



UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

## TESIS DOCTORAL

Estudio experimental y numérico del comportamiento  
de tanques integrados de combustible frente a  
impacto de alta velocidad

Autor: DAVID VARAS DOVAL  
Ingeniero Industrial

Director: Prof. Dr. D. RAMÓN ZAERA POLO

DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y  
TEORÍA DE ESTRUCTURAS

Leganés, 2009



TESIS DOCTORAL

ESTUDIO EXPERIMENTAL Y NUMÉRICO DEL  
COMPORTAMIENTO DE TANQUES INTEGRADOS  
DE COMBUSTIBLE FRENTE A IMPACTO DE  
ALTA VELOCIDAD

**Autor: David Varas Doval**

**Director: Prof. Dr. D. Ramón Zaera Polo**

Firma del Tribunal Calificador

Presidente:

Vocal:

Vocal:

Vocal:

Secretario:

Calificación:

En Leganés, a                      de                      2009



*A los que vengan*



# Agradecimientos

En primer lugar quiero agradecer al profesor Ramón Zaera todo su apoyo, comprensión y ayuda durante la realización de esta tesis, sus consejos y conocimientos han sido de gran valor para su finalización. Gracias por la libertad y confianza que me has concedido en todo momento y por contagiarme tu entusiasmo y optimismo. Trabajar junto a ti estos años ha sido un placer.

A José Fernández por “reclutarme para la causa”, dándome la oportunidad de trabajar y aprender en el grupo de Dinámica y Fractura de Elementos Estructurales. Gracias por los ánimos y la confianza depositada en mí y en mi trabajo.

A Carlos Navarro por sus consejos y apoyo.

A mis compañeros de Departamento, sin duda un grupo de personas excepcional humana y profesionalmente, por su ayuda, apoyo y amistad. Gracias por esos ratos en los desayunos.

A Jorge López, el “segundo de a bordo”, por sus consejos, ayuda, asistencia informática, ánimos y confianza. También por esas comidas y charlas de los viernes.

A Ángel Arias, por sus constantes ánimos, consejos y confianza en mi trabajo.

A José Antonio Loya, por la ayuda prestada, los consejos y los ánimos.

A la gente de “abajo”, David, Inés, Pepe y Sergio (aunque algunos ya están “arriba”) por su ayuda en toda la parte experimental. Especialmente a Sergio, por esos ensayos a horas intempestivas, por las ideas y consejos, por tu disposición, por las cenas de los días de

ensayo y por las conversaciones. Gracias.

A la gente del “otro lado”, Karlos, Guadalupe, David y Rolando. Gracias por la amistad y los momentos compartidos.

A mis compañeros de despacho, especialmente a Jorge y Nacho por los buenos y malos ratos, por las charlas y los silencios, por vuestra amistad y ayuda.

A mi familia y amigos, especialmente a mis padres, que aún sin entender muy bien cómo me metí en esto, me han dado su apoyo, ánimos y ayuda incondicional. Gracias por ser así e inculcarme una serie de valores por encima de todo lo demás.

Por último, y de manera muy especial a Belén. Por sus ánimos en momentos difíciles, por su apoyo incondicional, por su comprensión y paciencia en todos estos años. Gracias por hacerme todo este tiempo de tesis mucho más fácil, gracias por tu alegría y tus ganas de disfrutar la vida. Gracias por cruzar junto a mí otra línea de meta más para, después de tomar aire, continuar nuestro camino hacia la siguiente.

# Resumen

Los impactos a alta velocidad sobre tanques de combustible están considerados como amenazas de gran importancia en relación con la vulnerabilidad de las aeronaves, ya que dichos tanques ocupan una gran parte de las alas, y éstas representan la mayor superficie expuesta de todos los elementos estructurales susceptibles de recibir cualquier tipo de impacto.

En esta Tesis Doctoral se ha estudiado el comportamiento de tanques de aluminio, conteniendo fluido, frente a impacto de alta velocidad. Se ha analizado, tanto por medio de una metodología experimental como numérica, la influencia de dos factores sobre la respuesta estructural del tanque: la velocidad de impacto y la fracción de llenado del tanque.

Para la realización de los ensayos experimentales se ha empleado un sistema neumático de impulsión, a través del cual se han lanzado proyectiles a distintas velocidades, y una cámara de alta velocidad capaz de filmar el proceso de penetración del proyectil en el fluido. Las simulaciones numéricas se han realizado mediante un código comercial de elementos finitos, empleando dos técnicas diferentes (ALE y SPH) para evaluar la capacidad predictiva de cada una de ellas en este tipo de problemas de impacto.

Mediante el análisis de los resultados se ha conseguido una mayor comprensión del fenómeno de Golpe Hidrodinámico, que puede contribuir a su atenuación en futuros diseños de tanques de combustible. En este sentido, el desarrollo y validación del modelo de simulación empleado permitirá facilitar el diseño y reducir el número de ensayos experimentales.



# Abstract

High speed impacts on fluid-filled tanks are considered as one of the most important threats in aircraft vulnerability, since the fuel tanks represent the largest exposed area of all the vulnerable components.

In this Ph.D. Thesis the behavior of fluid-filled aluminium tanks subjected to high-velocity impact has been studied. An experimental and numerical methodology has been employed to analyze the influence of two different factors on the tank structural behavior: impact velocity and volume fraction.

To perform the experimental tests, a pneumatic boost system, to launch projectiles at different velocities, and a high-speed camera, which is capable of record the penetration process of the projectile into de fluid, have been used. The numerical simulations have been carried on by means of a finite element commercial code, applying two different approaches (ALE and SPH) to evaluate its predictive capacity in this kind of impact problems.

The results analysis have allowed a better understanding of the Hydrodynamic Ram phenomenon, which could contribute to attenuate it on future fuel tanks designs. On this way, the development and validation of the simulation model used will make the design process easier and reduce the number of experimental tests.



# Índice general

<b>1. MOTIVACIÓN Y OBJETIVOS</b>	<b>1</b>
1.1. Motivación. . . . .	1
1.2. Objetivos. . . . .	5
1.3. Contenido. . . . .	6
<b>2. ANTECEDENTES</b>	<b>9</b>
2.1. Tanques integrados de combustible. . . . .	9
2.1.1. Estructura de un ala. . . . .	10
2.2. Impactos sobre tanques con fluido en su interior. . . . .	13
2.2.1. Golpe hidrodinámico. . . . .	14
2.3. Estudios experimentales. . . . .	17
2.4. Estudios numéricos y analíticos. . . . .	25
<b>3. MATERIAL Y MÉTODO EXPERIMENTALES</b>	<b>35</b>
3.1. Introducción. . . . .	35

3.1.1. Factores considerados. . . . .	36
3.2. Especímenes a ensayar. Montaje e instrumentación. . . . .	37
3.3. Dispositivos experimentales. . . . .	40
3.3.1. Sistema neumático de impulsión y cámara de ensayos. . . . .	41
3.3.2. Cámara de alta velocidad y sistema de iluminación. . . . .	42
3.3.3. Sistema de adquisición de datos. . . . .	45
3.4. proyectil y casquillos. . . . .	45
3.5. Procedimiento de ensayo. . . . .	47
3.6. Medida del desplazamiento de las paredes de los tubos. . . . .	48
<b>4. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES</b>	<b>51</b>
4.1. Introducción. . . . .	51
4.2. Imágenes del proceso de impacto. . . . .	51
4.3. Posición y velocidad del proyectil. . . . .	56
4.4. Presión en el fluido. . . . .	58
4.5. Deformación de los tubos impactados. . . . .	63
4.6. Deformación en bandas extensométricas. . . . .	68
<b>5. MÉTODO DE SIMULACIÓN Y VALIDACIÓN DEL MODELO NUMÉRICO</b>	<b>73</b>
5.1. Introducción. . . . .	73

5.2. Modelizado del tanque y del proyectil. . . . .	74
5.3. Modelizado del fluido. . . . .	77
5.3.1. Modelo ALE. . . . .	78
5.3.2. Modelo SPH. . . . .	81
5.4. Validación numérica. . . . .	83
5.4.1. ALE vs SPH. . . . .	83
5.4.2. Resultados en tubos parcialmente llenos. . . . .	91
<b>6. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS NUMÉRICOS</b>	<b>97</b>
6.1. Introducción. . . . .	97
6.2. Tubo completamente lleno. . . . .	98
6.3. Tubo parcialmente lleno. . . . .	107
<b>7. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS</b>	<b>115</b>
7.1. Conclusiones . . . . .	115
7.2. Trabajos futuros . . . . .	118
<b>Bibliografía</b>	<b>121</b>



---

# Capítulo 1

## MOTIVACIÓN Y OBJETIVOS

### 1.1. Motivación.

A la hora de diseñar un elemento estructural puede ser de gran interés conocer su comportamiento frente a cargas impulsivas si éste es susceptible de sufrir, durante su vida útil, impactos de distinta naturaleza. Si las cargas impulsivas se corresponden con impactos de alta velocidad, este interés cobra especial relevancia para determinadas áreas industriales, como la aeronáutica, donde los elementos estructurales que en ella se emplean muestran una especial vulnerabilidad a este tipo de impactos. No es difícil encontrar situaciones en las que una aeronave sufre cargas de estas características. Durante el despegue o aterrizaje, determinados componentes estructurales de un avión pueden recibir el impacto de una piedra o de algún otro sólido situado sobre la pista; asimismo, fuselaje, alas, estabilizadores, radomo o góndolas pueden ser impactados durante el vuelo por aves, granizo o incluso algún pequeño fragmento que haya podido desprenderse de una turbina. Algunos ejemplos del efecto de estos impactos quedan patentes en la Figura 1.1. En el campo de la aviación militar, el ejemplo más evidente de impacto corresponde al de un proyectil enemigo (Figura 1.2).



(a) Impactos de granizo ([www.nuestroclima.com](http://www.nuestroclima.com)).



(b) Impactos de aves (<http://airvoila.com/aviones-impactados-por-aves>).

Figura 1.1: Distintos efectos de impactos sobre diferentes elementos de aeronaves.

Los impactos sobre tanques de combustible son considerados de especial importancia en el estudio la vulnerabilidad de las aeronaves, ya que dichos tanques ocupan una gran parte de las alas, y éstas representan la mayor superficie expuesta de todos los elementos susceptibles de recibir cualquier tipo de impacto. En la guerra de Vietnam se puso de manifiesto la vulnerabilidad de aviones y helicópteros cuando sobrevolaban zonas a poca altura y eran alcanzados en los tanques de combustible por proyectiles disparados por pequeñas armas desde tierra. El combustible que se perdía por el orificio del impacto podía incendiarse y provocar una explosión, con la consiguiente pérdida de la aeronave. Además, cuando un objeto impacta y penetra en un tanque con fluido en su interior, transfiere parte de su energía cinética al fluido y, a través de éste, a las paredes del tanque, de tal modo que la interacción entre el fluido y la estructura causan un gran daño estructural, provocando el fallo catastrófico de dicho tanque y de otros elementos contiguos



Figura 1.2: Izqda.: F-14 impactado por un misil. Dcha.: F-15 Eagle en vuelo ([http://es.wikipedia.org/wiki/F-15 Eagle](http://es.wikipedia.org/wiki/F-15_Eagle)).

a éste. A este fenómeno se le conoce como “Golpe Hidrodinámico” (Hydrodynamic Ram, HRAM). En un conflicto más reciente, en la operación “Tormenta del Desierto” llevada a cabo durante la primera contienda entre EEUU e Irak, se observó que el 75 % de las pérdidas de aviones estaban relacionadas con el sistema de combustible [1]. Se debían principalmente a tres causas: fuego, explosión y Golpe Hidrodinámico, siendo este último, según las estadísticas, el más letal de los tres [2]. El fenómeno del Golpe Hidrodinámico es especialmente peligroso en aviones que han sido diseñados para conseguir una gran ligereza y que generalmente emplean celdas de combustible integradas en las alas.

Aunque la vulnerabilidad de las aeronaves frente a los impactos sobre tanques de combustible está habitualmente relacionada con los aviones militares, no se limita únicamente a éstos. La NASA se encontró con el mismo problema cuando partículas a hipervelocidad impactaban sobre los tanques de oxígeno líquido de las naves espaciales [3]. Tras llevar a cabo una serie de estudios para analizar el fenómeno, decidieron resolver el problema por medio de unos delgados “parachoques” metálicos que cubrían los tanques. Con este sistema las partículas se fragmentaban de modo que los tanques podían soportar la carga distribuida generada por las ligerísimas partículas. Esta solución, de utilidad en el campo de impactos a hipervelocidad, no se puede aplicar para la protección de los aviones,

donde los impactos se producen a regímenes de velocidad menos elevados. En la aviación civil también hay ejemplos de lo graves que pueden resultar los impactos sobre tanques de combustible. En 1990, a raíz de una serie de accidentes aéreos que venían ocurriendo desde 1979 en aviones comerciales, la Federal Aviation Administration (FAA) de EEUU pone en marcha el Programa de Investigación para la Prevención de Fallos Catastróficos en Aviones. El objetivo de este programa era prevenir que se produjeran fallos severos y, si no pudieran evitarse, al menos mitigar sus efectos de modo que el avión pudiera continuar su vuelo hasta aterrizar de modo seguro sin causar víctimas. Una de las áreas de estudio de este programa fue el análisis del efecto de la penetración de pequeños fragmentos, que pudieran desprenderse de las turbinas, en los tanques de combustible [4], poniendo de manifiesto la importancia de este tipo de impactos que podían originar la pérdida total de un avión. Otro caso, ocurrido en el año 2000 y que tuvo gran impacto mediático, fue el accidente de un Concorde instantes después de despegar del Aeropuerto Charles de Gaulle en París. En el informe final de la investigación llevada a cabo, se apunta al impacto sobre el tanque de combustible de un fragmento de neumático, producto del reventón de una de las ruedas del tren de aterrizaje del propio Concorde, como uno de los principales causantes del accidente [5]. El reventón se produjo por un fragmento metálico presente en la pista que se desprendió del avión que despegó instantes antes del Concorde. 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 e incendio del mencionado tanque. En la Figura 1.3 se muestra el fragmento que ocasionó el reventón de uno de los neumáticos, uno de los trozos de neumático recogidos después del accidente y el Concorde en llamas en el momento del despegue.

Los fenómenos que se dan en este tipo de impactos donde existe interacción entre estructura y fluido son altamente no lineales y, por tanto, la modelización del comportamiento de los elementos sometidos a ellos es compleja. No obstante, esta tarea es necesaria si se quiere disponer de una herramienta de análisis y diseño capaz de predecir la respuesta de



Figura 1.3: Accidente del Concorde en el año 2000. Izqda.: Fragmento metálico origen del reventón. Centro: Restos del neumático. Dcha.: Concorde en llamas ([www.primeraclase.com](http://www.primeraclase.com)).

los elementos sometidos a impactos de esta naturaleza, y así poder aumentar las probabilidades de supervivencia de una aeronave. Para una adecuada validación de la herramienta de simulación resulta imprescindible disponer de resultados experimentales cuantitativos que, adicionalmente, puedan aportar información para el análisis del problema.

## 1.2. Objetivos.

La presente Tesis Doctoral tiene como primer objetivo el análisis del fenómeno de impacto a alta velocidad sobre tanques de combustible integrados de aluminio que contienen fluido en su interior. Para ello se han empleado metodologías tanto experimentales como numéricas. Los factores analizados, elegidos por su previsible influencia en el comportamiento de los tanques anteriormente mencionados cuando son sometidos a impactos de alta velocidad, son: la *velocidad de impacto* y la *fracción de llenado* del tanque.

El segundo objetivo está orientado hacia la puesta a punto y validación de una metodología de modelización, que permita simular el fenómeno de Golpe Hidrodinámico, para su posterior utilización como herramienta de análisis y diseño.

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

tareas:

- Diseño y fabricación de los casquillos empleados en el lanzamiento de los proyectiles a distintas velocidades.
- Realización de ensayos de impacto sobre tubos de aluminio conteniendo fluido en su interior, variando la velocidad y la fracción de llenado.
- Medición de los desplazamientos y deformaciones de las paredes de los tubos así como de la presión en distintos puntos del interior del fluido. Además se ha filmado el proceso de penetración del proyectil en el fluido y de la formación de la cavidad que éste genera.
- Desarrollo de dos modelos numéricos distintos (ALE y SPH) para la simulación del Golpe Hidrodinámico, y posterior validación mediante los resultados experimentales obtenidos.
- Análisis de la capacidades de estos dos métodos de simulación numérica para la elección del más adecuado para la resolución del problema considerado.

### 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 tanques de combustible y al fenómeno del Golpe Hidrodinámico. A continuación se desarrolla una revisión bibliográfica de los estudios existentes en la literatura, atendiendo a los dos aspectos centrales de la tesis: trabajos experimentales, y modelos numéricos y analíticos desarrollados.

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

En el cuarto capítulo de esta tesis se presentan y analizan los resultados experimentales obtenidos.

El quinto 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, y su validación.

En el sexto capítulo se analizan los resultado obtenidos mediante el modelo numérico empleado.

En el último capítulo se recogen las conclusiones fundamentales de la tesis y se proponen posibles líneas de desarrollo futuro de los trabajos realizados.

## 1. MOTIVACIÓN Y OBJETIVOS

---

---

## Capítulo 2

# ANTECEDENTES

### 2.1. Tanques integrados de combustible.

Los aviones, ya sean comerciales o militares, utilizan gran parte de su estructura para situar una serie de tanques de combustible que satisfagan el gran consumo de sus motores. Los tanques suelen estar distribuidos principalmente a lo largo de las alas y en la zona central del avión (Figura 2.1). Además se encuentran interconectados entre sí de tal forma que, por medio de un sistema de bombeo, se proporciona el combustible que las turbinas requieren. 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 estructura del ala del avión, de modo que queda integrado en la misma. Para comprender mejor la configuración de estos depósitos se detalla a continuación cómo es la estructura de un ala y cuáles son sus componentes estructurales.

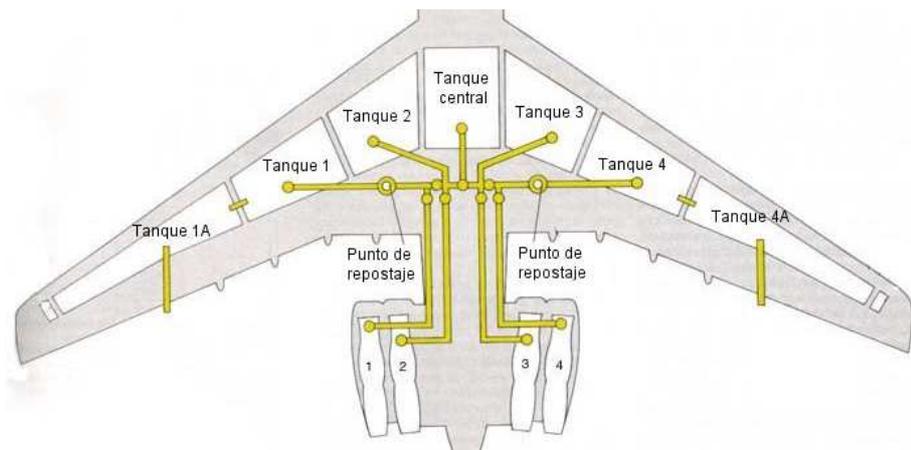


Figura 2.1: Esquema de distribución de tanques de combustible en un avión.

### 2.1.1. Estructura de un ala.

En la Figura 2.2 se muestra el esquema de la estructura de un ala. Sus principales componentes son los siguientes:

- **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. 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 I o en doble T. Otros tipos de largueros son los de Armadura y los de Alma Llena. En los primeros, las dos platabandas se unen entre sí con elementos diagonales y/o verticales que pueden estar vinculados por remachado, bulonado o soldadura, de modo que constituyen el alma del larguero. Los largueros de Alma Llena consisten en dos platabandas

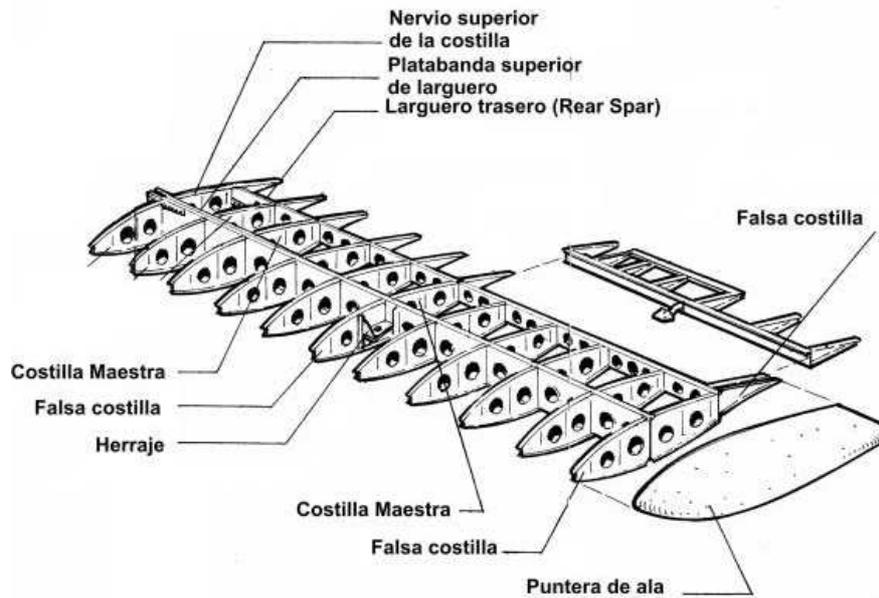


Figura 2.2: Estructura de un ala (www.oni.escuelas.edu.ar).

unidas por medio de una chapa que forma el alma. En el caso de que el alma sea muy alta, deben incluirse refuerzos verticales para aumentar la estabilidad de la chapa. Normalmente el alma presenta orificios realizados para disminuir su peso, facilitar las tareas de mantenimiento y pasar conductos y cables.

- Costillas.** Son los componentes que dan forma al perfil del ala. Además transmiten la carga del revestimiento a los largueros y proporcionan resistencia a torsión al ala. Se encuentran intercaladas perpendicularmente a los largueros manteniendo así la distancia entre éstos (Figura 2.2). Suelen tener orificios para eliminar material no necesario y aligerar peso. Junto con los largueros, dan forma a los depósitos de combustible y deben estar preparadas para resistir químicamente el contacto con este último.

Según su función se pueden encontrar distintos tipos de costillas.

- 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 (Figura 2.2).
- *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 (Figura 2.2).

En la Figura 2.3 se muestra con más detalle una costilla y algunos de los elementos que la componen.

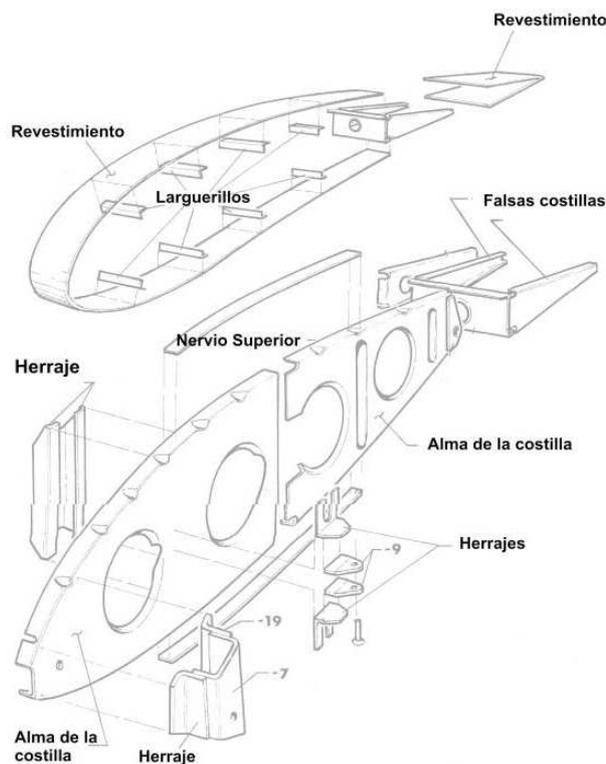


Figura 2.3: Detalle de una costilla ([www.oni.escuelas.edu.ar](http://www.oni.escuelas.edu.ar)).

- **Revestimiento.** El revestimiento es la parte externa del ala. Proporciona y mantiene la forma aerodinámica del ala y aísla del medio externo el combustible alojado en su interior. Hay dos tipos de revestimiento: el No Resistente o Pasivo (como el

fabricado con tela) y el Resistente o Activo (metálico o materiales compuestos). Este último tipo de revestimiento 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. El revestimiento se fija a la estructura del ala mediante remaches que deben ser de cabeza hundida para ofrecer la mínima resistencia al avance.

- **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.

La estructura reticular de las alas de avión hace que los tanques integrados de combustible sean los más empleados en todo tipo de aeronaves, tal y como ya se ha comentado. Actualmente su uso está disminuyendo en los aviones comerciales debido a la utilización de otro tipo de tanques que emplean distintos materiales y que son considerados menos vulnerables a sufrir fallos debido a impactos. No obstante todavía existen numerosos aviones, como el Boeing 737 o el 747 entre otros, en los que estos tanques están presentes. Sin duda, donde más se emplea este tipo de depósito de combustible es en pequeñas aeronaves y en los aviones de combate, puesto que proporcionan ligereza y capacidad de aprovechamiento del espacio para depositar combustible, lo que se traduce en una mayor autonomía de vuelo. En la Figura 2.4 se muestra la estructura del ala del avión de combate Eurofighter Typhoon, donde se aprecian las celdas de combustible formadas por los espacios existentes entre largueros y costillas.

## 2.2. Impactos sobre tanques con fluido en su interior.

La industria aeronáutica militar siempre ha estado interesada en el estudio de los fenómenos de impacto sobre tanques de combustible, pues la superficie asociada a éstos es la más



Figura 2.4: Estructura de ala de Eurofighter Typhoon ([www.eurofighter.com](http://www.eurofighter.com)).

expuesta a ser alcanzada por algún tipo de proyectil. Hasta la década de los 90 apenas se publicaban trabajos sobre este tema, pues las investigaciones realizadas pertenecían a agencias militares que restringían el acceso a su documentación. Sin embargo, tras la sucesión de distintos accidentes en aviación civil y el inicio del programa de investigación promovido por la FAA, mencionado en el capítulo anterior, las compañías aeronáuticas se interesaron por este tipo de impactos. De este modo el fenómeno de impacto de tanques de combustible pasó de ser un problema exclusivo de la industria militar, a ser tenido en consideración por toda la industria aeronáutica.

### 2.2.1. Golpe hidrodinámico.

No se pueden estudiar los impactos sobre estructuras que contienen fluido en su interior sin conocer el fenómeno llamado “Golpe Hidrodinámico” (Hydrodynamic Ram, HRAM). Cuando un fragmento o proyectil penetra en un tanque de combustible, pierde velocidad a medida que atraviesa el interior debido a las fuerzas de resistencia ejercidas por el líquido. Parte de la energía cinética del proyectil se emplea en desplazar el fluido, generando

una sobrepresión en este medio; a este fenómeno se le denomina Golpe Hidrodinámico. La presión originada por el impacto se transmite a las paredes del tanque (largueros, costillas y revestimientos), provocando su deformación y posterior daño estructural. Un efecto adicional es el aumento de tamaño del orificio de entrada del fragmento que ocasiona la pérdida de gran cantidad de combustible, con el consiguiente riesgo de incendio.

En el proceso del Golpe hidrodinámico se pueden distinguir varias fases, cada una de ellas contribuye de distinta manera y con diferente importancia al daño estructural del componente (Figura 2.5):

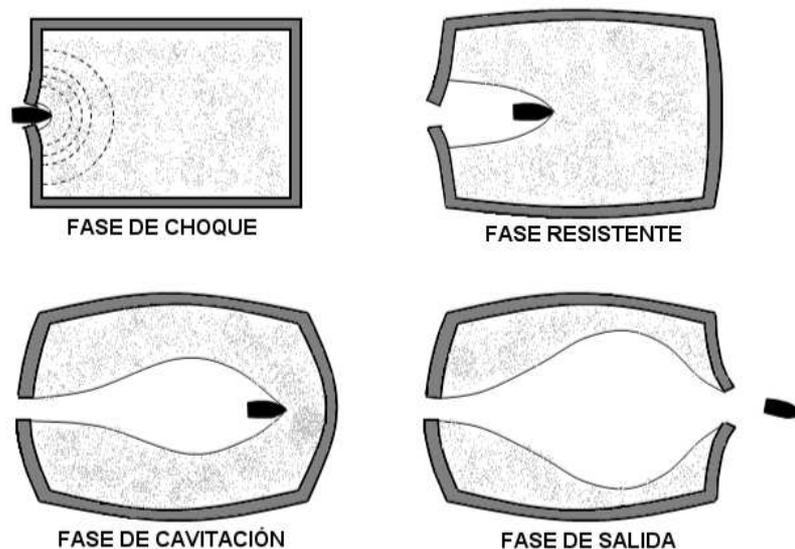


Figura 2.5: Fases del “Golpe Hidrodinámico”.

- Fase de choque.** Esta fase se inicia en el momento en que el proyectil perfora la pared del tanque e impacta sobre el combustible. En ese momento, el proyectil acelera el fluido y genera una onda de choque hemisférica centrada en el punto de impacto. Como la onda de presión se propaga a lo largo de la pared de entrada, ésta debe soportar grandes presiones en un breve periodo de tiempo, lo que puede provocar estados de tensión localizados cerca del orificio de entrada. Si estas tensiones son lo suficientemente grandes, generarán fisuras y el desgarro de la pared.

La intensidad del campo de presión generado varía según la cantidad de energía

transmitida al fluido por el proyectil durante el impacto inicial, es decir, depende de la forma, la masa y la energía cinética inicial del proyectil, además de las propiedades del fluido y de las paredes del tanque. Aunque el valor máximo del pulso de presión es elevado, éste disminuye rápidamente con la inversa de la distancia al punto de impacto.

En resumen, la fase de choque se caracteriza por un campo de presión intenso pero de corta duración que contribuye principalmente al daño de la pared de entrada.

- **Fase resistente.** En esta fase, el proyectil va perdiendo velocidad según atraviesa el fluido debido a la fuerza de resistencia que ofrece el combustible. La energía cinética perdida por el proyectil se emplea en desplazar el fluido de su trayectoria, generando un campo de presiones que se transmitirá a las paredes del tanque. Al contrario de lo que ocurre en la fase de choque, el fluido es acelerado de forma gradual y no impulsiva. Esto hace que el valor máximo del pulso de presión sea mucho menor, pero su duración mayor. El movimiento del fluido y la presión suelen continuar incluso después de que el proyectil abandone el tanque.

La fase resistente tiene una mayor duración que la fase de choque, ya que transcurre durante el recorrido del proyectil dentro del tanque, y puede generar grandes daños estructurales.

- **Fase de cavitación.** Esta fase se produce de forma simultánea a la fase resistente, durante el tiempo en que el proyectil atraviesa el interior del tanque.

Durante la fase resistente, el proyectil comunica una velocidad radial al fluido de tal modo que se forma una cavidad detrás del proyectil. La expansión y posterior colapso de la cavidad constituyen la fase de cavitación. Una vez que el proyectil sale del tanque, la cavidad continúa expandiéndose hasta adquirir una forma cercana a la esférica. Después su tamaño comienza a disminuir hasta colapsar y volver a expandirse. Este ciclo puede repetirse varias veces hasta que la cavidad desaparece por completo. En cada uno de estos colapsos y crecimientos de la cavidad se producen

pulsos de presión significativos.

- **Fase de salida.** Esta fase se inicia en el momento en el que el proyectil perfora la pared de salida del tanque. Al contrario de lo que ocurre con el impacto de entrada, el proyectil sale del tanque impactando sobre una pared pretensionada. Esta pretensión es generada por el fluido que el proyectil ha acelerado y desplazado hacia la pared de salida. La combinación de esta precarga y el impacto pueden provocar la aparición de extensas fisuras radiales en la pared de salida, así como una forma característica de pétalos (petalling) en el orificio de salida. En algunos casos, la presión que precede al impacto del proyectil es lo suficientemente grande como para iniciar las fisuras antes de que se produzca el impacto. Finalmente, la cavidad formada en la fase anterior oscila hasta provocar que el fluido se derrame a través de los orificios generados en el impacto.

## 2.3. Estudios experimentales.

Tal y como se ha comentado anteriormente, el estudio de impactos sobre tanques de combustible ha sido promovido esencialmente, hasta hace dos décadas, por la industria militar, que siempre ha mostrado un gran interés por el fenómeno del Golpe Hidrodinámico. Para tratar de entender mejor el citado fenómeno y la interacción que se produce entre fluido y estructura, varios grupos pertenecientes al Departamento de Defensa de los Estados Unidos dedicaron en los años 70 cuantiosos recursos a su investigación.

El Naval Weapons Center (NWC) ubicado en China Lake, California, fue uno de los mencionados grupos. En este centro se dirigió un proyecto sobre el Golpe Hidrodinámico consistente en la realización de una serie de ensayos balísticos con distintos tipos de proyectiles, midiendo la presión en varios puntos en el interior del fluido. Los impactos se realizaban sobre placas de diversos materiales que se colocaban en la parte frontal de un contenedor cúbico de acero de 1.5 *m* de lado y abierto por su parte superior. La

parte posterior del contenedor estaba reforzada para que el proyectil no la perforara. El objetivo de estos ensayos era obtener información sobre las presiones generadas y analizar cómo se ven éstas afectadas por los distintos proyectiles. Se observó que para todos los proyectiles impactados, el giro del proyectil en el interior del fluido era un parámetro con gran influencia, haciendo aumentar la presión hasta cinco veces la registrada en un caso sin giro. También se concluyó que la distancia a la que el proyectil comenzaba a girar no dependía del material ni del espesor de la placa impactada. Los resultados de estos ensayos, así como su análisis, se encuentran en un trabajo realizado por Lundstrom y Stull [6]. Lundstrom y Fung, basándose en los datos empíricos obtenidos en el anterior proyecto y en la teoría que el propio Lundstrom [8] propuso para describir el campo de presiones, desarrollaron un código que trataba de predecir la presión generada en el fluido durante la fase resistente, y que se comentará más adelante [7]. La segunda fase del mismo proyecto consistió en la caracterización de la interacción entre el fluido y las paredes del tanque debida a la presión generada por el Golpe Hidrodinámico. Para ello se midieron deformaciones en distintos puntos de la pared de salida del tanque. En esta ocasión el tanque empleado para los ensayos era similar al descrito anteriormente, con la salvedad de que en la pared de salida se colocó una placa de aluminio sobre la que se midieron las deformaciones provocadas por el impacto del proyectil. Más detalles sobre los ensayos y una selección de los resultados obtenidos se pueden encontrar en el trabajo de Ball [9].

Al mismo tiempo, en la Naval Postgraduate School (NPS), ubicada en Monterey, California, se llevaba a cabo un programa analítico y experimental sobre el Golpe Hidrodinámico para completar el proyecto que realizaba el NWC. Los ensayos consistían en impactos sobre un tanque cúbico de dimensiones similares a las de los anteriores y, al igual que ellos, abierto por la parte superior. En este caso el tanque se componía de una estructura, que proporcionaba rigidez, sobre la cual se acoplaban las paredes, de tal modo que tanto la pared frontal como la posterior se podían sustituir por nuevos paneles después de cada impacto. Se midieron presiones en el fluido y deformaciones en la pared de entrada para proyectiles de distinto tamaño e impulsados con diferentes niveles de energía, cuyos

resultados se muestran en las referencias [10]-[20]. Estos ensayos también sirvieron para, posteriormente, analizar las fisuras originadas en la pared de salida [21]. La fase analítica de este programa se centró en el desarrollo de métodos que fueran capaces de predecir la respuesta de las paredes del tanque a la presión generada por el Golpe Hidrodinámico, y que se comentarán más adelante.

El Instituto de Investigación de la Universidad de Dayton también realizó ensayos de impacto sobre tanques de combustible durante los años 70. Bless et al. [22] llevaron a cabo una serie de ensayos de impacto con proyectiles esféricos de 11.1 y 14.3 *mm* de diámetro lanzados en un rango de velocidades comprendido entre 1.5 y 2.4 *km/s*. Los tanques sobre los que realizaron los ensayos se fabricaron como una réplica del fuselaje de un avión de combate A-10. Sus dimensiones principales eran 95 *cm* de alto, 102 *cm* de ancho y 114 *cm* de fondo con una capacidad de 760 litros. El tanque quedaba abierto por su parte superior y presentaba una estructura a la cual se acoplaban los distintos paneles a ensayar (aluminios 2024-T3 y 7075-T6 de 1.6 *mm* de espesor). Para cada ensayo se tomaron datos sobre el desplazamiento experimentado por las paredes laterales y la de entrada, presiones en el fluido y la trayectoria seguida por el proyectil. Algunas de las conclusiones a las que llegaron fueron que el daño generado por el Golpe Hidrodinámico en los paneles fabricados con aluminio 2024-T3 era menor que el observado en los de aluminio 7075-T6 probablemente debido a la mayor tenacidad del primero. Además observaron que la colocación de una espuma balística, que se endurece al contacto con el aire y es habitualmente empleada en la fabricación y reparación de aviones, de espesor igual al diámetro del proyectil, era extremadamente efectiva en la protección de la pared de entrada pero de escasa utilidad para mitigar los efectos del Golpe Hidrodinámico en la pared de salida. También se comprobó que con la configuración y velocidades de impacto empleadas no se produjeron daños en las paredes laterales del tanque, y que la concentración de tensiones en las proximidades del orificio de entrada puede originar la propagación de fisuras a lo largo de la pared según se desplaza ésta.

En otro trabajo de Bless [23], continuación del anterior, se muestran datos sobre el tipo

de fallo y los lugares del tanque en los que éste se produce (panel de entrada, rigidizadores,...) así como desplazamientos y presiones correspondientes a impactos sobre tanques de aluminio y de carbono-epoxi. Los espesores de los paneles ensayados estaban comprendidos entre 1.6 y 6.35  $mm$ , y los impactos se realizaron con esferas y cubos de 5.6 y 11.6  $g$  de masa a velocidades entre 1.4 y 2  $km/s$ . Algunos de los paneles se ensayaron con la presencia de una espuma balística y/o de rigidizadores para estudiar su efecto en la protección del panel. Los fallos observados fueron siempre catastróficos y el valor umbral de la velocidad de impacto para el que se producía el fallo estructural quedaba claramente determinado; por debajo de éste simplemente se producía el orificio debido al impacto mientras que en cuanto se superaba surgían fisuras que se propagaban a lo largo de los paneles. La propagación de las fisuras quedaba limitada en presencia de rigidizadores que reducían el desplazamiento del panel. La utilización de espumas permitía asimismo reducir el valor máximo del pulso de tensión que se producía en la entrada, lo que retrasaba la iniciación de las fisuras. A la vista de estos resultados se concluyó que la presencia de rigidizadores y espumas evitaban la formación de fisuras conducentes al fallo catastrófico del panel. Bless también encontró que la condición de fallo de la placa podría relacionarse con los parámetros de impacto a través de la siguiente expresión  $V^2 D/W = constante$ , donde  $V$  es la velocidad del proyectil,  $D$  es el diámetro del proyectil,  $W$  es el espesor de la placa y la constante dependiente del material.

En 1983 Copland [24] estudió la capacidad de distintos agentes inertes para atenuar el Golpe Hidrodinámico en vehículos blindados. Copland realizó ensayos sobre contenedores metálicos cilíndricos de 20 y 200  $l$ . Los ensayos consistieron en hacer impactar proyectiles perforantes (Armour Piercing, AP) del calibre 12.7  $mm$  y esferas de acero de 11.9  $mm$  de diámetro a velocidades en torno a 1000  $m/s$  sobre los citados contenedores, llenos de agua con y sin protección. La protección elegida consistió en una espuma balística, producida por la empresa Scott Paper, y en un material denominado *Explosafe* formado por delgadas láminas de aluminio que conforman una malla hexagonal. Este material, fabricado por la empresa Vulcan Industrial Packaging, es hoy en día ampliamente utilizado

en tanques de combustible como sistema para evitar la explosión de los mismos debida a una posible ignición del combustible; sin embargo su efecto ante el fenómeno de Golpe Hidrodinámico puede ser perjudicial. Copland observó que en los contenedores de menor capacidad y para los proyectiles AP de 12.7 *mm*, el material Explosafe no hacía otra cosa sino agravar los efectos del Golpe Hidrodinámico, mientras que para las esferas de acero apenas se apreciaba diferencia con los casos en los que no se empleaba esta protección. Este fenómeno se explica por la geometría de los proyectiles AP empleados, que hace que se desvíen de su trayectoria y comiencen a girar al interactuar con el fluido. El fenómeno se agrava con la presencia del Explosafe, haciendo que los proyectiles se desvíen anticipadamente y arrastren con ellos parte del material que compone la protección. De este modo se genera una presión adicional, incrementando los efectos destructivos del Golpe Hidrodinámico. Por el contrario, se observó que la espuma contribuía a atenuar los efectos del Golpe Hidrodinámico absorbiendo parte de la energía, retrasando el pulso de presión y atenuando su valor.

En 1988 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 ensayos de impacto a muy alta velocidad sobre tanques de combustible de carbono-epoxi para estudiar la influencia de la geometría del proyectil, del ángulo de impacto y de la unión panel-rigidizador [25]. Los proyectiles lanzados fueron esferas y cubos, y los rigidizadores se fijaron a los paneles mediante tres técnicas de unión diferentes: adhesiva, cosido y atornillado. La forma del fragmento se mostró determinante en la respuesta estructural del tanque ante el Golpe Hidrodinámico debido a su influencia sobre la resistencia a la penetración en el fluido y, por tanto, en la presión que en él se genera. En relación con el tipo de unión se observó que cuando los rigidizadores estaban cosidos a los paneles proporcionaban refuerzo transversal así como resistencia a la propagación del daño por delaminación, no así en los otros casos donde el área dañada era mayor e incluso se producía la separación de los paneles. Al comparar el panel de entrada con el de salida se observó que el mayor daño estructural en el panel de salida se concentraba en un área

próxima al impacto del fragmento, mientras que en el panel de entrada no sólo aparecía en las proximidades del orificio, sino también en las uniones del panel con los rigidizadores. Por último, se comprobó que el daño producido por el Golpe Hidrodinámico se incrementaba al aumentar el ángulo de incidencia del fragmento en más de 10 grados con respecto a la perpendicular, probablemente por efecto del ángulo de cabeceo.

Hasta el momento se han mostrado ejemplos de estudios experimentales motivados por el interés de la industria aeronáutica militar y financiados por ésta. Todos estos estudios forman parte de informes técnicos internos y el acceso a los mismos es complicado. Sin embargo, a partir del programa emprendido por la FAA en 1990, ya comentado anteriormente, comienzan a aparecer documentos en los que tanto empresas como instituciones públicas muestran algunos de sus resultados. Los ensayos realizados a partir de ese momento se orientan fundamentalmente a disponer de datos experimentales para después compararlos con los obtenidos por medio de los códigos de simulación comerciales que estaban surgiendo. Uno de estos trabajos experimentales es el de Lundstrom y Anderson [26] quienes llevaron a cabo en 1989 ensayos en los que proyectiles explosivos incendiarios (HEI) de 23 y 30 *mm* impactan a una velocidad de 700 *m/s* sobre un tanque de combustible con fluido en su interior. El tanque se construyó con paredes laterales de acero reforzado de 6.3 *mm* de espesor y 91.4 *cm* de ancho, siendo la profundidad del agua 94 *cm*. Los paneles de entrada y salida eran de acero de 3.2 *mm* de espesor. El tanque, al igual que la mayoría de los contenedores ensayados con anterioridad, estaba abierto por la parte superior. Los proyectiles HEI contenían explosivo en su interior que se activaba al impactar sobre la pared y detonaba unos instantes después, es decir, el proyectil penetraba en el fluido y una vez dentro explosionaba. El objetivo de los ensayos era obtener valores de la presión generada por la explosión en el fluido. Para ello se colocaron 4 transductores de presión en distintos puntos del plano vertical de la trayectoria del proyectil. En los ensayos se apreciaba el momento de la detonación del proyectil debido a la gran diferencia existente entre el valor de presión causado por el impacto y el producido por la posterior explosión, siendo mucho mayor el correspondiente al segundo evento.

Sparks et al. [27] publicaron un trabajo realizado por la empresa Bell Helicopter Textron, en el que se hacían impactar proyectiles AP de  $12.7\text{ mm}$  a una velocidad de  $610\text{ m/s}$  sobre un contenedor lleno de agua. Como en otras ocasiones, el experimento se centró en medir las presiones en el interior del fluido y en registrar la trayectoria del proyectil en el agua por medio de dos cámaras de alta velocidad. El tanque construido para los ensayos consistía en un cubo de  $686\text{ mm}$  de lado con una estructura de acero en las aristas sobre la que se disponían placas formando las distintas paredes. La pared de entrada, al igual que la de salida, era de acero y disponía de un orificio cuadrado sobre el que se atornillaba una pequeña placa de aluminio de  $1.6\text{ mm}$  de espesor, a través de la cual penetraba el proyectil. La parte superior quedaba abierta, permitiendo así la colocación de los transductores de presión. Se comprobó que la presión medida en cada uno de los puntos, la disminución de la velocidad del proyectil y su trayectoria presentaban una gran variabilidad, ya que en los ensayos realizados siempre se producía el giro del proyectil en el interior del agua. Por último, los datos registrados se compararon con los obtenidos en diferentes simulaciones numéricas demostrando el potencial de éstas para reproducir los primeros instantes del Golpe Hidrodinámico. Los aspectos relacionados con la modelización numérica se detallarán más adelante.

En el año 2004 se publicó el trabajo de Seddon et al. [28], quienes diseñaron una serie de experimentos basándose en el accidente sufrido por el Concorde en el año 2000. En los ensayos se hacían impactar proyectiles de Nylon de  $2.5\text{ kg}$  de masa contra un tanque de acero con distintos volúmenes de fluido y a velocidades comprendidas entre  $14$  y  $21\text{ m/s}$ . El tanque era rectangular y tenía unas dimensiones de  $2 \times 1 \times 1\text{ m}^3$ , con las paredes frontal y lateral atornilladas a la estructura principal para poder ensayar distintos materiales y espesores. En este caso, el objetivo era estudiar la respuesta del tanque ante los impactos. Para ello se tomaron medidas de la presión en el fluido, datos de la aceleración experimentada por las paredes frontal y posterior, y la deformación en el punto de impacto. Los datos obtenidos se emplearon para compararlos con simulaciones numéricas. Aunque la correlación entre experimentos y simulaciones fue buena, se concluyó que se necesitaba

realizar más trabajos tanto experimentales como de simulación numérica para lograr una mejor comprensión de la interacción entre el fluido y la estructura. En la misma línea metodológica, realización de ensayos para la posterior comparación de sus resultados con simulaciones numéricas, Poehlmann-Martins et al. [29] llevaron a cabo experimentos en los que una esfera de acero de  $25.4\text{ mm}$  se desplazaba a lo largo del eje de un contenedor cilíndrico de aluminio lleno de fluido y con sus extremos abiertos. Los extremos estaban cubiertos mediante una fina lámina de poliéster (Mylar), que no oponía resistencia alguna al paso del proyectil pero evitaba que el agua se derramara antes del impacto. En el ensayo no se prestó atención a la interacción entre fluido y estructura debido a la elevada rigidez del contenedor, siendo en este caso el objetivo obtener medidas de la evolución temporal de la presión en diferentes puntos del fluido.

Uno de los trabajos experimentales más recientes en los que se hace referencia a impactos sobre estructuras llenas de fluido es el de Nishida y Tanaka [30]. En éste se detalla la realización de impactos de esferas de acero con diferentes diámetros a velocidades entre  $40$  y  $200\text{ m/s}$  sobre tubos de aluminio de  $50\text{ mm}$  de diámetro,  $1\text{ mm}$  de espesor y  $250\text{ mm}$  de longitud. En los ensayos se registraron las deformaciones de la pared en la zona próxima al punto de impacto de entrada y al de salida, así como la presión en un punto del interior del fluido. También se analizó el comportamiento del tubo a velocidades próximas al límite balístico (mínima velocidad de impacto a la que el material es perforado), determinando tanto la velocidad de impacto a la que se producían fisuras como la que provocaba la penetración en el interior del tubo. Con los datos obtenidos se comprobó que la energía asociada a la onda de presión, generada por el impacto del proyectil, es despreciable frente a la energía inicial del proyectil. Finalmente, el trabajo concluye con la propuesta de una expresión empírica para determinar la energía de impacto que produce la perforación de los tubos de aluminio.

Merece la pena mencionar otro tipo de ensayos que, aunque no están relacionados con el Golpe Hidrodinámico, estudian también problemas concretos de interacción entre fluido y estructura ligados al ámbito aeronáutico. Dentro de este grupo podemos encontrar ensayos

de caída libre de tanques llenos de fluido, como los recogidos en el trabajo de Anghileri et al. [31], donde se muestran valores de aceleración y fuerza en distintos puntos de un tanque de combustible, perteneciente a un helicóptero, que ha impactado contra el suelo. Otros ensayos son los correspondientes a estructuras que impactan contra fluidos, como puede ser el caso del amerizaje de un avión o vehículo espacial ([32]-[34]). Estos trabajos resultan de interés ya que aportan información adicional sobre la interacción entre fluido y estructura que puede ser empleada posteriormente para validar modelos numéricos que resuelvan problemas de Golpe Hidrodinámico.

De la anterior revisión se puede concluir que prácticamente la totalidad de los trabajos mencionados se centran en velocidades de impacto por encima de los 900  $m/s$  o por debajo de los 200  $m/s$ , por lo que existe un amplio rango de velocidades de interés práctico aún sin estudiar. Además, tal y como ya se ha comentado, casi todos los trabajos experimentales emplean contenedores abiertos por la parte superior y contruidos por medio de una estructura rígida en cuyo contorno lateral se disponen placas de distintos materiales, y esto hace que su respuesta ante el Golpe Hidrodinámico pueda ser muy diferente a la que experimente un depósito cerrado, configuración más próxima a la celda de un tanque de combustible real. Por último, en la documentación científica consultada no se han encontrado estudios sobre la influencia de diferentes fracciones de llenado del tanque en el comportamiento de éste de tal modo que se pueda valorar su importancia. Por todo ello, se considera que cualquier estudio que complete los aspectos mencionados, puede resultar de interés y aportar nuevas conclusiones sobre el fenómeno.

## **2.4. Estudios numéricos y analíticos.**

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

empleaban representaciones lineales del fluido, por un lado, y de la estructura, por otro, para posteriormente lograr su acoplamiento. Actualmente se trata el problema de forma acoplada, donde el conjunto de las ecuaciones no lineales se resuelven empleando técnicas numéricas que tratan estructura, proyectil, fluido y sus interacciones simultáneamente. A continuación, se exponen algunos de los trabajos desarrollados para abordar el problema que nos ocupa.

Los primeros métodos utilizados, que simplificaban sustancialmente el problema, empleaban la denominada *Teoría del Pistón* para modelizar la interacción fluido-estructura. Esta teoría considera la pared estructural como un elemento de masa  $m$ , rigidez  $K$  y área  $A$ , por lo que el desplazamiento  $w$  del elemento, debido a la presión del fluido  $P(t)$  se puede caracterizar por medio de la ecuación diferencial correspondiente a un modelo unidimensional masa-muelle:

$$m\ddot{w} + Kw = AP(t) \quad (2.1)$$

El modelo considera que la presión sobre la pared será la suma de la presión incidente  $P_i$  y la reflejada  $P_r$ . Se asume que la presión incidente es de valor constante, mientras que la reflejada se aproxima por medio de la ecuación simplificada de Bernoulli, resultando la siguiente función de presión:

$$P(t) = P_i - \rho\dot{\phi}_r(t) \quad (2.2)$$

donde  $\rho$  es la densidad del fluido y el subíndice r hace referencia a la onda reflejada. Esta ecuación, expresada en términos de las velocidades de fluido y pared, constituye la ecuación de presión básica en la Teoría del Pistón. Para escribir la ecuación de tal forma, hay que tener en cuenta que  $\dot{\phi}_r$  debe satisfacer la ecuación de onda  $c^2\nabla^2\phi = \ddot{\phi}$  donde  $c$  es la velocidad del sonido en el fluido y  $\phi$  es una función potencial que puede descomponerse

en la suma del potencial de la onda incidente y reflejada  $\phi = \phi_i + \phi_r$ . A partir de la solución de la ecuación de onda se obtiene la velocidad del fluido incidente y reflejado, pudiendo así expresar en función de éstas las presiones incidente y reflejada. Por último, igualando la velocidad del fluido a la de la pared  $\dot{w}$  se obtiene la expresión:

$$P(t) = 2P_i + \rho c \dot{w} \quad (2.3)$$

que unida a la ecuación (2.1) permite determinar el desplazamiento de la pared en función de la presión incidente.

Ball [35, 36] incorporó la Teoría del Pistón a dos códigos de análisis estructural, *BR-1* y *Static And Transient Analysis, Nonlinear, Shells* (SATANS), para simular el Golpe Hidrodinámico. El código SATANS [37] estaba limitado a la respuesta en régimen elástico de elementos cáscara (shells) de revolución y, debido a su sencillez, era computacionalmente muy eficiente. El código BR-1 [38] fue desarrollado por la empresa Northrop para predecir la respuesta de estructuras aeronáuticas ante la carga provocada por una explosión interna. Se trataba de un código de elementos finitos más general que contemplaba la posibilidad de deformación plástica de los elementos, y más tarde se le añadió la capacidad de modelizar materiales ortótropos. Aún así se le debía proporcionar el valor de la presión incidente  $P_i$  sobre las paredes como dato de entrada. Los resultados numéricos obtenidos por medio de estos códigos se compararon con datos experimentales [9, 22, 39, 40], observando que la deformación y el desplazamiento experimentado por las paredes excedían ampliamente a los resultados numéricos. La diferencia obtenida se atribuyó a que la Teoría del Pistón subestimaba la presión transmitida por el Golpe Hidrodinámico a las paredes del tanque.

Una vez probada la incapacidad de la Teoría del Pistón para predecir la interacción fluido-estructura en un fenómeno de Golpe Hidrodinámico, Lundstrom [41] propuso el *Método de la Imagen Variable* (Variable Image Method). Antes de desarrollar este método para

acoplar fluido y estructura, Lundstrom [8] centró sus esfuerzos en conseguir una descripción del campo de presiones lo más completa posible, ya que se consideraba uno de los factores más importantes y menos conocidos a la hora de resolver la interacción del fluido con las paredes. Para esta descripción se basó en la teoría clásica hidrodinámica, en el estudio sobre la vulnerabilidad de depósitos de combustible desarrollado por Yurkovich [42] y en resultados empíricos propios [6] que le permitieron tener en cuenta la inclinación del proyectil en el fluido y la influencia de la camisa que recubre los proyectiles balísticos. Lundstrom describió el campo de flujo en términos de una función potencial  $\phi$  que satisfacía la ecuación de onda. El modelo trataba de aproximar el efecto del proyectil y la cavidad generada por éste por medio de una línea formada por fuentes distribuidas detrás del proyectil a lo largo de su trayectoria. Una vez conseguida la descripción del campo de presiones se planteó la necesidad de desarrollar un método para acoplar las presiones a la estructura, proponiendo el Método de la Imagen Variable anteriormente mencionado. En dicho método, se describe el campo de presión como una función potencial  $\phi$  que satisface la ecuación de onda. La magnitud de la onda de presión incidente  $P_i$  se puede determinar por medio de la ecuación de Bernoulli y después utilizarla para calcular la onda de presión reflejada por las paredes de la estructura, considerando

$$\phi_r = Q \tilde{\phi}_i \quad (2.4)$$

donde  $\phi_r$  es el potencial de la onda reflejada,  $Q$  es una función que varía en el espacio y en el tiempo de tal modo que  $\phi_r$  satisface la ecuación de onda y  $\tilde{\phi}_i$  es la imagen especular del potencial de la onda incidente respecto al plano de la pared. Utilizando la ecuación simplificada de Bernoulli, la expresión de la velocidad de una partícula en el fluido ( $u = \nabla\phi$ ) y las condiciones de contorno entre fluido y estructura se obtienen las expresiones finales de la presión  $P$  y la velocidad normal del fluido  $u_n$  como

$$P = P_i + P_r = (1 + Q) P_i - \rho\phi_i \frac{\partial Q}{\partial t} \quad (2.5)$$

$$u_n = u_{ni} + u_{nr} = (1 - Q) u_{ni} + \frac{\phi_i}{c} \frac{\partial Q}{\partial t} \quad (2.6)$$

donde  $\rho$  es la densidad del fluido y  $c$  la velocidad del sonido en el fluido.  $Q$  se puede determinar igualando la velocidad del fluido con la de la pared en el contorno [43], obteniendo resultados exactos para varios casos de interés como son: superficies rígidas ( $Q=1$ ), superficies libres ( $Q=-1$ ) o superficies transmisoras ( $Q=0$ ). En general, este método no demostró ser particularmente exitoso y las geometrías que se podían analizar eran limitadas. Además el método se basa en funciones potenciales y es aplicable únicamente a problemas bidimensionales. Aún así, el Método de la Imagen Variable solucionó algunas suposiciones unidimensionales que se hacían en la Teoría del Pistón, proporcionando un acoplamiento más realista entre el fluido y la estructura.

Paralelamente, Ankeney [44] propuso un modelo estructural aproximado para conocer la respuesta de las paredes ante el fenómeno del Golpe Hidrodinámico. El modelo consideraba que el panel sometido a presión presentaba un perfil de deflexión basado en una función coseno, y empleaba las ecuaciones del movimiento de Lagrange para calcular la amplitud del desplazamiento. El modelo estructural de Ankeney se empleó junto al Método de la Imagen Variable para desarrollar el programa llamado *Unimodal Hydraulic Ram Structural Response* (UHRSR). Los resultados numéricos de deformación y desplazamiento de la pared se compararon con datos experimentales obteniendo una falta general de coincidencia entre ellos, probablemente debida a la diferencia entre la deflexión real del panel y la considerada en forma de coseno. Siguiendo con la búsqueda de un código capaz de reproducir el Golpe Hidrodinámico se fueron mejorando algunos de los ya desarrollados, añadiendo las capacidades de los que iban surgiendo. De este modo, y como combinación y sucesivos desarrollos del UHRSR y BR-1, surgieron los códigos ERAM y EHRSR [45]. A pesar de los esfuerzos realizados, estos programas seguían mostrando ciertas limitaciones y falta de precisión para predecir las consecuencias del Golpe Hidrodinámico, debido principalmente a que ninguno era capaz de acoplar por completo los mecanismos de interacción

fluido-estructura ni permitían el análisis de estructuras ingenieriles complejas.

Conviene mencionar los modelos desarrollados por otros autores, centrados en otros aspectos del Golpe Hidrodinámico. Wierzbicki y Moussa [46] propusieron un modelo para predecir la respuesta estructural elastoplástica de las paredes de un tanque de combustible, como alternativa a otros trabajos que sólo consideraban el régimen elástico. Este modelo requería conocer el impulso total del fluido sobre las paredes del tanque. Rosenberg et al. [47], por su parte, plantearon un modelo analítico basado en los principios de la Mecánica de Fractura y en observaciones empíricas, que muestra cómo la velocidad crítica de impacto que induce el fallo de la pared de un tanque depende de la tenacidad de fractura del material y de las geometrías del proyectil y del tanque.

Uno de los primeros ejemplos documentados en el que se simula el Golpe Hidrodinámico utilizando las ecuaciones de conservación de masa, momento y energía de forma acoplada para fluido y estructura, junto con una ley constitutiva no lineal del material, corresponde al realizado por Kimsey [48]. En este trabajo, Kimsey emplea un método de elementos finitos Lagrangiano (por medio del código EPIC-2) para simular la penetración de un cilindro alargado de acero en un contenedor cilíndrico. Kimsey tuvo problemas en su simulación debido a la distorsión de los elementos. Al utilizar un método Lagrangiano y dadas las grandes deformaciones que se producen en el problema analizado, los elementos experimentan grandes distorsiones, comprometiendo de este modo la exactitud del cálculo y, en el caso de códigos explícitos, disminuyendo el tamaño de paso que hace estable la simulación, incrementándose así el coste computacional. A pesar de los problemas se obtuvieron buenos resultados desde el punto de vista cualitativo. La distorsión de la malla es la principal limitación de los códigos Lagrangianos a la hora de abordar un problema completo de Golpe Hidrodinámico. Los códigos Eulerianos no presentan este inconveniente ya que poseen una malla fija que previene la distorsión. No obstante, los complicados fenómenos físicos y mecánicos que se producen en el Golpe Hidrodinámico no serían resueltos de una forma satisfactoria hasta que, a finales de los años 80, los códigos incorporaran nuevos algoritmos numéricos, en particular el Método Lagrangiano

Euleriano Arbitrario y el de *Smoothed Particle Hydrodynamics*(SPH).

### **Método Lagrangiano Euleriano Arbitrario.**

Desde la primera mitad de los años 90 se han venido desarrollando los denominados métodos Euler-Lagrange Acoplados, pertenecientes a una nueva generación de códigos computacionales que combinan las características más deseables de las formulaciones Lagrangiana y Euleriana. Estos métodos se han estado empleando para simular problemas en los que aparecen fluidos interaccionando con estructuras, o grandes deformaciones [4, 28, 31, 49, 50, 51]. La técnica Lagrangiana Euleriana Arbitraria o ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) permite que los nodos de la malla computacional se muevan siguiendo a los puntos materiales del continuo como ocurre en una formulación Lagrangiana, que se mantengan fijos como en el método Euleriano, o que se puedan mover de forma arbitraria adoptando posiciones intermedias a las dos anteriores. Esta libertad de movimiento de la malla es lo que hace que la técnica ALE sea capaz de abordar problemas con grandes deformaciones, que el método Lagrangiano no podría por la distorsión de los elementos, y que los contornos queden definidos con mayor precisión que la conseguida con un método Euleriano.

El algoritmo del método ALE consiste en un primer paso Lagrangiano clásico en el que el mallado computacional se mueve junto a los puntos materiales, seguido de una fase de advección o transporte. En la fase de advección se produce un suavizado de la malla resultante del paso Lagrangiano y la posterior transferencia de los valores discretos de las variables de la malla antigua a la suavizada. El suavizado de la malla se hace por medio de pequeños desplazamientos de los nodos de la malla y siempre teniendo en cuenta el valor máximo de distorsión permisible en un elemento. El coste computacional por elemento de la fase de advección es mucho mayor que la del paso Lagrangiano. La mayor parte del tiempo de la fase de advección se emplea en calcular el transporte de material entre elementos contiguos, y sólo una pequeña parte en calcular cómo y donde ajustar o suavizar

la malla. Cuando las distorsiones son muy grandes, cualquier estrategia de movimiento de nodos falla, y la única solución es la construcción de una nueva malla, que no forma ya parte del método ALE.

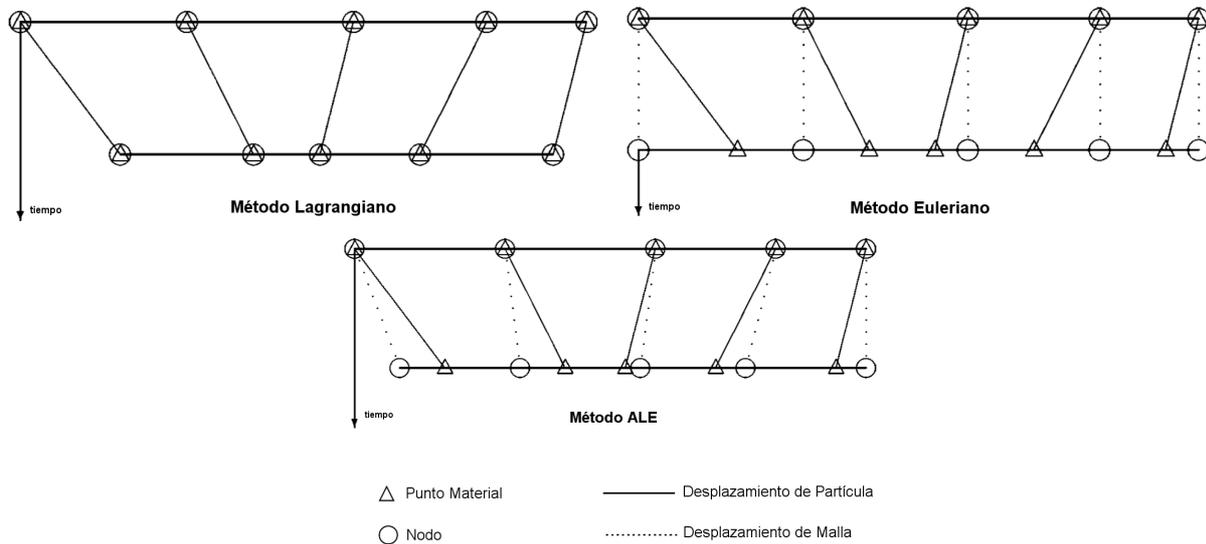


Figura 2.6: Ejemplo del desplazamiento de las partículas materiales y los nodos de la malla en un método Lagrangiano, Euleriano y ALE para un esquema unidimensional [52].

## SPH.

La técnica SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) es otro método empleado en problemas relacionados con fluidos y grandes deformaciones en estructuras. Es un método Lagrangiano “sin malla” que fue desarrollado por Lucy [53] y Gingold y Monaghan [54] para estudiar problemas de astrofísica tales como la formación y evolución estelar. Posteriormente, debido a su sencillez en la simulación de fenómenos complejos, comenzó a utilizarse en la resolución de problemas de distinta naturaleza.

Una de las particularidades del método SPH es la forma de discretizar el medio continuo. No existe una malla continua de elementos o volúmenes, sino que el dominio queda definido por medio de un conjunto de partículas discretas con una masa asociada en las que se resuelven las ecuaciones de equilibrio. La ausencia de una malla continua en la

que los elementos se distorsionen hace al método SPH especialmente apropiado para simular procesos en los que se producen grandes deformaciones. La aplicación del método requiere especificar una función de peso que describa el dominio de influencia en el que una partícula puede encontrar a sus vecinas e interactuar con ellas. El método SPH permite reemplazar cualquier variable  $f$  existente en un punto  $x_I$  por su análogo  $f_I$  en una partícula  $I$  mediante la siguiente expresión:

$$f_I(x_I) = \sum_{J=1}^N \frac{m_J f_J}{\rho_J} W_{IJ}(x_I - x_J, h) \quad (2.7)$$

donde  $N$  es el número de partículas del dominio,  $m_J$  y  $\rho_J$  la masa y la densidad, respectivamente, de la partícula  $J$  situada en el punto  $X_J$ ,  $W_{IJ}$  es la función de peso, habitualmente una función de Kernel cúbica, y  $h$  es la distancia de alisado que se corresponde con el tamaño de partícula. Las llamadas partículas del método SPH son en realidad puntos de interpolación, tal y como se puede observar de forma más clara en el ejemplo indicado en la Figura 2.7, donde se representa un medio unidimensional por medio de partículas. Así, se puede calcular la densidad de la partícula I del ejemplo empleando la expresión (2.7) obteniendo:

$$\rho_I = \sum_{J=1}^N m_J W_{IJ}(x_I - x_J, h) \quad (2.8)$$

Se puede observar que para calcular el valor de la densidad en una partícula, es necesario sumar el valor de la densidad en todas las partículas vecinas, los puntos de interpolación J1, J2, J3 y J4, y multiplicarlo por la función de peso.

La búsqueda y localización de las partículas más próximas añade un coste computacional frente a otras técnicas. Aún así el método SPH, combinado con el Lagrangiano, proporciona una alternativa a la técnica ALE. Se pueden encontrar ejemplos del uso de este particular enfoque para simular problemas de interacción fluido-estructura o de Golpe

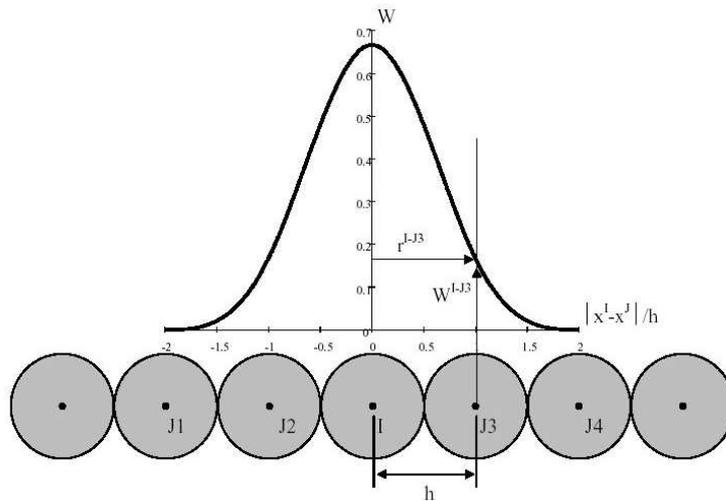


Figura 2.7: Ejemplo del método SPH para calcular la densidad mediante una función Kernel cúbica([55])

Hidrodinámico [27, 31, 56, 57]. Aunque el método SPH se ha empleado desde la década de los 90 en problemas donde aparecen grandes deformaciones [58]-[62], su aplicación a problemas de interacción fluido-estructura es relativamente reciente.

La utilización de un modelo para resolver problemas en los que fluido y estructura están acoplados, como es el caso del Golpe Hidrodinámico, sigue siendo una labor compleja y supone un reto. La evaluación de la idoneidad y de las capacidades predictivas de los métodos numéricos previamente mencionados (ALE y SPH) para la resolución de un problema de Golpe Hidrodinámico aún no ha sido completamente resuelta, y hacerlo es de gran importancia ya que las soluciones analíticas proporcionan una comprensión limitada del fenómeno. Las técnicas ALE y SPH han sido comparadas entre ellas y con otros métodos, aunque no siempre en problemas con interacciones fluido-estructura. En ocasiones se han comparado sin datos experimentales y otras veces, los datos experimentales de los que se disponían no eran tan completos como hubiera sido deseable.

---

## Capítulo 3

# MATERIAL Y MÉTODO EXPERIMENTALES

### 3.1. Introducción.

Con objeto de disponer de resultados experimentales que permitan analizar el fenómeno de Golpe Hidrodinámico, así como validar el modelo numérico, se han realizado una serie de ensayos de impacto a alta velocidad sobre tubos de aluminio conteniendo fluido. Se ha empleado agua y no queroseno u otro combustible principalmente por motivos de seguridad, aunque también se ha tenido en cuenta que para el rango de temperaturas considerado, las densidades  $\rho$  de ambos fluidos no muestran grandes diferencias y las viscosidades cinemáticas  $\nu_c$  se encuentran en el mismo orden de magnitud (Tabla 3.1).

Durante los ensayos se obtuvieron medidas de deformación en las paredes, presión en el fluido y además se filmó el avance del proyectil en el agua. Finalizados los ensayos de impacto se procedió a medir el desplazamiento experimentado por las paredes de los tubos. Con la realización de los ensayos, se pretende analizar la influencia de distintos

factores, que se detallan a continuación.

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

Tabla 3.1: Densidad y viscosidad cinemática del agua y el queroseno a 20°C.

#### 3.1.1. Factores considerados.

Los factores que se han considerado, para el posterior análisis de su influencia sobre el comportamiento del espécimen, son:

- **Velocidad de impacto.** Se han realizado ensayos a 2 velocidades: 600  $m/s$  y 900  $m/s$ . Se considera que este rango es representativo de una gran variedad de fenómenos de impacto, pues comprende un espectro de velocidades relativas proyectil-aeronave que pueden producirse durante el vuelo de una aeronave. Además, no se han encontrado estudios que se centren en el rango de velocidades señalado, tal y como se indicó con anterioridad.
- **Volumen de fluido.** Se han realizado ensayos con tanques conteniendo distinto porcentaje de fluido. Se han considerado casos en los que el fluido ocupe el 100, el 75 y el 60 % del tanque, teniendo en cuenta que el impacto puede ocurrir cuando el tanque de combustible no está lleno.

Para cada uno de los seis casos resultantes de la combinación de las mencionadas variables a estudiar, se han realizado dos pruebas, lo que se traduce en 12 ensayos experimentales.

## 3.2. Especímenes a ensayar. Montaje e instrumentación.

El primer paso para la realización de los trabajos experimentales es definir tanto el material a emplear como la geometría y dimensiones de los especímenes. En primer lugar se optó por el aluminio, ya que es un material ampliamente utilizado en la industria aeronáutica. La geometría de los especímenes debía ser lo más parecida posible a la de una celda de combustible; hay que recalcar que en ningún momento se planteó como objetivo analizar un elemento del ala de un avión (con su estructura de largueros, costillas, revestimiento y remaches), sino un elemento estructural cerrado representativo para analizar el fenómeno del Golpe Hidrodinámico. Por esto se consideró que un tubo reunía todas las características para representar el espacio entre largueros y costillas de un ala de avión. En la elección de las dimensiones se tuvieron en cuenta las longitudes características de ciertas celdas presentes en las alas de los aviones de combate. Finalmente los especímenes a ensayar consisten en tubos cuadrados de aluminio Al6063-T5 con un ancho de 150 *mm*, pared de 2.5 *mm* de espesor y una longitud de 750 *mm*. Los tubos están cerrados por ambos lados por medio de dos ventanas de polimetilmetacrilato (PMMA) de 30 *mm* de espesor, suficientemente rígidas para minimizar su flexión debido al pulso de presión y evitar distorsiones en las imágenes tomadas a través de ellas, ya que estas ventanas permiten grabar el proceso de impacto por medio de una cámara de alta velocidad. Los paneles de PMMA disponen de 4 orificios a través de los cuales pasan cuatro varillas roscadas de acero que garantizan que el tubo de aluminio y el PMMA permanezcan unidos. Un montaje similar a éste aparece en el trabajo de Nishida et al. [30]. Las zonas de contacto entre los paneles de PMMA y el aluminio 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 (Figura 3.1).

Los tanques ensayados se instrumentaron con dos transductores de presión y cinco bandas

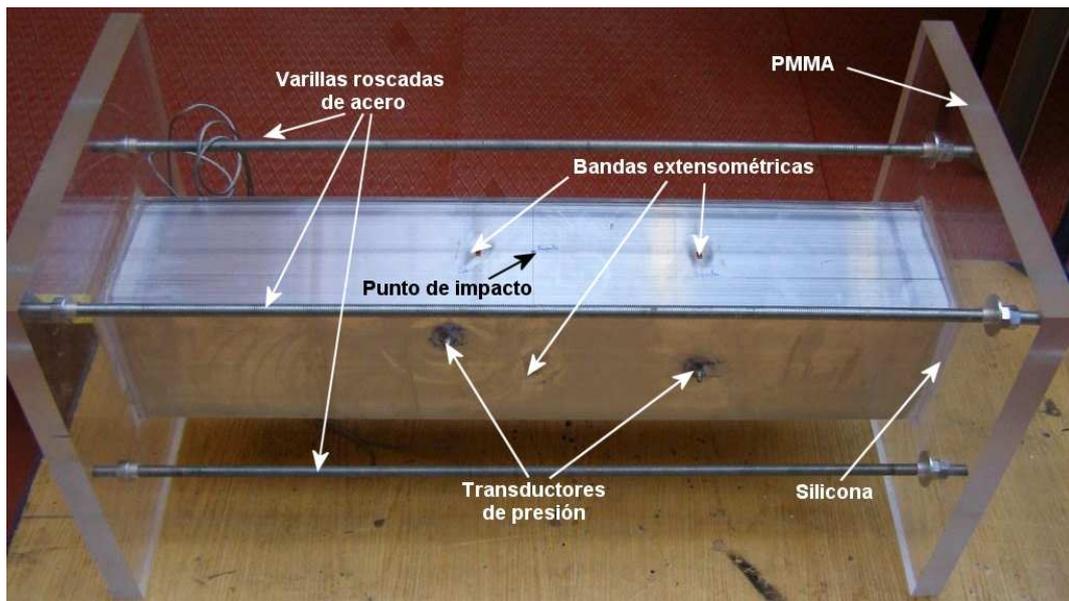


Figura 3.1: Espécimen montado e instrumentado.

extensométricas para conocer tanto la presión en el interior del fluido como la deformación en las paredes, causadas por el impacto del proyectil sobre el tubo. El sensor de presión empleado se corresponde con el modelo 138A06 de la marca PCB, con un rango de medida de  $34.4 \text{ MPa}$  y una resolución de  $0.07 \text{ kPa}$ . Los dos sensores, TPc (cercano) y TPl (lejano), se sitúan en el interior del fluido a través de dos orificios practicados en la pared inferior del tanque, de tal modo que uno registra la presión en un punto próximo al orificio de entrada y el otro sensor proporciona datos de la presión en un punto más alejado de la zona de impacto, tal y como se muestra en la Figura 3.2. Los orificios se sellaron con silicona para evitar la fuga de agua, tal como se realizó en el caso de las uniones entre los paneles de PMMA y el aluminio.

Las deformaciones en las paredes del tanque se midieron con bandas uniaxiales CEA-06-125UW-350 (350 Ohm, 2.120 factor de galga) de la empresa Vishay Measurements Group Inc. Dos bandas se colocaron en la pared de entrada (G1 y G2) y otras dos en la de salida (G3 y G4), en las mismas posiciones que las de la pared de entrada. Cada una de las bandas, al igual que los sensores de presión, se situaron en un punto cercano y en otro lejano al punto de impacto. Una última banda (G5) se colocó centrada en la pared

inferior. De este modo se puede conocer la influencia del impacto en diferentes zonas del tubo. La posición y orientación de todas las bandas extensométricas se puede apreciar en la Figura 3.2. Todas las bandas extensométricas se orientaron según la dirección de menor dimensión de cada pared, pues se estimó que las deformaciones en ese sentido serían mayores.

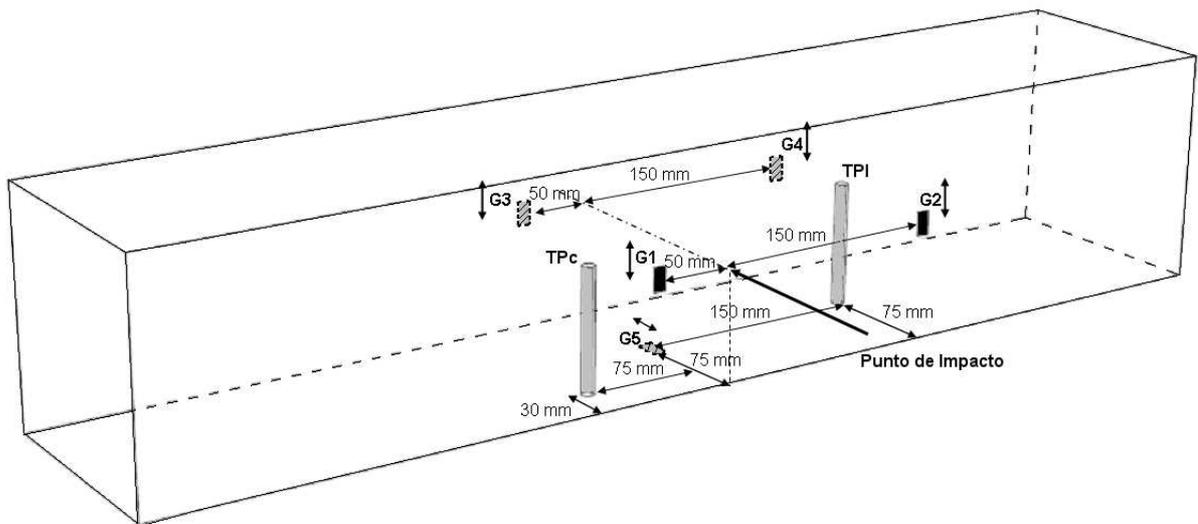


Figura 3.2: Esquema del espécimen instrumentado.

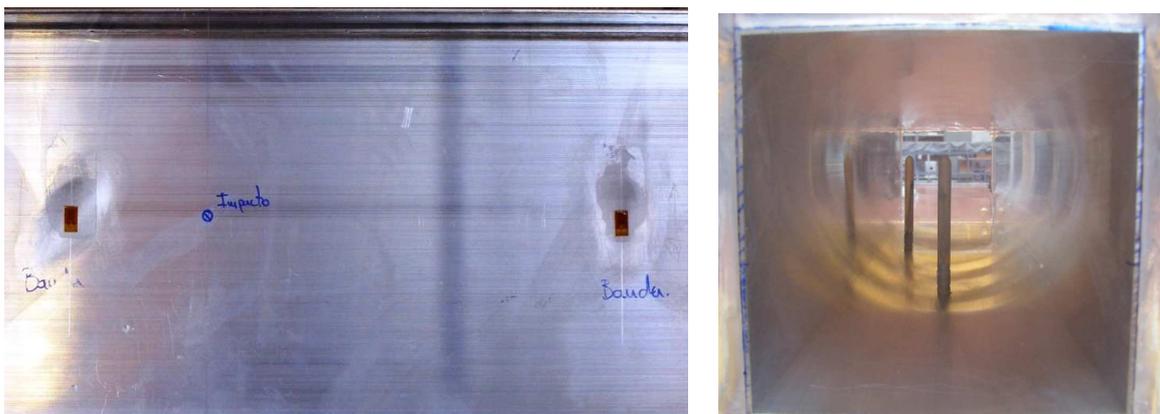


Figura 3.3: Izqda.: Detalle de las bandas extensométricas de la pared de entrada. Dcha.: Vista interior del tubo y posición de los transductores de presión.

#### 3.3. Dispositivos experimentales.

En la realización de los ensayos de impacto se han empleado diversos equipos experimentales, todos ellos ubicados en el Laboratorio del Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras de la Universidad Carlos III de Madrid. En primer lugar, e indispensable para llevarlos a cabo, un sistema neumático de impulsión para lanzar los proyectiles. Un sistema fotográfico de alta velocidad y una iluminación adecuada han permitido grabar imágenes del proceso de impacto para posteriormente analizarlas, y un equipo de adquisición de datos ha hecho posible registrar presiones en el fluido así como deformaciones en las paredes del tanque. En la Figura 3.4 se muestra un esquema de la disposición de los equipos empleados. A continuación se describe cada uno de estos dispositivos.

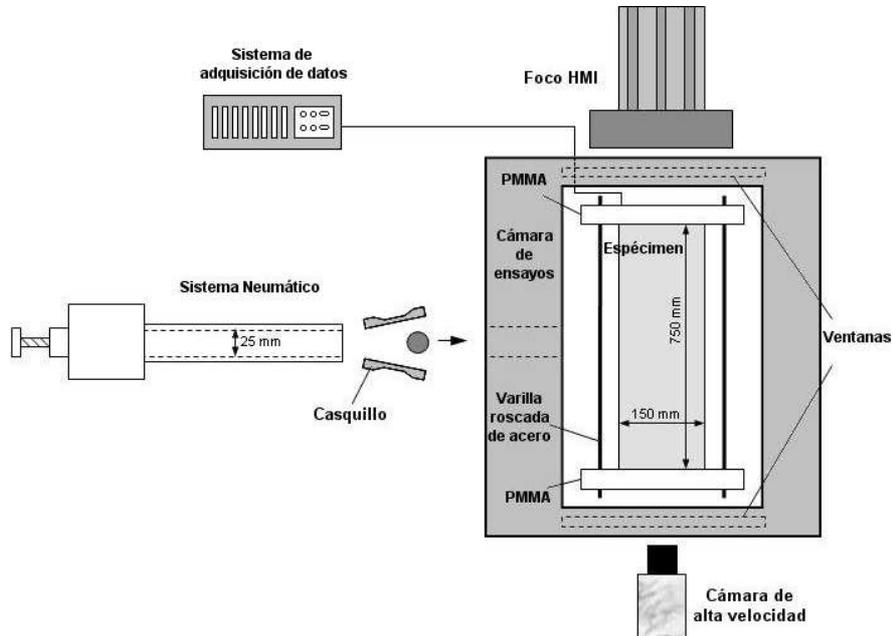


Figura 3.4: Esquema de la situación de los dispositivos experimentales empleados en los ensayos de impacto.

### 3.3.1. Sistema neumático de impulsión y cámara de ensayos.

El dispositivo fundamental para la realización de los ensayos ha sido un sistema neumático de impulsión, de una etapa, diseñado y fabricado por Thiot Ingenierie (Figura 3.5 izqda). La cámara de 4.7 litros de volumen de la que dispone permite almacenar gas hasta una presión máxima de 300 *bar*. El gas empleado en todos los ensayos, por su baja densidad, ha sido helio. El tubo por el que se acelera el proyectil tiene una longitud de 4.5 *m* y un calibre de 25 *mm*. Con estas características, el sistema neumático de impulsión es capaz de lanzar proyectiles de 30 *g* de masa a velocidades de hasta 1000 *m/s*. El sistema permite impulsar proyectiles cilíndricos, esféricos o incluso fragmentos, de diferentes geometrías y secciones no coincidentes con el alma del tubo, siempre y cuando se utilice un casquillo adecuado.

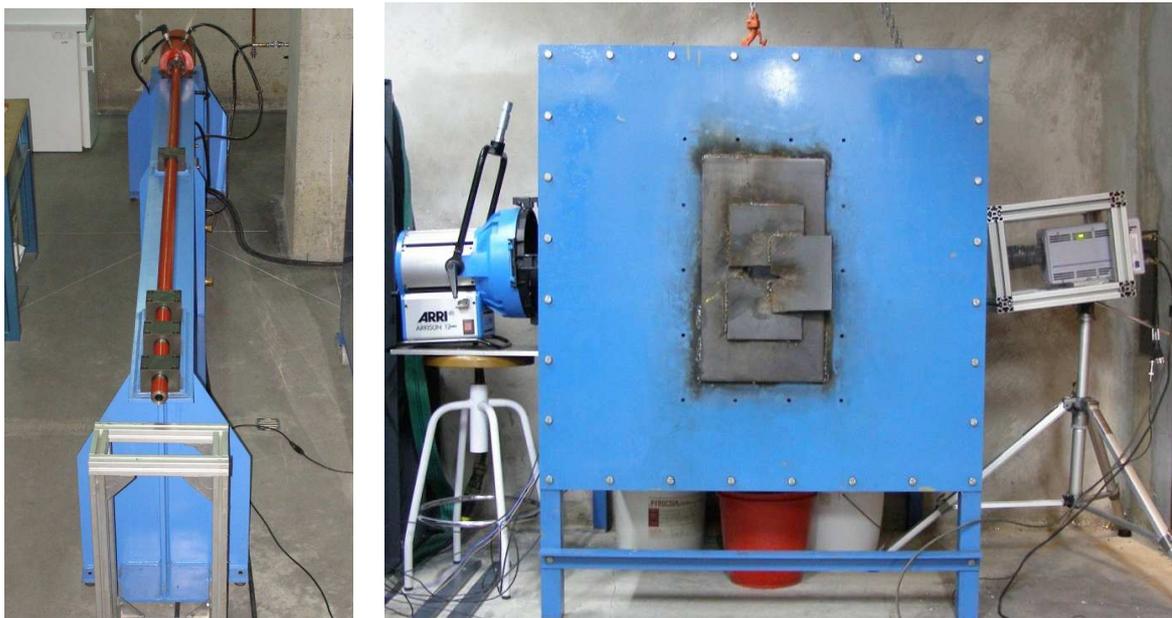


Figura 3.5: Izqda.: Sistema neumático de impulsión empleado. Dcha.: Vista frontal de la cámara de ensayos, junto al foco y a la cámara de alta velocidad.

El tubo por el que se acelera el proyectil está orientado hacia una caja de acero de  $1 \times 1 \times 1$   $m^3$  en cuyo interior se dispone el espécimen a ensayar. La distancia entre esta caja y la salida del tubo es de 3.0 *m*. La caja tiene un orificio frontal, a través del que penetra

el proyectil, y dos grandes ventanas en los laterales, por donde se ilumina el espécimen y se graba el proceso de impacto con la cámara de alta velocidad. Para asegurar que únicamente el proyectil entra por el orificio frontal, varias placas de acero se soldaron a la caja para reducir aún más su tamaño (Figura 3.5 dcha).

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

En cada uno de los ensayos realizados se ha empleado una cámara digital de alta velocidad con objeto de registrar todo el proceso de penetración del proyectil en el tanque con fluido en su interior. Mediante las imágenes captadas se puede determinar la variación de velocidad del proyectil, además de analizar el proceso de formación de la cavidad que se genera detrás del fragmento según avanza éste por el agua.

La cámara digital de alta velocidad empleada se corresponde con el modelo Ultima APX-RS de la marca Photron (Figura 3.6 izqda.). Esta cámara permite capturar 3000 imágenes por segundo con una resolución de 1024 x 1024 píxeles, o hasta 250000 imágenes por segundo si se reduce su resolución a 128 x 16 píxeles. De este modo se posee de un gran margen de operación a la hora de filmar los ensayos, dependiendo si interesa capturar más o menos imágenes o registrar un área mayor o menor. La cámara se controla por medio de un ordenador al cual está conectada. A través de este ordenador se accede a las múltiples opciones de configuración, además de permitir el posterior análisis de las imágenes registradas en cada ensayo.

A la hora de utilizar un equipo de filmación de alta velocidad hay que tener presentes una serie de factores para que el registro del ensayo sea óptimo.

- **Disparo de cámara.** La correcta definición del momento de disparo de la cámara es determinante en cualquier tipo de ensayo de impacto, donde el tiempo característico es del orden de  $10^{-4}$  s. Si el disparo de la cámara no se efectúa en el instante correcto, no se podrá obtener la información requerida en el ensayo. El equipo utili-

zado dispone de una memoria circular que permite la grabación continua del evento durante 1 segundo. Así, configurando adecuadamente la cámara puede registrarse el segundo transcurrido con anterioridad al instante en que se activa la grabación, esto es, la cámara se puede activar manualmente una vez que el evento ha finalizado. De este modo se puede capturar con mayor facilidad tanto el instante del impacto como el posterior avance del proyectil en el medio fluido y la evolución de la cavidad que se forma a su paso.

- **Iluminación.** Éste es otro factor de gran importancia cuando se van a realizar ensayos de impacto. Normalmente se requiere una luz de gran intensidad, especialmente si el tiempo de obturación es corto. Para los ensayos llevados a cabo se dispuso de un foco Arrisun 12 Plus con una lámpara HMI (Hydrargyrum Medium-arc Iodide) de 1200 W (Figura 3.6 dcha).
- **Resolución y velocidad de filmación.** Como se ha comentado anteriormente, el equipo empleado dispone de un amplio rango de resolución y velocidad de captura de imágenes. Ambas variables están directamente relacionadas entre sí, por lo que hay que llegar a un compromiso entre ellas para poder analizar las imágenes de forma óptima. Con la experiencia de la que se disponía con motivo de algunas pruebas realizadas previamente, se optó por tomar 36000 imágenes por segundo, lo que implica capturar una imagen cada  $27.7 \mu s$ , con una resolución de  $384 \times 160$  píxeles. Se seleccionó una velocidad de obturación de  $1 \mu s$  (la máxima permitida por el equipo) para asegurar que la imagen captada fuera lo más nítida posible.

Para ilustrar el resultado obtenido por medio de la cámara de alta velocidad y el equipo de iluminación empleado, se muestra una secuencia del proceso de impacto sobre un tubo completamente lleno a una velocidad de  $600 \text{ m/s}$  (Figura 4.2).

### 3. MATERIAL Y MÉTODO EXPERIMENTALES

---



Figura 3.6: Izqda.: Cámara digital de alta velocidad Photron Ultima APX-RS. Dcha.: Foco Arrisun 12 Plus HMI.

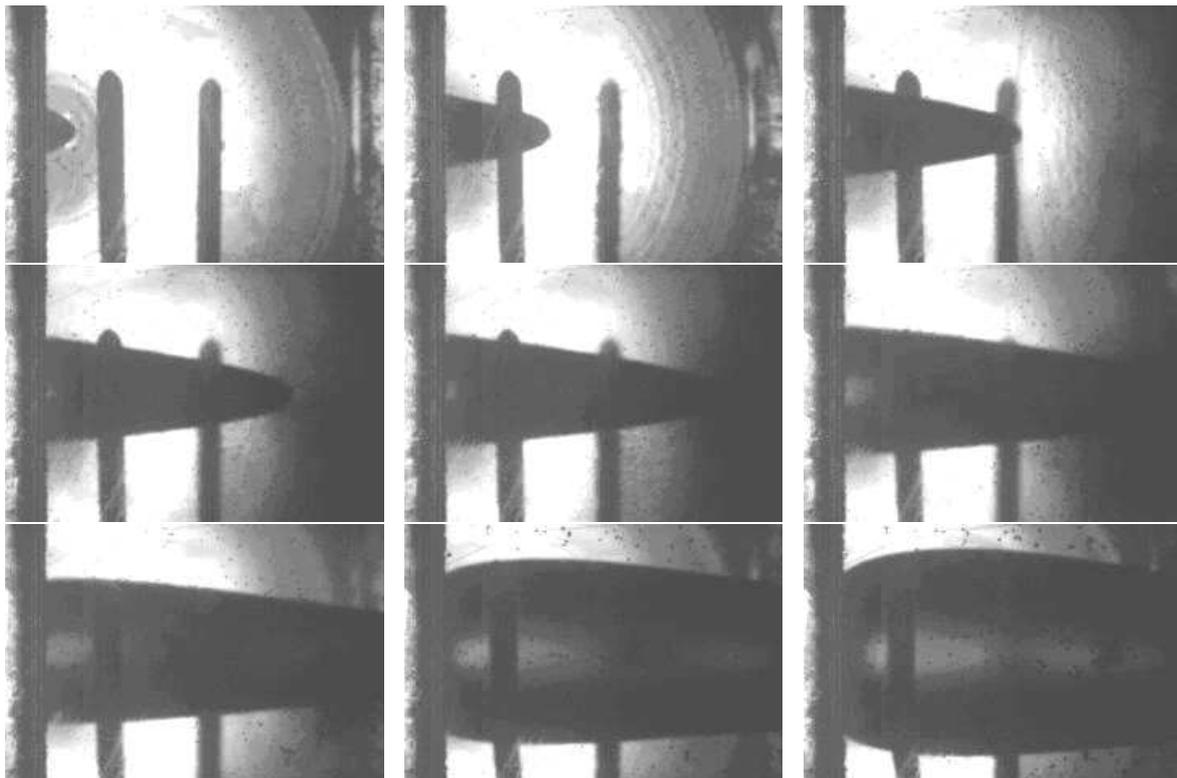


Figura 3.7: Secuencia del proceso de penetración de un proyectil en un tubo completamente lleno de agua,  $V = 600 \text{ m/s}$ .

### 3.3.3. Sistema de adquisición de datos.

Los transductores de presión y bandas extensométricas con las que se instrumentan los especímenes deben ir conectados a un equipo de adquisición de datos capaz de registrar sus señales. En este caso se ha empleado un equipo Dewetron DEWE-800 para grabar todas las señales. Con este equipo se ha podido muestrear a  $1 \mu s$  y, lo que resulta de gran interés, sincronizar todas las señales con las imágenes capturadas por medio de la cámara de alta velocidad, ya que el disparo de la cámara marca el final de la toma de datos del sistema de adquisición. De este modo se puede vincular sin problemas la posición del proyectil y la extensión de la cavidad con las señales obtenidas por las bandas extensométricas y los transductores de presión.

## 3.4. Proyectil y casquillos.

El proyectil empleado en todos los ensayos consiste en una esfera de acero templado de  $12.5 \text{ mm}$  de diámetro y  $8 \text{ g}$  de masa. La elección de un proyectil esférico facilita la repetitividad de los ensayos al evitar el cabeceo del mismo durante el vuelo desde la salida del cañón hasta el impacto contra el blanco. El acero templado confiere la dureza suficiente al proyectil como para que éste no sufra ninguna deformación plástica durante el ensayo, pudiendo considerar la energía absorbida por el mismo como despreciable, facilitando así el posterior análisis de los resultados experimentales y los de los correspondientes modelos numéricos.

Para poder lanzar los proyectiles seleccionados se necesita hacer uso de casquillos, ya que el calibre del cañón es mayor que el diámetro de las esferas. La misión del casquillo será guiar e impulsar el proyectil a lo largo del interior del cañón. La presencia del casquillo implica un aumento de masa que debe ser lanzada junto con el proyectil, por lo que el diseño del casquillo debe perseguir su ligereza para que la velocidad alcanzada sea la máxima.

### 3. MATERIAL Y MÉTODO EXPERIMENTALES

Además, el casquillo nunca debe llegar a impactar al espécimen objeto de estudio. Una vez que el conjunto proyectil-casquillo sale por la boca del tubo en el que se acelera, el casquillo debe separarse suficientemente de la trayectoria del proyectil como para no influir en el experimento. Después de ensayar casquillos de distintas geometrías y materiales se seleccionó aquel que cumplía con los requisitos anteriormente mencionados. Se trata de un casquillo cilíndrico de PVC de 20 g de masa con un corte longitudinal que recorre todo el casquillo, salvo 2 mm en su base, para que se separe en dos partes al salir del tubo. Asimismo presenta un avellanado tanto en la parte frontal como en la posterior, un rebaje en la superficie lateral y un taladro no pasante coaxial en cuyo interior se sitúa el proyectil (Figura 3.8). El avellanado en la parte frontal y el rebaje lateral tienen como objeto la generación de fuerzas aerodinámicas que tienden a abrir las dos mitades del casquillo hasta que el ligamento de la base se fractura. El avellanado posterior permite reducir el peso del casquillo. En la Figura 3.9 se muestra la secuencia del proceso de apertura del casquillo antes de alcanzar la cámara donde se encuentra el espécimen a ensayar. Se observa cómo el proyectil penetra por el orificio mientras las dos partes del casquillo impactan contra la cara frontal, impidiendo así que penetren en la cámara de ensayos e interfieran en el proceso de impacto.

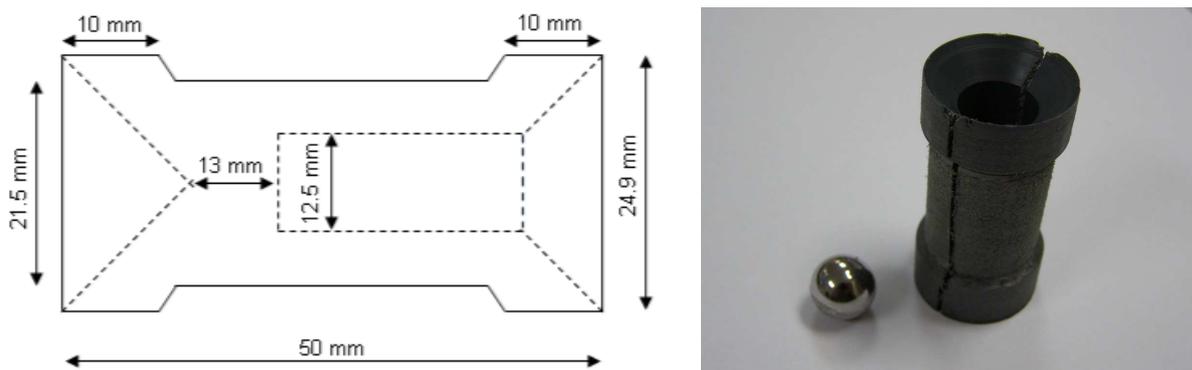


Figura 3.8: Izqda.: Diseño del casquillo empleado. Dcha.: Proyectil y casquillo.

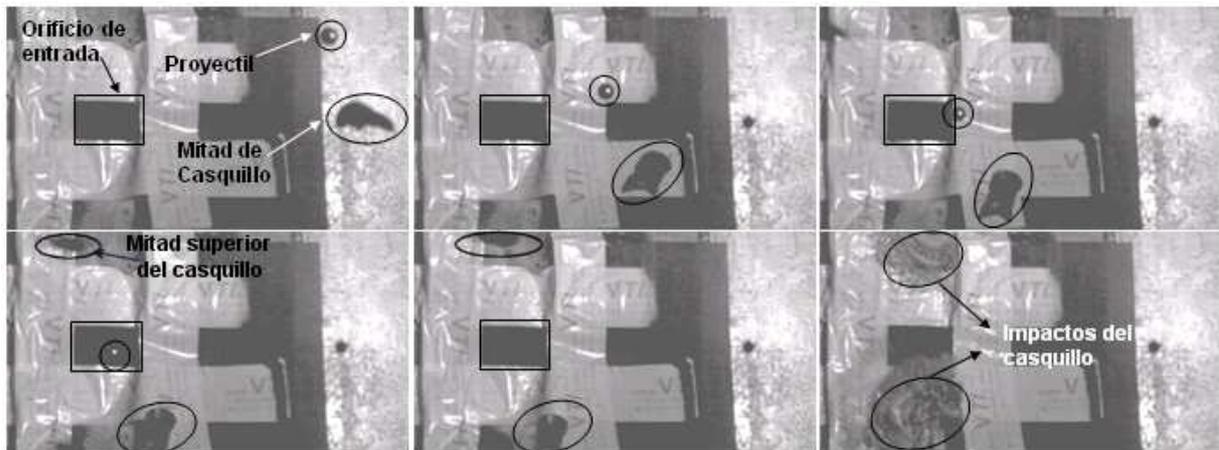


Figura 3.9: Secuencia de la apertura del casquillo.

### 3.5. Procedimiento de ensayo.

Una vez realizado el montaje completo del espécimen, éste se llena con el volumen deseado de fluido y se comprueba que la probeta no presenta ninguna fuga. Posteriormente se procede a introducir el espécimen en el interior de la cámara de ensayos. Para ello se hace uso de una pequeña polea situada a tal efecto encima de la cámara. Para asegurarse de que el espécimen va a ser impactado en el centro de la cara frontal se dispone de un pequeño puntero láser que, introducido en la boca del cañón, indica el lugar del impacto. Atendiendo la indicación del puntero se puede regular la altura y posición de la probeta por medio de dos cables acerados de los que el espécimen queda suspendido (Figura 3.10).

Una vez situada la probeta, se colocan el foco y la cámara de alta velocidad en la posición mostrada en el esquema de la Figura 3.4. A continuación se conectan los transductores de presión y las bandas extensométricas al sistema de adquisición de datos y, finalmente, se introduce el proyectil con el casquillo en el interior del tubo del sistema neumático de impulsión. Un instante antes de alcanzar la presión deseada para conseguir la velocidad de impacto adecuada, se enciende el sistema de iluminación, de tal modo que se evitan el calentamiento del espécimen y el deterioro del panel de PMMA. Cuando se alcanza la presión requerida se activa la válvula del sistema de impulsión y, seguidamente, la

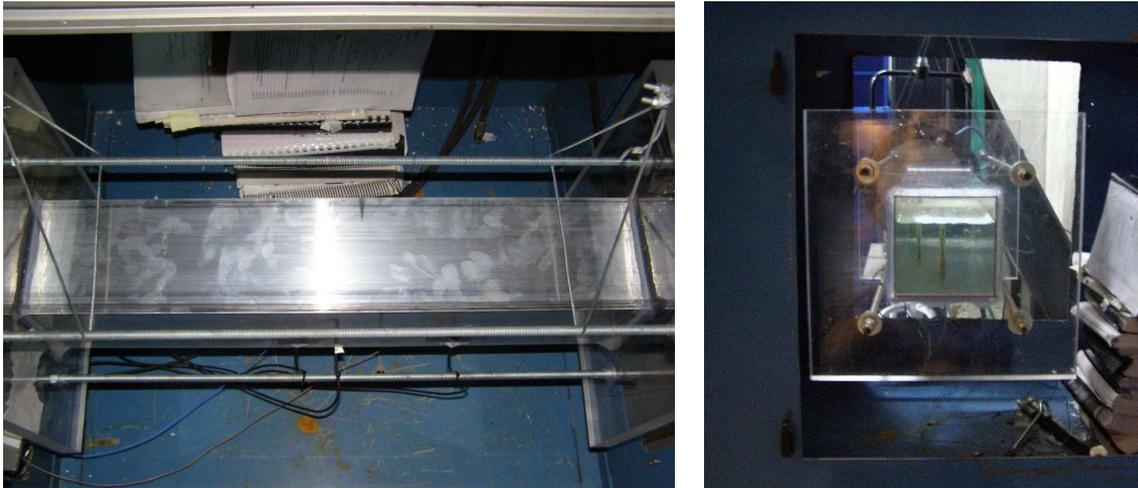


Figura 3.10: Vistas de espécimen en el interior de la cámara de ensayos. Izqda.: Superior. Dcha.: Lateral desde la posición de la cámara digital.

cámara de alta velocidad y el sistema de adquisición de datos, quedando registrado tanto el proceso de impacto como las señales de presión y deformación.

### 3.6. Medida del desplazamiento de las paredes de los tubos.

Una vez realizados los ensayos de impacto, se tomaron medidas del desplazamiento experimentado por las paredes de los especímenes para así poder analizar los diferentes grados de deformación de los tubos en cada caso.

Para ello se utilizó un telémetro láser. El equipo empleado corresponde al modelo *M27L/20* de la marca MEL (Figura 3.11). Este modelo presenta un rango de trabajo de  $20\text{ mm}$  con una linealidad de  $\pm 0.04\text{ mm}$ . Su resolución media para colores blancos varía con el rango de frecuencias siendo de  $0.06\text{ mm}$  a  $2.4\text{ KHz}$  y  $0.3\text{ mm}$  a  $37\text{ KHz}$ .

Para la obtención de los desplazamientos de las caras primeramente se marcan los puntos donde tomar las medidas a lo largo de una línea situada en el centro de las paredes de



Figura 3.11: Telémetro láser MEL M27L/20. Elemento con láser y fotodetector.

cada tubo, en sentido longitudinal. Después se acopla el telémetro a un brazo articulado, de tal forma que permita tomar la distancia entre su ubicación y el punto marcado en la probeta. La probeta y el brazo con el telémetro quedan alineados entre sí en una mesa perfectamente plana. El telémetro se conecta a un voltímetro que proporciona un voltaje dependiendo de la distancia medida. De este modo, y tomando como referencia el borde de la probeta, se puede conocer el desplazamiento experimentado por cada punto de la pared. En la Figura 3.12 se muestra la disposición del equipo empleado.

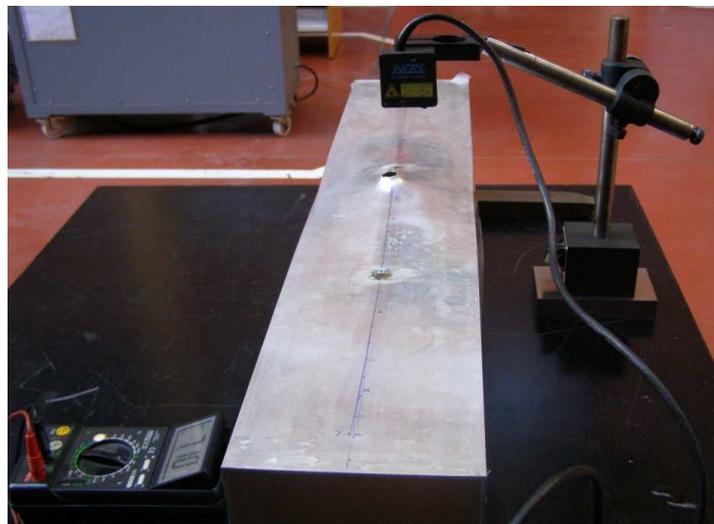


Figura 3.12: Equipo empleado para medir el desplazamiento de las paredes de los tubos.



---

## Capítulo 4

# ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES

### 4.1. Introducción.

En el presente capítulo se muestran los resultados obtenidos en los ensayos experimentales realizados, así como su análisis, con el objetivo de estudiar la influencia de cada uno de los factores considerados (velocidad de impacto y volumen de fluido) sobre la respuesta de los tubos de aluminio. Estos resultados se emplean asimismo para la posterior validación de los modelos de simulación desarrollados, que se detallarán en el capítulo 5.

### 4.2. Imágenes del proceso de impacto.

En primer lugar se muestran una serie de imágenes captadas por la cámara de alta velocidad durante los ensayos experimentales (Figuras 4.1-4.6). Las imágenes muestran cómo el proyectil penetra en el fluido creando una cavidad a su paso. Debido a que la penetración

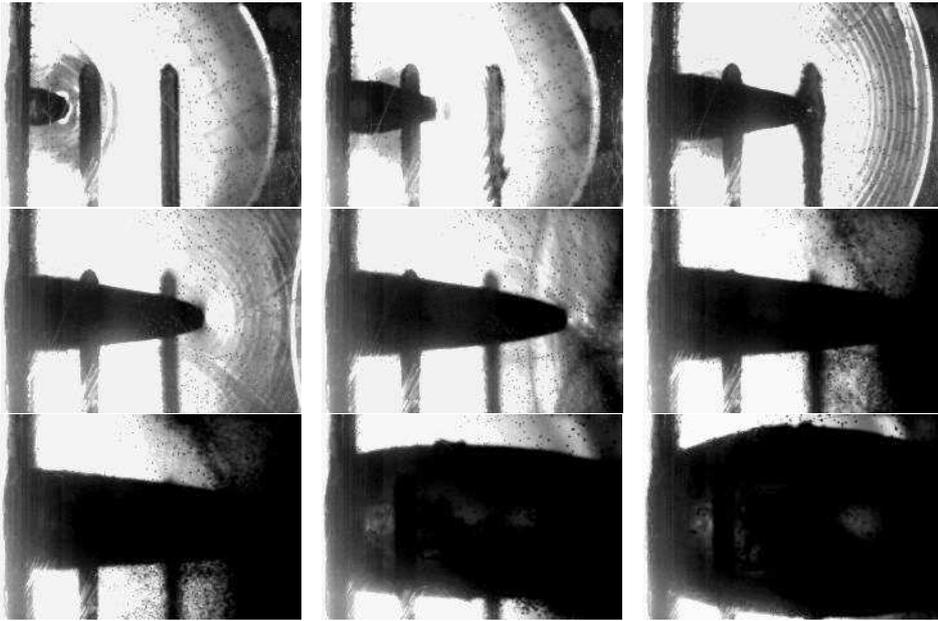


Figura 4.1: Secuencia de la penetración de un proyectil en un tubo lleno al 100%.  $V = 900$   $m/s$ . Imágenes tomadas en  $15 \mu s$ ,  $42.7 \mu s$ ,  $70.4 \mu s$ ,  $98.1 \mu s$ ,  $125.8 \mu s$ ,  $153.5 \mu s$ ,  $181.2 \mu s$ ,  $451.2 \mu s$ ,  $672.8 \mu s$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

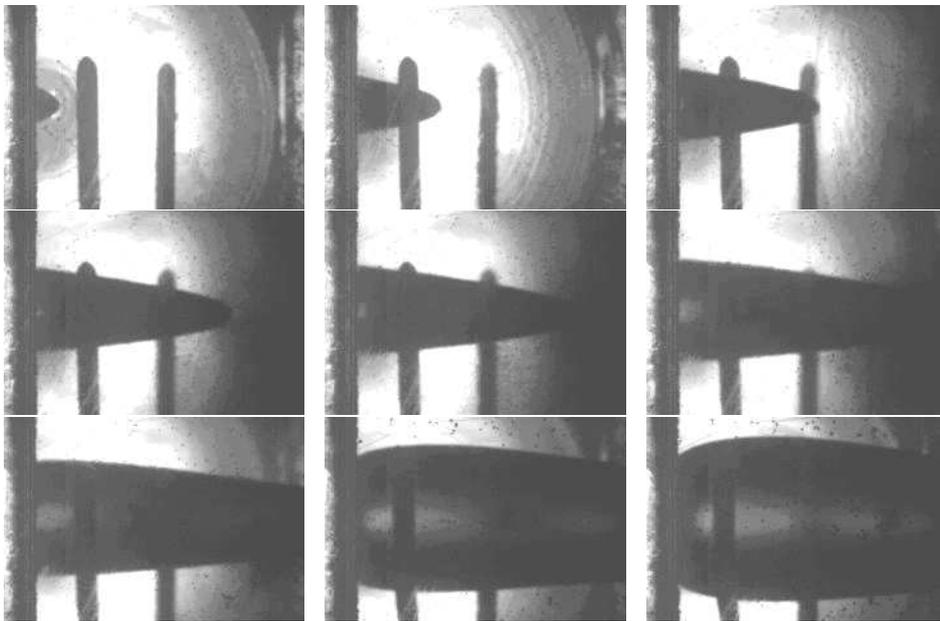


Figura 4.2: Secuencia de la penetración de un proyectil en un tubo lleno al 100%.  $V = 600$   $m/s$ . Imágenes tomadas en  $29 \mu s$ ,  $84.4 \mu s$ ,  $139.8 \mu s$ ,  $195.2 \mu s$ ,  $222.9 \mu s$ ,  $306 \mu s$ ,  $416.8 \mu s$ ,  $721.5 \mu s$ ,  $943.1 \mu s$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

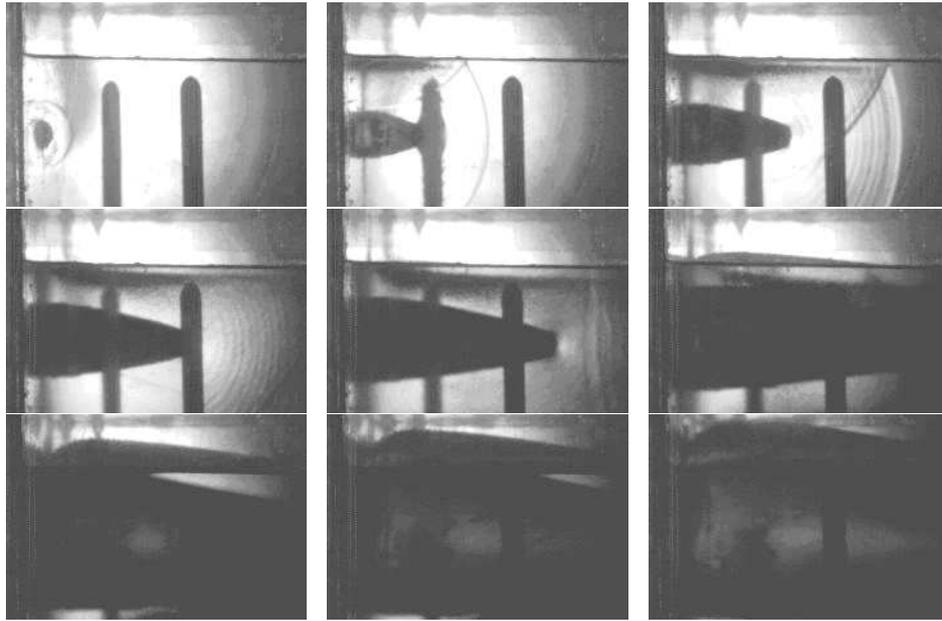


Figura 4.3: Secuencia de la penetración de un proyectil en un tubo lleno al 75%.  $V = 900 \text{ m/s}$ .  
 Imágenes tomadas en  $4 \mu\text{s}$ ,  $31.7 \mu\text{s}$ ,  $59.4 \mu\text{s}$ ,  $87.1 \mu\text{s}$ ,  $114.8 \mu\text{s}$ ,  $170.2 \mu\text{s}$ ,  $281 \mu\text{s}$ ,  $336.4 \mu\text{s}$ ,  $391.8 \mu\text{s}$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

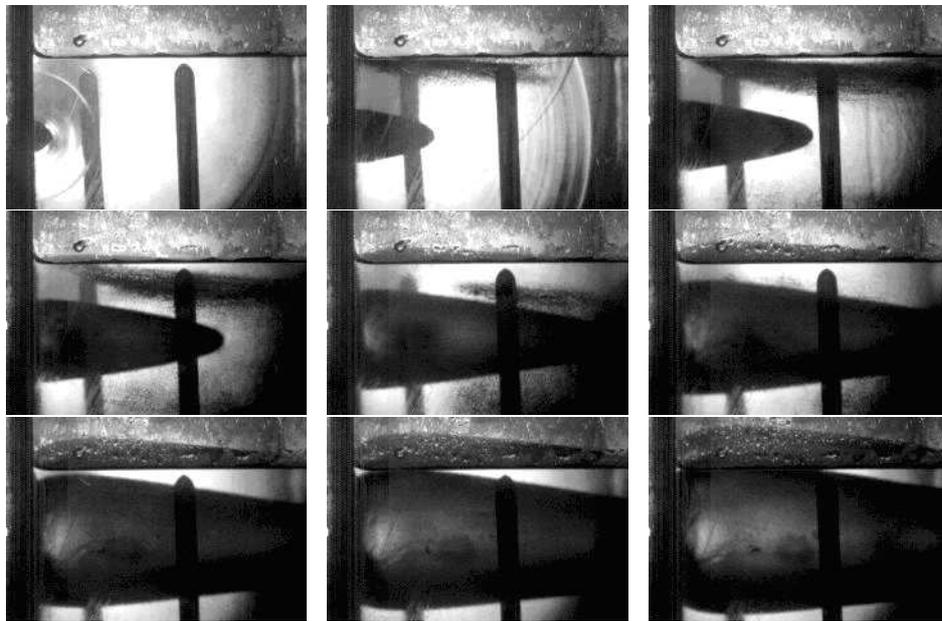


Figura 4.4: Secuencia de la penetración de un proyectil en un tubo lleno al 75%.  $V = 600 \text{ m/s}$ .  
 Imágenes tomadas en  $18 \mu\text{s}$ ,  $73.4 \mu\text{s}$ ,  $128.8 \mu\text{s}$ ,  $184.2 \mu\text{s}$ ,  $267.3 \mu\text{s}$ ,  $350.4 \mu\text{s}$ ,  $461.2 \mu\text{s}$ ,  $516.6 \mu\text{s}$ ,  $599.7 \mu\text{s}$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

#### 4. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES

---

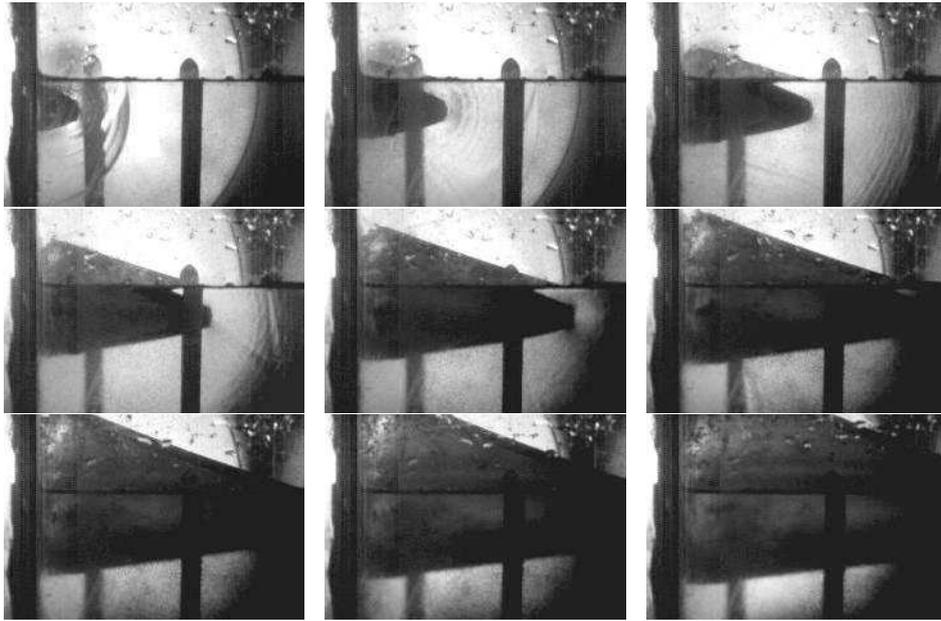


Figura 4.5: Secuencia de la penetración de un proyectil en un tubo lleno al 60%.  $V = 900 \text{ m/s}$ .  
Imágenes tomadas en  $22 \mu\text{s}$ ,  $49.7 \mu\text{s}$ ,  $77.4 \mu\text{s}$ ,  $105.1 \mu\text{s}$ ,  $132.8 \mu\text{s}$ ,  $160.5 \mu\text{s}$ ,  $188.2 \mu\text{s}$ ,  $215.9 \mu\text{s}$ ,  
 $271.3 \mu\text{s}$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

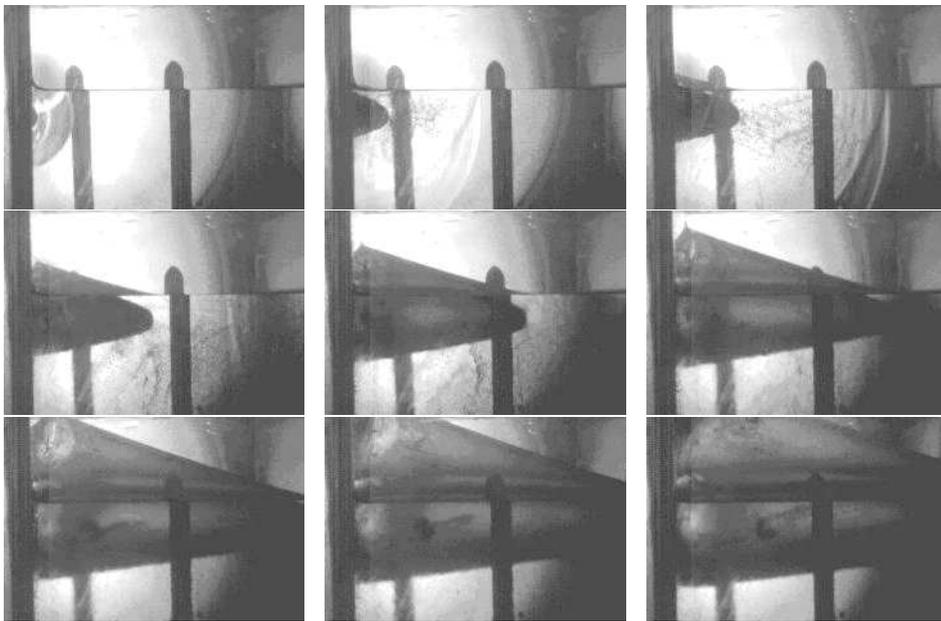


Figura 4.6: Secuencia de la penetración de un proyectil en un tubo lleno al 60%.  $V = 600 \text{ m/s}$ .  
Imágenes tomadas en  $15 \mu\text{s}$ ,  $42.7 \mu\text{s}$ ,  $70.4 \mu\text{s}$ ,  $125.8 \mu\text{s}$ ,  $181.2 \mu\text{s}$ ,  $236.6 \mu\text{s}$ ,  $319.7 \mu\text{s}$ ,  $375.1 \mu\text{s}$ ,  
 $458.2 \mu\text{s}$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

del proyectil en el fluido es subsónica, en las imágenes se pueden apreciar tanto los frentes de onda esféricos que se propagan en la misma dirección de avance del proyectil, como la rarefacción que producen éstas al alcanzar las paredes del tubo o la superficie libre del fluido. En las Figuras 4.3-4.6 se puede ver la onda de rarefacción, formada en la superficie libre del fluido, siguiendo al frente de onda inicial. La onda de rarefacción produce una drástica caída de la presión en el fluido generando, como puede observarse, la aparición de burbujas cerca de la superficie libre de éste. Un efecto similar al descrito se ha encontrado en la superficie libre de un líquido cuando es sometido a una explosión subacuática [63, 64]. Estas burbujas colapsan cuando la presión en el fluido vuelve a aumentar debido

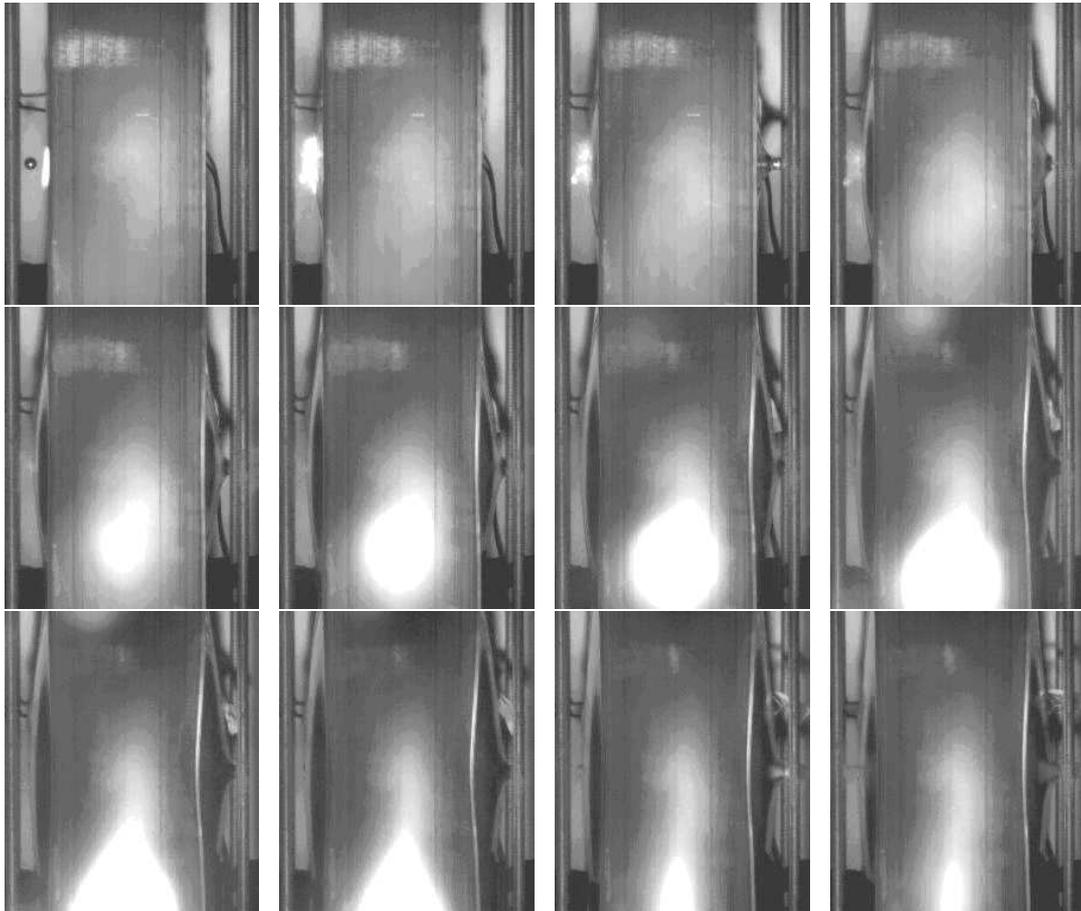


Figura 4.7: Proceso de deformación de un tubo lleno al 100%.  $V = 900 \text{ m/s}$ . Imágenes tomadas en  $-21.3 \mu\text{s}$ ,  $178.5 \mu\text{s}$ ,  $245.1 \mu\text{s}$ ,  $345 \mu\text{s}$ ,  $444.9 \mu\text{s}$ ,  $544.8 \mu\text{s}$ ,  $678 \mu\text{s}$ ,  $811.12 \mu\text{s}$ ,  $1.011 \text{ ms}$ ,  $1.211 \text{ ms}$ ,  $1.777 \text{ ms}$ ,  $2.310 \text{ ms}$ .  $t = 0$  se corresponde con el contacto inicial.

al avance de la cavidad. En los casos en los que el tanque está parcialmente lleno se observa que la cavidad alcanza la superficie libre del líquido, acelerando una capa de fluido que impacta a gran velocidad contra la pared superior. Aunque en estas figuras no se muestra, en las secuencias de video completas se pueden apreciar varios colapsos y expansiones de la cavidad, correspondientes a la fase de cavitación del Golpe Hidrodinámico.

En la Figura 4.7 se muestra el proceso de deformación de un tubo completamente lleno cuando es impactado por un proyectil a una velocidad de  $900 \text{ m/s}$ . En las imágenes se puede observar cómo la mayor parte de la deformación del tubo se produce después de la salida del proyectil, cuando la cavidad alcanza su mayor tamaño. El desplazamiento máximo de las paredes, atendiendo a las imágenes, ocurre en torno a  $1.5 \text{ ms}$  apreciándose después una ligera recuperación elástica.

### 4.3. Posición y velocidad del proyectil.

Las imágenes del proceso de impacto, capturadas mediante la utilización de la cámara de alta velocidad, permiten determinar la velocidad y la posición del proyectil en el interior del fluido. Los datos experimentales así obtenidos se han comparado con los correspondientes resultados analíticos (Figuras 4.8 y 4.9), obtenidos a partir de la segunda ley de Newton,

$$m_p \frac{dV_p}{dt} = -\frac{1}{2} \rho_w A_0 C_d V_p^2 \quad (4.1)$$

donde  $m_p$  y  $V_p$  son la masa y la velocidad del proyectil,  $\rho_w$  es la densidad del fluido,  $A_0$  es el área frontal proyectada del proyectil y  $C_d$  el coeficiente de arrastre. Atendiendo al rango de velocidades considerado y la geometría del proyectil, se ha elegido un valor de 0.4 para  $C_d$  [65]. Teniendo en cuenta que

$$V_p = \frac{dx_p}{dt} \quad (4.2)$$

donde  $x_p$  es la posición del proyectil a lo largo de la trayectoria, la Ecuación 4.1 se transforma en

$$\frac{dV_p}{dx_p} = -\beta V_p \quad (4.3)$$

donde el coeficiente de disminución de velocidad  $\beta$  se define como

$$\beta = \frac{1}{2m_p} \rho_w C_d A_0 \quad (4.4)$$

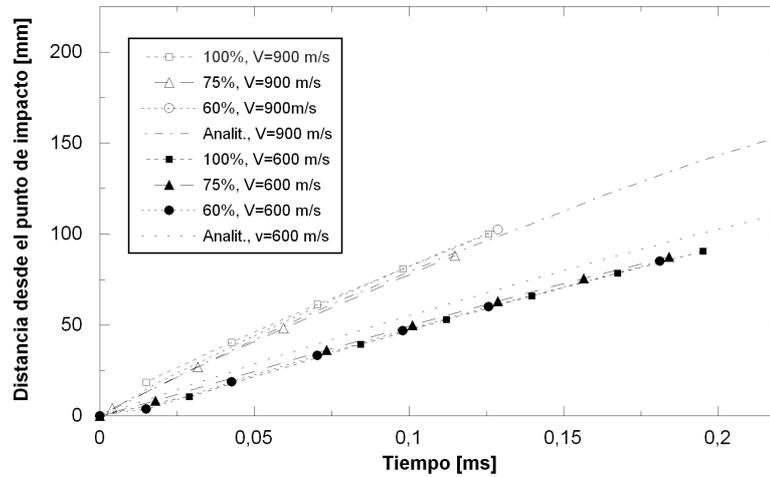


Figura 4.8: Comparación entre resultados experimentales y analíticos. Posición del proyectil vs tiempo.

La posición del proyectil en cada instante se puede conocer con cierta exactitud por medio de las imágenes de la cámara de alta velocidad, y puede comprobarse que los datos experimentales coinciden en buena medida con las curvas analíticas. Los valores de la velocidad obtenidos experimentalmente no se corresponden de manera exacta con las velocidades en cada instante de tiempo, ya que éstas se obtienen como el promedio

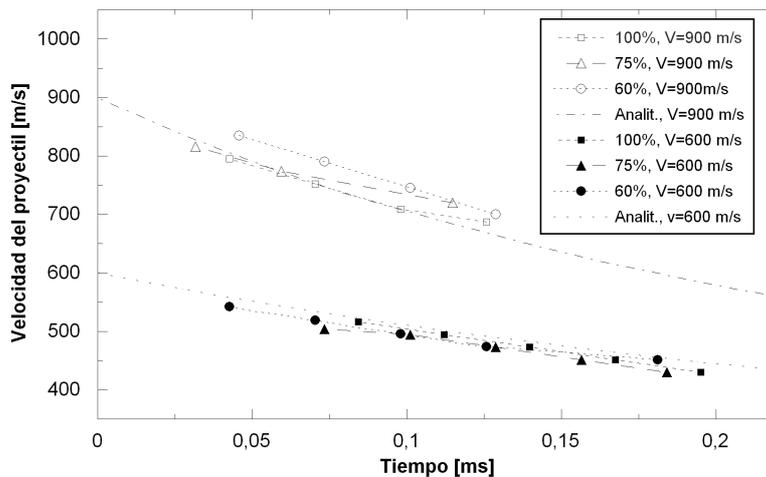


Figura 4.9: Comparación entre resultados experimentales y analíticos. Velocidad vs tiempo.

entre dos imágenes. Por este motivo se pueden apreciar ciertas diferencias entre las curvas analíticas y las experimentales. No obstante, las curvas muestran la misma tendencia.

La energía cinética perdida por el proyectil, debido a la disminución de su velocidad, se transforma progresivamente en presión y energía cinética en el fluido, así como en deformación plástica del tubo.

#### 4.4. Presión en el fluido.

Como ya se comentó en el capítulo anterior, se han empleado dos transductores de presión para conocer la evolución de la presión generada por el Golpe Hidrodinámico en el interior del fluido. Uno de los transductores (TPc) se situó próximo al punto de impacto, quedando situado a  $30\text{ mm}$  de la pared de entrada y a  $75\text{ mm}$  de la trayectoria del proyectil, mientras que el otro (TP1) se dispuso en un plano de simetría longitudinal del tubo y a  $150\text{ mm}$  de la trayectoria del proyectil, midiendo así la presión en un punto más alejado del impacto (Figura 3.2).

Las historias de presión que se muestran en la Figura 4.10 representan resultados de presión obtenidos por los transductores TPc y TP1 para casos en los que se producen

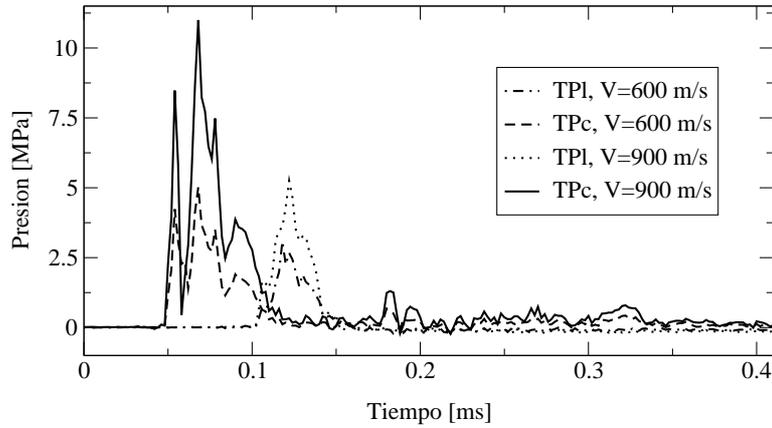
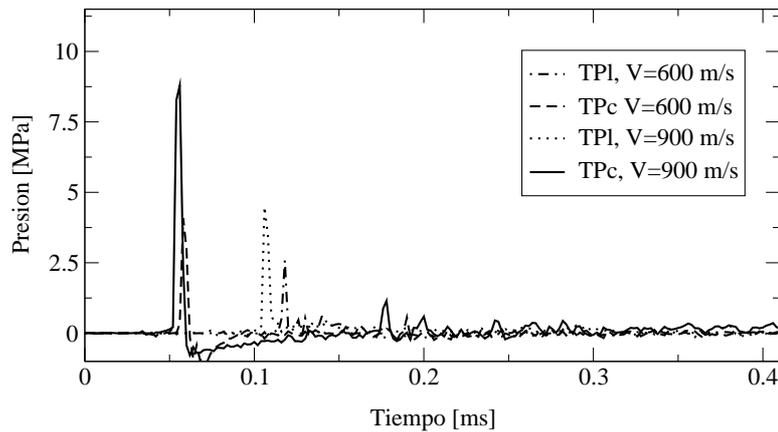
(a) tubo lleno al 100 % impactado a 900 y 600  $m/s$ (b) tubo lleno al 60 % impactado a 900 y 600  $m/s$ .

Figura 4.10: Historia de presiones en tubos llenos con distinto porcentaje de volumen e impactados a 900 y 600  $m/s$ .

impactos a distintas velocidades y con distintos porcentajes de llenado. En las figuras se puede observar que la presión en TPc comienza a aumentar alrededor de los 60  $\mu s$  después del impacto, mientras que en TPI lo hace en torno a 120  $\mu s$ . Estos datos coinciden con los tiempos de llegada de una onda de presión a los transductores, teniendo en cuenta la posición de éstos y la velocidad de la onda en el agua  $c_w$ . Tal y como se muestra en las curvas, la historia de presión cambia en función de la posición del transductor de presión así como de la velocidad del proyectil. El valor máximo de presión es altamente sensible a

#### 4. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES

la velocidad del proyectil, siendo para el caso de impacto a  $900\text{ m/s}$  ligeramente superior al doble que la alcanzada en un impacto a  $600\text{ m/s}$ . Por lo tanto, es de esperar que la velocidad de impacto afectará de manera importante al nivel de deformación permanente experimentada por el tubo. Por otra parte, el hecho de que la energía de una onda de presión esférica disminuya al alejarse de su fuente justifica la variación de la presión según la posición de los transductores. Adicionalmente, se muestra en la Figura 4.11 el impulso como función del porcentaje de volumen para las distintas velocidades consideradas. El impulso se define como el área  $A_p$  bajo la curva temporal del pulso de presión registrado por cada uno de los transductores (TPc y TPl). Este parámetro ya fue empleado por Wierzbicki y Moussa [46] para caracterizar la carga aplicada por el fluido sobre un tanque de combustible de una aeronave sometido a Golpe Hidrodinámico, desacoplando así el problema de interacción entre fluido y estructura. La influencia de la velocidad de impacto y de la posición de los transductores de presión también se perciben en esta ocasión.

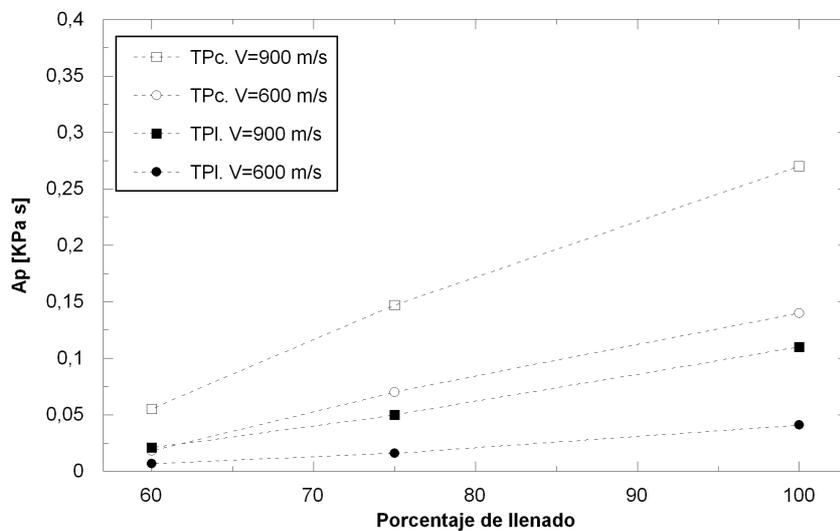


Figura 4.11: Impulso vs porcentaje de llenado.

Con relación al porcentaje de llenado, la principal diferencia observada en las curvas de la Figura 4.10 es la disminución de la duración del pulso de presión al reducirse el porcentaje de llenado. Este fenómeno se debe al efecto de la onda de rarefacción que se forma en la superficie libre del agua. La onda de presión alcanza el transductor en el tiempo

$$t_0 = \frac{L}{c_w} \quad (4.5)$$

donde  $L$  es la distancia entre el transductor y el punto de impacto. La onda de rarefacción, por su parte, alcanza el sensor en el instante

$$t_1 = \frac{\sqrt{L^2 + 4d^2}}{c_w} \quad (4.6)$$

siendo  $d$  la profundidad a la que se encuentra situado el sensor de presión (Figura 4.12). Por lo tanto, el pulso de presión tiene una duración

$$T(L) = t_1 - t_0 = \frac{\sqrt{L^2 + 4d^2} - L}{c_w} \quad (4.7)$$

que, tal y como se observa, aumenta con el incremento de la profundidad  $d$ , o lo que es lo mismo, con el porcentaje de llenado. Este efecto es más importante en posiciones cercanas al punto de impacto, ya que al alejarnos de éste el radio de la onda de rarefacción aumenta haciéndose comparable al de la onda de presión, de tal modo que ambos frentes viajan muy cerca el uno del otro (Figura 4.12).

Por otra parte, se puede analizar la influencia que tiene el porcentaje de llenado en el impulso (área  $A_p$ ), influencia mostrada en la Figura 4.11. El impulso a una distancia  $L$  del punto de impacto se puede escribir como

$$A_p(L) = \bar{P}(L) T(L) = \bar{P}(L) \frac{\sqrt{L^2 + 4d^2} - L}{c_w} \quad (4.8)$$

donde  $\bar{P}(L)$  se corresponde con un valor medio de la presión a una distancia  $L$ . Consideraciones sobre conservación de la energía asociada al frente de onda permiten asumir que  $\bar{P}$  varía de forma inversa al cuadrado de la distancia  $L$

#### 4. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES

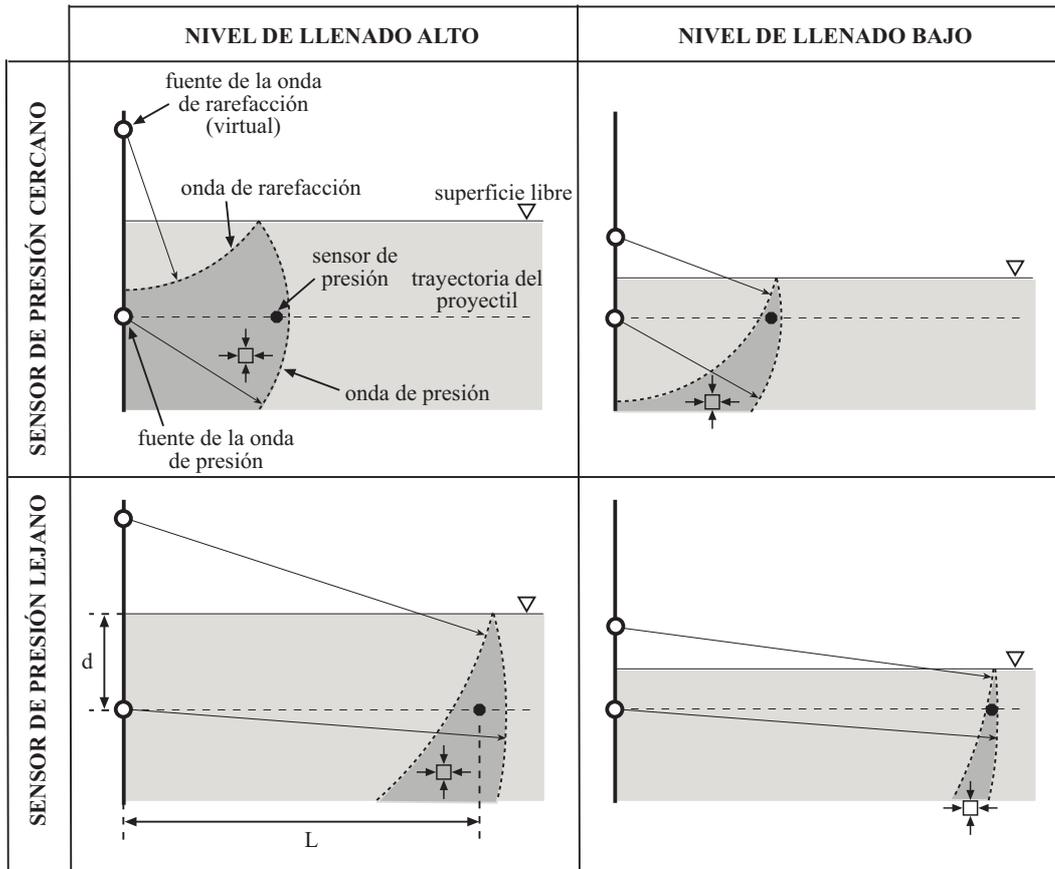


Figura 4.12: Esquema de la propagación de ondas para diferentes porcentajes de llenado y posiciones del sensor de presión.

$$\bar{P}(L) \approx \bar{P}_{L=L_0} \left( \frac{L_0}{L} \right)^2 \quad (4.9)$$

con lo que se obtiene la siguiente expresión para  $A_p$

$$A_p(L) \approx \bar{P}_{L=L_0} \left( \frac{L_0}{L} \right)^2 \frac{\sqrt{L^2 + 4d^2} - L}{c_w} \quad (4.10)$$

siendo  $L_0$  una distancia de referencia donde la presión media adquiere el valor  $\bar{P}_{L=L_0}$ . De este modo, la sensibilidad al porcentaje de llenado del impulso se puede calcular como

$$\frac{\partial A_p}{\partial d} \approx \bar{P}_{L=L_0} \left( \frac{L_0}{L} \right)^2 \frac{4d}{c_w \sqrt{L^2 + 4d^2}} \quad (4.11)$$

donde se aprecia cómo la influencia de la profundidad, o porcentaje de llenado  $d$ , en  $A_p$  disminuye con el cubo de la distancia  $L$ . Por lo tanto, se puede concluir que para una misma velocidad de impacto (igualdad en el valor  $\bar{P}_{L=L_0}$ ) el efecto del porcentaje de llenado es mayor cuanto menor es la distancia  $L$  al punto de impacto, tal y como se muestra en la Figura 4.11.

## 4.5. Deformación de los tubos impactados.

Una vez estudiada la influencia de la velocidad del proyectil y el porcentaje de llenado en las presiones obtenidas en el interior del fluido, se va a analizar la influencia de estos dos factores en la deformación permanente de los tubos. Para ello se muestran, en primer lugar, las diferencias encontradas entre un tubo vacío y otro completamente lleno de agua, impactados ambos por un proyectil a una velocidad de 900 m/s (Figura 4.13).



Figura 4.13: Izqda.: Comparación entre un tubo completamente lleno y otro vacío impactados a una velocidad de 900 m/s. Dcha.: Vista interior de los tubos anteriores.

Se observa que el tubo vacío no presenta abombamiento alguno, mientras que el tubo lleno

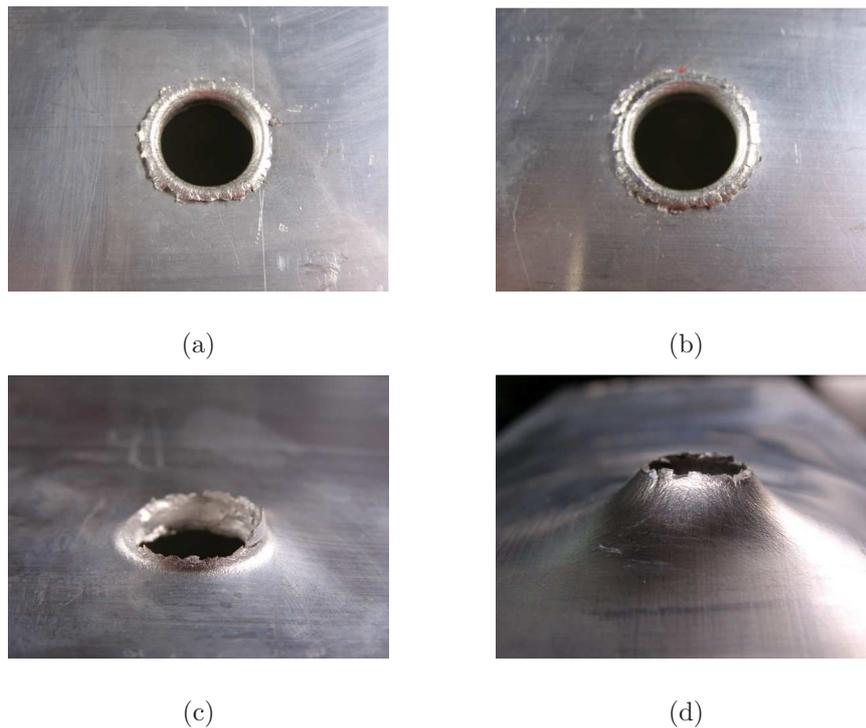


Figura 4.14: Orificios causados por el impacto de proyectil: (a) pared de entrada, tubo vacío; (b) pared de entrada, tubo lleno; (c) pared de salida, tubo vacío; (d) pared de salida, tubo lleno.

al 100% experimenta un abombamiento pronunciado en las cuatro caras, evidenciándose el efecto producido por el Golpe Hidrodinámico, que puede alterar el comportamiento estructural del ala. También se han analizado los orificios de entrada y salida producidos en ambos casos. En la Figura 4.14 (a y b) se puede observar que ambos orificios de entrada son perfectamente circulares y que la deformación plástica queda localizada en su contorno más próximo. El orificio de salida en el tubo vacío es idéntico al de entrada; sin embargo, la pared de salida del tubo lleno muestra un orificio abultado hacia el exterior y con fisuras radiales (Figura 4.14(d)). Este característico modo de daño en forma de pétalos (petalling) es debido a la pretensión, producida por la presión interna del fluido, a la que la pared de aluminio se ve sometida durante el impacto.

Se han encontrado también diferencias en los perfiles transversales de los tubos impactados con distintos porcentajes de llenado (Figura 4.15). Cuando el tubo está completamente lleno, sus cuatro caras se abomban de forma análoga, mientras que cuando el tubo está par-

cialmente lleno, el abombamiento sólo se produce hasta el nivel de llenado del fluido. Por otro lado, en los casos de llenado parcial, la pared que no se encuentra en contacto con el fluido experimenta un abombamiento, muy localizado en la dirección longitudinal del tubo, ocasionado por el súbito impacto de la capa de fluido que ha sido desplazada por el movimiento del proyectil en el interior del tubo. Este fenómeno se evidencia con mayor claridad al analizar las medidas de desplazamiento tomadas a lo largo de las paredes de los tubos y que se presentan posteriormente.

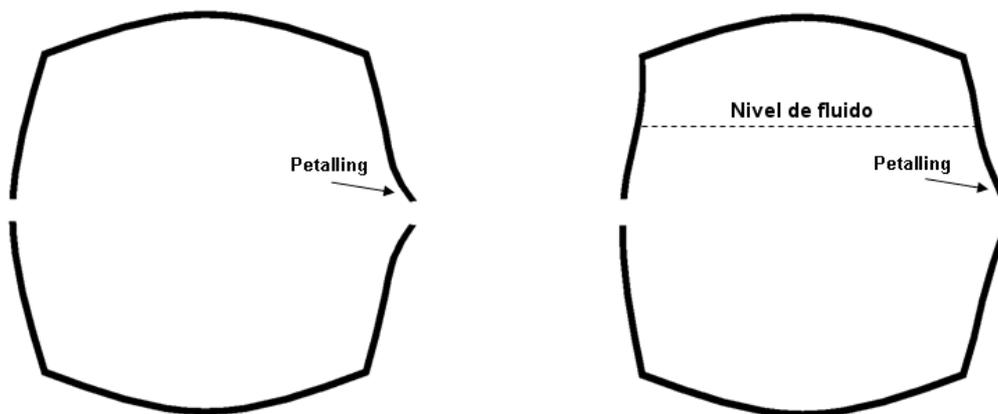


Figura 4.15: Izqda.: Perfil que adopta, después del impacto, un tubo completamente lleno. Dcha.: Perfil que adopta, después del impacto, un tubo parcialmente lleno.

Una vez realizados los ensayos de impacto se ha medido el desplazamiento de distintos puntos de las paredes por medio de un telémetro láser, tal y como se indicó en el capítulo anterior. Las Figuras 4.16-4.18 muestran la deformación permanente de las paredes de entrada, salida e inferior para los distintos casos de ensayo. En ellas se observa la notable influencia de la velocidad en las zonas próximas al punto de impacto. El proyectil, a su paso por el fluido, genera una cavidad cuyo crecimiento obliga al fluido a desplazarse, provocando la deformación de las paredes del tubo. La velocidad de crecimiento de la cavidad depende esencialmente de la velocidad de impacto del proyectil, como queda reflejado al comparar las Figuras 4.3-4.4 ó 4.5-4.6. Cuanto más rápido sea este crecimiento, mayor será la velocidad con la que las partículas del fluido se desplazan hacia las paredes del tubo, y mayor será el momento que el fluido transmite a las paredes haciendo que éstas

#### 4. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS EXPERIMENTALES

se deformen plásticamente. De este modo, la velocidad de impacto influye notablemente en el nivel de deformación permanente del tubo. En las Figuras 4.16-4.18 se observa asimismo cómo la deformación alcanza una extensión mayor cuanto mayor es la fracción de llenado. En el tubo parcialmente lleno, la aparición y crecimiento de la cavidad no se traduce en un incremento notable de la presión en zonas alejadas al punto de impacto, dado que el fluido puede desplazarse sin restricciones ocupando las zonas vacías. Por ello, la extensión de la deformación permanente del tubo es menor que en el caso de llenado completo.

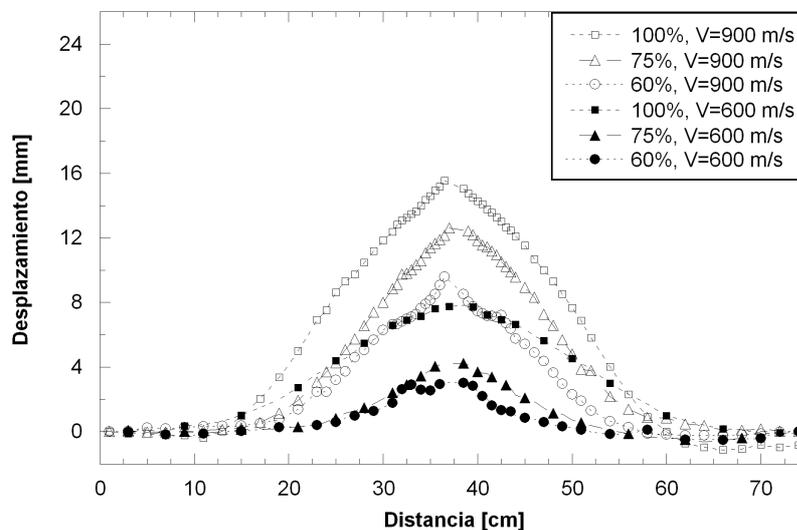


Figura 4.16: Desplazamiento en la pared de entrada para los distintos casos de impacto.

En la Figura 4.19 se muestran las medidas de deformación obtenidas en la pared que inicialmente no está en contacto con el fluido en los casos de llenado parcial (pared “seca”). A la vista de los resultados se puede concluir que el abombamiento en esa pared está muy localizado en las proximidades de la trayectoria del proyectil. Además, se observa que los valores de desplazamiento, para una misma velocidad de impacto, son mayores en los casos con menor fracción de llenado. Esto es debido a que la capa de agua que queda por encima de la trayectoria del proyectil es tanto menor, y su aceleración debida a la formación de la cavidad mayor, cuanto menor es el nivel de llenado (Figuras 4.3-4.6). El impacto que produce la capa de agua sobre la pared “seca” es, por tanto, más severo para menor nivel de llenado, aunque la masa de dicha capa sea menor, provocando mayores

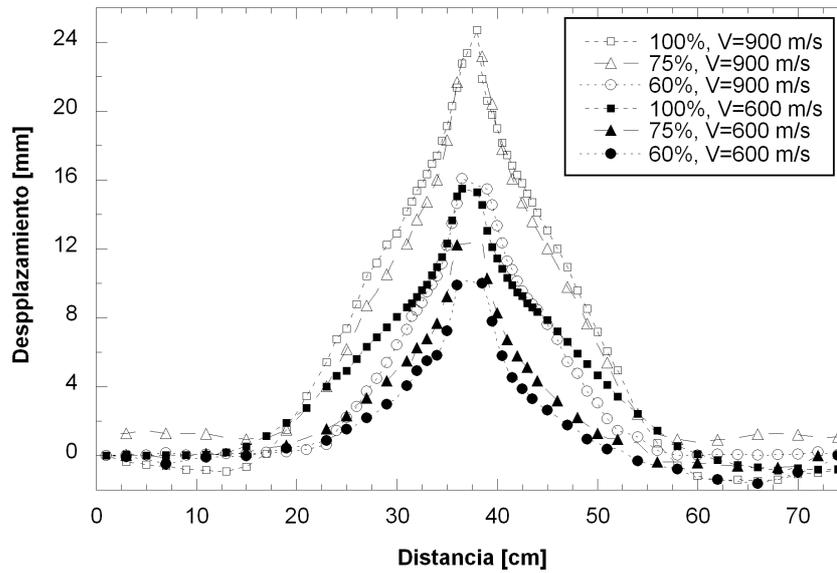


Figura 4.17: Desplazamiento en la pared de salida para los distintos casos de impacto.

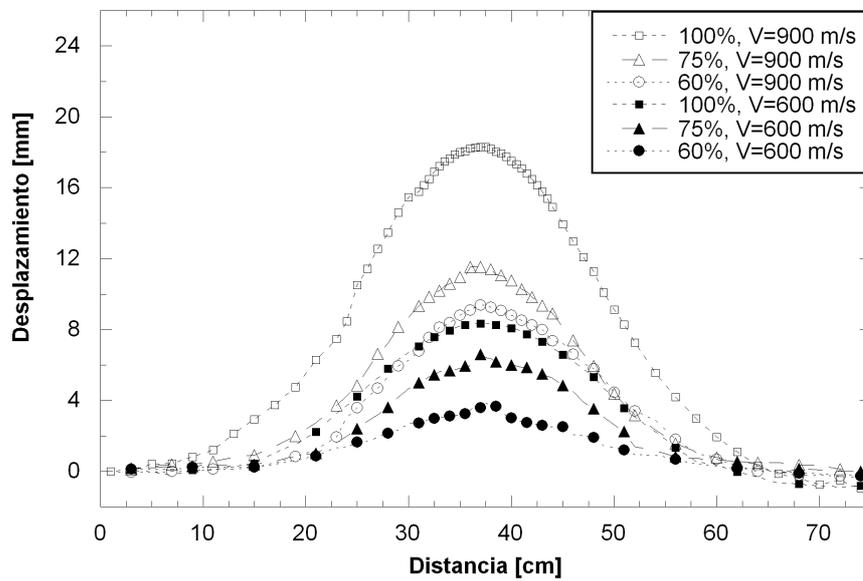


Figura 4.18: Desplazamiento en la pared inferior "mojada" para los distintos casos de impacto.

desplazamientos en esta pared.

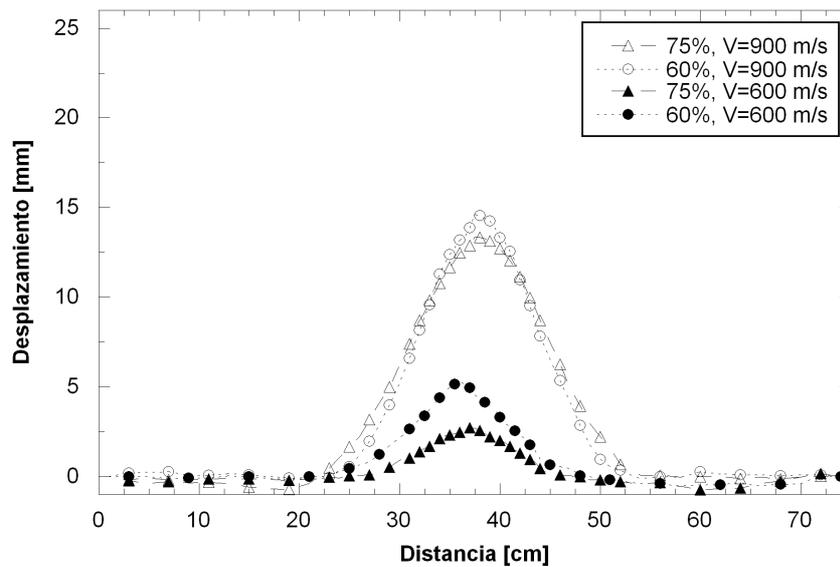


Figura 4.19: Desplazamiento en la pared superior “seca” para los distintos casos de impacto.

#### 4.6. Deformación en bandas extensométricas.

Tal y como se comentó en el capítulo anterior, se han dispuesto cinco bandas extensométricas en distintos puntos de los tubos a ensayar (Figura 3.2). Las galgas G1 y G2 se encuentran en la pared de entrada, G3 y G4 están situadas en la pared de salida, en las mismas posiciones que G1 y G2 respectivamente y, por último, la galga G5 está centrada en la pared inferior. La Figura 4.20 muestra la deformación en la galga G1, la más cercana al punto de impacto, para los distintos ensayos llevados a cabo. Se puede observar que la deformación en este punto está influida, fundamentalmente, por la velocidad del proyectil y, en menor medida, por el porcentaje de llenado. Las tendencias se repiten en la galga G3, situada en la pared de salida en la misma posición que G1. Los valores máximos de deformación en G3 son prácticamente iguales a los que se muestran en G1, y se corresponden con un tiempo de aproximadamente  $1.5 \text{ ms}$ , que coincidiría con el tiempo de deformación máxima observado en las imágenes del video (Figura 4.7).

En la Figura 4.21 se representan los resultados de deformación obtenidos en la banda

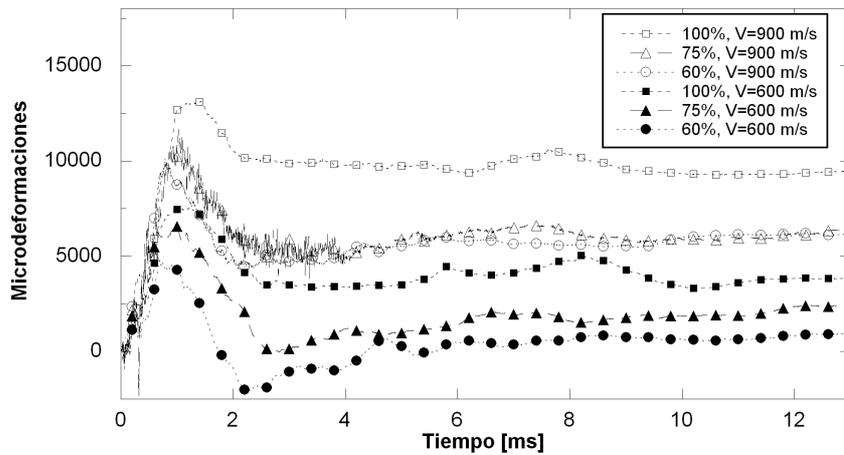


Figura 4.20: Historia de deformación en G1 para los distintos casos de impacto.

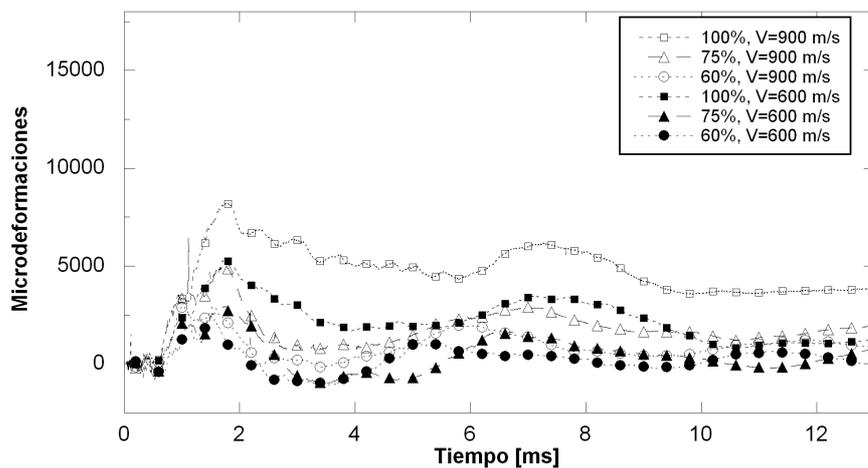


Figura 4.21: Historia de deformación en G2 para los distintos casos de impacto.

extensométrica G2, galga más lejana al punto de impacto, en los distintos ensayos realizados. En esta ocasión se puede ver que, al contrario que en los casos donde se miden las deformaciones en puntos próximos al punto de impacto, la deformación está influida fundamentalmente por el porcentaje de llenado y, en menor medida, por la velocidad de impacto. Los resultados encontrados en G4, ubicada en la misma posición que G2 pero en la pared de salida, muestran las mismas tendencias y valores de deformación muy similares a los mostrados en G2.

Las historias de deformación en el punto medio de la pared inferior del tubo, e inmedia-

tamente debajo de la trayectoria del proyectil (G5) se muestran en la Figura 4.22. Los valores de la deformación están de nuevo influenciados principalmente por la velocidad y, en menor medida, por el volumen, como en los casos de las galgas G1 y G3, todas ellas próximas al punto de impacto.

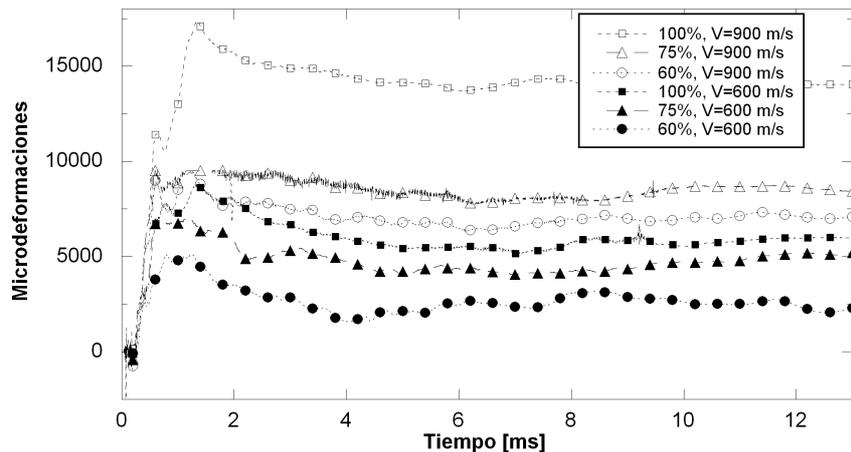


Figura 4.22: Historia de deformación en G5 para los distintos casos de impacto.

Atendiendo a estos resultados, las deformaciones obtenidas en lugares suficientemente alejados del punto de impacto están afectadas en mayor medida por la fracción de llenado que por la velocidad del proyectil. Esto es, se dan valores de deformación mayores en un tanque completamente lleno que en otro parcialmente lleno, aunque este último sea impactado a una velocidad superior a la del primero. Esta tendencia cambia al acercarnos a zonas próximas a la trayectoria del proyectil, donde las deformaciones resultantes dependen, principalmente, de la velocidad del proyectil y en menor medida de la fracción de llenado del tanque. En la Figura 4.23 se muestra, de forma esquemática, el efecto de la velocidad y la fracción de llenado en las deformaciones finales del tanque de combustible. Una mayor velocidad produce un abombamiento localizado en la zona próxima a la trayectoria del proyectil, mientras que una mayor fracción de llenado genera una distribución de la deformación en los tubos, tal y como ya se observó anteriormente al analizar la deformada resultante.

Por medio del trabajo experimental desarrollado se han obtenidos imágenes de una elevada

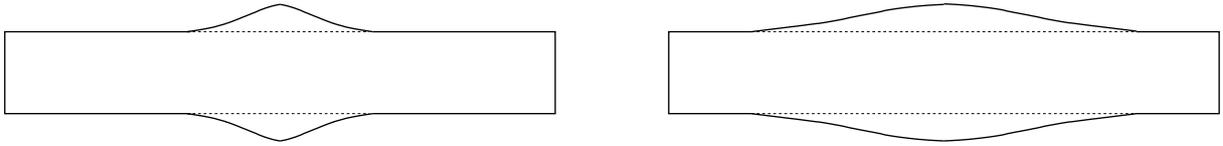


Figura 4.23: Izqda.: Zona afectada por la variación de la velocidad de impacto. Dcha.: Zona afectada por la variación del porcentaje de llenado.

calidad que muestran la evolución de la cavidad en el interior del fluido y los fenómenos que ocurren en éste en los primeros instantes del impacto. Estas imágenes, junto a los datos de presión en el interior del tanque y de deformación de las paredes de los tubos, proporcionan una valiosa información sobre el Golpe Hidrodinámico. El análisis de esta información, obtenida para distintas velocidades de impacto y porcentajes de llenado, es de gran interés para una mayor comprensión del fenómeno de Golpe Hidrodinámico.



---

## Capítulo 5

# MÉTODO DE SIMULACIÓN Y VALIDACIÓN DEL MODELO NUMÉRICO

### 5.1. Introducción.

En el presente capítulo se detallan los modelos empleados para la simulación numérica de impactos a alta velocidad sobre tanques de aluminio con fluido en su interior. Para realizar dichas simulaciones se ha empleado el código comercial de elementos finitos, con integración explícita, LS-DYNA v.971 [66]. El programa está desarrollado por la empresa Livermore Software Technology Corporation (LSTC) ubicada en California. LSTC se fundó en 1986, aunque los comienzos de LS-DYNA datan de comienzos de los años 70, cuando el Dr. Hallquist (más tarde presidente de LSTC) desarrolló un código explícito llamado DYNA3D para Lawrence Livermore National Lab. LS-DYNA es particularmente apropiado para la resolución de problemas dinámicos, tales como impactos o explosiones.

Además permite el empleo de diferentes técnicas como ALE o SPH, ya comentadas, adecuadas para abordar problemas en los que aparecen interacciones entre fluido y estructura.

En una primera fase de las simulaciones numéricas se ha empleado la técnica ALE y el método SPH para modelizar el fluido del interior de un tanque sometido a impactos a diferentes velocidades. La comparación de los resultados experimentales con los obtenidos mediante estas dos técnicas numéricas ha permitido seleccionar una de ellas como la más adecuada para reproducir el fenómeno del Golpe Hidrodinámico. Una vez seleccionada y validada esta técnica, se ha empleado posteriormente para simular el resto de los casos experimentales y analizar con mayor profundidad el fenómeno de Golpe Hidrodinámico. Los resultados de este análisis se muestran en el capítulo 6.

### 5.2. Modelizado del tanque y del proyectil.

La modelización del tanque de aluminio y del proyectil que impacta sobre éste no ha variado al cambiar la técnica empleada para reproducir el comportamiento del fluido (ALE o SPH). El tanque se divide en tres partes: las paredes impactadas por el proyectil (pared de entrada y de salida), las paredes laterales y la ventana de PMMA. Debido a la simetría del problema, sólo es necesario modelizar la mitad del tanque, y en los casos en los que el tanque está completamente lleno es suficiente con estudiar un cuarto del sólido. Estas consideraciones son muy importantes, ya que el problema demanda una gran densidad de mallado y cualquier reducción del número de elementos es beneficiosa. En la Figura 5.1 izquierda, se muestra el modelo de un cuarto del tanque impactado.

Las paredes que sufren el impacto del proyectil y la ventana de PMMA se han discretizado por medio de elementos Lagrangianos hexaédricos de ocho nodos e integración reducida. Se ha empleado una malla más refinada en la zona próxima al impacto, y más gruesa según aumenta la distancia a ésta (Figura 5.1 derecha). Las paredes impactadas presentan cinco elementos a lo largo del espesor con una longitud característica de 1 *mm* en las

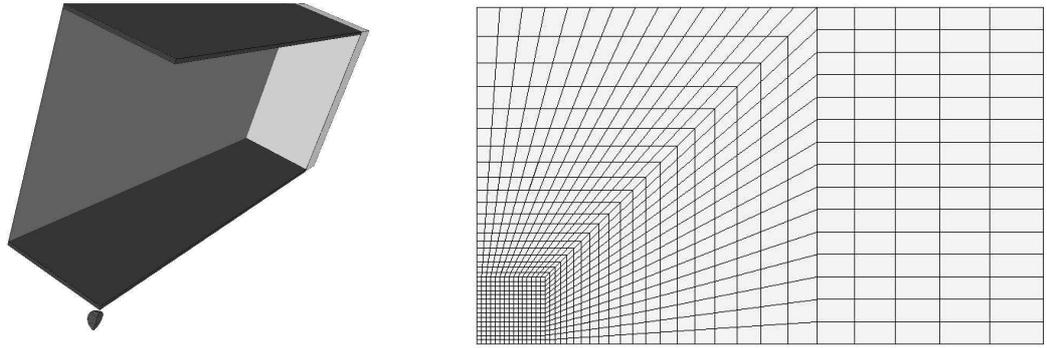


Figura 5.1: Izqda.: Modelo de un cuarto de tanque. Dcha.: Detalle del mallado de la pared de entrada en la zona de impacto.

otras dos direcciones en la zona próxima al impacto. A partir de resultados obtenidos en simulaciones previas, se considera que el tamaño de malla elegido es apropiado para reproducir el comportamiento de los sólidos en la zona del impacto. Las paredes laterales se mallaron por medio de elementos Belytschko-Tsay de tipo cáscara (shell) y 4 nodos, reduciendo así el número de elementos presentes en la simulación. Finalmente la malla correspondiente al modelo de la mitad del tanque está compuesta por 31804 elementos, o 15902 para un cuarto de tanque.

El material del cajón de aluminio se ha modelizado por medio de la ecuación de endurecimiento termoviscoplastico de Johnson-Cook [67]. Aunque hay ecuaciones de endurecimiento más sofisticadas, como la Rusinek-Klepaczko [68, 69] o la Zerilli-Armstrong [70], la de Johnson-Cook es probablemente la más empleada entre aquellas que tienen en cuenta la deformación plástica equivalente  $\bar{\varepsilon}^p$ , la velocidad de deformación plástica equivalente  $\dot{\bar{\varepsilon}}^p$  y los efectos de la temperatura  $\theta$ . Debido a que en el pasado se determinaron para ella los parámetros correspondientes a un gran número de materiales metálicos, esta ecuación ha sido implementada en numerosos códigos de elementos finitos. La ecuación responde a la siguiente expresión

$$\sigma_Y = (A + B (\bar{\varepsilon}^p)^n) \left( 1 + C \text{Log} \left( \frac{\dot{\bar{\varepsilon}}^p}{\dot{\bar{\varepsilon}}_0} \right) \right) \left( 1 - \left( \frac{\theta - \theta_0}{\theta_m - \theta_0} \right)^m \right) \quad (5.1)$$

siendo  $\sigma_Y$  el límite elástico,  $\theta_0$  la temperatura de referencia,  $\theta_m$  la temperatura de fusión y  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $n$ ,  $m$  y  $\dot{\epsilon}_0$  parámetros del material. El valor de los parámetros para el aluminio *A6063 – T5* se obtuvieron del trabajo de Karagiozova y Jones y del de Yang [71, 72]. El fallo del material, o en este caso la eliminación de los elementos, se produce cuando la deformación plástica equivalente alcanza un valor crítico  $\bar{\epsilon}^p = \epsilon_f$ .

Para modelizar la ventana de PMMA se ha optado por un material elástico lineal dado que este sólido no sufre deformaciones inelásticas ni daño durante el impacto. Las propiedades se han obtenido de Vesenjok et al. [73].

El mallado del proyectil se ha realizado por medio de elementos Lagrangianos hexaédricos de ocho nodos e integración reducida (Figura 5.2). El tamaño de los elementos del proyectil, aunque relativamente mayor que el de los elementos de las paredes en la zona de impacto, permite resolver adecuadamente los contactos con las caras del depósito. El acero del proyectil se modelizó como un material elástico lineal, ya que en los ensayos experimentales no se observó deformación plástica en él.

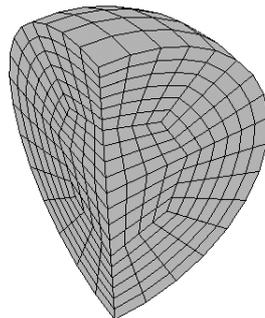


Figura 5.2: Mallado de un cuarto del proyectil.

En la Tabla 5.1 se muestran las propiedades de estos materiales y los parámetros de endurecimiento empleados en el modelo del tanque y del proyectil.

	AL6063-T5	Acero	PMMA
$\rho$ ( $kg/m^3$ )	2700	7830	1180
$E$ (GPa)	71	207	3
$\nu$	0.33	0.28	0.35
$A$ (MPa)	200	-	-
$B$ (MPa)	144	-	-
$n$	0.62	-	-
$C$	0	-	-
$m$	1	-	-
$\varepsilon_f$	0.2	-	-

Tabla 5.1: Parámetros y propiedades de los materiales empleados en las simulaciones.

### 5.3. Modelizado del fluido.

Debido al efecto de Golpe Hidrodinámico, es previsible que el fluido situado en el interior del tanque experimente deformaciones demasiado elevadas como para considerar la posibilidad de modelizarlo mediante una descripción puramente Lagrangiana. Por tanto, se ha optado por modelizar el fluido mediante dos técnicas que facilitan el tratamiento de las grandes distorsiones: ALE multimaterial y SPH. La formulación multimaterial del modelo ALE hace referencia a la capacidad que presenta cada uno de los elementos del mallado para contener uno o más materiales, agua y aire en el caso aquí considerado. La formulación ALE permite que los nodos de la malla y las partículas materiales puedan desplazarse de forma independiente evitando problemas de distorsión. La técnica de SPH permite modelizar el fluido por medio de partículas que, sin conectividad entre ellas, reproducen el comportamiento del fluido.

### 5.3.1. Modelo ALE.

El fluido del interior del cajón se ha discretizado por medio de elementos hexaédricos de ocho nodos con una formulación ALE (elform=11 según la notación de LS-DYNA). Estrictamente, el mallado empleado para el fluido es puramente Euleriano, sin embargo LS-DYNA lo trata como un caso especial de la formulación ALE donde la velocidad de la malla es cero. Ésta es la única forma de poder considerar más de un material en un mismo elemento. El aire que rodea el cajón y el que se encuentra en el interior cuando el tanque está parcialmente lleno, se ha modelizado empleando los mismos elementos que en el fluido. Considerar la región de aire que rodea al cajón es esencial para permitir que el fluido se desplace hacia el exterior, deformando de este modo las paredes del cajón. Esto es sólo posible si las mallas del agua y el aire comparten nodos en su frontera.

Para conseguir la densidad de mallado óptima se realizaron distintos modelos simplificados en los que las paredes del cajón no estaban presentes. Los resultados de la deceleración sufrida por el proyectil en cada mallado se compararon con la solución obtenida por medio de la ecuación del movimiento de una esfera en el interior de un fluido (§4.3), eligiendo así la densidad de mallado óptima. El mallado así obtenido causó ciertos problemas al acoplarse a las paredes del cajón. Al ser un mallado relativamente refinado, generaba problemas de capacidad de memoria en el equipo empleado y la aparición de fugas de fluido a través de las paredes. Para tratar de evitar estos problemas se realizaron numerosas pruebas ajustando los distintos parámetros necesarios para una correcta interacción fluido-estructura, así como la distancia entre nodos, hasta llegar a un valor óptimo de los primeros y a un tamaño de malla ALE coincidente con el de la malla Lagrangiana empleada en las paredes del tanque, y algo mayor que el óptimo determinado en la fase anterior. Esta modificación de la geometría de la malla redujo ligeramente la exactitud en la predicción de la deceleración del proyectil, pero permitió evitar los problemas de fuga de fluido, característicos de este tipo de formulación. Finalmente, la malla euleriana empleada en la región de aire y agua para un cuarto del problema está formada por 61519 elementos en

todos los casos (Figura 5.3).

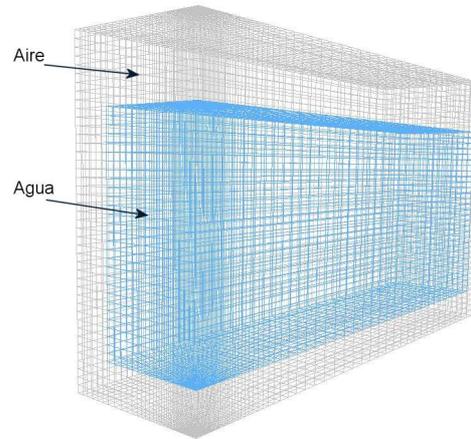


Figura 5.3: Mallado de los fluidos en el modelo ALE para tanque lleno.

El agua se ha modelizado por medio de la siguiente ecuación constitutiva viscosa (*Material Null* en notación de LS-DYNA)

$$\sigma_{ij} = 2\nu_d \dot{\epsilon}'_{ij} - P\delta_{ij} \quad (5.2)$$

donde  $\sigma_{ij}$  es el tensor de tensiones de Cauchy,  $\nu_d$  es la viscosidad dinámica,  $\dot{\epsilon}'_{ij}$  es el desviador de la velocidad de deformación y  $\delta_{ij}$  el tensor identidad de orden dos. La presión  $P$  se calcula como función de la compresión  $\mu = \rho/\rho_0 - 1$ , donde  $\rho$  y  $\rho_0$  son la densidad en cada instante y la densidad inicial respectivamente, y de la energía interna por unidad de volumen  $E$ . Utilizando la ecuación de estado Mie-Gruneisen, basada en una función cúbica de velocidad de onda-velocidad de partícula, resulta la siguiente expresión para la presión

$$P = \frac{\rho_0 D^2 \mu [1 + (1 - \frac{\gamma_0}{2})\mu - \frac{a}{2}\mu^2]}{[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu+1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu+1)^2}]^2} + (\gamma_0 + a\mu)E \quad (5.3)$$

para materiales sometidos a compresión hidrostática, siendo  $P \geq 0$  en todo momento.  $S_1$ ,  $S_2$  y  $S_3$  son coeficientes que definen la variación de la pendiente de la curva  $u_s - u_p$ ,

siendo  $u_s$  y  $u_p$  la velocidad de la onda y la velocidad de la partícula respectivamente.  $D$  es la ordenada en el origen de la curva  $u_s - u_p$ , que se corresponde con la velocidad del sonido en el agua.  $\gamma_0$  es la gamma de Gruneisen y  $a$  es un parámetro de corrección de  $\gamma_0$ . Los parámetros y propiedades necesarias para modelizar el agua se obtuvieron de Boyd et al. [74].

El aire se ha modelizado empleando la misma ecuación constitutiva utilizada para el agua (Ec. 5.2), con las propiedades correspondientes. En este caso no se ha empleado una ecuación de estado Mie-Gruneisen, sino una Lineal Polinomial [66]. Dicha ecuación de estado es lineal en la energía interna  $E$  y polinomial en la compresión  $\mu$ , definiendo la presión del siguiente modo

$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2)E \quad (5.4)$$

El aire se ha considerado un gas ideal estableciendo  $C_0 = C_1 = C_2 = C_3 = C_6 = 0$  y  $C_4 = C_5 = \gamma - 1$ , donde  $\gamma = 1.4$  es la relación entre los calores específicos

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (5.5)$$

por lo que la presión  $P$  viene dada finalmente por:

$$P = (\gamma - 1) \frac{\rho}{\rho_0} E \quad (5.6)$$

En la Tabla 5.2 se muestran las propiedades físicas y los parámetros de las correspondientes ecuaciones constitutivas empleadas en las simulaciones para el agua y el aire.

Para resolver las interacciones fluido-estructura que aparecen en este problema, y cuyo correcto modelizado es fundamental para el éxito de las simulaciones, se ha empleado un algoritmo de acoplamiento ALE-Lagrangiano disponible en LS-DYNA. Dicho algoritmo

	$\rho_0$ ( $\frac{kg}{m^3}$ )	$\nu_d$ ( $Pa\ s$ )	$D$ ( $\frac{m}{s}$ )	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$\gamma_0$	$a$	$C_4$	$C_5$
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 5.2: Parámetros utilizados en las simulaciones para modelizar el agua y el aire.

permite al fluido desplazarse tangencialmente sobre la estructura, impidiendo su penetración en el mallado de ésta mediante la aplicación de fuerzas de penalización al fluido y a la estructura. Cuando, como resultado de la actualización de los desplazamientos en las mallas, el fluido ha penetrado en la estructura Lagrangiana, se aplica una fuerza de retorno tanto al fluido como al nodo de la estructura para hacer retroceder a ambos hasta la superficie de contacto. Las fuerzas de penalización son proporcionales a la profundidad de penetración y a la rigidez, de modo que el contacto se comporta de forma similar a un sistema de muelles.

### 5.3.2. Modelo SPH.

En este caso, el fluido contenido en el interior del tanque se discretiza por medio de un conjunto de partículas. El método SPH requiere de una gran cantidad de partículas uniformemente distribuidas para conseguir resultados suficientemente precisos. Se analizaron seis tamaños diferentes de partícula para conseguir una densidad de mallado óptima. Al igual que en el caso ALE, se empleó un modelo simplificado en el que sólo se consideró el fluido del interior del tanque para obtener los resultados de deceleración del proyectil y compararlos con los calculados analíticamente. Finalmente se optó por un tamaño de partícula de  $2.23\ mm$ ; este tamaño implica utilizar 381480 partículas para modelizar un cuarto del volumen del fluido (Figura 5.4). Al emplear el método SPH no es necesario modelizar el aire que rodea al tanque, ya que las partículas pueden desplazarse más allá del dominio que ocupan inicialmente. La ley constitutiva viscosa y la ecuación de estado empleadas en el modelo del agua fueron las mismas que en el caso ALE, así como

sus propiedades físicas y los parámetros de las correspondientes ecuaciones constitutivas (Tabla 5.2).

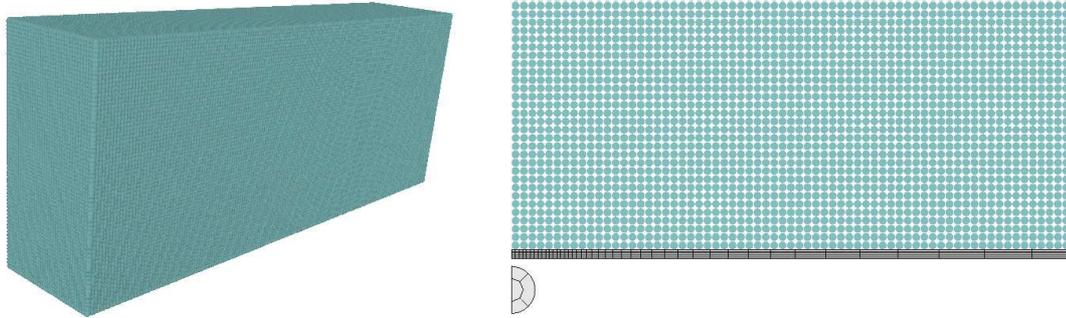


Figura 5.4: Izqda.: Malla de partículas empleada en el modelo SPH. Dcha.: Detalle del mallado SPH en la zona de impacto.

En este modelo, los algoritmos utilizados para acoplar fluido y estructura son distintos a los empleados en el modelo ALE. Para acoplar el proyectil con el fluido se ha utilizado una interacción entre nodos y superficie, de tal modo que las partículas del agua son consideradas como nodos y el contorno del proyectil es la superficie con la que éstos interactúan. Tal y como otros autores sugieren [75], se ha tenido especial cuidado en seleccionar las superficies de contacto para conseguir que varias partículas interactúen con cada una de las caras de los elementos Lagrangianos del proyectil. Este hecho, junto con la necesidad de emplear un mallado homogéneo para modelizar adecuadamente la deceleración del proyectil, hace que el número de partículas necesarias para discretizar el dominio del agua sea muy superior al número de nodos empleados en el modelo ALE. Para lograr una correcta interacción entre el fluido y las paredes del tanque se utilizaron dos tipos de contacto distintos. Por un lado, se definió la interacción nodo-superficie entre las partículas del fluido y las superficies de las paredes, análoga a la empleada para el proyectil, y por otro se definió una interacción por medio de la cual la capa de partículas más cercanas a las paredes quedaban unidas a los elementos de éstas. Schwer ha demostrado que esta forma de acoplar el fluido a la estructura es la mejor manera de transmitir el movimiento del fluido a las paredes y evitar inestabilidades en el contacto [75].

## 5.4. Validación numérica.

La validación del modelo numérico empleado se ha realizado en dos etapas diferenciadas. En primer lugar se han comparado los resultados experimentales con los obtenidos mediante los dos métodos anteriormente descritos (ALE y SPH) para los casos de tubos completamente llenos e impactados a distintas velocidades. Esta comparación ha posibilitado la selección de uno de los dos métodos para, posteriormente continuar su validación con los casos de llenado parcial.

### 5.4.1. ALE vs SPH.

En esta primera etapa de la validación del modelo numérico se van a comparar los dos métodos (ALE y SPH) entre sí y con los resultados experimentales. Para ello se considerarán tanto aspectos cualitativos como cuantitativos. Se han elegido los casos de tubos completamente llenos y velocidades de impacto de 900 y 600  $m/s$  para comparar los resultados experimentales y los numéricos.

#### Fases del Golpe Hidrodinámico.

En primer lugar, se pretende comprobar que los dos métodos considerados son capaces de reproducir cualitativamente el fenómeno del Golpe Hidrodinámico. Para ello, se analiza si cada una de las fases representativas del Golpe hidrodinámico están representadas de forma correcta en las simulaciones.

- Fase de choque. Cuando el proyectil penetra la pared de la estructura llena de fluido, la energía del impacto se transmite al fluido generando una onda de choque hemisférica de alta presión. Dicha onda de presión se observa en ambos métodos (Figura 5.5).

- Fase resistente. En la fase resistente, parte de la energía cinética del proyectil se emplea en desplazar al fluido de su trayectoria. Este desplazamiento genera un campo de presiones y una cavidad detrás del proyectil. La Figura 5.6 muestra la cavidad que se forma en las simulaciones.

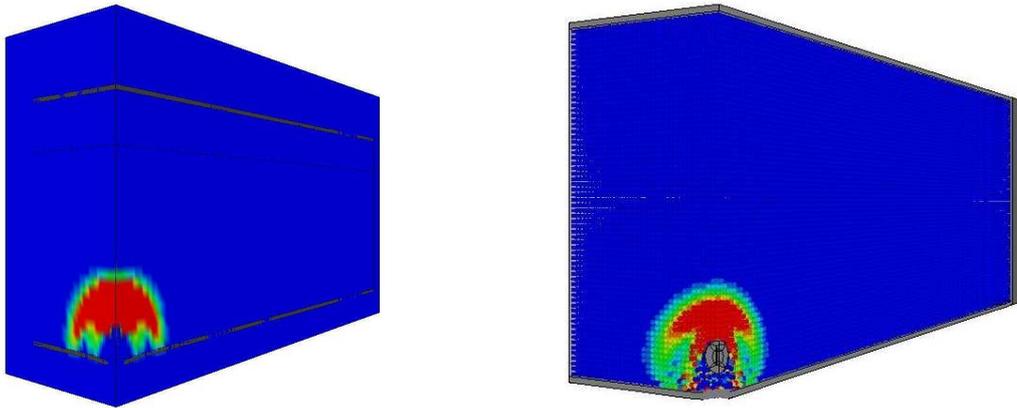


Figura 5.5: Onda de presión en  $t = 0.03 \text{ ms}$ . Izqda.: simulación ALE. Dcha.: simulación SPH. Tanque lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

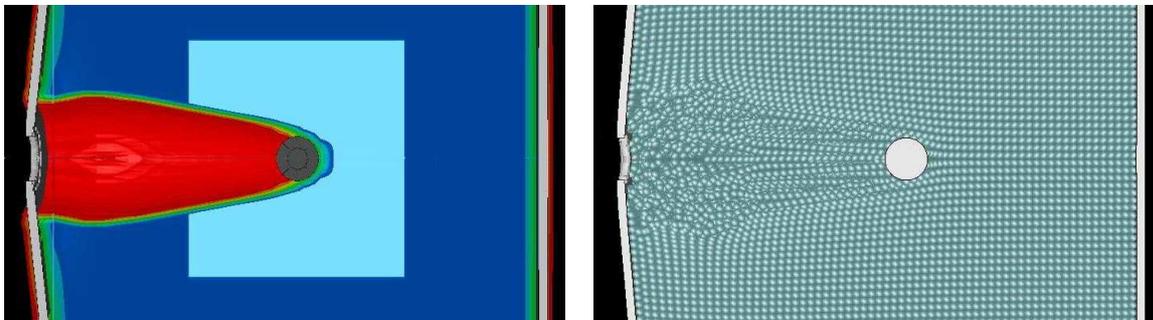


Figura 5.6: Cavidad formada en la fase resistente en  $t = 0.12 \text{ ms}$ . Izqda.: simulación ALE. Dcha.: simulación SPH. Tanque lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

- Fase de cavitación. La expansión y colapso (oscilaciones) de la cavidad constituyen la fase de cavitación. En los modelos empleados, ambos fenómenos están bien representados (Figura 5.7). Aunque ambos métodos son capaces de reproducir esta fase, la simulación SPH parece mostrar un comportamiento más realista, sin duda debido al mallado más refinado y homogéneo del fluido.

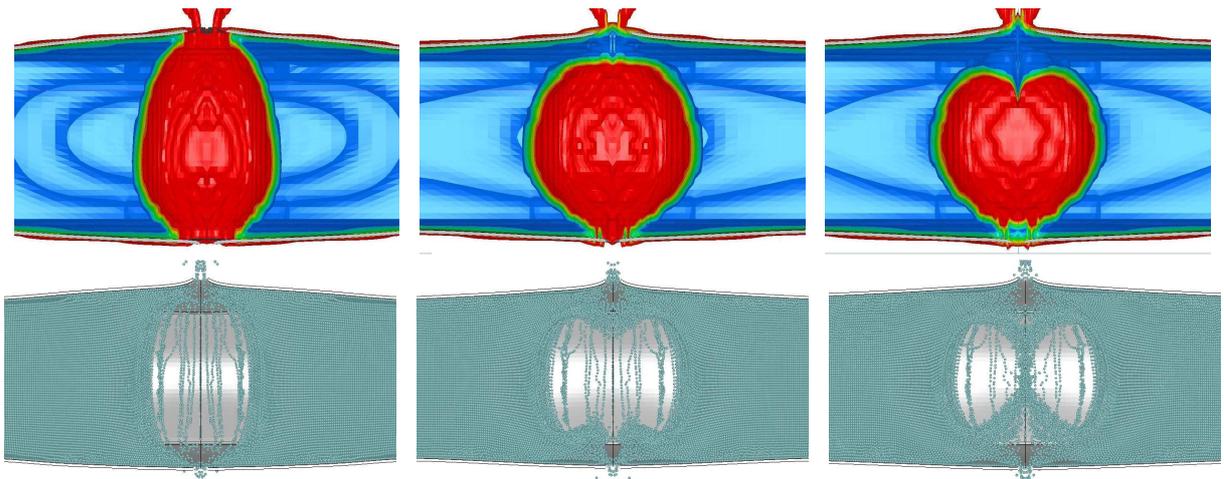


Figura 5.7: Expansión y comienzo del colapso de la cavidad en los instantes 1.5, 3.5 y 6.5 *ms*. Arriba: simulación ALE. Abajo: simulación SPH.

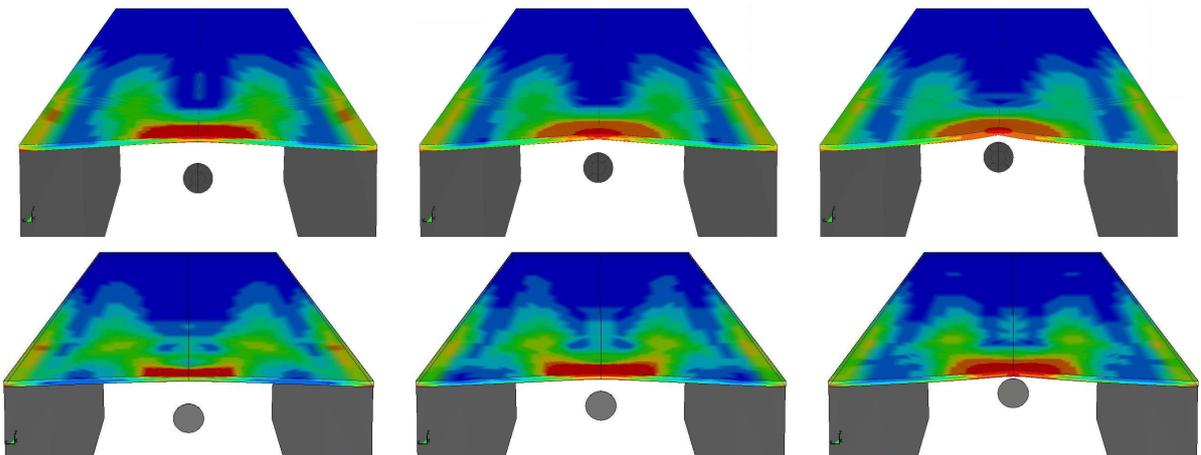


Figura 5.8: Contornos de tensión equivalente de Von Mises en la pared de salida antes de ser impactada. Arriba: simulación ALE en los instantes 0.24, 0.25 y 0.26 *ms* Abajo: simulación SPH en los instantes 0.21, 0.22 y 0.23 *ms*.

- Fase de salida. El proyectil sale del tanque a través de una pared pretensionada. Esta pretensión se debe a la fase de choque inicial y, fundamentalmente, a la presión que ejerce el fluido desplazado por el proyectil hacia la pared de salida. Dicha pretensión está representada en la Figura 5.8, donde se muestran los contornos de tensión en la pared de salida antes de ser penetrada por el proyectil.

Se puede apreciar que los contornos son muy similares en ambos métodos. La ligera

diferencia que se observa en los tiempos elegidos es debida a que en la simulación ALE el proyectil se frena más rápidamente que en la simulación SPH. Esta circunstancia ya se comentó anteriormente al describir el modelo ALE y quedará reflejada más tarde. Esto tiene como consecuencia que el proyectil llega antes a la pared de salida en la simulación SPH.

**Posición y velocidad del proyectil.**

Los resultados analíticos y experimentales de la trayectoria y velocidad del proyectil, mostrados ya en el capítulo anterior, se utilizan aquí para compararlos con los obtenidos en las distintas simulaciones (Figura 5.9).

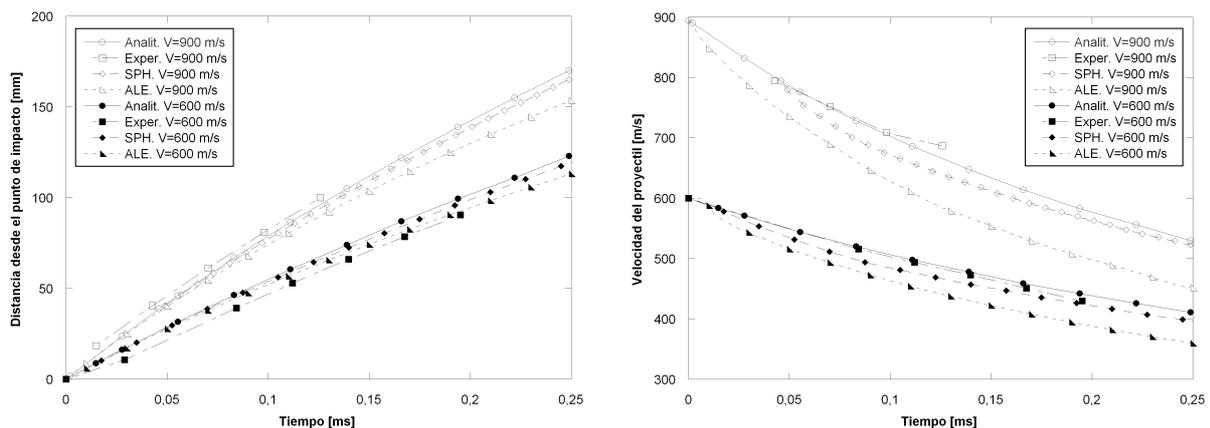


Figura 5.9: Comparación entre resultados experimentales, analíticos y numéricos. Izqda.: Posición del proyectil vs. tiempo. Dcha.: Velocidad del proyectil vs. tiempo.

Las figuras muestran la buena correlación existente entre resultados experimentales y numéricos, especialmente en los relativos a posición. La simulación ALE predice un valor de velocidad inferior al obtenido analítica y experimentalmente. Esta diferencia se debe al mallado del fluido del método ALE. Tal y como ya se ha comentado, el tamaño del mallado ALE coincide con el del mallado Lagrangiano de la estructura para evitar los problemas de fuga de fluido que aparecían. En las pruebas iniciales, donde se utilizó un mallado ALE más fino, pero con problemas de fuga de fluido, se obtuvieron resultados de

velocidad más próximos a los experimentales, algo que también observaron Poehlman et al. [29].

### Evolución de la cavidad.

Otro parámetro de gran interés, y sin embargo apenas estudiado, es la evolución de la cavidad en el interior del fluido. En la Figura 5.10 se muestra la evolución de la cavidad, obtenida mediante métodos experimentales y numéricos, en tres instantes distintos. Se observa una notable coincidencia entre ambas predicciones y los correspondientes resultados experimentales. Esta coincidencia es de gran relevancia ya que la presión generada por el fluido a consecuencia de la aparición de la cavidad tiene una gran influencia en la deformación de las paredes del tubo.

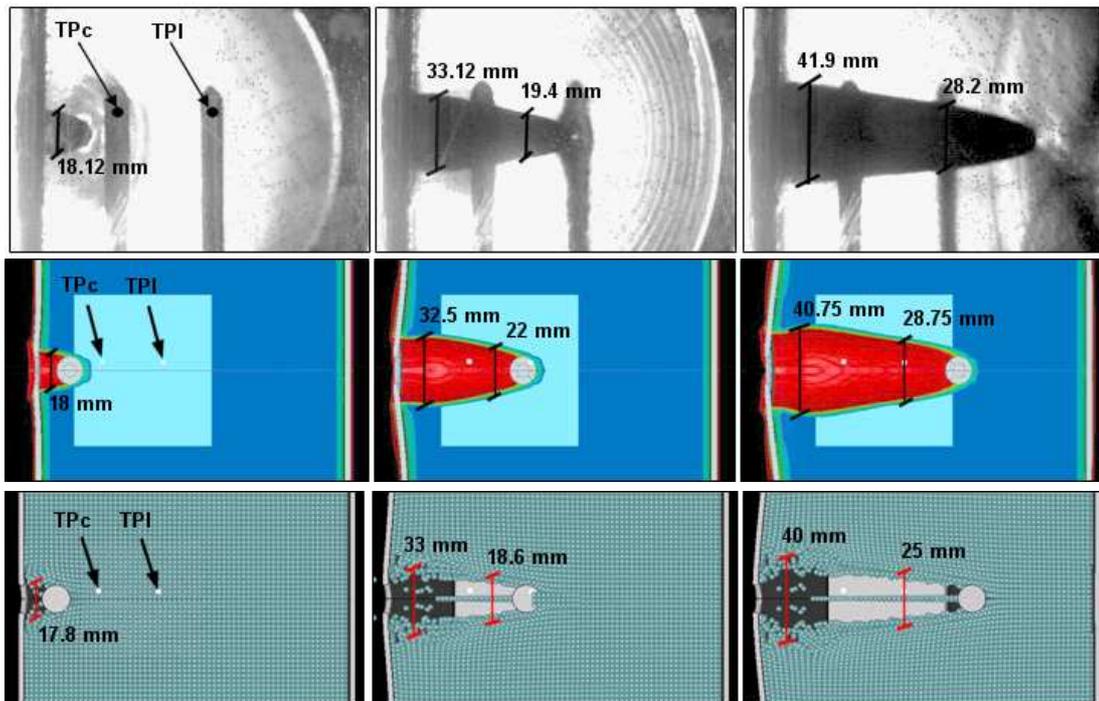


Figura 5.10: Evolución de la cavidad en los instantes 0.028, 0.084 y 0.140  $ms$  obtenida en el ensayo experimental (arriba), simulación ALE (centro) y simulación SPH (abajo). Tanque lleno y  $V=900 m/s$ .

**Presión en el fluido.**

Se han comparado los valores de presión obtenidos experimental y numéricamente en los dos transductores de presión (TPc y TPl) ubicados en el interior del fluido, y cuya posición se detalló con anterioridad (Figura 3.2). Las figuras 5.11 y 5.12 muestran las presiones de los transductores cercano (TPc) y lejano (TPl) al punto de impacto para un tubo completamente lleno y distintas velocidades de impacto. Los valores de presión correspondientes a las simulaciones numéricas se han obtenido como un promedio entre los asociados a varios elementos próximos a la posición del transductor considerado.

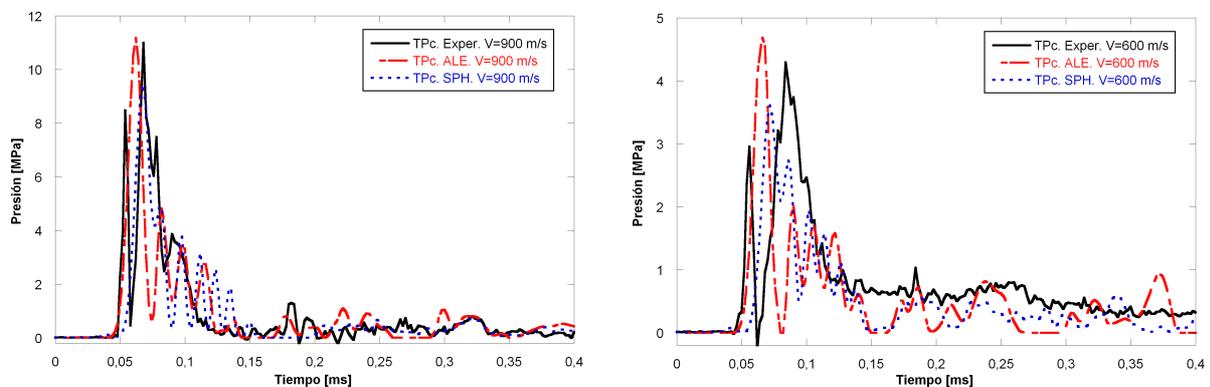


Figura 5.11: Presión en el transductor cercano al punto de impacto (TPc) en un tubo lleno al 100%. Izqda.: velocidad de impacto 900 m/s. Dcha.: velocidad de impacto 600 m/s.

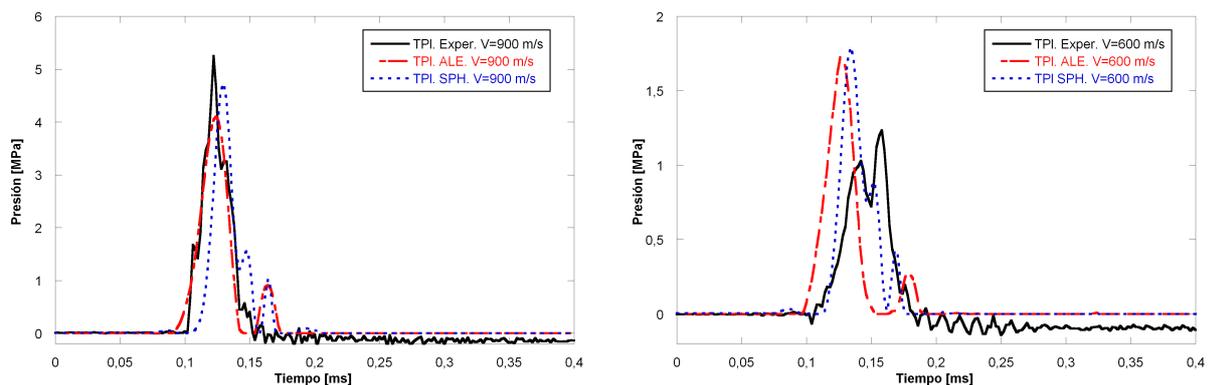


Figura 5.12: Presión en el transductor alejado del punto de impacto (TPl) en un tubo lleno al 100%. Izqda.: velocidad de impacto 900 m/s. Dcha.: velocidad de impacto 600 m/s.

En líneas generales, tanto el modelo ALE como el SPH predicen adecuadamente el instante

en el que el pulso de presión alcanza la posición del transductor, la duración del mismo, su valor máximo y, como se puede observar también en la Figura 5.17, el área bajo el pulso o impulso (ver sección §4.4). Ambos modelos recogen asimismo la influencia de la lejanía del punto de medida de presión respecto del de impacto, así como de la velocidad a la que se produce éste. En relación a las diferencias existentes entre las dos técnicas de modelizado del fluido, ALE permite predecir con mayor exactitud el valor máximo del pulso de presión en puntos próximos al impacto (TPc) a pesar de que su mallado en esta zona es más grosero que en el método SPH. Sin embargo, la predicción que realiza el método ALE no es tan buena como la del método SPH en puntos alejados del impacto (TPI). Esto se debe presumiblemente a que la malla del fluido en el método SPH es uniforme, mientras que la del método ALE se hace más gruesa según aumenta la distancia al punto de impacto. Como las presiones se promedian sobre los elementos, el empleo de elementos más grandes puede llevar a la obtención de presiones más pequeñas.

### **Deformación de los tubos.**

En este apartado se comparan los resultados, experimentales y numéricos, de la deformación permanente sufrida por las paredes de entrada y salida de los tubos. Esta variable presenta un notable interés en tanques integrados de combustible por el carácter estructural de los mismos; una deformación excesiva de sus paredes podría afectar negativamente a la rigidez y resistencia del ala de la aeronave.

Las Figuras 5.13 y 5.14 muestran el desplazamiento fuera del plano de las paredes de entrada y salida, respectivamente, para distintas velocidades de impacto. Los puntos en los que se han tomado las medidas son los descritos en el apartado §3.6. En la zona de mayor desplazamiento (alrededor de 15 *cm* a ambos lados del orificio producido por el proyectil) la deformada queda representada de forma correcta por los modelos numéricos. En los puntos más alejados, las simulaciones sobrestiman los valores de desplazamiento.

## 5. MÉTODO DE SIMULACIÓN Y VALIDACIÓN DEL MODELO NUMÉRICO

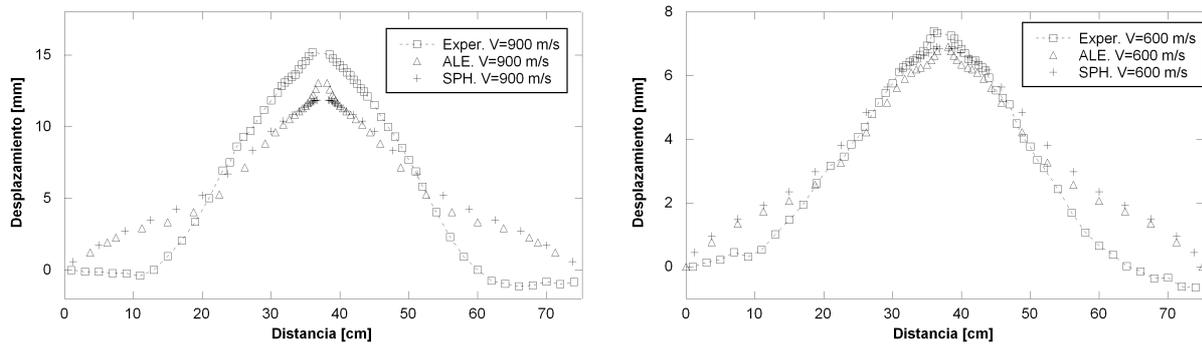


Figura 5.13: Desplazamiento en la pared de entrada. Izqda.: velocidad de impacto 900  $m/s$ . Dcha.: velocidad de impacto 600  $m/s$ .

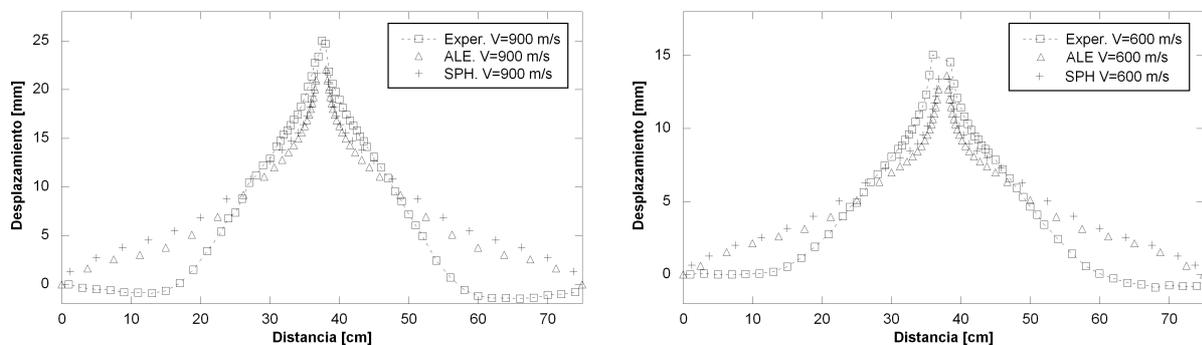


Figura 5.14: Desplazamiento en la pared de salida. Izqda.: velocidad de impacto 900  $m/s$ . Dcha.: velocidad de impacto 600  $m/s$ .

### Tiempo de cálculo.

Uno de los objetivos principales de esta primera etapa de validación es la elección del método numérico óptimo para modelizar el fenómeno de Golpe Hidrodinámico. A la vista de los resultados de las variables sobre las que se ha establecido la comparación (velocidad del proyectil, evolución de la cavidad, presión en el fluido y deformación de los tubos) no existen diferencias claras entre las técnicas ALE y SPH. Por ello se ha añadido como parámetro de comparación el coste computacional. La alta no linealidad del problema y el elevado nivel de discretización necesarios para obtener una capacidad predictiva adecuada penaliza los tiempos de cálculo, por lo que la eficiencia numérica del método es un factor de gran relevancia.

Las simulaciones se realizaron en una estación de trabajo con 4 procesadores de 2 núcleos cada uno y 16 GB de memoria RAM. En esta estación el método ALE tardó dos días en completar 8 *ms* de simulación en cada uno de los dos casos considerados, mientras que el método SPH necesitó una semana de cálculo. El mayor coste computacional inherente al método SPH, unido a la necesidad de emplear una gran densidad de partículas para obtener resultados suficientemente precisos, eleva notablemente el tiempo de cálculo en relación al método ALE, aunque, como se ha mostrado, la capacidad predictiva de ambos es comparable. Por tanto, el método ALE resulta más apropiado para simular el Golpe Hidrodinámico.

#### **5.4.2. Resultados en tubos parcialmente llenos.**

Una vez elegido el método ALE, por su mayor eficiencia computacional, se realizaron las simulaciones de los casos restantes (tubos parcialmente llenos y distintas velocidades de impacto). A continuación se muestran algunos de los resultados más relevantes de dichas simulaciones y su comparación con los correspondientes a ensayos experimentales.

##### **Evolución de la cavidad.**

Al igual que con los tubos completamente llenos, se ha analizado la evolución de la cavidad en los casos de llenado parcial. En esta ocasión se ha prestado gran atención a la lámina de agua que se eleva sobre el nivel de fluido, responsable del abombamiento de la pared superior.

En las figuras 5.15 y 5.16 se muestran dos ejemplos para porcentajes de llenado distintos y una velocidad de impacto de 600 *m/s*. Se puede observar cómo la evolución obtenida mediante el modelo numérico coincide en gran medida con las imágenes captadas mediante la cámara de alta velocidad en los ensayos experimentales.

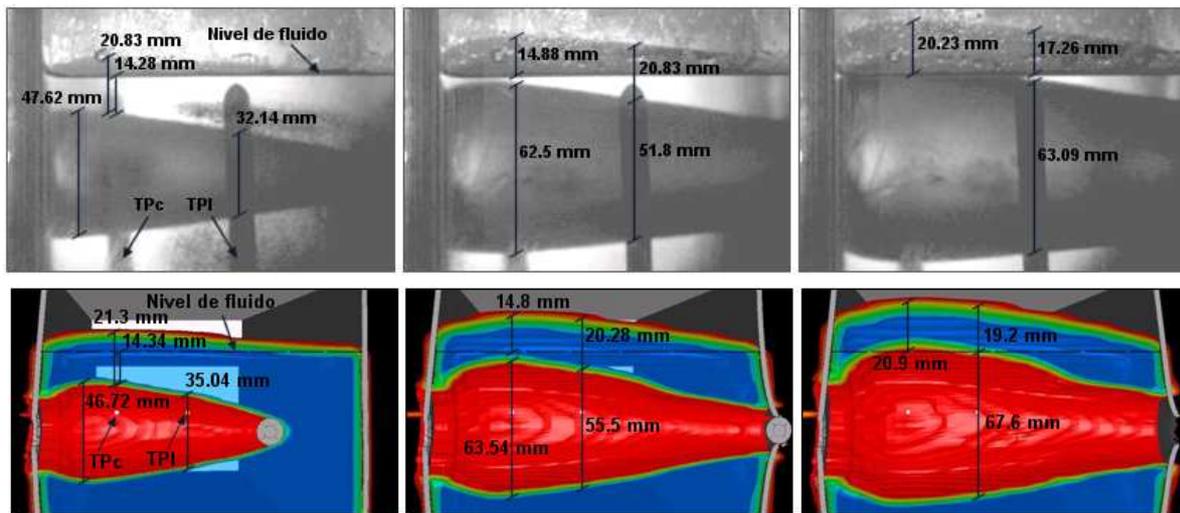


Figura 5.15: Evolución de la cavidad en los instantes 0.26, 0.46 y 0.6  $ms$  obtenida en los ensayos experimentales (arriba) y simulación ALE (abajo) para un tubo impactado a 600  $m/s$  y lleno al 75 %.

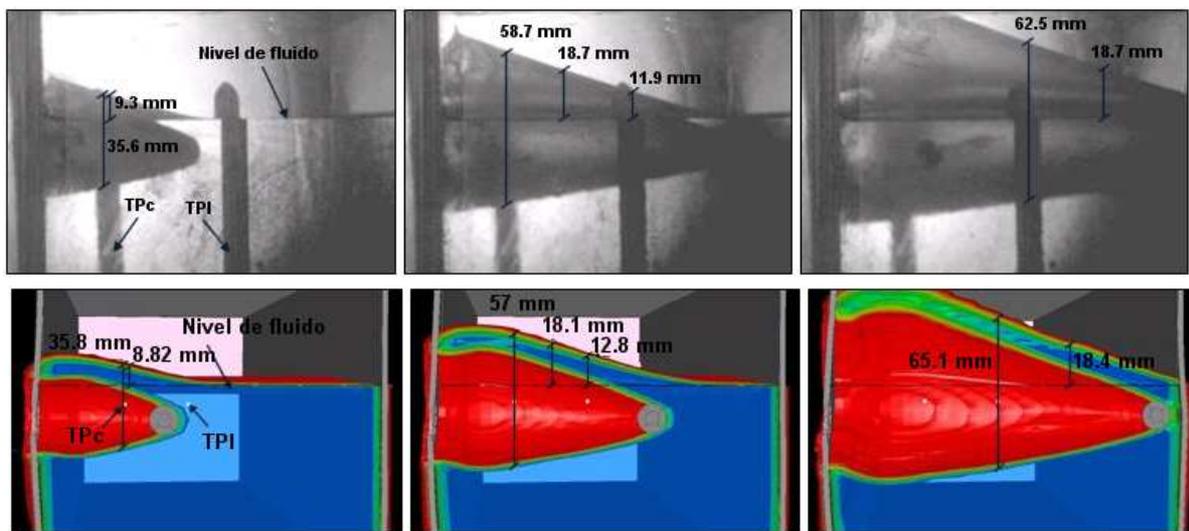


Figura 5.16: Evolución de la cavidad en los instantes 0.13, 0.24 y 0.38  $ms$  obtenida en los ensayos experimentales (arriba) y simulación ALE (abajo) para un tubo impactado a 600  $m/s$  y lleno al 60 %.

### Presión en el fluido.

En este apartado se muestra el área  $A_p$  bajo la curva del pulso de presión, o impulso, captada por cada uno de los transductores (TPC y TPI), tal y como se hizo en el capítulo

4. En la Figura 5.17 se aprecia cómo los valores del área  $A_p$  obtenidos en las simulaciones y en los ensayos experimentales son muy similares. El modelo numérico empleado es capaz de reproducir la influencia de los distintos parámetros (velocidad de impacto, porcentaje de llenado y posición del transductor) sobre la presión generada en el fluido.

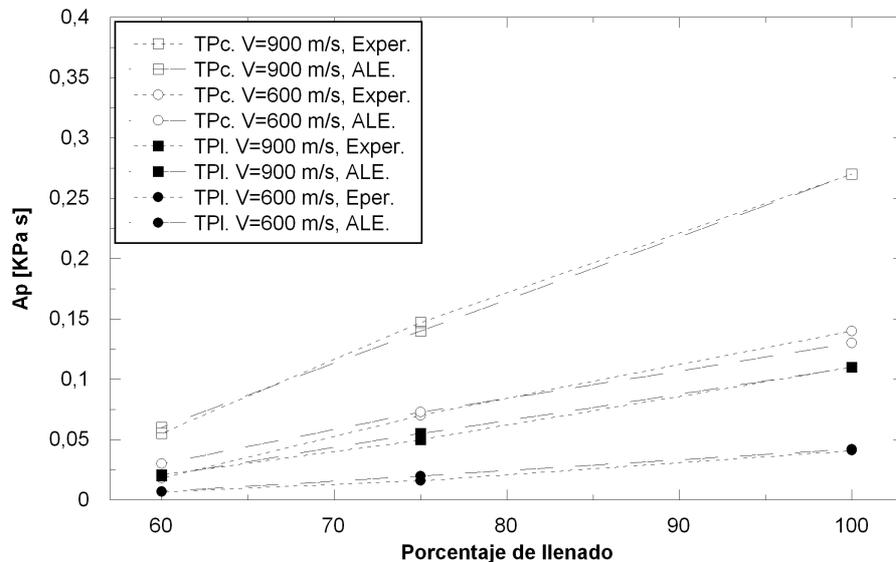


Figura 5.17: Área bajo las curvas presión/tiempo vs. porcentaje de llenado.

### Deformación de los tubos.

A continuación se comparan los resultados, numéricos y experimentales, de deformación permanente en las paredes de entrada y salida de los tubos. En primer lugar, y a modo de ejemplo, se muestra en la Figura 5.18 el desplazamiento experimentado por las paredes de entrada y salida de un tubo impactado a una velocidad de  $600 \text{ m/s}$  y lleno al 75 %. Se observa que los desplazamientos obtenidos mediante el modelo numérico están por debajo de los experimentales. Sin embargo, la zona en la que se produce la deformación queda bien acotada por los resultados obtenidos con el modelo ALE. Lo observado en este caso es representativo del resto de los casos a volumen parcial.

Por otra parte, se han representado los valores de desplazamiento máximo en las paredes de entrada y salida para los diferentes casos ensayados (Figura 5.19). La diferencia entre

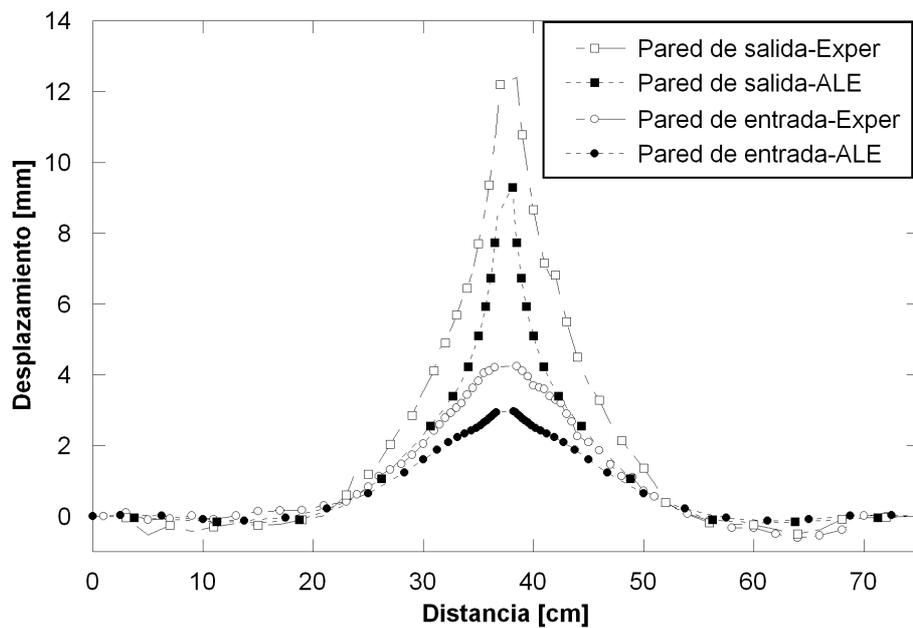


Figura 5.18: Desplazamiento experimental y numérico de la pared de entrada y salida de un tubo impactado a una velocidad de 600 m/s y lleno al 75%.

los valores experimentales y numéricos es evidente, sin embargo las tendencias son las mismas. Es decir, el modelo numérico predice de forma correcta la influencia de los factores considerados (velocidad de impacto y volumen de fluido) sobre el comportamiento de las paredes de los tubos.

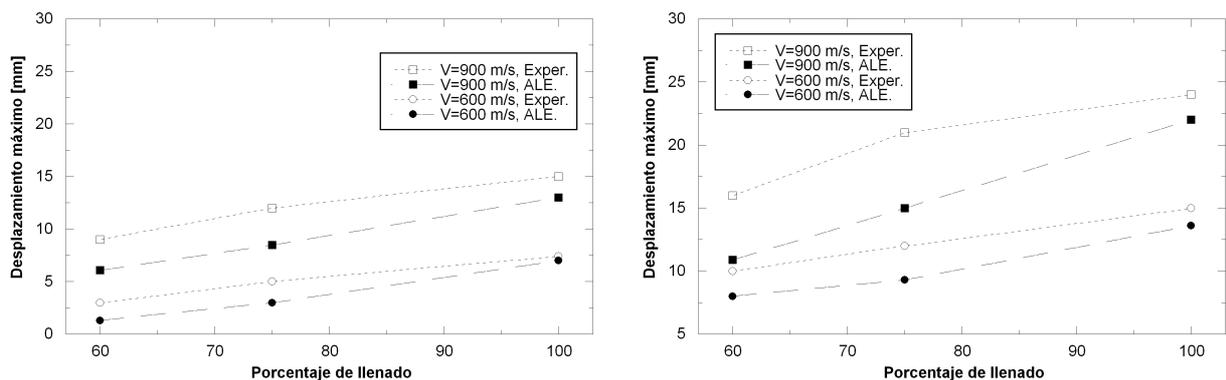


Figura 5.19: Desplazamiento máximo experimental y numérico. Izqda.: Pared de entrada. Dcha.: Pared de salida.

A la vista de los resultados mostrados se puede concluir que los modelos numéricos desa-

rollados son capaces de reproducir con notable precisión la deceleración del proyectil y, por lo tanto, la transmisión de energía de éste al fluido. Asimismo, los modelos permiten reproducir correctamente los pulsos de presión en el fluido y la formación de la cavidad, principales causantes de la deformación del tanque. Por otra parte, el método de simulación reduce su capacidad predictiva en lo concerniente a la deformación permanente de las paredes en los casos de llenado parcial. Globalmente, los modelos SPH y ALE recogen la influencia de los distintos factores considerados y permiten analizar con mayor profundidad el fenómeno de Golpe Hidrodinámico, presentando el modelo ALE la ventaja de su menor coste computacional.



---

## Capítulo 6

# ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS NUMÉRICOS

### 6.1. Introducción.

Una vez validado el modelo numérico, se van a analizar los resultados con él obtenidos con el objeto de lograr una mayor comprensión del fenómeno del Golpe Hidrodinámico. Debido a la complejidad del fenómeno, el análisis de cada uno de los resultados de forma independiente resulta poco esclarecedor, ya que la mayoría se encuentran interrelacionados, de tal forma que unos sirven como explicación de otros. Por lo tanto, se ha analizado inicialmente un caso general en el que se muestran todos sus resultados, que servirán para explicar ciertos aspectos del Golpe Hidrodinámico, comunes a los demás casos. Posteriormente se analizarán las peculiaridades de los casos restantes.

### 6.2. Tubo completamente lleno.

En este apartado se muestran y analizan los resultados relativos a un caso de tubo completamente lleno y una velocidad de impacto de  $900\text{ m/s}$ . El análisis de este caso ayudará a tener una visión completa y detallada del fenómeno del Golpe Hidrodinámico.

En las Figuras 6.1 y 6.2 se muestran la energía cinética del proyectil y las energías cinética e interna tanto del agua como de las paredes del tubo. La energía interna en el fluido debe asociarse a su deformación volumétrica por aumento de la presión, mientras que en las paredes del tubo está relacionada con su deformación plástica. El código LS-DYNA incluye en la variable energía interna, para un material elastoplástico, tanto la componente elástica como la plástica. No obstante, para este problema se ha podido comprobar que la primera es despreciable frente a la segunda. Dado que el material del proyectil se ha modelizado como elástico, la energía interna en él es, en todo caso, muy pequeña en comparación con las demás y por ello se ha despreciado en este análisis. Las gráficas que se muestran a continuación, donde se representan la energía cinética e interna, se han obtenido a partir del modelo de elementos finitos reducido, teniendo en cuenta las simetrías aplicadas para obtener los valores de energía sobre el tanque de combustible completo. La pared lateral a la que se hace referencia en las sucesivas figuras se corresponde con una de las paredes del tubo sobre la que no impacta el proyectil.

Al observar las Figuras 6.1 y 6.2 se aprecia la existencia de una primera etapa correspondiente al paso del proyectil por el interior del tubo, donde la energía cinética del primero se transfiere al fluido y, a través de éste, a las paredes del tanque. La salida del proyectil por la pared del tubo opuesta a la que recibe el impacto se produce en el instante  $t=0.3\text{ ms}$ . En este instante, el trabajo realizado sobre el conjunto tubo-fluido cesa y, a partir de él, se produce una transferencia entre las componentes de energía de la estructura y del fluido.

Como se muestra en la Figura 6.1, en el momento de salida del proyectil la mayor parte

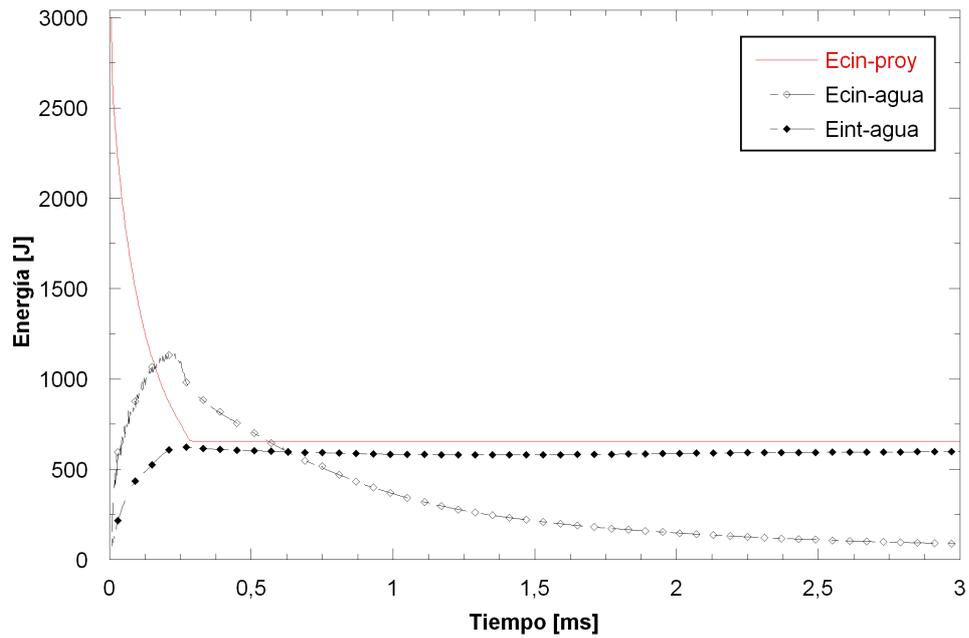


Figura 6.1: Evolución temporal de las energías del proyectil y el fluido en un tubo 100 % lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

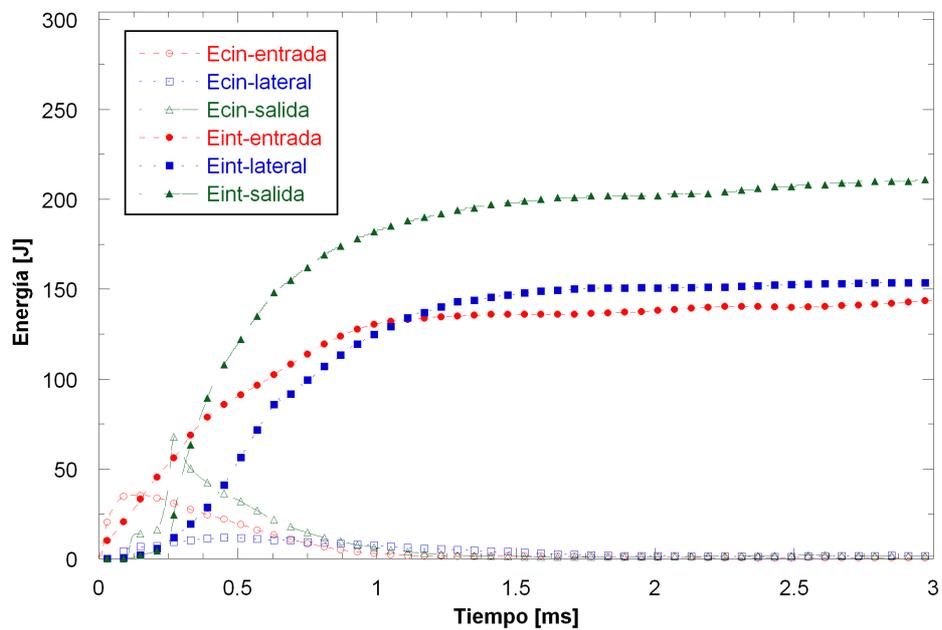


Figura 6.2: Evolución temporal de las energías en las paredes de un tubo 100 % lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

de la energía está ligada al fluido, debido principalmente a la velocidad que el agua ha adquirido, más que al incremento de presión producido en ella. Tras la salida del proyectil, sin embargo, la energía interna debida a presión en el fluido cobra mayor importancia que la cinética, y su valor se mantiene durante un tiempo mucho mayor que el requerido por el proyectil para atravesar el tanque. El análisis de las imágenes experimentales de la formación de la cavidad (§ 4.2) revela que ésta crece a gran velocidad durante la penetración del proyectil y que su crecimiento se ralentiza cuando el proyectil está próximo a salir del tubo. Por otra parte, una vez que la cavidad alcanza su mayor tamaño, éste se mantiene durante un intervalo de tiempo relativamente largo hasta iniciar su proceso de colapso. Es preciso hacer notar que el incremento de energías en el agua debe estar asociado a la formación de la cavidad; su velocidad de crecimiento a la componente cinética y su tamaño a la componente interna o de presión. Así pues, los resultados numéricos de historia temporal de energías en el fluido son coherentes con las observaciones experimentales de evolución de la cavidad.

En la Figura 6.1 se aprecia también que la energía cinética en el agua comienza a disminuir antes de la salida del proyectil, lo que indica que el fluido ha empezado ya a transmitir parte de su energía a las paredes del tubo. En esta primera etapa, las paredes más afectadas son las de salida (lo que justificaría la pretensión a la que ésta se ve sometida con anterioridad al instante en que es impactada por el proyectil) y la de entrada (posteriormente se demostrará que el efecto del contacto del proyectil sobre ella es despreciable a efectos de su aceleración y deformación).

Para una mejor comprensión de la respuesta estructural del tubo es preciso analizar con mayor detalle las componentes interna y cinética de la energía en las distintas paredes. En la Figura 6.3 puede observarse que, al igual que ocurría con el fluido, durante la etapa de penetración del proyectil en el tubo, el valor de la energía cinética es mayor que la correspondiente interna para cada pared, y que con posterioridad a la salida del proyectil la tendencia se invierte. Esto confirma el carácter esencialmente dinámico de la primera etapa del Golpe Hidrodinámico, con predominio de fuerzas inerciales, frente a un

comportamiento caracterizado por un valor más uniforme de la presión en el fluido y una deformación más lenta de las paredes una vez que el proyectil ha salido del tanque.

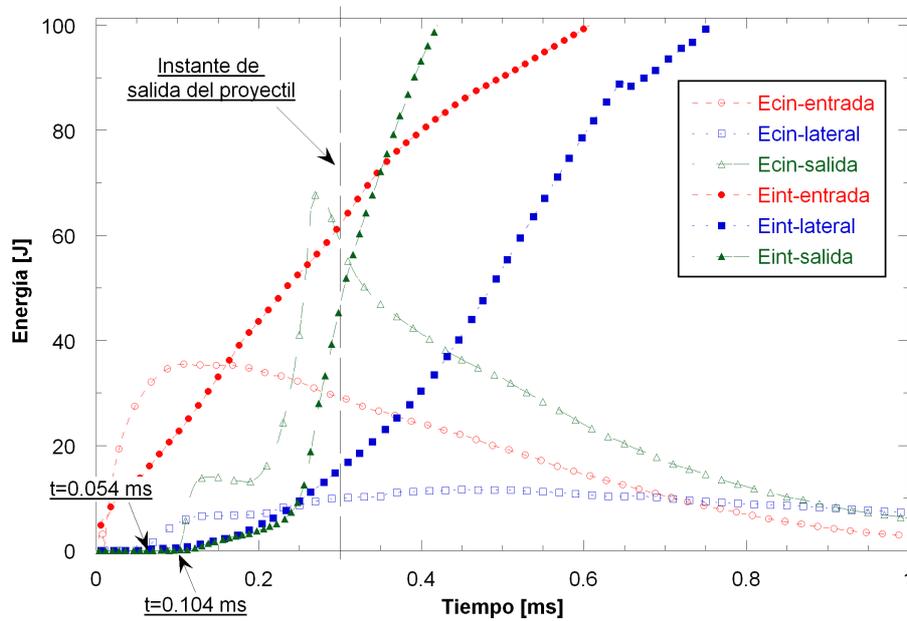


Figura 6.3: Detalle de la evolución temporal de las energías en las paredes de un tubo 100% lleno y  $V=900\text{ m/s}$ .

Durante la etapa de crecimiento de la cavidad, la presión en el fluido afecta inicialmente a la pared de entrada, haciendo que su energía cinética y deformación aumenten antes que en las demás paredes del tubo. Las paredes laterales y la de salida no comienzan a acelerarse hasta que la onda de presión no llega a cada una de ellas ( $t \approx 0.054\text{ ms}$  y  $t \approx 0.104\text{ ms}$  respectivamente). A partir de entonces la energía cinética aumenta hasta  $t \approx 0.12\text{ ms}$ , instante en el que su crecimiento cesa tanto en las paredes laterales como en la de salida, incrementándose posteriormente en esta última hasta alcanzar un máximo poco antes de la salida del proyectil. Para una mejor comprensión de este fenómeno se muestran en la Figura 6.4 los contornos de presión generados en el fluido durante el avance del proyectil.

Al observar los contornos de presión resultantes, se aprecia claramente la existencia de dos zonas de sobrepresión. La primera de ellas (zona "A" en la Figura 6.5) avanza a la velocidad del sonido en el fluido y queda acotada entre un frente esférico centrado en el

## 6. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS NUMÉRICOS

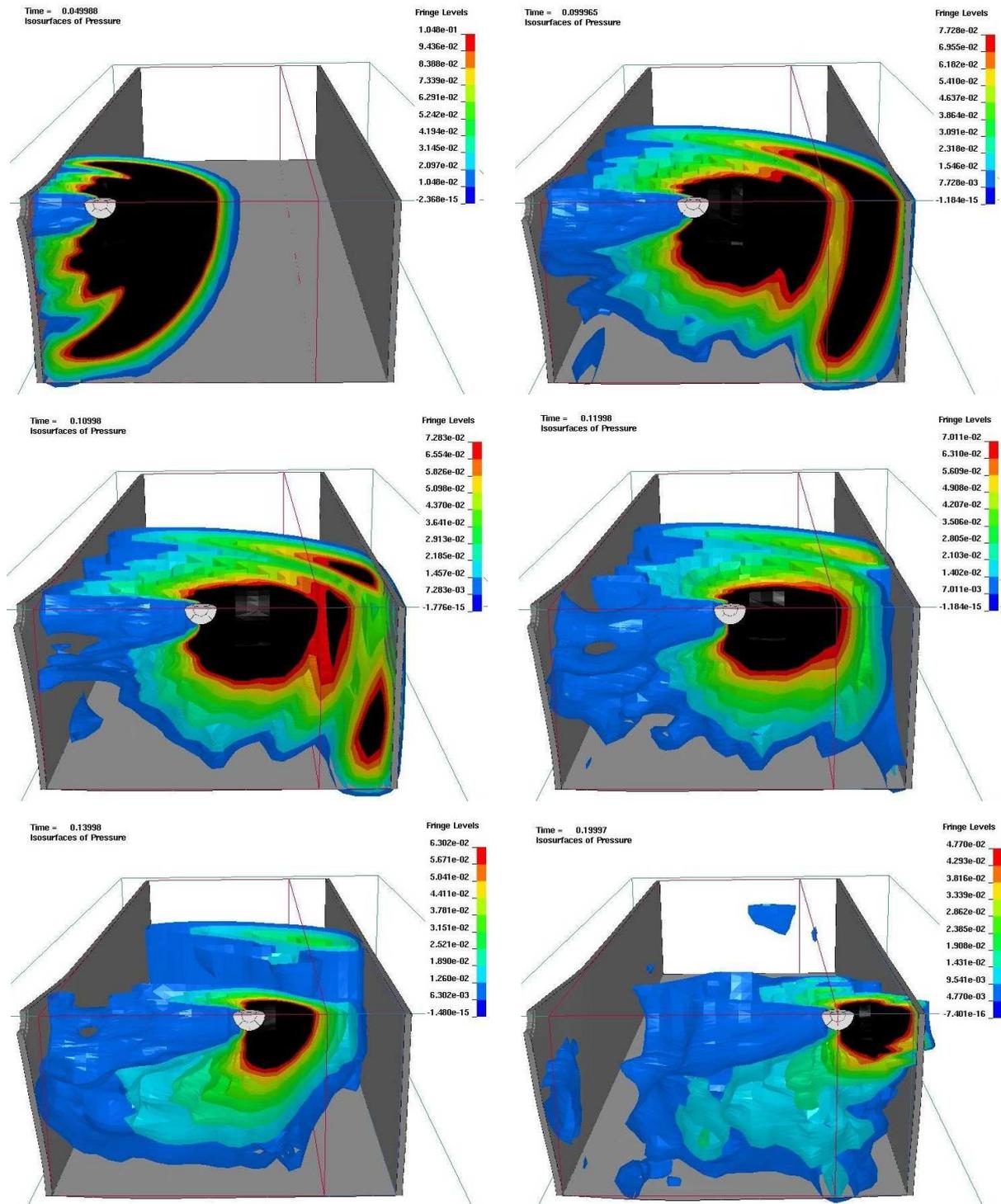


Figura 6.4: Contornos de presión en un tubo 100% lleno y  $V=900\text{ m/s}$ . Imágenes tomadas en 0.05, 0.10, 0.11, 0.12, 0.14 y 0.20 ms. Unidades de presión en  $GPa$ .

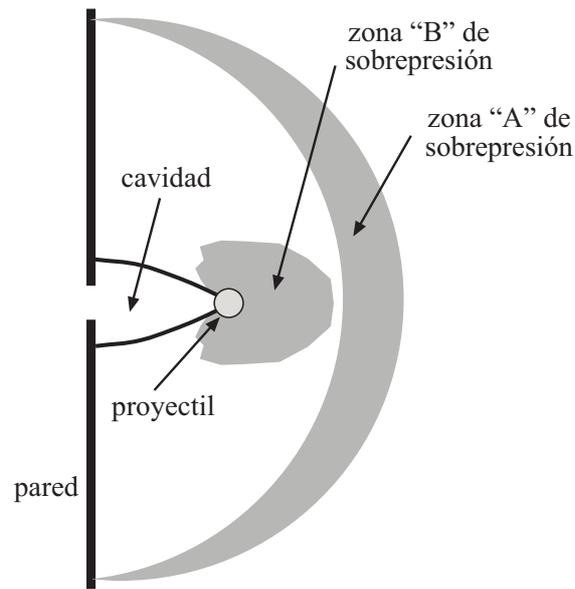


Figura 6.5: Esquema de las zonas de sobrepresión.

punto de impacto y un frente de rarefacción que aparece como consecuencia de la condición de contorno en la pared de entrada. La segunda zona (zona “B” en la Figura 6.5) avanza delante del proyectil, a su misma velocidad, y su intensidad y extensión decrece a medida que el proyectil se decelera. Por su mayor extensión, la zona “A” afecta tanto a la pared de salida como a las paredes laterales, mientras que la zona “B”, de tamaño más reducido, afecta fundamentalmente a la pared de salida, cuando el proyectil se acerca a ella, y en menor medida a las laterales. La Figura 6.4 permite observar claramente los instantes en que la onda de sobrepresión “A” alcanza tanto la pared lateral como la de salida, y que coinciden con los determinados a partir de las curvas de energía cinética para los mismos eventos. En el instante  $t \simeq 0.12 \text{ ms}$  la pared de salida deja de estar afectada por el primer frente de sobrepresión, lo que explicaría el valle observado en la energía cinética de la pared de salida. Posteriormente, en torno al instante  $t = 0.2 \text{ ms}$  el frente de sobrepresión “B” comienza a actuar sobre la pared de salida provocando de nuevo un incremento en su energía cinética, esta vez de mayor valor. Así pues, el segundo frente de sobrepresión parece tener mayor influencia que la onda inicial en la deformación sufrida por la pared de salida. Finalmente, el máximo valor en la energía cinética de la pared de salida coincide

con su contacto con el proyectil, disminuyendo a partir de entonces y transformándose progresivamente en energía interna. Conviene señalar que la separación entre las zonas de sobrepresión “A” y “B” se hace más notable en los casos de menor velocidad de impacto, pues el primer frente se desplaza siempre a la misma velocidad, mientras que el segundo lo hace a la del proyectil. En estos casos, la fase de crecimiento reducido de la energía cinética en las paredes de entrada y salida es más prolongada. En cuanto a las paredes laterales, éstas quedan afectadas por el frente de presión “A” y también por el frente “B” dada su relativa cercanía a la zona de influencia del segundo frente. En tanques de combustible con paredes laterales más alejadas a la trayectoria del proyectil, el segundo frente de sobrepresión no debería tener influencia en su deformación.

Con posterioridad a la salida del proyectil, las paredes siguen deformándose por efecto de la sobrepresión asociada a la aparición de la cavidad. Esta sobrepresión es de mucha menor intensidad que la generada por los dos frentes iniciales, a la vista de las medidas de presión en el fluido tanto numéricas como experimentales, pero más duradera y de mayor extensión al no estar ligada a la propagación de ondas sónicas o al avance del proyectil. Por tanto, su efecto sobre la deformación de las paredes del tubo es notable (Figura 6.2).

Además de los contornos de presión, el análisis de la evolución temporal de los momentos lineales, tanto en el fluido como en los sólidos, permite extraer información de interés para comprender el fenómeno de Golpe Hidrodinámico. En lo que sigue, los momentos lineales mostrados para las paredes del tubo llevan la dirección perpendicular a cada una de ellas, y en todos los casos, los momentos representados corresponden al modelo simplificado de un cuarto del tubo completo. La Figura 6.6 muestra los momentos de proyectil, agua, pared de entrada y pared de salida en la dirección de avance del primero (dirección Z). En primer lugar, hay que destacar el signo negativo del momento lineal en la pared de entrada, que sólo puede deberse a la presión ejercida por el fluido, confirmando así el pequeño efecto que el contacto del proyectil ejerce sobre ella en lo que a su aceleración y deformación concierne. La pared de entrada comienza a desplazarse desde el inicio del impacto debido a la sobrepresión que la penetración del proyectil crea en el fluido. En

cuanto a la pared de salida, su momento lineal en dirección  $Z$  no comienza a aumentar hasta que es alcanzada por la onda sónica “A” ( $t \simeq 0.104 \text{ ms}$ ). Una vez que la totalidad de esta onda ha alcanzado la pared, el momento aumenta a un ritmo más moderado hasta que se ve afectada por la sobrepresión “B”, instante a partir del cual el crecimiento del momento es de nuevo muy acusado. Una vez que el proyectil contacta con la pared de salida, el frente “B” deja de actuar y el momento deja de aumentar. Es interesante destacar que las etapas de crecimiento del momento en la pared de salida coinciden claramente con las etapas de decrecimiento del momento en el fluido, evidenciando la transferencia de momento lineal entre el agua y la chapa de aluminio. Con posterioridad a la salida del proyectil, el momento en el agua aumenta de nuevo debido a la salida del fluido por el orificio producido por el proyectil.

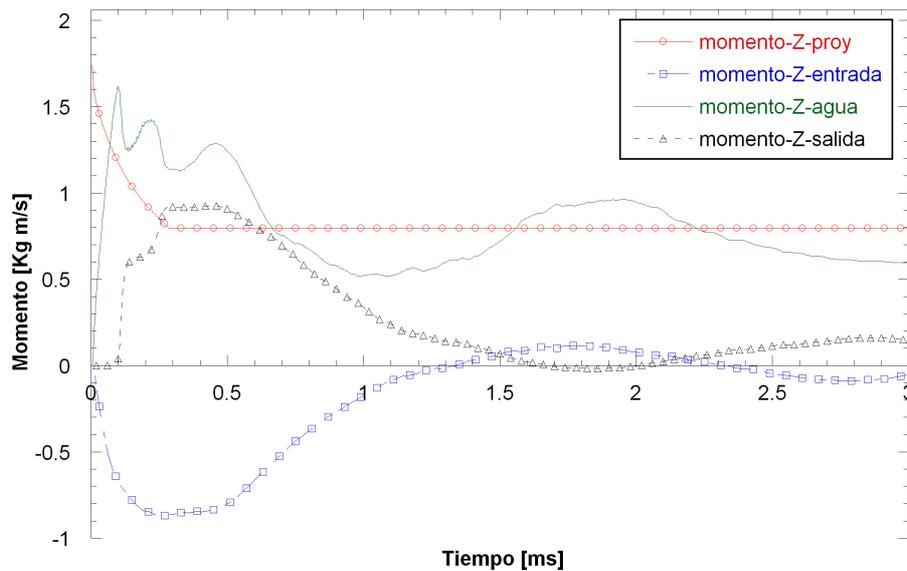


Figura 6.6: Momentos lineales de proyectil, agua y paredes de entrada y salida en la dirección de avance del proyectil. Tubo 100 % lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

Una vez analizado el comportamiento de fluido y sólidos en la dirección de avance del impacto, se analizan los momentos lineales de fluido y paredes laterales en las direcciones perpendiculares a estas últimas (Figura 6.7). Puede observarse que los valores de los momentos del fluido en estas direcciones son mayores que en la dirección  $Z$  debido a la

## 6. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS NUMÉRICOS

formación de la cavidad, ya que se impulsa una gran cantidad de agua esencialmente en dirección perpendicular a la trayectoria del proyectil. Las partículas situadas delante del proyectil se desplazan a la máxima velocidad en dirección Z, pero el volumen que ocupan estas partículas es mucho más reducido que el impulsado por la cavidad en las otras dos direcciones (Figura 6.8). Asimismo, se aprecian diferencias en la evolución de los momentos en el agua en las direcciones X e Y; el fluido sigue desplazándose en dirección X debido a la lejanía de una condición de borde en esta dirección, mientras que en la dirección Y el momento disminuye por la presencia de la pared lateral. El momento en dicha pared comienza a aumentar en  $t \simeq 0.05 \text{ ms}$ , instante en el que es alcanzada por la onda sónica de presión, hasta llegar a  $t \simeq 0.1 \text{ ms}$  donde se produce un cambio brusco en la pendiente originado por el fin de la influencia de la onda sónica “A” (Figura 6.4). Se observa además que el momento lineal de la pared lateral en dirección Y es mayor que en las paredes de entrada o salida en dirección Z (ver Figura 6.6, debido al mayor valor del momento del agua en Y, con la que intercambia momento.

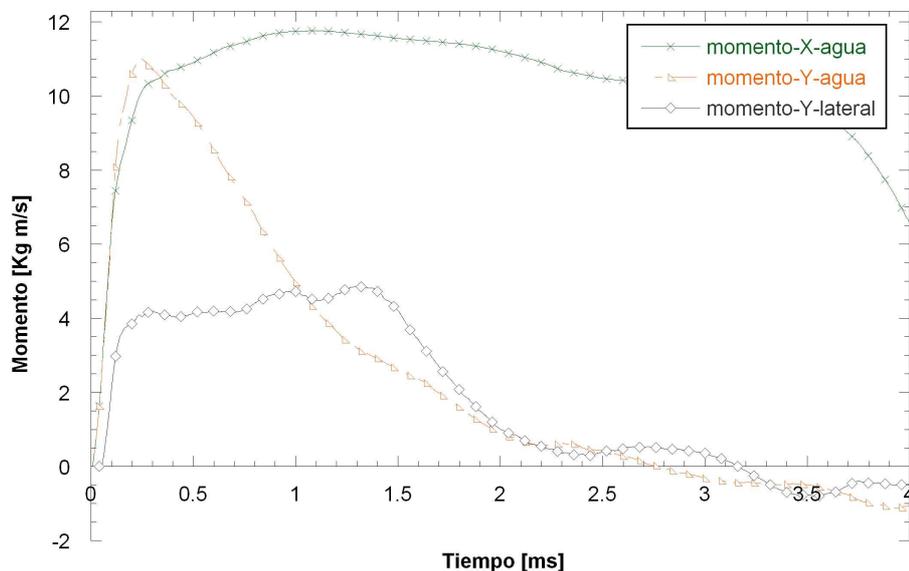


Figura 6.7: Momentos lineales de agua y pared lateral en la dirección perpendicular al avance del proyectil. Tubo 100 % lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

Todo lo comentado en este apartado, resultado del análisis de un tubo completamente

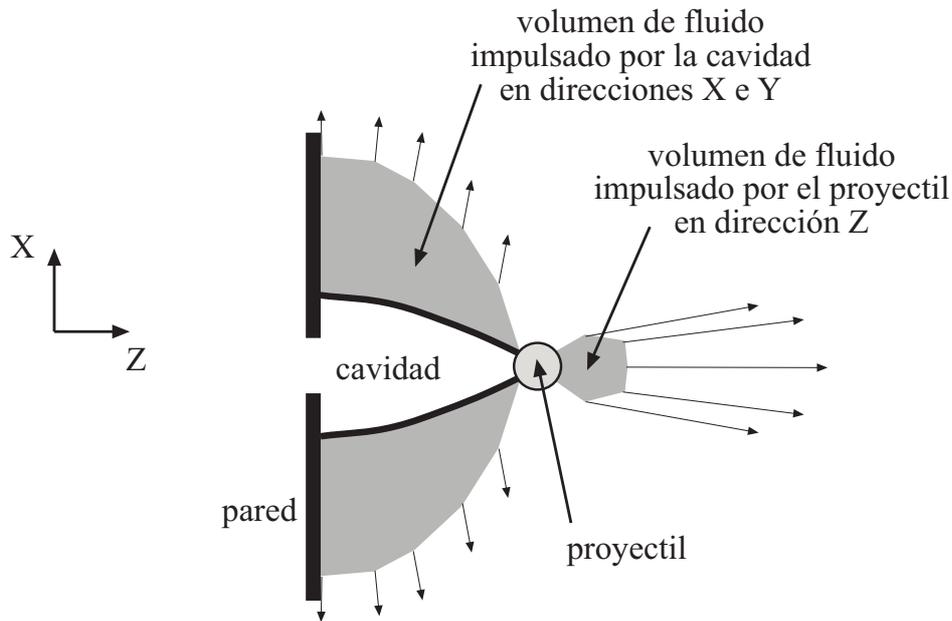


Figura 6.8: Esquema de las zonas de velocidad en el fluido.

lleno e impactado a una velocidad  $V=900 \text{ m/s}$ , es aplicable al resto de los casos, teniendo en cuenta ciertas particularidades de los mismos que se exponen a continuación.

### 6.3. Tubo parcialmente lleno.

Para analizar los resultados obtenidos en tubos parcialmente llenos e impactados a distintas velocidades, se van a mostrar los pertenecientes a un tubo lleno al 75 % e impactado a  $900 \text{ m/s}$ . Los aspectos cualitativos de este análisis son extrapolables al resto de configuraciones con llenado parcial.

En primer lugar se muestran los resultados de energías del tanque de combustible completo, tal y como se ha hecho en el apartado anterior. En las Figuras 6.9 y 6.10 se pueden ya observar las particularidades existentes con respecto a los tubos completamente llenos. A diferencia de los tubos llenos al 100 %, en los que las dos paredes laterales se encuentran en contacto con el fluido y responden de forma idéntica ante el impacto, en los casos de llenado parcial aparecen diferencias entre la pared lateral superior seca (que inicialmente

## 6. ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS NUMÉRICOS

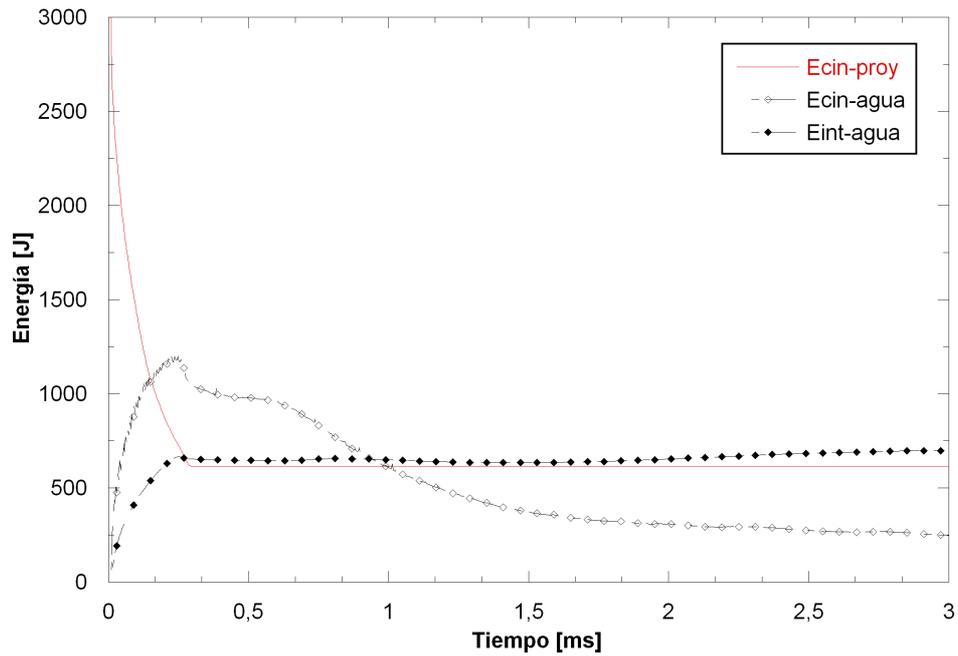


Figura 6.9: Evolución temporal de las energías del proyectil y el fluido en un tubo 75 % lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

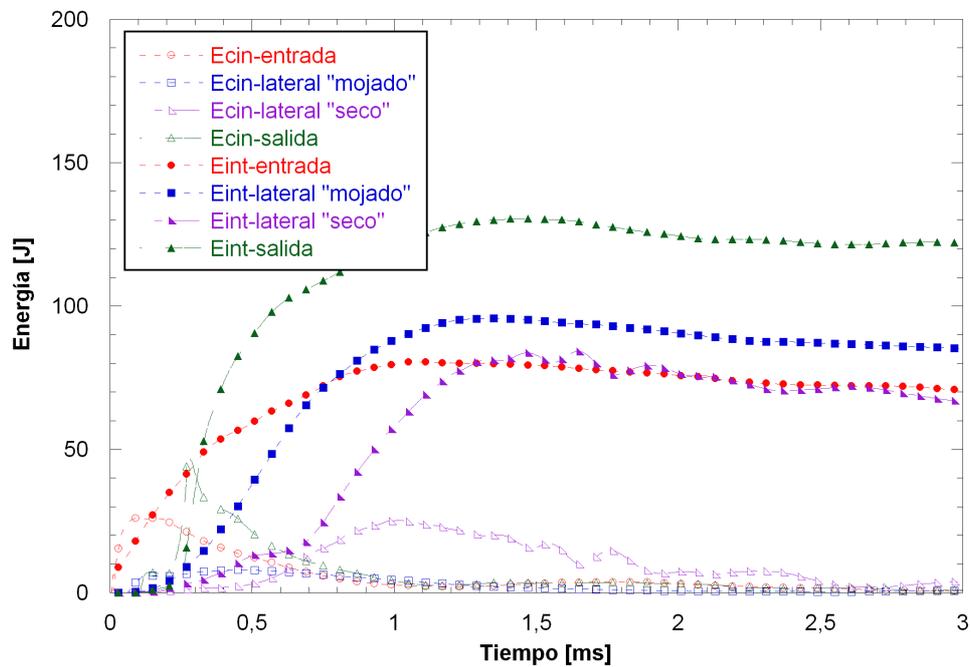


Figura 6.10: Evolución temporal de las energías en las paredes de un tubo 75 % lleno y  $V=900 \text{ m/s}$ .

no está en contacto con el agua) y la pared lateral inferior mojada (en contacto con el fluido).

La principal diferencia que se observa en la Figura 6.9 con respecto a la Figura 6.1 es la forma que presenta la curva de evolución de la energía cinética del agua; se puede apreciar cómo entre los instantes  $t \simeq 0.24 \text{ ms}$  y  $t \simeq 0.624 \text{ ms}$  se produce una disminución muy lenta de ésta. Ese periodo de tiempo coincide con el que transcurre entre el instante en que el proyectil contacta con la pared de salida y aquel en el que el agua alcanza la pared lateral superior. Durante este intervalo el agua pierde energía cinética a un ritmo mucho más suave que si estuviera confinado, dado que la lámina de agua existente sobre el proyectil puede desplazarse libremente hasta llenar el vacío inicial en el tubo. En cuanto a las tres paredes restantes, lateral inferior mojada, entrada y salida (Figura 6.10), se observan las mismas tendencias que en el caso de tubos completamente llenos (Figura 6.2), pero con valores algo inferiores. Esto es debido, en primer lugar, a la menor presión en el interior del fluido, en comparación con la situación de tanque lleno, resultado de la presencia de un volumen inicial vacío. Además, las paredes de entrada y de salida presentan una menor superficie de contacto con el agua, por lo que la energía transmitida por el fluido es aún menor. Así pues, en una configuración con menor volumen de fluido, el Golpe Hidrodinámico afecta en menor medida a la estructura del tanque de combustible.

En la Figura 6.11 se puede observar más detalladamente la evolución de las energías en las paredes. Se aprecia que la energía cinética de la pared lateral superior seca aumenta antes de que el agua impacte con ella ( $t \simeq 0.624 \text{ ms}$ ). Esto es debido a que dicha pared comienza a desplazarse ligeramente hacia el interior del tubo a causa del abombamiento hacia el exterior que experimentan las dos paredes contiguas. Una vez que la lámina ascendente de fluido alcanza esta pared y comienza a transmitirle parte de su energía, se observa cómo la componente cinética en la pared lateral seca aumenta hasta llegar a un valor máximo, que se corresponde con el instante en que toda su superficie ha sido alcanzada por el agua. En relación con el resto de los sólidos, las tendencias son similares a las observadas en el tubo lleno.

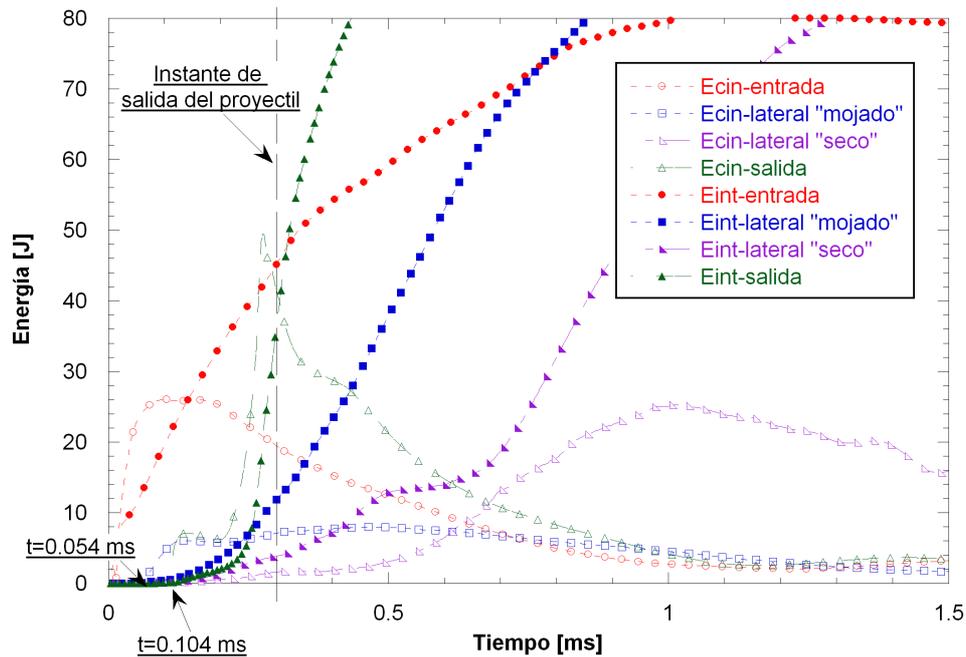


Figura 6.11: Energías en las paredes de un tubo lleno al 75 % y  $V=900 \text{ m/s}$ .

Siguiendo la pauta empleada para el análisis de la respuesta estructural de los tubos completamente llenos, se muestran a continuación los momentos lineales de proyectil, agua, y paredes de entrada y salida en la dirección de avance del proyectil (Figura 6.12). Como en el caso de tubo completamente lleno, los momentos lineales mostrados para las paredes del tubo llevan la dirección perpendicular a cada una de ellas, y en todos los casos, los momentos representados corresponden a la mitad del tubo completo. Se comprueba que las tendencias son similares a las observadas en la Figura 6.6 para tubo lleno, por lo que el análisis entonces realizado es perfectamente válido en este caso.

La Figura 6.13 muestra los momentos de las paredes laterales y del agua en las direcciones correspondientes X e Y. El momento del fluido en dirección Y aumenta hasta que éste contacta con la pared lateral seca ( $t \simeq 0.6 \text{ ms}$ ). Hasta este instante el momento de la pared seca ha tomado valores negativos debido al abombamiento de las paredes contiguas que producen su desplazamiento hacia el interior del tubo, como se ha comentado anteriormente. Cuando el fluido impacta sobre la pared lateral seca, ésta invierte el sentido de su desplazamiento apareciendo entonces un aumento del momento hacia el exterior del

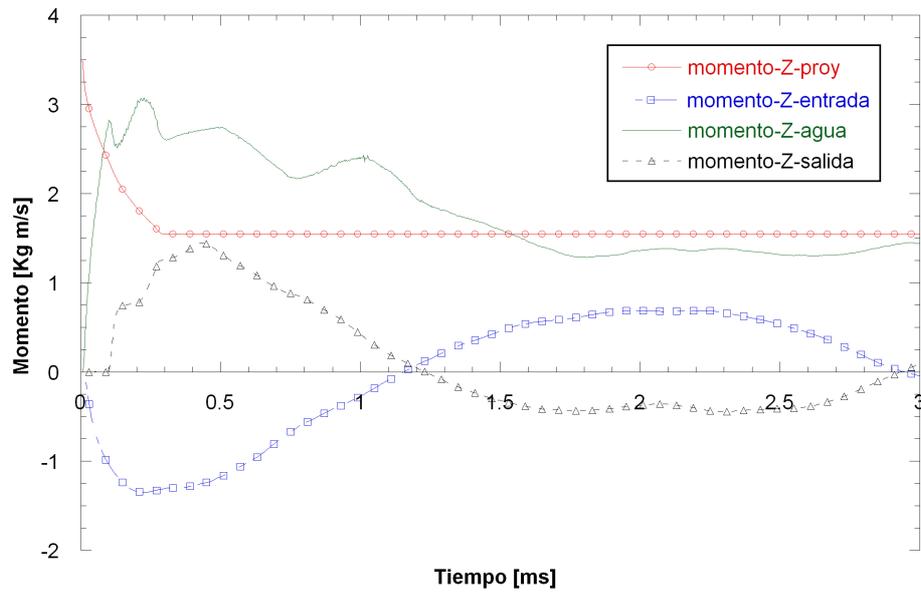


Figura 6.12: Momentos en la dirección de avance del proyectil de un tubo lleno al 75 % y  $V=900$  m/s

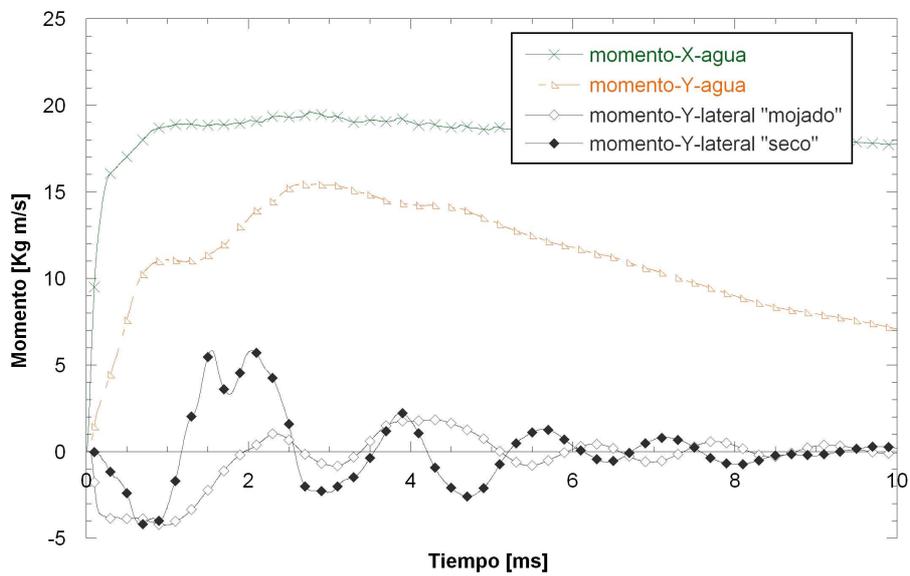


Figura 6.13: Momentos en dirección perpendicular al avance del proyectil de un tubo lleno al 75 % y  $V=900$  m/s

tubo. El momento del agua en esta misma dirección y sentido deja de aumentar en torno a  $t=1 \text{ ms}$  debido a que en este instante se produce su contacto completo con la pared seca, coincidiendo con el valor máximo en la energía cinética de la misma. El momento  $Y$  del fluido continúa aumentando posteriormente al seguir desplazándose hacia las zonas del tubo más alejadas de la trayectoria de impacto.

Aunque el comportamiento observado en todos los casos de llenado parcial es similar, se aprecia una diferencia en la energía cinética de la pared lateral seca. En el caso de llenado al 60 %, el valor máximo de esta energía se alcanza antes que en el caso de llenado a 75 %. Se comprobó que, a igualdad de velocidad de impacto, el fluido tarda menos en llegar a la pared seca cuando el tubo se encuentra más vacío (Figura 6.14). De este modo se prueba lo ya comentado en el capítulo 4 (§4.5) cuando se analizaron los desplazamientos experimentales de las paredes laterales para distintas fracciones de llenado.

Por otra parte, la elevada velocidad que alcanza la lámina de agua en los casos de llenado al 60 % es la responsable de otro fenómeno observado en los mismos. En la Figura 6.15 se aprecia que la energía cinética del fluido aumenta más allá del instante en el que el proyectil impacta con la pared de salida, al contrario de lo que ocurre en los casos de llenado al 75 %. Esto se debe a que la velocidad del agua delante del proyectil en el momento del impacto con la pared de salida, es muy similar a la que posee la capa de fluido que se desplaza hacia la pared seca, por lo que la energía cinética del fluido sigue aumentando hasta que éste golpea dicha pared. El tiempo que transcurre entre el impacto del proyectil con la pared de salida y el impacto de la lámina de agua con la pared seca, es prácticamente inexistente en los casos de llenado al 60 % debido a la elevada velocidad que alcanza la mencionada lámina de fluido, al contrario de lo observado en los casos de llenado al 75 %.

El análisis de los resultados, obtenidos a partir de las simulaciones numéricas, ha permitido alcanzar una mayor comprensión del Golpe Hidrodinámico. La deformación en las paredes del tanque integrado (efecto) ha podido ser vinculada al impacto del proyectil

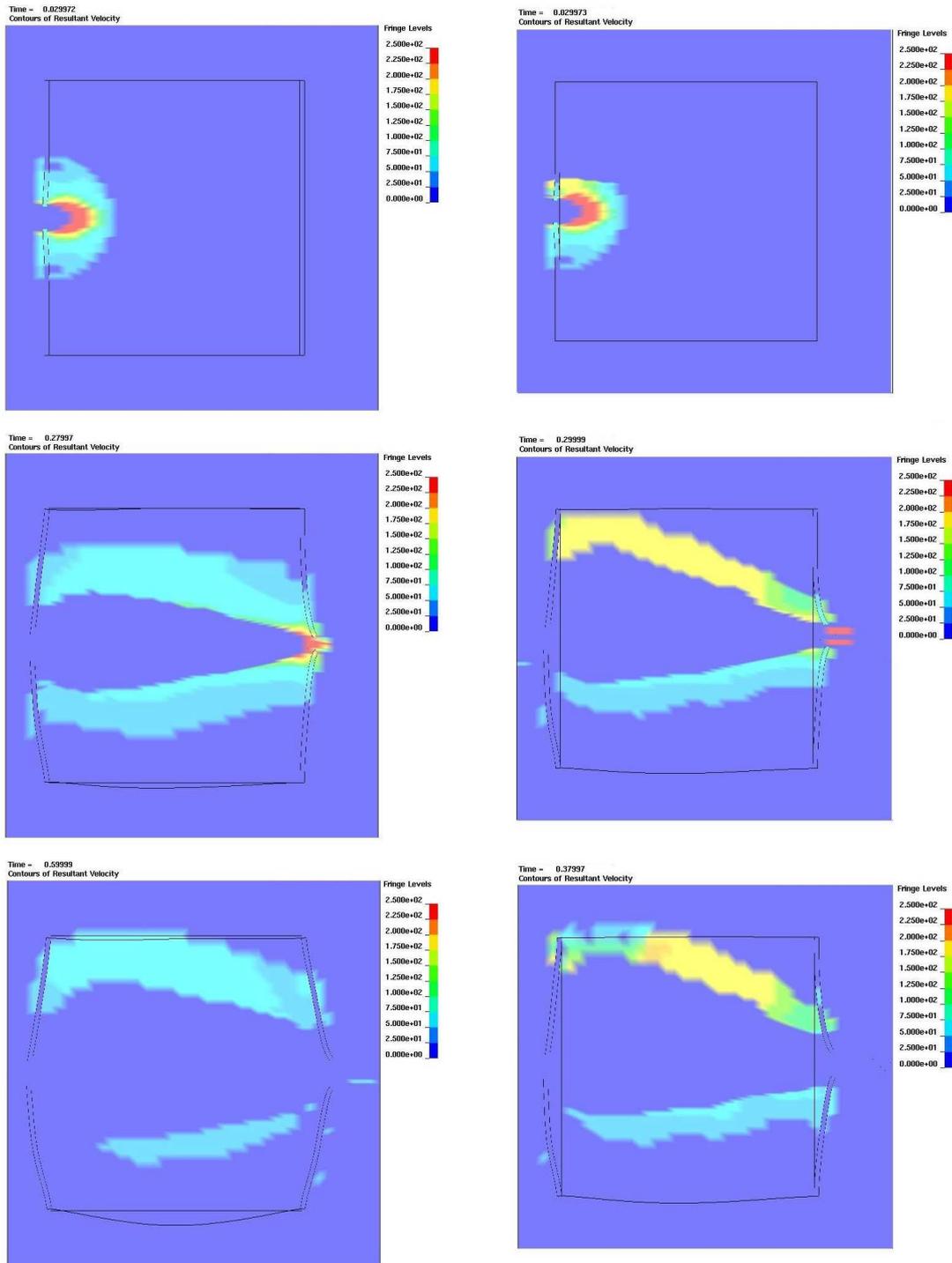


Figura 6.14: Contornos de velocidad, velocidad de impacto 900  $m/s$ . Izqda.: 75%. Imágenes tomadas en 0.03, 0.28 y 0.60  $ms$ . Dcha.: 60%. Imágenes tomadas en 0.03, 0.30 y 0.38  $ms$ .

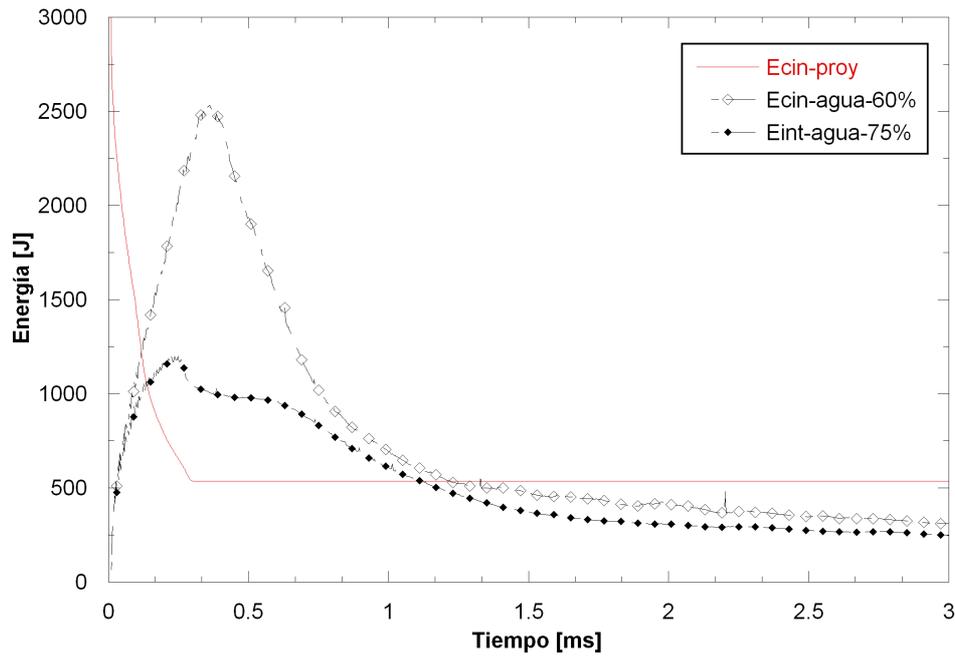


Figura 6.15: Energía cinética del proyectil y el fluido en un tubo lleno al 60 % y 75 %, y  $V=900$   $m/s$ .

(causa) a través del estudio detallado de las interacciones de estos dos sólidos con el fluido (medio). Este estudio ha permitido identificar las etapas del proceso, los eventos que marcan el inicio y final de cada una de ellas y su respectiva influencia en los desplazamientos permanentes de la estructura. El análisis debe contribuir a la concepción de soluciones conducentes a la atenuación del daño generado en tanques de combustible como consecuencia del Golpe Hidrodinámico.

---

## Capítulo 7

# CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

### 7.1. Conclusiones

En relación con los estudios previos realizados por otros autores sobre el fenómeno del Golpe Hidrodinámico, esta Tesis Doctoral contempla los siguientes aspectos novedosos:

- El tratamiento de un tanque de combustible *cerrado* en el que se pone de manifiesto su comportamiento estructural, más allá del análisis de la respuesta de una placa montada sobre marco rígido que limita, por una de sus caras, a un volumen de fluido abierto por su parte superior.
- El análisis de la influencia del porcentaje de llenado del tanque, respondiendo a las distintas condiciones de uso que pudieran producirse durante su vida en servicio.
- El estudio de la influencia de la velocidad de impacto en un rango de valores, no considerado anteriormente, de interés práctico.

En relación con el primer objetivo planteado en la introducción del documento, se han llevado a cabo ensayos experimentales sobre tubos de aluminio llenos de fluido, con el objetivo de analizar la influencia de los anteriores factores (velocidad de impacto y volumen de fluido) sobre su comportamiento frente a impacto. Asimismo se han empleado avanzadas metodologías numéricas que, junto a los resultados experimentales, han permitido una comprensión más profunda del fenómeno de Golpe Hidrodinámico obteniéndose las siguientes conclusiones:

- Durante la fase de choque, una onda de presión de gran intensidad alcanza las paredes del tubo, y la superficie libre del fluido cuando el tubo está parcialmente lleno. Durante las fases resistente y de cavitación, de mayor duración que la anterior, el fluido se acelera hacia las paredes circundantes de modo que en el tubo se producen deformaciones inelásticas de consideración.
- Durante las fases de choque y resistente se aprecia la existencia de dos zonas de sobrepresión claramente diferenciadas. La primera zona avanza a la velocidad del sonido en el fluido y se encuentra acotada entre un frente esférico centrado en el punto de impacto y un frente de rarefacción generado por la condición de contorno en la pared de entrada. La segunda zona, mucho más localizada, avanza a la velocidad del proyectil, delante de éste, y su intensidad y extensión decrece a medida que el proyectil se decelera. La primera zona afecta tanto a la pared de salida como a las laterales, mientras que la segunda, debido a su menor tamaño, afecta casi exclusivamente a la pared de salida. El segundo frente de sobrepresión tiene una mayor influencia que la onda inicial sobre la deformación sufrida por la pared de salida.
- La intensidad del pulso de presión durante la fase de choque depende fundamentalmente de la velocidad de impacto, y su duración de la fracción de llenado. Se ha demostrado que la influencia de la fracción de llenado sobre el impulso de la onda de presión para una determinada velocidad, es más importante en puntos cercanos

a la zona de impacto que en lugares alejados de ésta.

- El momento normal transmitido a las paredes, a través del fluido, durante las fases resistente y de cavitación es el factor más influyente en la deformación de los tubos. A velocidades de impacto altas, el momento es mayor debido a la mayor velocidad de crecimiento de la cavidad. En los tubos parcialmente llenos, el fluido se mueve hacia las paredes sólo en las regiones cercanas al impacto; en los puntos alejados el fluido se mueve paralelamente a las paredes para ocupar el volumen del tubo que inicialmente se encontraba vacío. En todos los casos, el momento lineal del fluido presenta su mayor valor en las direcciones perpendiculares a la trayectoria del proyectil.
- En casos de llenado parcial, la deformación que experimenta la pared lateral que inicialmente no está en contacto con el fluido está muy localizada y es debida al impacto de la lámina de agua que sobre ella proyecta la cavidad. La magnitud de esta deformación depende fundamentalmente de la energía cinética de la lámina de agua. Un mayor nivel de llenado del tanque puede resultar en una reducción de la deformación de la pared seca, al desplazarse la lámina con menor velocidad.
- La velocidad de impacto y la fracción de volumen influyen de diferente manera en la deformación permanente de las paredes del tubo. Mientras que la velocidad de impacto tiene una mayor influencia en las zonas próximas al punto de impacto, la fracción de llenado del tanque afecta a zonas alejadas de éste.

En relación con el segundo objetivo planteado en la introducción del documento, se han empleado dos técnicas diferentes (ALE y SPH) para la realización del modelo numérico destinado a la simulación de impactos a alta velocidad sobre tanques de aluminio completamente llenos de fluido. Del análisis de los resultados de estas simulaciones se desprenden las siguientes conclusiones:

- Los métodos SPH y ALE, empleados para la modelización del fluido, permiten re-

producir adecuadamente las cuatro fases del Golpe Hidrodinámico. La evolución de la cavidad, principal causa de la deformación final del tanque, se recoge de manera muy precisa a la vista de su comparación con las imágenes obtenidas experimentalmente.

- La evolución de la presión en diferentes puntos del fluido, variable de gran importancia e interés en este tipo de problemas, se predice correctamente a través de los modelos numéricos desarrollados.
- Los modelos desarrollados permiten recoger la influencia de la velocidad del impacto y del porcentaje de llenado del tanque en las tendencias observadas de intensidad y duración del pulso de presión en el fluido, así como de deformación final en las paredes de entrada y salida del tubo de aluminio.
- A igualdad de tamaño de elemento empleado para modelizar el fluido, el campo de presiones queda mejor descrito por el método ALE. Asimismo, el mallado SPH requiere un esfuerzo computacional mayor. Este hecho, unido a la necesidad de un tamaño de partículas constante a lo largo de todo el fluido, hace que el método ALE presente una mejor relación entre precisión y tiempo de cálculo.

### 7.2. Trabajos futuros

El desarrollo, en el ámbito de esta tesis, de la metodología experimental y, muy especialmente, del modelo de simulación numérica, amplían notablemente las posibilidades de estudio del fenómeno del Golpe Hidrodinámico en dos líneas de actividad diferente: análisis de configuraciones y condiciones de impacto distintas a las consideradas, y propuesta de soluciones que permitan atenuar el efecto del Golpe Hidrodinámico.

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 sobre las alas de aeronaves indican que el proyectil puede aproximarse siguiendo distintas trayectorias. Por ello se plantea la realización de ensayos experimentales y simulaciones variando la oblicuidad del impacto y la pared sobre la que el proyectil impacta.
- Análisis del efecto de la forma del proyectil. La geometría esférica elegida para el proyectil empleado en la tesis constituye una idealización del caso real, en el que el impactador toma formas más complejas e irregulares. Dado que la geometría del proyectil modifica su coeficiente de arrastre, y éste la energía transmitida al fluido, es previsible que la respuesta estructural del tanque dependa de la forma del sólido que impacta sobre él. Así pues, se propone la realización de ensayos experimentales y simulaciones empleando proyectiles de distintas geometrías.
- El uso de materiales compuestos de fibra de carbono se está generalizando en el sector aeronáutico para la fabricación de elementos de primera responsabilidad estructural, entre los que se encuentran las alas de la aeronave. Por ello se propone analizar el fenómeno del Golpe Hidrodinámico sobre tanques integrados de combustible fabricados con laminados carbono/epoxi, cuya respuesta estructural y degradación por impacto se prevén sensiblemente diferente a las mostradas por el tanque de aluminio.
- El objetivo final de esta línea de investigación, más allá de la comprensión del fenómeno de Golpe Hidrodinámico, se centra en la propuesta de soluciones que permitan reducir el daño estructural. Las metodologías experimental y numérica desarrolladas se emplearán asimismo para evaluar la conveniencia de añadir a la estructura del tanque protecciones para reducir la energía del proyectil o introducir dentro de él sistemas que permitan atenuar la intensidad de la presión generada en el fluido.



# Bibliografía

- [1] Addessio FL, Schraad MW, Lewis MW. Physics-based damage predictions for simulating testing and evaluation experiments, LA-UR-97-4877, Los Alamos National Laboratory 1997.
- [2] Stephani P, Middendorf P, Less Ch., Numerical analysis of the hydrodynamic ram of a CFRP integral tank, International Conference on Structures under Shock and Impact IX, Vol. 87, 2006, p. 45–53.
- [3] Fry PF. A review of the analyses of Hydrodynamic Ram, Tech. rep., AFFDL-TR-75-102, Air Force Flight Dynamics Lab. Wright-Patterson AFB, Ohio, 1976.
- [4] Santini P, Palmieri D, Marchetti M. Numerical simulation of fluid-structure interaction in aircraft fuel tanks subjected to hydrodynamic ram penetration, 21st ICAS Congress, Melbourne, Australia, 1998.
- [5] Ministère de L'équipement des transports et du logement. Bureau d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité de l'aviation civile. Accident on 25 July 2000 at La Patte d'Oie in Gonesse (95) to the Concorde registered F-BTSC operated by Air France. Report translation f-sc000725a.
- [6] Lundstrom EA, Stull E. Fluid dynamic analysis of hydraulic ram II (Results of experiments), JTCG/AS 73-T-291, Joint Technical Coordinating Group/Aircraft Survivability.

- [7] Lundstrom EA, Fung WK. Fluid dynamic analysis of hydraulic ram IV (User 's manual for pressure wave generation model), JTCG/AS 74-T-018, Joint Technical Coordinating Group/Aircraft Survivability, 1974.
- [8] Lundstrom EA. Fluid dynamic analysis of hydraulic ram, NWC TP 5227, Naval Weapons Center, 1971.
- [9] Ball RE. Structural response of fluid-containing-tanks to penetrating projectiles (Hydraulic Ram). A comparison of experimental and analytical results, NPS-57B p76051, Naval Post Graduate School, Monterrey, California, 1976.
- [10] Bates KS Jr. Aircraft fuel tank entry wall-projectile interaction studies, Master's thesis, NPS, 1973.
- [11] Holm DP. Hydraulic ram shock wave and cavitation effects on aircraft fuel cell survivability, Master's thesis, NPS, 1973.
- [12] Soper WR. Hydraulic ram studies, Master's thesis, NPS, 1973.
- [13] Fuhs AE, Ball RE, Power HL. Fy 73 hydraulic ram studies., NPS-57Fu74021, 1974.
- [14] Mueller LS. Experiments in hydraulic ram, Master's thesis, NPS, 1974.
- [15] Kappel LC. Hydraulic ram shock phase effects on fuel cell survivability, Master's thesis, NPS, 1974.
- [16] Power HL. Fy 74 experimental hydraulic ram studies, NPS-57Ph74081, 1974.
- [17] Holm CM. Hydraulic ram pressure measurements, Master's thesis, NPS, 1974.
- [18] Page B. Entry wall strain measurements during hydraulic ram, Master's thesis, NPS, 1975.
- [19] Patterson JW. Fuel cell pressure loading during hydraulic ram, Master's thesis, NPS, 1975.

- [20] Power HL. Fy 75 experimental hydraulic ram studies, NPS-57Ph75061, 1975.
- [21] Fahrenkrog SL. A study of the crack damage in fuel-filled tank walls due to ballistic penetrators, Master's thesis, NPS, 1976.
- [22] Bless SJ, Barber JP, Fry PF, Newman RK. Studies of hydrodynamic ram induced by high velocity spherical fragment simulators, Tech. rep., AFML-TR-77-11, 1977.
- [23] Bless SJ. Fuel tank survivability for hydrodynamic ram induced by high-velocity fragments. Part I. Experimental results and design summary, Tech. rep., AFFDL-TR-78-182, Part I, 1979.
- [24] Copland A. Hydrodynamic ram attenuation, ARBRL-MR-03246, US Army Ballistic Research Laboratory, 1983.
- [25] Avery JG. AGARD, Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure, Technical Editing and Reproduction Ltd, London, UK, 1981.
- [26] Lundstrom EA, Anderson T. Hydraulic ram model for high explosive ammunition, in: Symposium on Shock and Wave Propagation, Fluid-Structure Interaction and Structural Responses. ASME Pressure Vessels and Piping Conference, Honolulu, 1989.
- [27] Sparks CE, Hinrichsen RL, Friedmann D. Comparisson and validation of smooth particle hydrodynamic (SPH) and coupled euler lagrange (CEL) techniques for modeling hydrodynamic ram, in: 46th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Confer., Austin, Texas., 18-21 April 2005.
- [28] Seddon CM, Moodie K, Thyer AM, Moatamedi M. Preliminary analysis of fuel tank impact, International Journal of Crash 9 (3), p. 237-244, 2004.
- [29] Poehlmann-Martins F, Gabrys J, Souli M. Hydrodynamic ram analysis of non-exploding projectile impacting water, in: 2005 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference, Denver, Colorado, 17-21 July 2005.

- [30] Nishida M, Tanaka K. Experimental study of perforation and cracking of water-filled aluminum tubes impacted by steel spheres, *International Journal of Impact Engineering* 32, 2006, p. 2000–2016.
- [31] Anghileri M, Castelletti LML, Tirelli M. Fluid-structure interaction of water filled tanks during the impact with the ground, *International Journal of Impact Engineering* 31 (3), 2005, p.235–254.
- [32] Melis ME, Bui K. Characterization of water impact splashdown of space shuttle solid rocket booster using LS-DYNA, 7th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, May 19-21, 2002.
- [33] Fasanella EL, Jackson KE, Sparks CE, Sareen AK. Water impact test and simulation of a composite energy absorbing fuselage section, In: American helicopter society 59th annual forum, Phoenix, AZ, May 6-8, 2003.
- [34] Tutt BA, Taylor AP. The use of LS-DYNA to simulate the water landing characteristics of space vehicles, 8th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, May 2-4, 2004.
- [35] Ball RE, Aircraft Fuel Tank Vulnerability to Hydraulic Ram: Modification of the Northrup Finite Element Computer Code BR-1 to include Fluid-Structure Interaction. Theory and User's Manual for BR-1HR, NPS-57B p74071, July 1974.
- [36] Ball RE, A Program for the Nonlinear Static and Dynamic Analysis of Arbitrarily Loaded Shells of Revolution, *Journal of Computers and Structures*, Vol. 2, p 141-162, 1972.
- [37] Brass J, Yamane JR, Jacobson MJ. Effects of internal blast on combat Aircraft structure; Volume I. Engineer's manual, Volume II. User's and Programmer's manual, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Tech Rpt., AFFDL-TR-73-136, 1974.

- 
- [38] Ball RE, A Computer Program for the Geometrically Nonlinear Static and Dynamic Analysis of Arbitrarily Loaded Shells of Revolution, Theory and User's Manual. NASA CR-1987, April 1972.
- [39] Fry PF, Newman RK, Bless SJ, Measurements of Hydrodynamic Ram-Driven Panel Displacements and Comparison with Numerical Predictions by BR1A(HR) and Afton Codes, in: Proceedings of the Hydrodynamic Ram Seminar, p 503, May 1977. Technical report AFFDL-TR-77-32, JTCG/AS-77-D-002.
- [40] Bless SJ, Fry PF, Barber JP, Hydrodynamic Ram Driven Pressure Fields and Panel Displacements for High Velocity Spherical Fragments, in: Proceedings of the Hydrodynamic Ram Seminar, p 37, May 1977.
- [41] Lundstrom EA, Fluid/Structure Interaction in Hydraulic Ram, in: Proceedings of the Hydrodynamic Ram Seminar, p 223-30, May 1977.
- [42] Yurkovich, R. Hydraulic Ram: a fuel tank vulnerability study. Report No. G964, Sep. 1969, McDonnell Douglas Corp., St. Louis, Mo, U.S.A
- [43] Lundstrom EA, Structural Response of Flat Panels to Hydraulic Ram Pressure Loading, NWC TP 6770, Naval Weapons Center, 1988.
- [44] Ankeney DP. Hydraulic Ram Structural Response, In: Proceedings of the hydrodynamic ram seminar; May 1977. p. 207-221. Technical report AFFDL-TR-77-32, JTCG/AS-77-D-002.
- [45] Freitas CJ, Anderson Jr CE, Walker JD, Littlefield DL, Hydrodynamic Ram: A Benchmark Suite, Structures Under Extreme Loading Conditions, PVP-Vol. 325., New York, ASME 1996, p. 63-74
- [46] Wierzbicki T, Moussa NA. Deformation and rupture of an aircraft fuel tank under hydraulic ram pressure loading. Proceedings of the 63rd Shock and Vibration Symposium, Vol. 2, Las Cruces, New Mexico, 1992.

- [47] Rosenberg Z, Bless SJ, Gallagher JP. A model for Hydrodynamic Ram Failure based on Fracture Mechanics Analysis, *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 6, n° 1, 1987, p. 51-61.
- [48] Kimsey KD, Numerical Simulation of Hydrodynamic Ram, Tech. rep., ARBRL-TR-02217, US Army Ballistic Research Laboratory, Feb. 1980.
- [49] Jarzab WW, Chwalinski R, Pfrang WE, Tokar G, Fluid-structure interaction effects in tank structures due to sloshing and hydrodynamic ram Coupled Lagrangian-Eulerian simulations., *Proc. International Conference: Spacecraft Structures and Mechanical Testing.*, Noordwijk, The Netherlands, 1988
- [50] Souli M, Olovsson L, Do I, ALE and Fluid-Structure Interaction Capabilities in LS-DYNA, 7th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, May 19-21, 2002.
- [51] Fasanella EL, Boinott RL, Kellas S, Test and Analysis Correlation of High Speed Impacts of Ice Cylinders, 9th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, June 4-6, 2006.
- [52] Donea J, Huerta A, Ponthot J-Ph, Rodríguez-Ferrán A. Arbitrary Lagrangian-Eulerian Methods, *Encyclopedia of Computational Mechanics. Volume I: Fundamentals*, Chapter 14, John Wiley and Sons, 2004.
- [53] Lucy LB, A numerical approach to the testing of the fission hypothesis, *The Astronomical Journal*, vol. 82, no. 12, p. 1013-1024, 1977.
- [54] Gingold RA, Monaghan JJ, Smoothed particle hydrodynamics: Theory and application to non-spherical stars, *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, vol. 181, p. 375-389, 1977.

- [55] Birnbaum NK, Francis NJ, Gerber BI. Coupled techniques for the simulation of Fluid-Structure and Impact problems, *Computer Assisted Mechanics and Engineering Sciences*, Vol. 6 n. 3-4, p. 295-311, 1999.
- [56] Vignjevic R, De Vuyst T, Campbell J, Libersky L, Modelling of Hydrodynamic Ram using Smoothed Particle Hydrodynamics, *Proceedings of the 5th International Conference on Dynamics and Control of Systems and Structures in Space*, Cambridge, UK, 2002.
- [57] Pentecote N, Kohlgrueber D, Crash on Water: a Highly Multi-Physics Problem, *EUROPAM2004, 14th European Conference and Exhibition on Digital Simulation for Virtual Engineering*, Paris, France, Oct. 11-13, 2004.
- [58] Chen JK, Allahdadi FA, Carney TC, High-Velocity Impact of Graphite/Epoxy Composite Laminates, *Composite Science and Technology*, vol. 57, 1997, p. 1369-1379.
- [59] Chen JK, Medina DF, The effects of projectile shape on laminated composite perforation, *Composites Science and Technology*, vol. 58, 1998, p. 1629-1639.
- [60] Medina DF, Chen JK, Three-dimensional simulations of impact induced damage in composite structures using the parallelized SPH method, *Composites Part A. Applied science and manufacturing*, vol. 31, 2000, p. 853-860.
- [61] Knight NF, Jaunky N, Lawson RE, Ambur DR, Penetration simulation for uncontained engine debris impact on fuselage-like panels using LS-DYNA, *Finite Elements in Analysis and Design*, vol. 36, 2000, p. 99-133.
- [62] Shintate K, Sekine H, Numerical simulation of hypervelocity impacts of a projectile on laminated composite plate targets by means of improved SPH method, *Composites Part A. Applied science and manufacturing*, vol. 35, 2004, p. 683-692.
- [63] Xie WF, Liu TG, Khoo BC. The simulation of cavitating flows induced by underwater shock and free surface interaction, *Applied Numerical Mathematics* 57, 5-7, 2007, p.734-745.

- [64] Kedrinskii VK. Rarefaction waves and bubbly cavitation in real liquid, in: Proceedings, Fourth International Symposium on Cavitation, Pasadena (CA), U.S.A., 2001.
- [65] Gerhart PM, Gross RJ, Hochstein JI. Fundamentals of Fluid Mechanics, Addison-Wesley Publishing Co., 1992.
- [66] LS-DYNA KEYWORD USER´S MANUAL, Nonlinear Dynamic Analysis of Structures, Version 971, Livermore Software Technology Corporation, May 2007.
- [67] Johnson GR, Cook WH, A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates, and temperatures, Proceedings of 7th Int. Symp., The Hague, The Netherlands, 1983, p.1-7.
- [68] Rusinek A, Klepaczko JR., Shear testing of a sheet steel at wide range of strain rates and a constitutive relation with strain-rate and temperature dependence of the flow stress, International Journal of Plasticity, Vol. 17, Issue 1, Jan. 2001, p. 87-115.
- [69] Rusinek A, Zaera R, Klepaczko JR., Constitutive relations in 3-D for a wide range of strain rates and temperatures. Application to mild steels, International Journal of Solids and Structures , Vol. 44, Issue 17, Aug. 2007, p. 5611-5634.
- [70] Zerilli FJ, Armstrong RW. Dislocation-mechanics based constitutive relations for material dynamic calculations, Journal of Applied Physics 61 (5), p. 1816-1825, 1987.
- [71] Karagiozova D, Jones N, Dynamic buckling of elastic-plastic square tubes under axial impact II: Structural response, International Journal of Impact Engineering 30, 2004, p. 167-192.
- [72] Yang C C, Material Properties of Square Tube, The 9th Fundamental Scientific Conference of Chinese Armed Forces Academy, Taiwan, R.O.C., Vol. 1, ppB1 11, 2002.
- [73] Vesenjak M, Matthaei M, Mullerschon H, Ren Z. Fluid models in LS-DYNA and their interaction with a structure in dynamic simulations, Proceedings of PVP2005. ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference, Denver, 2005.

- [74] Boyd R, Royles R, El-Deeb K M M, Simulation and validation of UNDEX phenomena relating to axisymmetric structures, 6th International LS-DYNA Users Conference Simulation 2000, Dearborn, Michigan, April 9-11, 2000.
- [75] Schwer L E, Preliminary assesment of Non-Lagrangian methods for Penetration Simulation, 8th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, May 2-4, 2004.

