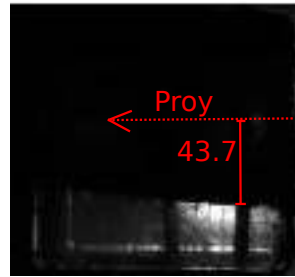
Los casos parcialmente llenos, como se ha comentado antes, muestran un comportamiento diferente a lo observado en los completamente llenos. Cualitativamente, se puede observar en la figura 5.26 y 5.27 (en la que se muestran imágenes de la fase de la cavidad para los casos parcialmente llenos a  $600\text{ m/s}$ ) que la capa de fluido que inicialmente queda por encima de la trayectoria del proyectil se desplaza impactando contra la pared superior. En las figuras se puede advertir cómo la pendiente de esta lámina es diferente en función del porcentaje de llenado, siendo más elevada para el caso de 60%. Ambos modelos numéricos reproducen correctamente tanto la elevación de la lámina de fluido cómo la tendencia encontrada experimentalmente que relaciona una mayor pendiente con un menor porcentaje de llenado.

En la figura 5.28 se muestran las deformaciones de las galgas extensométricas en la pared de entrada (G2), en la pared superior (G6) y en la de salida (G4) para el caso de 60% a  $600\text{ m/s}$ . Las señales de la pared de entrada y salida, figura 5.28 (a) y (c), empiezan a crecer a partir de los  $0,4\text{ ms}$  llegando al máximo para el tiempo de  $1\text{ ms}$ , al igual que los casos completamente llenos. Este proceso se reproduce adecuadamente por ambos modelos numéricos. En la pared superior el comportamiento es totalmente diferente al caso completamente lleno debido al impacto de la lámina de agua. Al inicio, figura 5.28 (b), la señal de la galga extensométrica oscila en torno al valor nulo, tanto experimental como numéricamente. A partir de  $0,4\text{ ms}$ , el agua impacta contra esta pared y la deforma provocando en los ensayos experimentales el despegue de la galga extensométrica por las altas aceleraciones. Se puede comprobar que aunque las señales numéricas difieren ligeramente en el tiempo muestran un incremento súbito cuando impacta el agua contra la pared superior ( $0,5\text{ ms}$  para las simulaciones numéricas). Como se ha comentado anteriormente las señales del modelo que usa la técnica SPH muestran un retraso temporal con respecto a los ensayos experimentales mayor que el modelo que emplea la técnica MM-ALE.

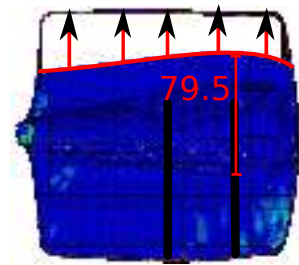
---



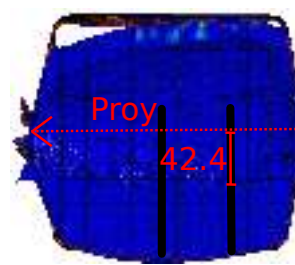
(a) 400  $\mu s$  Experimental



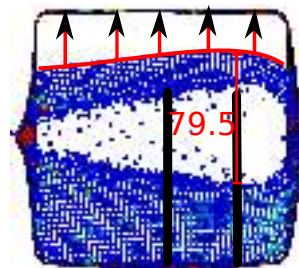
(b) 1000  $\mu s$  Experimental



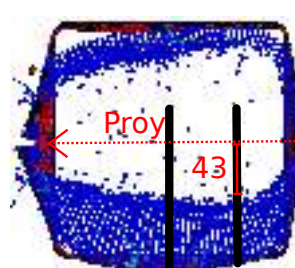
(c) 400  $\mu s$  MM-ALE



(d) 1000  $\mu s$  MM-ALE

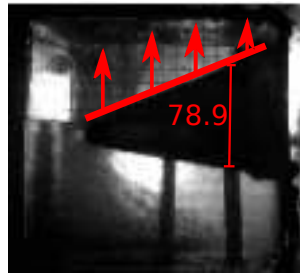


(e) 400  $\mu s$  SPH

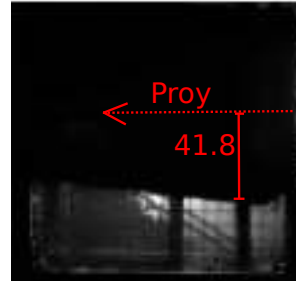


(f) 1000  $\mu s$  SPH

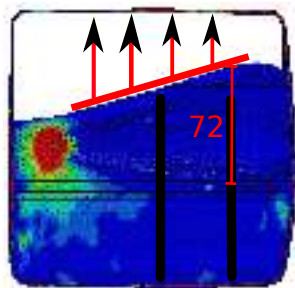
Figura 5.26: Impacto de proyectil a 600  $m/s$  en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 75%. Contornos de presión, representados en un rango de rojo 10  $MPa$  a azul 0  $MPa$ . Se indica el diámetro de la cavidad en mm.



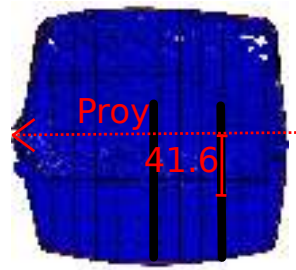
(a) 280  $\mu s$  Experimental



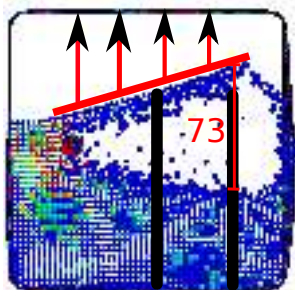
(b) 1000  $\mu s$  Experimental



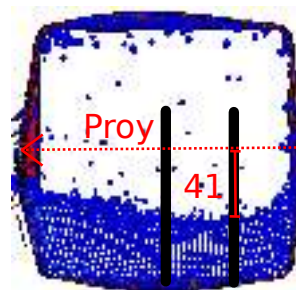
(c) 280  $\mu s$  MM-ALE



(d) 1000  $\mu s$  MM-ALE

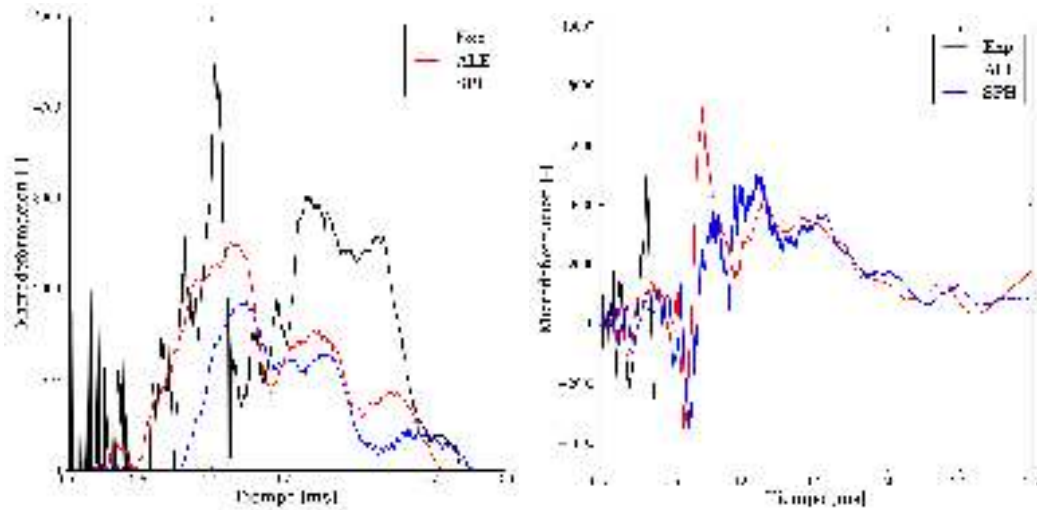


(e) 280  $\mu s$  SPH



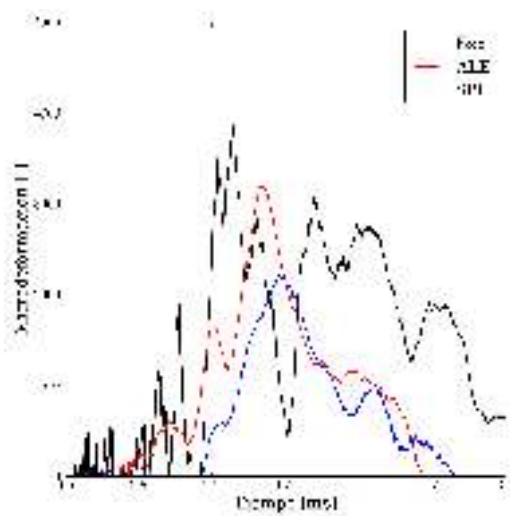
(f) 1000  $\mu s$  SPH

Figura 5.27: Impacto de proyectil a 600  $m/s$  en un tanque de material compuesto parcialmente llenos al 60%. Contornos de presión, representados en un rango de rojo 10  $MPa$  a azul 0  $MPa$ . Se indica el diámetro de la cavidad en mm.



(a) Pared de entrada G2

(b) Pared superior G6



(c) Pared de salida G4

Figura 5.28: Deformaciones en diferentes galgas extensométricas para el impacto a  $600\text{ m/s}$  parcialmente llenos al 60%.



---

En las figuras 5.29 y 5.30 se muestran las fisuras en la pared de salida y las deslaminaciones y fisuras para la pared de entrada para el caso parcialmente lleno (60 %) a 900  $m/s$ . Los modelos numéricos reproducen la presencia de las fisuras creadas por roturas de fibras tanto en la pared de salida como en la de entrada, aunque, tal y como ocurre en el casos completamente llenos, ambos modelos infravaloran el daño generado por roturas de fibras ya que son de menor longitud que las que aparecen en los ensayos experimentales. Como se ha comentado anteriormente, la deslaminación obtenida numéricamente es mayor que la que se ha medido mediante el C-Scan. En la figura 5.31 se pueden apreciar las fisuras provocadas en la pared superior en el caso de 900  $m/s$  debido al impacto de la lámina de agua. A pesar de que el modelo numérico predice la aparición de las roturas y la tendencia respecto al porcentaje de llenado (fisuras de mayor tamaño cuanto más porcentaje de llenado), la dirección de propagación de la fisura no se reproduce correctamente. Esto es debido a la influencia del mallado del tubo de material compuesto en la dirección de propagación de la fisura.

Si se atiende a la comparación entre los datos experimentales y los resultados numéricos, tanto para los casos completamente llenos como parcialmente llenos, se puede concluir que el modelo de comportamiento implementado para el material compuesto es capaz de reproducir tanto las deformaciones del tubo como las principales fisuras observadas experimentalmente.

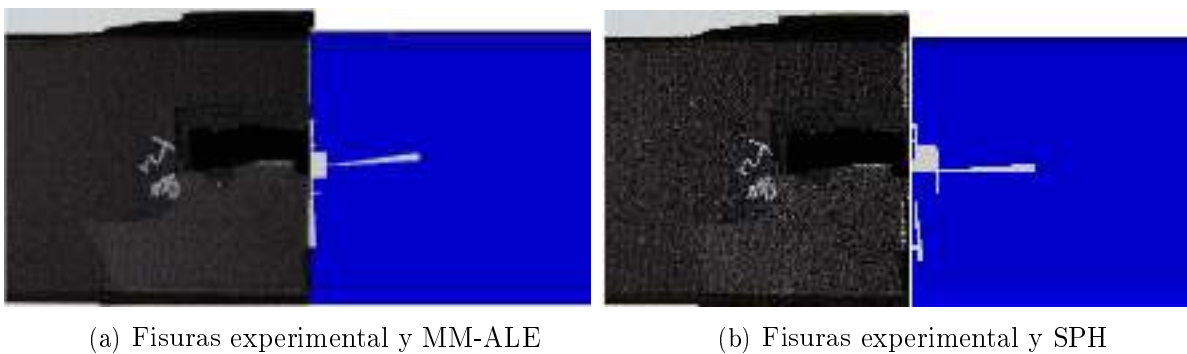


Figura 5.29: Fisuras en la pared de salida para el impacto a 900  $m/s$  parcialmente llenos al 60 %.

---

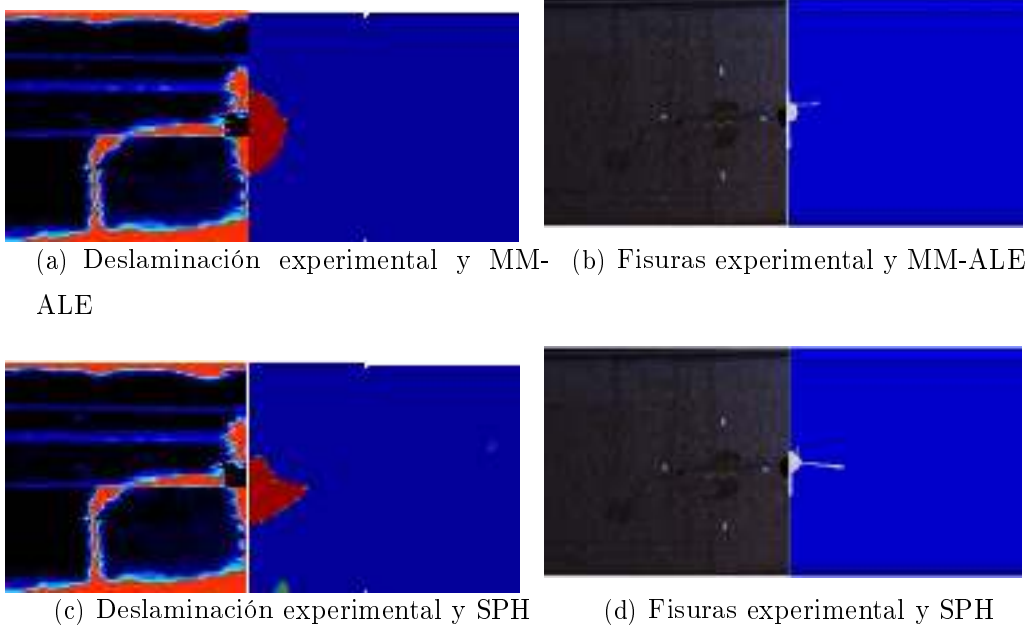


Figura 5.30: Deslaminaciones y fisuras en la pared de entrada para el impacto a  $900\text{ m/s}$  parcialmente llenos al al 60 %.

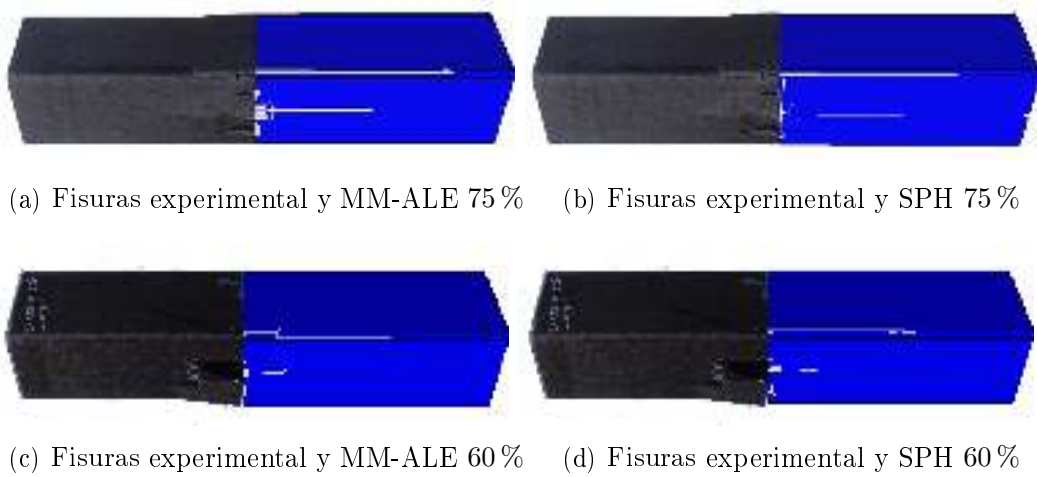


Figura 5.31: Fisuras en la pared superior y de salida para el impacto a  $900\text{ m/s}$  parcialmente llenos.

---

### 5.5.2. Análisis

Tras realizar la validación de la fase de cavidad de ambos modelos numéricos se va a realizar un análisis de esta fase, considerada la más dañina para la estructura. Se ha comprobado cómo la deformación del tubo alcanza el máximo en esta fase debido al empuje que el fluido ejerce sobre él, apareciendo los principales mecanismos de rotura en el tanque.

Atendiendo a las señales de las galgas extensométricas ha sido posible determinar que el comportamiento de la estructura está dominado por el proceso de expansión de la cavidad, excepto en dos casos. La galga extensométrica situada en la pared de salida en los casos completamente llenos está influenciada por la fisura creada en dicha pared, mientras que la galga extensométrica situada en la pared superior en los casos parcialmente llenos está influenciada por el impacto de la lámina de agua, que inicialmente está por encima de la trayectoria del proyectil, contra la pared superior.

En la figura 5.32 se ha representado el valor de la galga extensométrica adherida a la pared superior para el caso completamente lleno a  $600\text{ m/s}$  junto con imágenes de distintos instantes del proceso de expansión de la cavidad. Se puede observar cómo la deformación crece a partir de  $0,4\text{ ms}$  momento en el que la cavidad está desarrollada en toda la longitud transversal del tubo,  $150\text{ mm}$ . A partir de este momento, se comprueba que la cavidad crece y por tanto también los valores de la deformación proporcionados por las galgas extensométricas hasta llegar a  $1\text{ ms}$ , momento a partir del cual la cavidad crece por su parte central pero empieza a decrecer en los extremos, de tal manera que la deformación disminuye ligeramente. A partir de  $2,5\text{ ms}$  la cavidad empieza a colapsar por lo que las señales de deformación descienden hasta valores próximos a cero. A pesar de que el comportamiento de los valores de las deformaciones registradas por las distintas galgas extensométricas adheridas al tubo es similar, con las excepciones ya mencionadas, la magnitud de los valores alcanzados es diferente. Si comparamos la magnitud que alcanzan los valores de deformación en casos de distinto porcentaje de llenado, se puede concluir que las deformaciones de las galgas extensométricas en los casos parcialmente llenos son menores que las obtenidas en los casos completamente llenos. Esto es debido al hecho de que al haber una menor cantidad de fluido dentro del tanque en los casos parcialmente llenos, el

---

---

empuje del fluido durante la expansión de la cavidad será menor que en los casos completamente llenos.

Como se ha comentado anteriormente, la señal de la galga extensométrica adherida a la pared de salida para los casos completamente llenos, figura 5.23 (c), muestra un comportamiento diferente al observado en las galgas extensométricas influenciadas por la expansión de la cavidad, pues las deformaciones siguen creciendo hasta  $1,6 \text{ ms}$ , tiempo para el cual la deformación desciende drásticamente. Este comportamiento está determinado por la fisura de gran longitud que se crea en la pared de salida que provoca que las deformaciones en la zona del tubo donde está adherida la galga extensométrica sigan aumentando hasta que el material compuesto alcanza su deformación de rotura ( $t = 1,6 \text{ ms}$ ). Si se comparan los valores en la pared de entrada y la de salida, figura 5.23 (a) y (c), se evidencia cómo la deformación es mayor en esta última provocando que los daños sean también mayores. Por otra parte, el comportamiento de la galga extensométrica adherida a la pared superior para los casos parcialmente llenos está determinado por el impacto de la lámina de agua que inicialmente está encima de la trayectoria del proyectil. Cuando impacta esta lámina de agua ( $0,4 \text{ ms}$ ) contra la pared superior se produce un crecimiento súbito de la deformación produciendo el despegue de la galga extensométrica, figura 5.28 (b), circunstancia que no se produce en los casos completamente llenos, ya que la deformación en dicha pared aumenta de manera más suave.

A la vista de los resultados mostrados, se han podido identificar diferentes formas de fallo estructural atendiendo al porcentaje de llenado de los tubos. En los casos completamente llenos el principal mecanismo de daño es la rotura de fibras en la pared de salida. La precarga que se produce en esta pared favorece el desarrollo de las fisuras que se generan cuando el fluido presiona dicha pared debido a la expansión de la cavidad. La rotura de fibras se produce en ambas direcciones del plano, resultando una fisura en forma de cruz. Por el contrario, en la pared de entrada la rotura de fibras solo aparece en la dirección a lo largo de la mayor de las longitudes del tubo para el caso a  $900 \text{ m/s}$ , figura 5.25. Esto se produce porque las deformaciones son mayores en la dirección de la menor longitud del tubo, y por tanto las fisuras crecen perpendicularmente a éstas. Para el caso de  $600 \text{ m/s}$  la cavidad no crece tanto y por tanto las fisuras en la pared de salida son menores y no aparecen en la pared de entrada. Respecto a las deslaminaciones

---

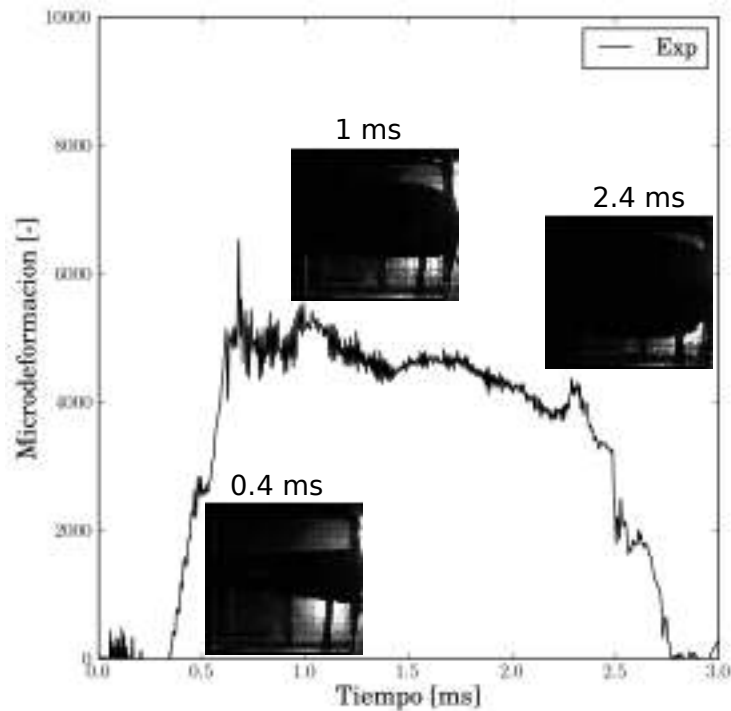


Figura 5.32: Señal de la galga extensométrica en la pared superior G6 para el caso completamente lleno a  $600\text{ m/s}$  junto con imágenes de distintos instantes del proceso de expansión de la cavidad.

encontradas en el tubo, se ha demostrado que no es un proceso de daño importante debido a dos razones: en primer lugar, los impactos de un proyectil a tan alta velocidad generan una deslaminación que es aproximadamente igual al tamaño del orificio que crea [50]; en segundo lugar, la presión que la cavidad ejerce sobre las paredes de la estructura genera importantes tensiones normales en el plano del laminado que producen la rotura de fibras y no tensiones tangenciales en las intercaras de tal manera que generen deslaminaciones.

En los casos parcialmente llenos, al igual que en los completamente llenos, aparece el mismo tipo de fallo en las paredes de entrada y salida. Aunque el mecanismo de fallo es el mismo, el tamaño de las fisuras que aparece es menor, figura 5.30 y 5.29, debido a la menor pretensión de la pared de salida que se genera antes del impacto en estos casos y la menor cantidad de fluido que ejerce un empuje sobre la misma. Además de las fisuras en las paredes de entrada y salida, los casos parcialmente llenos presentan otro tipo de fallo relacionado con el impacto de una parte del fluido con la pared del tubo que inicialmente no está en contacto con el fluido. Este fenómeno

---

---

es debido principalmente a que, tal y como se ha comentado anteriormente, la transferencia de energía entre proyectil y fluido es la misma para todos los porcentajes de llenado, por lo que al haber menos agua en el tanque la energía específica transferida en los casos parcialmente llenos debe ser mayor. Esto provoca que la velocidad del fluido sea mayor cuanto menor es el porcentaje de llenado. En concreto, la lámina de agua que inicialmente está por encima de la trayectoria del proyectil se desplaza a mayor velocidad para los casos de 60 % que para los de 75 %. Esto ha sido confirmado mediante las imágenes de la cámara de alta velocidad, al ser mayor la pendiente de la lámina para el caso de 60 %. En los casos en que la velocidad inicial del proyectil es 900  $m/s$ , la energía de la lámina de agua que impacta contra la pared superior es tan grande que produce importantes fisuras en dicha pared, figura 5.31. Las fisuras que se producen son debidas a la rotura de fibras en el borde curvo de la estructura donde las tensiones se concentran por el cambio de geometría. Para los casos de 75 % las fisuras son mayores que para el de 60 %. Una explicación más detallada de este fenómeno será ofrecido en el capítulo siguiente.

## 5.6. Tiempo de cálculo de las técnicas numéricas

A la vista de los resultados expuestos, ambos modelos numéricos implementados en LS-DYNA reproducen correctamente el comportamiento de un tubo de material compuesto sometido al golpe hidrodinámico. Existen ligeras diferencias en los resultados que muestran que los resultados del modelo MM-ALE se corresponden más fielmente a los datos experimentales que el modelo SPH; además el coste computacional del modelo MM-ALE es menor que el del SPH. Ambos casos han sido lanzados en la misma estación de trabajo, Intel(R) Xeon(R) E5-2670 con 30 CPUs, en la cual el primero de ellos ha tardado 72 horas frente a las 186 horas del segundo. Por tanto, se puede afirmar que el modelo numérico que usa la técnica MM-ALE es el más eficiente a la hora de resolver el problema considerado.

---

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

# Capítulo 6

## Procesos de rotura en tanques de CFRP sometidos a HRAM

### 6.1. Introducción

En la industria aeronáutica los modelos numéricos son empleados, durante la fase de diseño de un cierto componente estructural, para reducir el número de ensayos experimentales, de tal manera que se puede ahorrar tiempo y costes; sin embargo, otro de los usos de un modelo numérico es complementar la información obtenida en los ensayos experimentales ya que estos modelos pueden proporcionar datos adicionales que los ensayos experimentales no pueden ofrecer. En este capítulo, se van a usar los resultados de los modelos numéricos, previamente validados, para realizar un análisis de los procesos de rotura que aparecen en el tanque de combustible de material compuesto sometido al golpe hidrodinámico tanto completo como parcialmente lleno, que no es posible hacerlo con los datos exclusivamente experimentales. Los resultados numéricos que se van a utilizar son los del modelo que usa la técnica numérica MM-ALE porque aunque el modelo que emplea la técnica SPH también reproduce correctamente la respuesta del tubo de material compuesto ante el golpe hidrodinámico, el modelo MM-ALE es el más eficiente computacionalmente.

En los casos completamente llenos el principal mecanismo de fallo es la rotura de fibras en la pared de entrada y salida que se producen por el impacto del proyectil y la posterior presión



---

ejercida por el crecimiento de la cavidad. En los casos de llenado parcial a  $900\text{ m/s}$  sin embargo, es el impacto de la lámina que inicialmente está por encima de la trayectoria del proyectil el que genera rotura de fibras a lo largo del borde curvo de la pared superior. A continuación van a analizarse separadamente estos dos mecanismos de fallo.

## 6.2. Análisis de los procesos de rotura en tanques completamente llenos

Tal y como ya se ha explicado, la penetración del proyectil en el fluido genera una cavidad que empuja al fluido y consecuentemente a las paredes del tanque de material compuesto hacia fuera. Las tensiones que aparecen en el material compuesto debido a este empuje son suficientemente grandes como para que aparezcan los principales procesos de rotura en el tubo. Como se ha constatado, en los casos completamente llenos se producen roturas de fibras tanto en la pared de entrada como en la de salida, siendo mayores en esta última debido a la precarga que dicha pared experimenta antes de que el proyectil impacte en ella. En este análisis se va a relacionar el crecimiento de la cavidad con la aparición de las fisuras en la pared de entrada y superior del tanque de material compuesto.

La cavidad que se genera a consecuencia del paso del proyectil por el interior del tubo, desplaza al fluido hacia las paredes del tanque ejerciendo presión sobre ellas y por tanto deformándolas. Para explicar la aparición de las fisuras y su relación con el crecimiento de la cavidad generada, se va a utilizar un modelo numérico simplificado. Para ello se han utilizado varias hipótesis atendiendo a la naturaleza del proceso que se produce. En primer lugar, debido a la escasa compresibilidad del fluido se puede establecer la igualdad entre el volumen de la cavidad generada y lo que deben deformarse las paredes del tanque para acoger este volumen, obteniendo así la primera hipótesis simplificativa. Conocer el volumen de la cavidad, por tanto, permitiría saber cuánto se desplazan las paredes y explicar la aparición de las fisuras. Las imágenes experimentales no permiten conocer el volumen de la cavidad, sin embargo gracias al uso del modelo numérico en el que se ha utilizado la técnica MM-ALE y que ya se ha validado, es posible obtener el valor del volumen con bastante precisión. Este volumen se ha calculado usando un código

---

---

implementado en Python en el que, a partir de la posición de los nodos de la cavidad, se realiza una integración numérica del volumen basada en la regla del trapecio. De este modo se puede obtener el crecimiento del volumen de la cavidad en función del tiempo para las distintas velocidades de impacto. En la figura 6.1 se puede observar que el tiempo en el que crece la cavidad ( $2\text{ ms}$ ) es mucho mayor que la propagación de las ondas dentro del tubo ( $0,1\text{ ms}$ ), esto es importante ya que se puede asumir que el proceso es cuasiestático, es decir que la presión en el fluido alcanza el equilibrio para cada incremento del volumen de la cavidad, estableciendo así la segunda hipótesis que se empleará en el modelo numérico simplificado, que no es otra que la fuerza ejercida por el fluido en la fase de la cavidad resulta en una presión homogénea sobre las paredes del tanque. En los casos de llenado parcial no es posible realizar esta hipótesis ya que el aire no se puede asumir como un fluido incompresible.

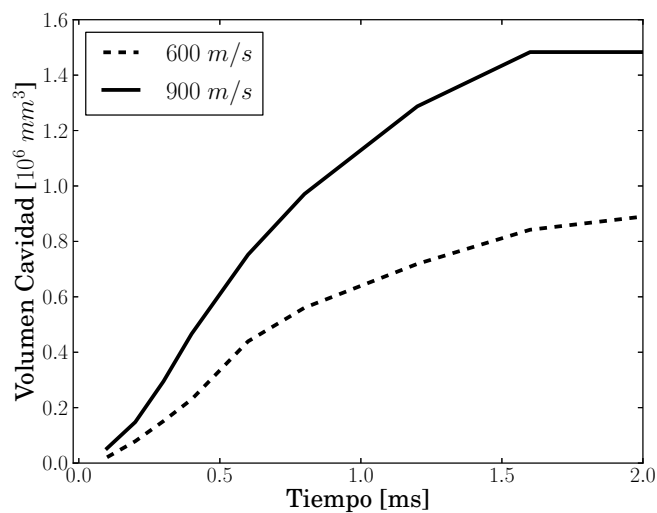


Figura 6.1: Volumen de la cavidad obtenido numéricamente con LS-DYNA.

Una vez expuestas las hipótesis que se emplearán en el modelo simplificado del problema, se ha propuesto estudiar los procesos de rotura que aparecen en el tanque completamente lleno. Así pues, se ha modelizado un caso cuasiestático en el que el tanque está sometido a una presión homogénea. Debido a la simetría del problema es posible modelizar un cuarto de cada pared. Como se muestra en la figura 6.2 (a), se ha modelizado un cuarto de la pared superior y un cuarto de la de entrada; en esta última se ha tenido en cuenta el orificio creado por el proyectil.

---

El modelo simplificado al ser un caso estático, por tanto resoluble mediante cálculos implícitos, se ha modelizado mediante el código comercial de elementos finitos ABAQUS/Standard. Las placas han sido discretizadas mediante elementos tipo placa y el modelo de material utilizado es un material elástico ortótropo con las mismas propiedades elásticas usadas en los modelos desarrollados en LS-DYNA. En el modelo numérico las dos placas están sometidas a una presión homogénea tal y como se observa en la figura 6.2 (b).

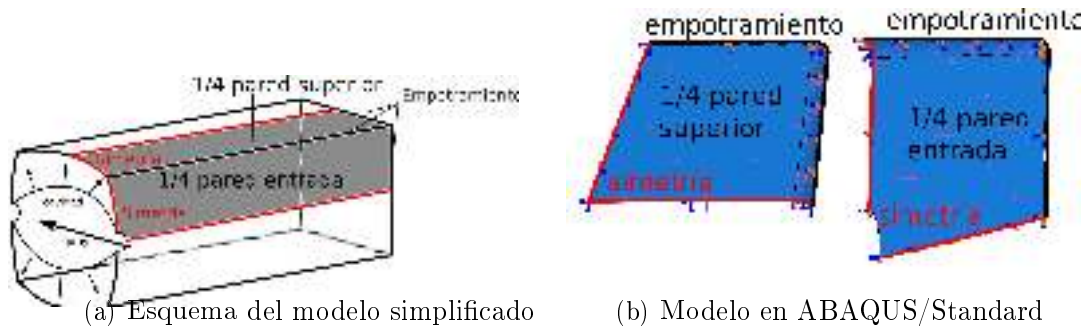


Figura 6.2: Esquema y modelo usado para estudiar los procesos de rotura en un tanque completamente lleno.

Para explicar la aparición de fisuras en los casos completamente llenos, la presión a la que están sometidas las paredes del tanque se incrementa hasta que se produce el inicio de la rotura de fibras en una de ellas. El inicio de la rotura de fibras se obtiene de  $\varepsilon_{rotura} = \frac{X_T}{E_1} = \frac{880 \text{ Mpa}}{68 \text{ GPa}} = 0,013$ , siendo  $X_T$  la resistencia a tracción del laminado en la dirección de la fibras y  $E_1$  la rigidez del laminado en la dirección a las fibras. Para la presión en que se inicia la rotura de fibras se debe calcular el volumen que puede alojar el desplazamiento producido en ambas paredes. Debido a la simetría del modelo simplificado realizado, este volumen representa un cuarto del volumen que alojaría cada pared y por tanto un dieciseisavo del que alojaría el tubo completo. Por la primera hipótesis que se ha realizado en este modelo simplificado, este volumen es el volumen que, por tanto, debe tener la cavidad para producir una fisura en la pared de entrada, consiguiendo relacionar el volumen de la cavidad con el inicio de la fisura.

Los resultados del modelo simplificado predicen que el inicio de la rotura de fibras se origina en la región del orificio en la pared de entrada debido a la concentración de tensiones que se produce, figura 6.3. El volumen que alojaría el tanque debido a las deformaciones de sus paredes es

---

$1,1 \cdot 10^6 \text{ mm}^3$ . Si se observa la figura 6.1, que muestra el volumen de la cavidad frente al tiempo para los casos de  $600 \text{ m/s}$  y  $900 \text{ m/s}$ , se advierte que sólo el caso de mayor velocidad inicial del proyectil supera el volumen predicho. Esto explica por qué tanto en los ensayos experimentales como en los modelos numéricos, el caso a  $900 \text{ m/s}$  es el único que produce fisuras en la pared de entrada.

En la figura 6.1 se observa también que el tamaño máximo de la cavidad para el impacto a  $900 \text{ m/s}$  es  $1,48 \cdot 10^6 \text{ mm}^3$ . Si se aumenta la presión a la que están sometidas las paredes hasta que el desplazamiento en las mismas supusiese que el tubo completo alojase este volumen, se puede ver que la deformación en la región de los bordes curvos tanto para la placa con y sin orificio excedería ligeramente la del comienzo de la rotura, figura 6.4. Esto concuerda con el inicio del daño observado en esta región tanto en los ensayos experimentales como el modelo numérico, aunque el daño no llega a ser suficiente como para propagarse a través de todo el espesor, figura 6.5. Atendiendo a la correcta predicción de las fisuras se demuestra que el modelo simplificado realizado basado en las hipótesis previamente presentadas es capaz de representar la física del fenómeno que genera las fisuras producidas por el impacto a alta velocidad de una esfera contra un tubo de material compuesto completamente lleno de fluido.

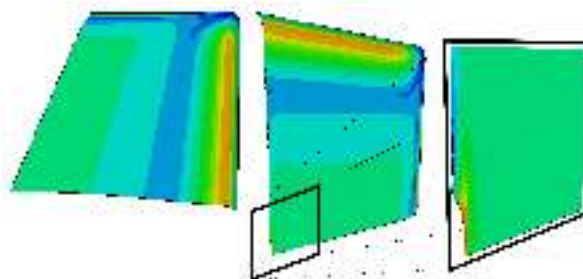


Figura 6.3: Deformaciones en el cuarto de pared en el instante en que aparecen los daños en el orificio representado en un rango de rojo 0.013 a azul 0.

---

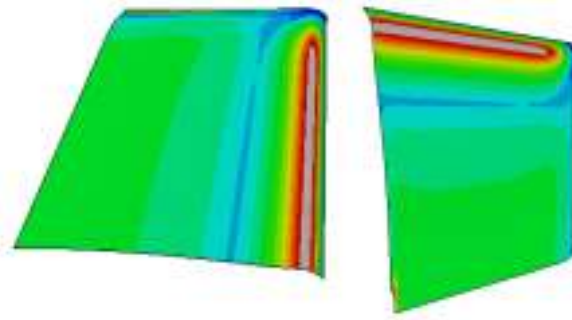
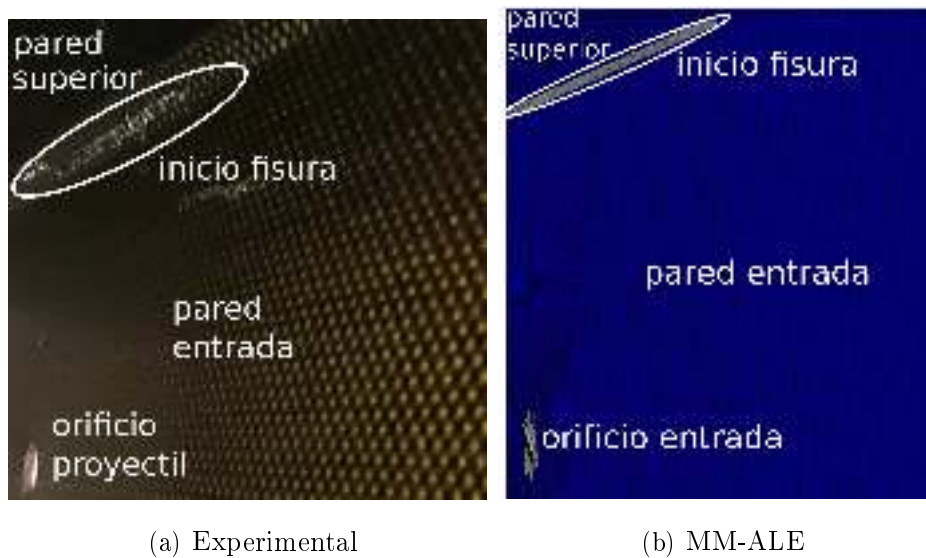


Figura 6.4: Deformaciones en el cuarto de pared en el instante en que aparecen los daños en los bordes curvos representado en un rango de rojo 0.013 a azul 0.



(a) Experimental

(b) MM-ALE

Figura 6.5: Detalle de los fallos iniciados en las zonas curvas del interior del tubo.

### 6.3. Análisis de los procesos de rotura en tanques parcialmente llenos

La mayoría de los estudios relacionados con el fenómeno del golpe hidrodinámico han analizado las peligrosas consecuencias que éste puede tener en estructuras completamente llenas [22, 78, 72, 39, 47], sin embargo cuando se produce en estructuras parcialmente llenas, el proceso del impacto de la lámina de agua contra la estructura y su efecto debe ser tenido en cuenta. A continuación se va a realizar un análisis de la transferencia de energía entre el proyectil y el fluido y también entre el fluido y la pared superior, que inicialmente no está en contacto con el fluido, para entender cómo estos fenómenos influyen en el fallo que aparece en dicha pared para

---

los impactos de llenado parcial a la velocidad de  $900\text{ m/s}$ .

El proyectil transfiere parte de su energía como energía cinética al fluido, el cual la transmite a la pared superior debido al impacto del agua contra dicha pared. Para entender mejor el proceso se muestra la energía cinética del fluido y de la pared superior para el impacto a  $900\text{ m/s}$  en condiciones de llenado parcial (60% y 75%), figura 6.6; así como las imágenes obtenidas de la simulación numérica en distintos instantes de tiempo, figura 6.7, en los que la lámina de agua que inicialmente está por encima del proyectil asciende a alta velocidad impactando contra la pared superior. Los diferentes instantes están marcados en la figura 6.6 con las letras correspondientes a cada instante de la figura 6.7. Se puede observar que mientras el proyectil está dentro del tanque la energía cinética del fluido se incrementa, llegando al máximo cuando el proyectil penetra la pared de salida,  $t = 240\ \mu\text{s}$ , figura 6.7 instantes (a) y (d). Como ya se demostró anteriormente en la figura 5.13 la posición del proyectil no se ve influenciada por el volumen de llenado para los casos estudiados, por lo que el proyectil impacta en la pared de salida al mismo tiempo (figura 6.7 instantes (a) y (d)) y la energía transferida al fluido es la misma para ambos casos (figura 6.6 izquierda). Esta es la razón por la que la lámina de fluido que se encuentra encima del proyectil asciende de manera más rápida cuanto menor es el porcentaje de llenado, ya que la lámina tiene menos masa y por tanto, se acelera más e impacta antes con la pared superior, figura 6.7 instantes (b) y (e).

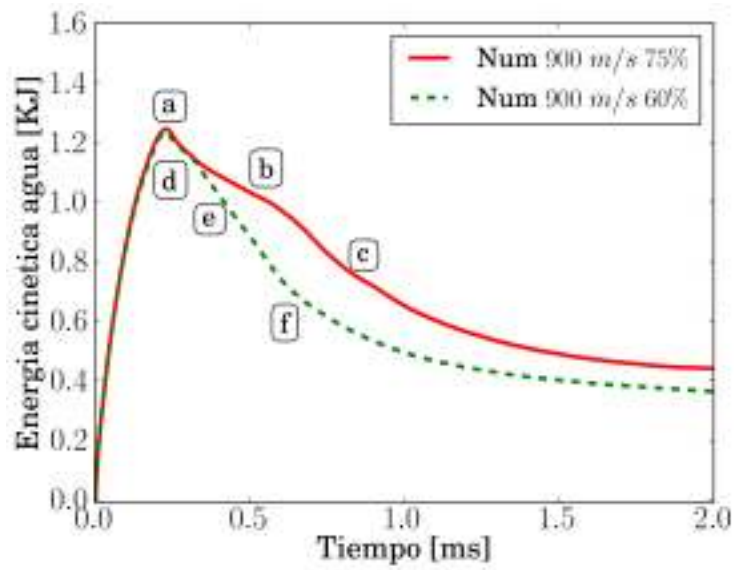
Cuando la lámina de fluido alcanza la pared superior, la energía cinética muestra un cambio de pendiente disminuyendo de manera más pronunciada, figura 6.6 izquierda (instantes (b) y (e)) y por otro lado, la energía cinética de la pared superior empieza a incrementarse debido a este impacto, figura 6.6 derecha (instantes (b) y (e)). Cuando toda la lámina de fluido está en contacto con la pared superior, figura 6.7 instantes (c) y (f), se alcanza la energía cinética máxima de dicha pared, figura 6.6 derecha (instantes (c) y (f)). Solo unos  $100\ \mu\text{s}$  más tarde aparece la fisura en el borde de la pared superior para ambos casos de llenado parcial, que es el mismo lugar donde se produce la fisura en los ensayos experimentales. Un detalle de esta fisura se muestra en la figura 6.8 (a) y (b). Para el caso de mayor porcentaje de llenado, debido a que tiene mayor cantidad de fluido, éste sigue presionando a la pared, alcanzando zonas más alejadas del punto de impacto. Este hecho se puede constatar en la figura 6.6 en la que se observa que

---

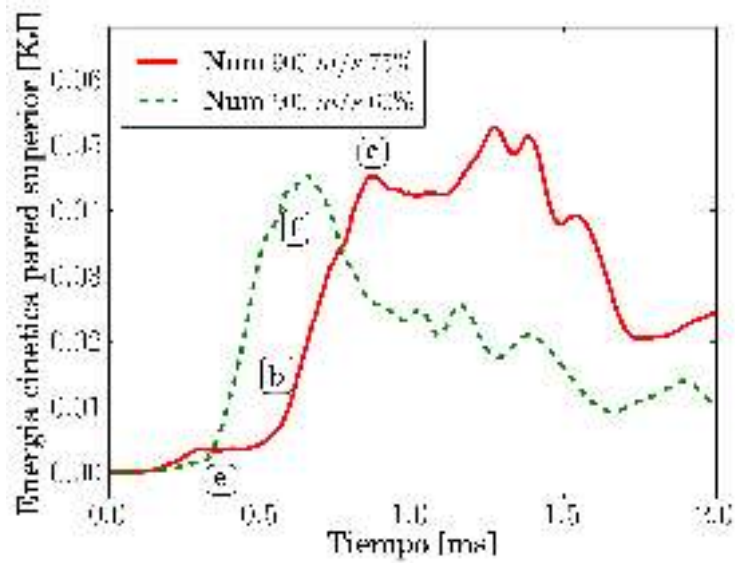
---

la energía cinética de la pared superior para el caso de 75 % muestra una zona de estabilización o “plateau” cuando alcanza su máximo lo que puede explicar por qué la fisura es más grande para este caso. Finalmente, se muestra en la figura 6.8 (c) y (d) un detalle de la deslaminación producida en la pared de salida y la superior. Se puede observar cómo la deslaminación es más alta en la pared superior para el caso de 60 % que para el de 75 %, al contrario que el tamaño de la fisura. Esto es debido a que el impacto de la lámina en el caso de menor porcentaje de llenado genera una respuesta más localizada en la pared superior, de tal manera que la curvatura de la misma es mayor, generando las tensiones tangenciales suficientes como para que se desarrolle la deslaminación. Por el contrario, el caso de mayor porcentaje de llenado produce una respuesta más global y gradual que provoca unas mayores tensiones normales que favorecen la mayor propagación del fallo en las fibras.

---



(a) Energía cinética del fluido



(b) Energía cinética de la pared superior

Figura 6.6: Energías cinéticas para los impactos parcialmente llenos a 900 m/s del modelo MM-ALE.



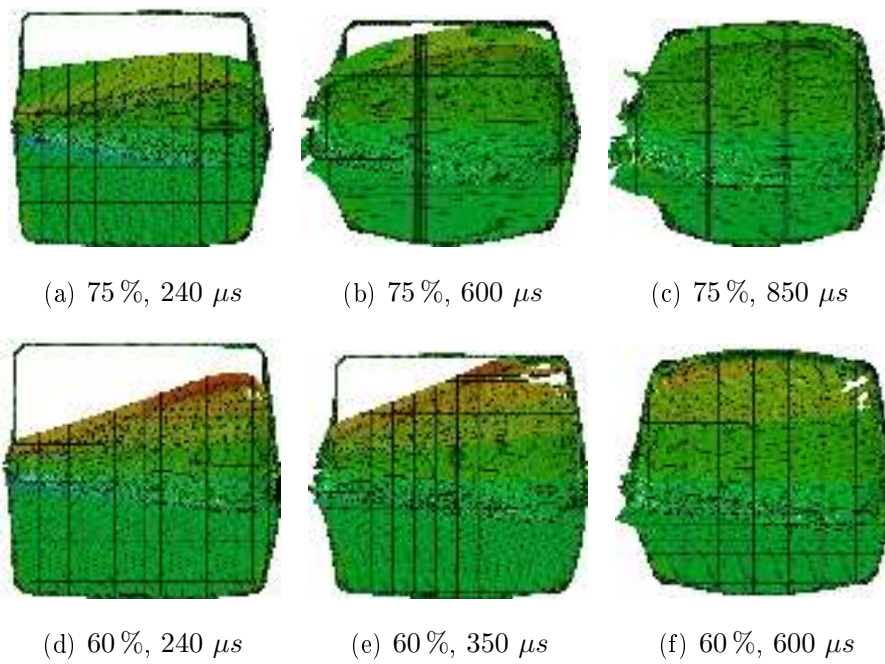
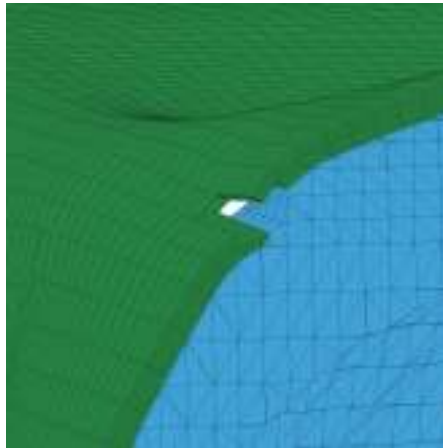
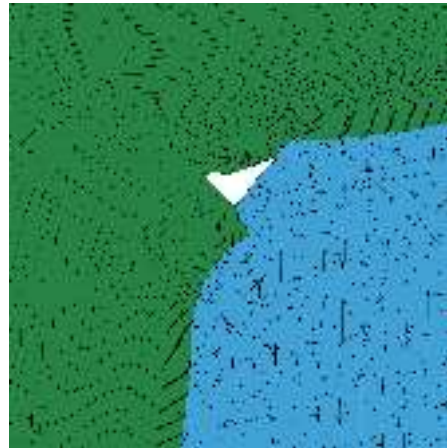


Figura 6.7: Imágenes en distintos instantes del proceso de impacto de la lámina de agua contra la pared superior para los casos parcialmente llenados a 900  $m/s$ . Está representado las velocidades en el eje vertical obtenidas del modelo MM-ALE. Rojo: 300  $m/s$ . Azul:  $-300 m/s$ .

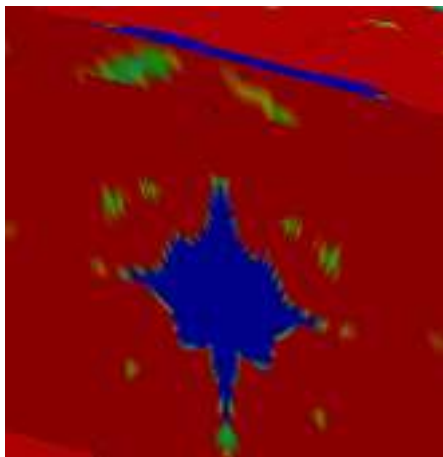
---



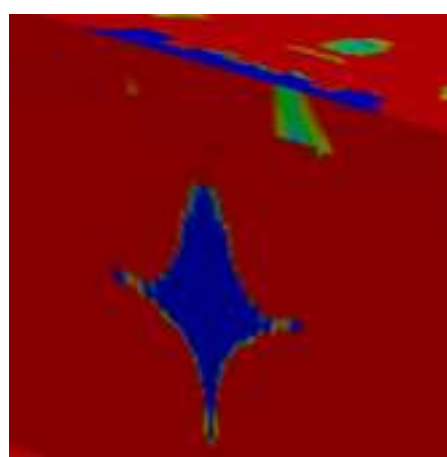
(a) 75 %, 1000  $\mu s$



(b) 60 %, 700  $\mu s$



(c) 75 %, 1200  $\mu s$



(d) 60 %, 900  $\mu s$

Figura 6.8: Imágenes del modelo MM-ALE. Arriba: Detalle del inicio del daño Abajo: Deslaminación representada en un rango de rojo dañada a azul no dañada.

---

---

Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

# Capítulo 7

## Conclusiones y trabajos futuros

### 7.1. Introducción

En la presente tesis se ha realizado el estudio de la respuesta de tanques de combustible integrados de material compuesto que contienen fluido en su interior sometidos a impactos de alta velocidad. Para ello se han empleado metodologías tanto experimentales como numéricas. En ambas, se ha analizado la influencia que tiene la velocidad de impacto y la fracción de llenado del tanque en el comportamiento de éstos cuando son sometidos a impactos de alta velocidad. A continuación se presentan las principales conclusiones obtenidas y las posibles líneas futuras de investigación.

### 7.2. Conclusiones

En relación a las tareas que se han planteado en esta tesis se puede afirmar que:

- Se ha diseñado una metodología experimental capaz de reproducir el fenómeno del golpe hidrodinámico en tanques de combustible integrados de material compuesto. Se han realizado ensayos experimentales de impacto sobre tubos de material compuesto conteniendo fluido en su interior, variando la velocidad de impacto y el porcentaje de llenado. Se han obtenido los datos necesarios de los ensayos experimentales que han permitido analizar el mencionado fenómeno así como validar los modelos numéricos desarrollados.
- Se han realizado dos modelos numéricos en el código comercial de elementos finitos LS-

---

DYNA v. R7. Ambos emplean el mismo modelo de comportamiento para el material compuesto, pero difieren en la técnica usada para reproducir la interacción fluido estructura; el primero de ellos usa la técnica MM-ALE mientras el segundo emplea la técnica SPH. El modelo de comportamiento de material compuesto implementado modeliza el fallo intralaminar mediante una subrutina de usuario y el fallo interlaminar mediante el uso de un modelo cohesivo.

En relación al objetivo de esta tesis, el estudio de la respuesta de tanques de combustible integrados de material compuesto que contienen fluido en su interior sometidos a impactos de alta velocidad, se puede concluir que:

- En el proceso del golpe hidrodinámico se pueden distinguir cuatro fases: la fase de choque, la resistente, la de salida y la de la cavidad. Cada una de ellas genera una respuesta en la estructura diferente por lo que deben ser analizadas de manera independiente.
  - En la fase de choque se genera una onda de compresión proporcional al cuadrado de la velocidad de impacto que se trasmite a través del fluido a toda la estructura. A diferencia de los casos completamente llenos, en los casos parcialmente llenos se crea una onda de rarefacción que sigue a la mencionada onda de presión, disminuyendo el tiempo de duración del pulso de presión medido en los sensores. Ninguna de las ondas genera ningún tipo de daño en la estructura de material compuesto.
  - En la fase resistente se crea una zona de sobrepresión justo delante del proyectil y una cavidad en la estela del mismo. En esta fase se produce la transferencia de energía entre proyectil y fluido. La cantidad de energía transferida entre proyectil y fluido es la misma en los casos completos y los parcialmente llenos, por lo que al haber menos cantidad de fluido en éstos últimos la energía específica será mayor.
  - En la fase de salida, la sobrepresión creada en el frente del proyectil precarga la pared de salida de modo que los daños generados en dicha pared serán mayores que los que aparecen en la pared de entrada, libre de precargas. En los casos parcialmente llenos, la superficie del fluido está cerca de la trayectoria del proyectil lo que provoca que la zona de sobrepresión que se crea sea de menor tamaño que en los casos completamente llenos, por lo que la precarga es menor que en estos últimos. En los casos parcialmente llenos, este
-

---

efecto unido a un menor empuje de la cavidad, ya que hay una menor cantidad de fluido, genera que las fisuras en la pared de salida sean menores que en los casos completamente llenos.

- La expansión de la cavidad genera una fuerza sobre la estructura que provoca los principales procesos de daños en los tanques completamente llenos. Para los casos a  $900\text{ m/s}$  se producen roturas de fibras tanto en la pared de entrada como de salida, mientras que para los impactos de menor velocidad solo se producen en la pared de salida.
- En los casos de llenado parcial se crean, al igual que en los casos completamente llenos, fisuras en la pared de entrada y salida. Debido a que hay menos cantidad de fluido, la fuerza que se ejerce sobre las paredes es menor por lo que las fisuras son también menores. Sin embargo, tal y como se ha comentado, la energía específica del agua en los casos parcialmente llenos es mayor que en los casos completamente llenos. Esto genera que la velocidad del fluido sea mayor en los casos parcialmente llenos haciendo que la lámina de agua que inicialmente está por encima de la trayectoria del proyectil se desplace a gran velocidad e impacte contra la pared superior. Debido a este impacto, en los casos parcialmente llenos a  $900\text{ m/s}$ , se producen importantes fisuras en el borde curvo que une la pared de salida con la pared superior.
- En relación a las dos técnicas numéricas implementadas para modelizar la interacción fluido estructura se ha comprobado que, a pesar de que ambas técnicas reproducen adecuadamente la respuesta de la estructura de material compuesto ante el golpe hidrodinámico, el modelo que usa la técnica MM-ALE tiene un coste computacional menor que el SPH, por lo que es el método más adecuado para resolver este problema. Por otro lado, el modelo de comportamiento implementado para el material compuesto es capaz de reproducir los principales mecanismos de daño que aparecen experimentalmente en un tanque de combustible de material compuesto sometido al golpe hidrodinámico

En relación a la información adicional que nos proporciona los modelos numéricos previamente validados, se ha conseguido analizar los principales procesos de rotura tanto en los tanques completamente llenos como en los parcialmente llenos. De este análisis se ha podido concluir:

- Se ha diseñado un modelo simplificado de la respuesta del tubo de material compuesto
-

---

capaz de explicar las fisuras que aparecen en los casos completamente llenos. Este modelo se basa en que la extensión de la cavidad produce una fuerza contra las paredes del tanque que puede asumirse como homogénea y cuasiestática. Además, se puede asumir que el volumen de la cavidad es igual a lo que deben deformarse las paredes para acoger este volumen. De esta manera, se ha podido explicar que en los impactos a  $900\text{ m/s}$  se produce una fisura en la pared de entrada y no en los de  $600\text{ m/s}$ ; la cavidad que se genera en el impacto a mayor velocidad es mayor que la necesaria para iniciar estas fisuras, lo que no ocurre para el caso a  $600\text{ m/s}$ .

- Para explicar las fisuras que aparecen en la pared superior en los casos parcialmente llenos se ha estudiado tanto la energía cinética del agua en estos casos como la energía cinética de la pared superior. En los casos con un llenado parcial del 60%, la energía cinética de la pared alcanza el máximo cuando toda la lámina de agua que está inicialmente encima de la trayectoria del proyectil impacta contra la pared superior, creándose instantes después la fisura en dicha pared. Sin embargo, en el caso con un porcentaje de llenado del 75%, la energía cinética muestra una región de estabilización o “plateau” cuando alcanza su máximo, debido a que hay una mayor cantidad de agua en esta lámina de fluido impactando contra la pared superior. Esto explica por qué la fisura es más grande para este caso con mayor porcentaje de llenado que para el de menor porcentaje de llenado.

### 7.3. Trabajos futuros

El desarrollo de la metodología experimental y numérica en esta tesis permite ampliar las posibilidades de estudio de la respuesta de los tanques de combustible de material compuesto con fluido en su interior sometidos a impactos a alta velocidad. En este sentido, se proponen los siguientes trabajos, algunos de ellos ya iniciados, como continuación de la tesis:

- Análisis del efecto de la trayectoria de impacto. Los estudios de vulnerabilidad de los tanques de combustible indican que los proyectiles pueden aproximarse siguiendo distintas trayectorias. Por ello, se plantea realizar el análisis de la influencia del ángulo de impacto, así como de la pared impactada usando una metodología exclusivamente numérica debido a la dificultad experimental de realizar estos ensayos experimentales.
-

- 
- Análisis del efecto de la geometría del proyectil. Una vez realizado el análisis con la geometría esférica que idealiza la forma de los fragmentos que pueden impactar contra el tanque de un combustible, es posible estudiar tanto experimental como numéricamente la influencia que la forma o el tamaño tienen sobre el golpe hidrodinámico y por tanto sobre la respuesta del tanque de material compuesto. Dado que esta geometría afecta al coeficiente de rozamiento del proyectil en el fluido, es previsible que la respuesta del tanque de combustible de material compuesto se vea modificada.
  - Como se ha comprobado, los tanques de material compuesto pueden sufrir daños estructurales catastróficos cuando se ven sometidos al golpe hidrodinámico. Por ello, y una vez que se ha estudiado la respuesta de estos tanques ante el citado fenómeno es posible plantear cambios en el diseño de los mismos o incorporar protecciones a la estructura de tal manera que se reduzca la vulnerabilidad de los mismos. Para ello se plantean realizar ensayos experimentales y simulaciones numéricas que ayuden a estudiar las posibles soluciones que se planteen.
-



Esta página esta en blanco de manera intencionada.

---

# Bibliografía

- [1] Airbus 350xwb web. <http://www.a350xwb.com>. Marzo 2013.
- [2] Boeing web. <http://www.boeing.com/commercial/787family>. Marzo 2013.
- [3] Concorde accident web. <http://www.primeraclase.com>. Marzo 2013.
- [4] Eurofighter web. <http://www.eurofighter.com>. Marzo 2013.
- [5] V. Authors. World wide failure exercise. Composite Science and Technology vol. 58(7)(1998), 62(12-13) (2002) y 64(3-4) (2004), Journal of Composite Materials vol. 46(19-20) (2012), 47(6-7) (2013).
- [6] V. Authors. Federal aviation administration aviation security improvement act. Public Law 101-604, 1990.
- [7] V. Authors. Federal aviation administration research, engineering, and development authorization act. Public Law 101-508, 1990.
- [8] V. Authors. Accident on 25 july 2000 at la patte d'oie in gonesse to the concorde registered f-btsc by air france. Ministere de l'équipement des transports et du logement Buereau d'enquetes et d'analyses pour la securite de l'aviation civile, 2000.
- [9] V. Authors. Hexply 8552 product data hexcel composites, October 2008.
- [10] V. Authors. In-flight uncontained engine failure airbus a380-842, vh-oqa. Technical report Australian Transport Safety Bureau, 2010.
- [11] J. G. Avery. Design manual for impact damage tolerant aircraft structure. Technical report AGARD-AG-238, 1981.

- 
- [12] T. Belytcho and J. Kennedy. Computer methods for subassembly simulation. Nucl. Eng. Des., 1978.
- [13] J. Bless. Fuel tank survivability for hydrodynamic ram induced by high velocity fragments. Technical report AFFDL-TR-78-182,, 1979.
- [14] R. Boyd, R. Royles, and K. El-Deeb. Simulation and validation of undex phenomena relating to axisymmetric structures. Sixth international LS-DYNA users conference simulation. Dearborn (Michigan), April 2000.
- [15] J. C. Brewer and P. A. Legace. Quadratic stress criterion for initiations of delamination. *Journal of composite materials*, 22:1141 – 1155, 1998.
- [16] D. C. Camanho PP. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials. Tech Report NASA/TM-2002-211737, 2008.
- [17] W. Cantwell. The influence of target geometry on the high velocity impact response of cfrp. *Composite Structures*, 10(3):247–265, 1988.
- [18] F. Chang and K. Chang. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials*, 21:834–55, 1987.
- [19] O. Cousigné, D. Moncayo, D. Coutellier, P. Camanho, H. Naceur, and S. Hampel. Development of a new nonlinear numerical material model for woven composite materials accounting for permanent deformation and damage. *Composite Structures*, 106:601–614, 2013.
- [20] A. J. C. Crespo. *Application of the Smoothed Particle Hydrodynamics model SPHysics to free surface hydrodynamics*. PhD thesis, Universidad de Vigo.
- [21] E. Deletombe, J. Fabis, and J. Dupas. Resistance of composite materials and tank structures to the impact and hydraulic ram pressure generated by a ballistic projectile. DYMAT, 2009.
- [22] E. Deletombe, J. Fabis, J. Dupas, and J. Mortier. Experimental analysis of 7.62 hydrodynamic ram in containers. *Journal of Fluids and Structures*, 37:1 – 21, 2013.
- [23] M. Deuschle. *3D Failure Analysis of UD Fibre Reinforced Composites: Puck’s Theory within FEA*. Phd thesis, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2010.
-

- 
- [24] P. J. Disimile, J. Davis, and N. Toy. Mitigation of shock waves within a liquid filled tank. *International Journal of Impact Engineering*, 38:61–72, 2011.
- [25] P. J. Disimile, N. Toy, and L. Swanson. A large-scale shadowgraph technique applied to hydrodynamic ram. *Journal of Flow Visualization and Image Processing*, 16:303–332, 2009.
- [26] J. Donea. Lagrangian and eulerian finite element method for transient dynamic fluid-structure interactions. *Comput. Meth. Appl. Mech. Eng.*, 1982.
- [27] J. Donea, A. Huerta, J.-P. Ponthot, and A. Rodríguez-Ferrán. Arbitrary lagrangian eulerian method. *Encyclopedia of Computational Mechanics*, 1:413–439, 2004.
- [28] R. Frank and R. Lazarus. Mixed eulerian-lagrangian method. *Methods in Computational Physics*, Vol. 3: Fundamental methods in hydrodynamics, 1964.
- [29] L. Friedrich and J. L. Preston. Impact resistance of fiber composite blades used in aircraft turbine engines. Technical report. NASA, 1973.
- [30] P. Gerhart, R. Gross, and J. Hochstein. Fundamentals of fluid mechanics. Addison-Wesley Publishing Co., 1992.
- [31] R. Gerlach, C. R. Siviour, J. Wiegand, and N. Petrinic. In-plane and through-thickness properties, failure modes, damage and delamination in 3d woven carbon fibre composites subjected to impact loading. *Composites Science and Technology*, 72(3):397 – 411, 2012.
- [32] R. A. Gingold and J. J. Monaghan. Smooth particle hydrodynamics: theory and application to non spherical stars. *Mon. Not. R astr Soc*, pages 375–389, 1977.
- [33] C. P. T. A. M. J. González EV, Maimí P. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. *Compos Struct*, 94(11):3364–78, 2012.
- [34] B. P. Gupta and N. Davids. Toughening of epoxy resin networks with functionalized engineering thermoplastics. *Experimental Mechanics*, 6:445–450, 1966.
- [35] J. Hallquist. Ls-dyna theory manual. Livermore Software Technology Company, March 2006.
-

- 
- [36] Z. Hashin. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*, 47:329–334, 1980.
- [37] Z. Hashin and A. Rotem. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. Technical report. Department of materials engineering; Technion - Israel Institute of technology, 1973.
- [38] P. Hazell, G. Kister, C. Stennett, P. Bourque, and G. Cooper. Normal and oblique penetration of woven {CFRP} laminates by a high velocity steel sphere. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 39(5):866 – 874, 2008.
- [39] S. Heimbs, A. Nogueira, E. Hombergsmeier, M. May, and J. Wolfrum. Failure behaviour of composite t-joints with novel metallic arrow-pin reinforcement. *Composite Structures*, 110:16 – 28, 2014.
- [40] C. Hirt. An arbitrary lagrangian-eulerian computing method for all flow speeds. *Journal Computational Physics*, 1974.
- [41] J. Hou, N. Petrinic, C. Ruiz, and S. Hallett. Prediction of impact damage in composite plates. *Compos Sci Technol*, 60(2):273–81, 2000.
- [42] J. Hughes. Lagrangian-eulerian finite element formulation for incompressible viscous flows. *Comput. Meth. Appl. Mech. Eng.*, 1981.
- [43] D. Hull. *Materiales compuestos*. Editorial Reverté, Barcelona, 1987.
- [44] M. J. Jacobson. Addendum to design manual for impact damage tolerant aircraft structure. Technical report AGARD-AG-238 (Addendum), 1988.
- [45] A. K. Kaw. *Mechanics of Composite Materials*. Taylor and Francis Group, Florida, 2006.
- [46] M. W. Lewis, B. A. Kashiwa, and R. M. Rauenzahn. Hydrodynamic ram modeling with the immersed boundary method. ASME Pressure Vessels and Piping Conference, 1998.
- [47] C. Liang, S. Bifeng, and P. Yang. Simulation analysis of hydrodynamic ram phenomenon in composite fuel tank to fragment impact. Third International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, 2011.
-

- 
- [48] Y.-Y. Lin and C.-D. Kan. A performance study of ls-dyna on vehicle crash simulation. 6th International LS-DYNA Conference, Detroit, 2000.
- [49] L. B. Lucy. A numerical approach to the testing of the fission hypothesis. *Astron. J.*, 82:1013–1024, 1977.
- [50] J. López-Puente. *Análisis y Modelización de Impactos de Alta Velocidad Sobre Laminados Carbono/Epoxi*. PhD thesis.
- [51] J. López-Puente, R. Zaera, and C. Navarro. The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact response of cfrps. *Composites Part B: Engineering*, 33(8):559 – 566, 2002.
- [52] J. López-Puente, R. Zaera, and C. Navarro. High energy impact on woven laminate. *J Phys IV*, 110:639–44, 2003.
- [53] J. López-Puente, R. Zaera, and C. Navarro. Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates. *Compos Part A-Appl S*, 39:374–87, 2008.
- [54] P. Maimí, P. Camanho, J. Mayugo, and C. Dávila. A continuum damage model for composite laminates: Part i constitutive model. *Mechanics of Materials*, 39(10):897 – 908, 2007.
- [55] X. Martínez, F. Rastellini, S. Oller, F. Flores, and E. Oñate. Computationally optimized formulation for the simulation of composite materials and delamination failures. *Composites Part B: Engineering*, 42(2):134 – 144, 2011.
- [56] E. Martín-Santos, P. Maimí, E. V. González, and P. Cruz. A continuum constitutive model for the simulation of fabric-reinforced composites. *Composite Structures*, 111:122 – 129, 2014.
- [57] A. Matzenmiller and M. Fiolka. Delaminationsfortschritt in faserverbundschalen. *PAMM Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics*, 5:393–394, 2005.
-

- 
- [58] A. Matzenmiller, S. Gerlach, M. Fiolka, I. Mechanik, and U. Kassel. Progressive failure analysis of adhesively bonded joints in crash simulations. LS-DYNA Anwenderforum, Ulm, 2006.
- [59] R. Messahel and M. Souli. Sph and ale formulations for fluid structure coupling. *Computer Modeling in Engineering*, 96(6):435–455, 2013.
- [60] A. Miravete. *Materiales compuestos*. Cambridge University, Zaragoza, 2000.
- [61] N. Moussa, M. Whale, D. Groszmann, , and X. Zhang. The potential for fuel tank fire and hydrodynamic ram from uncontained aircraft engine debris. Report DOT/FAA/AR-96/95 Federal Aviation Administration, 1997.
- [62] M. Nishida and K. Tanaka. Experimental study of perforation and cracking on water filled aluminum tube impacted by steel spheres. *Int J Impact Eng*, 32:2000–2016, 2006.
- [63] W. Noh. Cel:a time-dependent two-space dimensional coupled eulerian-lagrangian code. *Methods in Computational Physics*, 1964.
- [64] M. A. Perez. *Evaluación del daño por impacto en laminados de material compuesto mediante la respuesta dinámica*. PhD thesis, Univeridad Politécnica de Cataluña.
- [65] J. Pernas-Sánchez. *Análisis y simulación de impactos de hielo sobre laminados carbono/epoxi*. PhD thesis, Universidad Carlos III de Madrid.
- [66] J. Pernas-Sánchez, J. Artero-Guerrero, D. Varas, and J. López-Puente. Experimental analysis of normal and oblique high velocity impacts on carbon/epoxy tape laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 60(0):24 – 31, 2014.
- [67] S. T. Pinho, C. G. Dávila, P. P. Camanho, L. Iannucci, and P. Robinson. Failure models and criteria for frp under in-plane or three-dimensional stress states including shear non linearities. Technical report. NASA, 2005.
- [68] A. Puck and H. Schurmann. Failure analysis of frp laminates by ,eams of physically based phenomenological models. *Composite Science and Technology*, 58:1045–1067, 1998.
- [69] A. Puck and H. Schurmann. Failure analysis of frp laminates by ,eams of physically based phenomenological models. *Composite Science and Technology*, 62:1633–1662, 2002.
-

- 
- [70] M. A. Pérez, X. Martínez, S. Oller, L. Gil, F. Rastellini, and F. Flores. Impact damage prediction in carbon fiber-reinforced laminated composite using the matrix-reinforced mixing theory. *Composite Structures*, 104(0):239 – 248, 2013.
- [71] J. V. Repa. Physics-based modeling of hydrodynamic ram phenomena. Technical Report.
- [72] R. Salome, V. Albouys, C. L. Floch, D. Sornette, and J. Vila. High pressure composite tank behaviour under an hypervelocity impact. Proceedings of the Third European Conference on Space Debris, 19 - 21 March 2001, Darmstadt, Germany, 2001.
- [73] J. Sarrate. Ale formulation for fluid-rigid body interaction. *Comput. Methods. Appl. Mech. Engrg.*, 2001.
- [74] K. Schweizerhof, K. Weimar, T. Münz, and T. Rottner. Crashworthiness analysis with enhanced composite material model in ls-dyna - merits and limits. LS-DYNA World Conference 1998 Detroit, 1998.
- [75] L. Schwer. Preliminary assesment of non-lagrangian methods for penetration simulation. 8th International LS-DYNA Users Conference Dearborn (Michigan), May 2004.
- [76] S. C. Shi Y, Swait T. Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact. *Compos Struct*, 94(9):2902–13, 2012.
- [77] C. E. Sparks, R. Hinrichsen, and D. Friedman. Comparison and validation of smooth particle hydrodynamics (sph) and coupled euler lagrange (cel) techniques for modeling hydrodynamic ram. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2005.
- [78] P. Stephani and P. M. C. Less. Numerical analysis of the hydrodynamic ram of a cfrp integral tank. *International Conference on Structures Under Shock and Impact IX*, 87:45–53, 2006.
- [79] C. Sun and S. Potti. A simple model to predict residual velocities of thick composite laminates subjected to high velocity impact. *International Journal of Impact Engineering*, 18(3):339 – 353, 1996.
-



- 
- [80] J. Trulio. Theory and structure of the afton codes. Report AFWL-TR-66-19, Air Force Weapons Lab, 1966.
- [81] S. W. Tsai. Strength characteristics of composite materials. Technical report. NASA/CR-224, 1965.
- [82] S. W. Tsai and E. M. Wu. A general theory for anisotropic materials. *Journal of Composites Material*, 5:58–80, 1971.
- [83] C. J. R. J. Turon A, Camanho PP. Accurate simulation of delamination growth under mixed-mode loading using cohesive elements: Definition of interlaminar strengths and elastic stiffness. *Compos Struct*, 92(8):1857–64, 2010.
- [84] D. Varas. *Estudio experimental y numérico del comportamiento de tanques integrados de combustible frente a impacto de alta velocidad*. PhD thesis, Universidad Carlos III de Madrid.
- [85] D. Varas, J. Artero-Guerrero, J. Pernas-Sánchez, and J. López-Puente. Analysis of high velocity impacts of steel cylinders on thin carbon/epoxy woven laminates. *Composite Structures*, 95(0):623 – 629, 2013.
- [86] D. Varas, R. Zaera, and J. López-Puente. Numerical modelling of the hydrodynamic ram phenomenon. *Int J Impact Eng*, 36:363–74, 2006.
- [87] G. J. Vassilakos and D. E. Stegall. Performance evaluation of pressure transducer for water impacts. 28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference, 2012.
-