



**UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID**

**DPTO. DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y TEORÍA DE  
ESTRUCTURAS**

**TESIS DOCTORAL**

**COMPORTAMIENTO DE ESTRUCTURAS DE  
MATERIAL COMPUESTO SOMETIDAS A CARGAS  
IMPULSIVAS**

**AUTORA: BRENDA L. BUITRAGO PÉREZ**

**INGENIERO AERONÁUTICO**

**DIRECTOR: PROF. DR. ENRIQUE BARBERO POZUELO**

**Leganés, Febrero de 2012**



TESIS DOCTORAL  
**COMPORTAMIENTO DE ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO  
SOMETIDAS A CARGAS IMPULSIVAS**

AUTORA: BRENDA L. BUITRAGO PÉREZ  
INGENIERO AERONÁUTICO

DIRECTOR: PROF. DR. ENRIQUE BARBERO POZUELO

Tribunal Calificado:

Firma

Presidente:

Vocal:

Vocal:

Vocal:

Secretario:

Calificación:

Leganés, a 14 de Febrero de 2012



# **DEDICATORIA**

A los que sin tener nada lo han conseguido todo.  
A los que han dejado todo por la esperanza de un mejor porvenir.  
A los que han creído en mí y hoy mi éxito forma parte del suyo.



# AGRADECIMIENTOS

A ti Dios por sobre todos, por darme la oportunidad, guiarme y además por poner en mi camino a las personas apropiadas que me han ayudado de muchas maneras a culminar este trabajo.

A mi tutor Prof. Enrique Barbero por su apoyo, orientación, dedicación y sobre todo por la paciencia que ha tenido conmigo hasta el final de este trabajo.

Al Departamento de Mecánica de Medios Continuos y a todo el personal que trabaja en este departamento brindar su colaboración a los doctorandos.

A los profesores Carlos Navarro, José Fernández, Ramón Zaera y Ángel Arias, quienes en sus funciones año a año me dieron la oportunidad de participar durante mi permanencia en este departamento como un miembro más de esta gran familia que forman.

A la Prof. Shirley García, su apoyo siempre fue incondicional y su trabajo fue fundamental en esta tesis, gracias a ella por los oportunos consejos y por todo lo que juntas pudimos compartir.

A la Prof. Sonia Sánchez por su colaboración en los ensayos de impacto de baja velocidad pero además por sus orientaciones a lo largo de toda la tesis.

A los compañeros David Pedroche y Sergio Puerta por colaborar conmigo en los ensayos experimentales que se llevaron a cabo para este trabajo, fueron muchas sesiones de trabajo en las que formamos un buen equipo.

A mis compañeros de departamento, especialmente a Inés por su ayuda en los ensayos, por sus aportes y sus charlas, a Sergio quien siempre estuvo dispuesto a tenderme una mano, a Jorge Zarh, Carlos Santiuste, Jorge López y al resto de grupo que me permitió compartir sus experiencias.

A mi amigo Ángel Luis Sánchez pues siempre estuvo ahí para ayudarme en el desarrollo de esta tesis, especialmente con la modelización numérica pero también por apoyar a mi familia cuando hubo dificultades.

A mi familia de Madrid, con quienes hemos podido compartir juntos por mucho tiempo los buenos pero también los malos momentos, por todo eso les agradezco su presencia, su apoyo, sus risas y esa mano en el hombro que nunca nos faltó, gracias Marco, Marlem, Nacari, Gustavo, Yolmar, Alberto, Sol, Jesús, Crismary, Omar L., Keidy, Omar A, Fernando, Omar R., Glendys, Albeth, Melissa, Gema, Fernando y a los que recientemente se han incorporado a este grupo.

A mi familia, mi mamá, mi papá, mis hermanas y mi tía, pues en estos últimos meses me han ayudado a culminar este arduo trabajo y han tenido la paciencia necesaria en estos días.

A mi Andrés y mi Clau porque son ustedes la razón de mis logros.

Y muy especialmente a ti Ignacio, por todo todo y todo...y porque de no estar a mi lado no hubiese yo tenido la paciencia ni la dedicación para culminar este trabajo.

A ustedes, que sin querer me dieron tantas lecciones, más que para el trabajo, para la vida.

Ahora me doy cuenta que siempre conté con un punto de poyo...

# RESUMEN

En esta tesis se ha estudiado el comportamiento frente a impacto, tanto de alta velocidad como de baja velocidad, de diversas estructuras fabricadas con distintos materiales compuesto. Se han analizado estructuras sándwich de fibra de vidrio con núcleo de espuma de polivinilo y de pieles de fibra de carbono con núcleo de panal de abeja de aluminio, así como laminados monolíticos de fibra de vidrio/poliéster y carbono/epoxi.

Se evaluó la respuesta frente a impacto de baja velocidad de estructuras sándwich, evaluando la influencia de la energía de impacto en la fuerza máxima y la energía absorbida, así como un estudio del daño generado por el impacto de dichas probetas, el cual fue realizado haciendo uso de técnicas de ensayo no destructivo mediante inspección visual y ultrasonido.

Se ha desarrollado un modelo analítico basado en criterios energéticos aplicable a laminados delgados carbono/epoxi sujetos a impactos de alta velocidad de proyectiles de poca masa. Este modelo ha sido validado mediante ensayos experimentales y mediante un modelo numérico; con este modelo ha sido posible determinar la velocidad residual del proyectil y deducir el límite balístico. El modelo también permite estimar la contribución de diferentes mecanismos a la absorción de la energía cinética del proyectil. Con este modelo se ha evaluado la influencia del espesor y de la velocidad de impacto en ambos parámetros.

Se aplicó un modelo numérico detallado para las estructuras sándwich estudiadas implementado en Abaqus/Explicit, validándolo con los resultados experimentales. Con este modelo se evaluó la influencia del núcleo en el comportamiento frente a impacto, comparando con una estructura sin núcleo denominada placas espaciadas, también se evaluó la influencia del ratio espesor pieles/espesor núcleo. Este estudio se complementó con resultados experimentales en los que se evaluó el daño generado.



# ABSTRACT

In this PhD thesis the impact behavior of both high velocity and low velocity of various structures made from different composite materials has been studied. Sandwich structures have been analyzed fiberglass with polyvinyl foam core and carbon fiber skins with honeycomb core of aluminum, and monolithic laminated fiberglass/polyester and carbon/epoxy.

The evaluation of response to low-velocity was conducted with the study of the influence of impact energy in the maximum force and absorbed energy, and damage area generated by the impact of these specimens, which was conducted by use of nondestructive testing techniques by visual inspection and ultrasound.

A simplified analytical model was developed based on energy criteria applicable to thin laminated carbon/epoxy subjected to high velocity impacts of low-mass projectiles. This model has been validated by experimental tests and by a numerical model, this model has been possible to determine the residual velocity and ballistic limit deduced. The model also allows us to estimate the contribution of different mechanisms of absorption of the kinetic energy of the projectile. This model evaluated the influence of the thickness and velocity of impact on both parameters.

We performed a detailed numerical model for the studied sandwich structures implemented in Abaqus/Explicit, validating it with experimental results. This model evaluated the influence of the nucleus in the impact behavior, compared to a structure coreless called spaced plate, we also have evaluated the influence of skin thickness/core thickness ratio. This study is complemented by experimental results that evaluated the damage generated.



---

# ÍNDICE GENERAL

	Pág.
DEDICATORIA.....	v
AGRADECIMIENTOS.....	vii
RESUMEN.....	ix
ABSTRACT.....	xi
<b>CAPÍTULO I</b>	
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 MOTIVACIÓN.....	1
1.2 OBJETIVOS.....	4
1.3 APORTACIONES DE LA TESIS.....	5
1.4 CONTENIDO DE LA TESIS.....	6
<b>CAPÍTULO II</b>	
2. ANTECEDENTES.....	9
2.1 MATERIALES COMPUESTOS.....	9
2.1.1 LAMINADOS.....	11
2.1.2 ESTRUCTURAS SANDWICH.....	12
2.1.3 APLICACIONES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS.....	15
2.2 IMPACTOS DE BAJA VELOCIDAD.....	20
2.2.1 ESTUDIOS EXPERIMENTALES.....	21
2.2.2 MODELIZACIÓN.....	24
2.3 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD.....	26
2.3.1 ESTUDIOS EXPERIMENTALES.....	27
2.3.2 MODELIZACIÓN.....	29
<b>CAPÍTULO III</b>	
3. DESARROLLO EXPERIMENTAL.....	37
3.1 MATERIALES.....	38
3.1.1 TEJIDO VIDRIO/POLIESTER.....	38

3.1.2	TEJIDO CARBONO/EPOXI.....	39
3.1.3	ESPUMA DE POLICLORURO DE VINILO (PVC).....	39
3.1.4	NÚCLEO DE PANAL DE ABEJA DE ALUMINIO.....	39
3.2	PROBETAS.....	40
3.2.1	ESTRUCTURA SÁNDWICH VIDRIO/POLIESTER/PCV.....	40
3.2.2	PLACAS ESPACIADAS DE VIDRIO/POLIESTER.....	41
3.2.3	LAMINADOS MONOLÍTICOS DE VIDRIO/POLIESTER.....	41
3.2.4	ESTRUCTURA SÁNDWICH CARBONO/EPOXI/ PANAL DE ABEJA DE ALUMINIO.....	42
3.2.5	ESTRUCTURA ESPACIADAS CARBONO/EPOXI.....	42
3.2.6	LAMINADOS MONOLÍTICOS DE CARBONO/EPOXI.....	43
3.3	ENSAYOS DE IMPACTO DE ALTA VELOCIDAD.....	43
3.3.1	DISPOSITIVOS EXPERIMENTALES.....	43
3.3.2	MEDIDA DE LA VELOCIDAD DE IMPACTO.....	46
3.3.3	PROCEDIMIENTO DE CALIBRACION DEL CAÑÓN DE GAS.....	48
3.4	ENSAYOS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD.....	50
3.4.1	DISPOSITIVOS EXPERIMENTALES.....	50
3.4.2	PROCESADO DE LOS DATOS GENERADOS EN EL ENSAYO.....	54

## **CAPÍTULO IV**

4.	EVALUACION DE DAÑO POR IMPACTO.....	59
4.1	GENERALIDADES.....	60
4.2	APLICACIÓN DE TECNICAS DE INSPECCIÓN VISUAL.....	62
4.2.1	ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO.....	62
4.2.2	ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO.....	64

---

4.3 APLICACIÓN DE TÉCNICAS DE ULTRASONIDO.....	65
4.3.1 ULTRASONIDO C SCAN.....	71
4.3.2 EQUIPO.....	71
4.3.3 TRANSDUCTORES.....	73
4.3.4 ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO.....	74
4.3.5 ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO.....	77
4.4 COMPARACIÓN ENTRE TÉCNICAS DE INSPECCIÓN VISUAL Y ULTRASONIDO PARA PROBETAS DE FIBRA DE VIDRIO.....	78
4.5 COMPARACION ENTRE TÉCNICAS DE INSPECCIÓN VISUAL Y ULTRASONIDO PARA PROBETAS DE FIBRA DE CARBONO.....	81
4.6 COMPARACIÓN ENTRE TÉCNICAS DE ULTRASONIDO CON ACOPLAMIENTO DE AIRE Y EN INMERSIÓN.....	83
4.7 CONCLUSIONES.....	85

## **CAPÍTULO V**

5. RESULTADOS EXPERIMENTALES.....	89
5.1 INFLUENCIA DEL ESPESOR EN EL COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO DE ALTA VELOCIDAD.....	90
5.1.1 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO.....	90
Influencia en el área dañada.....	93
5.1.2 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO.....	98
Influencia en el área dañada.....	100
5.2 COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO DE ALTA VELOCIDAD DE ESTRUCTURAS SEMEJANTES.....	106
5.2.1 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO.....	106
Influencia en el área dañada.....	108

5.2.2 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO.....	114
Influencia en el área dañada.....	116
5.3 ENSAYOS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD.....	121
5.3.1 ESTRUCTURAS SÁNDWICH DE FIBRA DE VIDRIO.....	122
Área dañada.....	128
5.3.2 ESTRUCTURAS SÁNDWICH DE FIBRA DE CARBONO.....	129
Área dañada.....	135

## CAPÍTULO VI

6. MODELO ANALÍTICO.....	139
6.1 HIPÓTESIS Y PLANTEAMIENTO DEL MODELO.....	140
6.2 MECANISMOS DE ABSORCIÓN DE ENERGÍA.....	141
6.2.1 ENERGÍA ABSORBIDA POR EL MOVIMIENTO DEL CONO FORMADO EN LA PARTE POSTERIOR DEL LAMINADO.....	141
6.2.2 ENERGÍA ABSORBIDA POR DEFORMACIÓN ELÁSTICA DE LAS FIBRAS.....	144
6.2.3 ENERGÍA ABSORBIDA POR FALLO A TRACCIÓN DE LAS FIBRAS.....	146
6.2.4 ENERGÍA ABSORBIDA POR DELAMINACIÓN.....	149
6.2.5 ENERGÍA ABSORBIDA POR ROTURA DE MATRIZ....	151
6.2.6 ENERGÍA ABSORBIDA POR FORMACIÓN DEL TAPÓN DE CORTADURA.....	151
6.3 FORMULACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO.....	153
6.4 VALIDACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO.....	157
6.4.1 VALIDACIÓN EXPERIMENTAL.....	158
6.4.2 VALIDACIÓN DEL MODELO EMPLEANDO LOS RESULTADOS DEL TRABAJO DE LOPEZ ET AL (2007).....	159
6.5 ENERGÍA DE PERFORACIÓN.....	161

---

6.6 RESULTADOS DEL MODELO ANALÍTICO.....	164
6.7 APLICACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO AL ESTUDIO DE PLACAS ESPACIADAS DE FIBRA DE CARBONO.....	169
6.8 MODELO DE GARCÍA ET AL. APLICADO A LAMINADOS DE FIBRA DE VIDRIO DE 6 mm DE ESPESOR.....	172
6.9 APLICACIÓN DEL MODELO DE GARCÍA ET AL. A PLACAS ESPACIADAS DE FIBRA DE VIDRIO.....	174
 <b>CAPÍTULO VII</b>	
7. MODELIZACIÓN NUMÉRICA.....	177
7.1 HIPÓTESIS DE LOS MODELOS NUMÉRICOS PLANTEADOS.....	178
7.2 MODELIZACIÓN CONSTITUTIVA DE MATERIALES.....	180
7.2.1 CRITERIO DE PLASTIFICACIÓN DE ESPUMAS.....	181
7.2.2 CRITERIO DE DAÑO PARA EL PANAL DE ABEJA DE ALUMINIO.....	184
7.2.3 CRITERIO DE DAÑO PARA MATERIALES COMPUESTOS.....	185
Criterio de Hashin-Rotem (1973). ....	185
Criterio de Hashin (1980). ....	187
Comparación entre los criterios de Hashin. ....	187
7.3 MODELIZACIÓN DE ESTRUCTURAS DE VIDRIO/POLIESTER.....	189
7.3.1 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN LAMINADOS.....	189
7.3.2 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN PLACAS ESPACIADAS Y ESTRUCTURAS SÁNWICH.....	192
7.3.3 IMPACTOS DE BAJA VELOCIDAD EN ESTRUCTURAS SÁNDWICH.....	197
7.4 MODELIZACIÓN DE ESTRUCTURAS DE CARBONO/EPOXI.....	205

---

---

7.4.1	IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN LAMINADOS.....	205
7.4.2	IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN PLACAS ESPACIADAS Y ESTRUCTURAS SANWICH.....	208
7.4.3	IMPACTOS DE BAJA VELOCIDAD.....	213
7.5	VALIDACIÓN DEL MODELO NUMÉRICO PROPUESTO CON OTROS DESARROLLADOS PARA IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD.....	220
7.5.1	COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS EN J LOPEZ-PUENTE ET AL(2003) .....	220
7.5.2	COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS EN SANTIUSTE ET AL.(2010) .....	222
7.5.3	COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS EN IVAÑEZ ET AL.(2011). .....	223

## **CAPÍTULO VIII**

8.	ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	227
8.1	EFFECTO DE LAS PIELES.....	227
8.1.1	LAMINADOS DE VIDRIO/POLIESTER.....	228
8.1.2	LAMINADOS DE CARBONO/EPOXI.....	231
8.2	ANÁLISIS DE LA INFLUENCIA DEL ESPESOR DE LAS PIELES.....	234
8.2.1	LAMINADOS DE VIDRIO/POLIESTER.....	234
8.2.2	LAMINADOS DE CARBONO/EPOXI.....	236
8.3	INFLUENCIA DEL ESPESOR EN LA ABSORCIÓN DE ENERGÍA.....	238
8.3.1	VARIACIÓN DE LA ENERGÍA ABSORBIDA POR TRACCIÓN DE LAS FIBRAS ( $E_{TF}$ ) .....	238
8.3.2	VARIACIÓN DE LA ENERGÍA ABSORBIDA POR DEFORMACIÓN ELÁSTICA DE LAS FIBRAS ( $E_{ED}$ ).....	240
8.3.3	VARIACIÓN DE LA ENERGÍA ABSORBIDA POR MOVIMIENTO DEL CONO ( $E_{KC}$ ) .....	242

---

8.3.4 VARIACIÓN DE LA ENERGÍA ABSORBIDA POR DELAMINACIÓN ( $E_{DL}$ ) .....	243
8.3.5 VARIACIÓN DE LA ENERGÍA ABSORBIDA POR ROTURA DE MATRIZ ( $E_{MC}$ ) .....	245
8.3.6 VARIACIÓN DE LA ENERGÍA ABSORBIDA POR FORMACIÓN DEL TAPÓN DE CORTADURA ( $E_{SP}$ ).....	246
8.4 PLACAS ESPACIADAS.....	248
8.4.1 PLACAS ESPACIADAS DE VIDRIO/POLIESTER.....	248
Energía absorbida por las pieles de la estructura.....	249
8.4.2 PLACAS ESPACIADAS DE CARBONO/EPOXI.....	251
Energía absorbida por las pieles de la estructura.....	253
8.5 ESTRUCTURAS SÁNDWICH.....	254
8.5.1 SÁNDWICH DE FIBRA DE VIDRIO/POLIESTER/PVC.....	255
Perfil de velocidad.....	255
Estudio paramétrico del espesor de las pieles.....	256
Energía absorbida por la estructura sándwich.....	258
Fuerza de Contacto.....	260
8.5.2 SÁNDWICH DE FIBRA DE CARBONO/EPOXI/PANAL DE ABEJA.....	264
Perfil de velocidad.....	264
Energía absorbida por la estructura sándwich.....	266
Estudio paramétrico del espesor de las pieles.....	268
Fuerza de Contacto.....	269
 <b>CAPÍTULO IX</b>	
9. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.....	273
BIBLIOGRAFÍA.....	279
PUBLICACIONES DERIVADAS DE ESTA TESIS DOCTORAL.....	289

---

---

# **CAPÍTULO I**

## **1. INTRODUCCIÓN**

Los elementos estructurales fabricados con materiales compuestos de matriz polimétrica, como por ejemplo los polímeros reforzados con fibras de vidrio o con fibras de carbono, presentan unas excelentes relaciones de rigidez/peso y resistencia/peso, lo que los convierte en idóneos para determinados sectores de producción industrial. A pesar de que existen estudios sobre el comportamiento de estos materiales todavía el conocimiento de los mismos no absoluto. Por ello surge la necesidad de continuar investigando en este campo. En esta sección se describe la motivación que ha llevado al desarrollo de esta tesis doctoral, así como los objetivos planteados y las principales aportaciones alcanzadas. Finalmente se describen por capítulos los contenidos de la tesis.

### **1.1 MOTIVACIÓN**

En el campo de aplicaciones de los materiales compuestos, son numerosas las industrias que vienen desarrollando tecnología con base en este tipo de materiales, sin embargo es la industria aeronáutica la que ha dado un importante impulso al estudio de diferentes

configuraciones estructurales basadas en los mismos, básicamente porque está muy interesada en reducir los costes de operación de las aeronaves comerciales. Una de las formas de disminuir costes es reducir el peso estructural, y por tanto el consumo de combustible. Una respuesta a este problema es el empleo de estructuras de materiales compuestos. Estos materiales aúnan excelentes propiedades de resistencia y rigidez específicas, junto con elevada resistencia a la corrosión o a las cargas de fatiga. Otra ventaja de los materiales compuestos es que, generalmente, pueden fabricarse en formas complejas, disminuyendo el número de partes de cada componente, lo que reduce a su vez el peso al requerir un menor número de uniones mecánicas. En las aeronaves comerciales de nueva generación, tales como Boeing 787 o Airbus 350, el porcentaje del peso estructural ya alcanza el 50%, siendo en el caso de los modernos helicópteros de un 85%.

Los elementos estructurales de una aeronave deben estar diseñados para soportar cargas impulsivas de baja o alta velocidad que se pueden producir durante operaciones de montaje y mantenimiento, como puede ser la caída de una herramienta, o en operaciones de despegue o aterrizaje, debido al impacto de un guijarro suelto en la pista de aterrizaje. En particular los laminados son especialmente sensibles a este tipo de cargas dado que originan un daño que, no siendo observable visualmente, puede producir una importante reducción en sus propiedades [Freitas et al., 1998] esto justifica el desarrollo de metodologías de inspección que garanticen evaluar la extensión del daño para poder analizar el efecto que éste tiene en el comportamiento mecánico residual del elemento dañado.

Las estructuras sándwich son utilizadas en el sector del transporte aéreo, naval y terrestre porque su configuración garantiza unas buenas propiedades mecánicas de resistencia y rigidez, especialmente frente a cargas transversales, con una gran ligereza. Como ya se ha indicado anteriormente este tipo de estructuras, durante su vida en servicio, pueden verse sometidas a cargas de tipo impulsivo aunque estas estructuras no se empleen como blindaje, por lo que es necesario conocer su comportamiento frente a cargas impulsivas. La mayoría de los estudios se centran sobre impactos de baja velocidad, siendo el número de trabajos sobre impactos de alta velocidad

comparativamente menor. Un diseño estructural más seguro obliga a un mejor conocimiento del comportamiento frente a cargas impulsivas de alta velocidad.

Las estructuras sándwich utilizadas en las diferentes aplicaciones citadas son muy diferentes entre sí. En aplicaciones aeroespaciales se suelen emplear estructuras sándwich formadas por pieles de un carbono/epoxi y núcleo de nido de abeja de aluminio. Por el contrario en aplicaciones aeronáuticas los sándwich más empleados son aquellos de pieles de carbono/epoxi con núcleo de nido de abeja de Nomex. En la industria naval los sándwich suelen estar formados de pieles de laminados de vidrio/poliéster y núcleo de espumas poliméricas.

Uno de los factores más críticos para el empleo de los materiales compuestos de fibra de carbono en estructuras primarias es la falta de conocimiento de la respuesta de la estructura frente a cargas impulsivas dado que estas cargas pueden originar daño que provoca cambios importantes en el comportamiento de la misma. Basado en los criterios de algunos investigadores aun no se dispone de herramientas lo suficientemente robustas para tener confianza en los resultados de los modelos existentes para estudiar los fenómenos de daño en materiales compuestos [Davies et al., 2006] por lo que los organismos certificadores requieren una extensa verificación experimental de una estructura para validar su diseño. Estos ensayos son complejos y costosos por lo que existe un gran interés en reducir su uso, sustituyéndolos por modelos teóricos que permitan el ensayo virtual del componente.

Es posible encontrar diversos enfoques teóricos para analizar este tipo de problemas, tales como modelos numéricos o modelos simplificados (analítico o semianalíticos). Los primeros permiten analizar con precisión todos los fenómenos involucrados en el proceso de impacto, aunque requieren un tiempo de cálculo considerable. Por el contrario los modelos simplificados permiten, recogiendo los elementos principales de la física del problema, obtener una solución razonablemente precisa de forma rápida, especialmente para obtener resultados globales. Así mismo estos modelos requieren siempre de una validación experimental, lo que en condiciones dinámicas exige, en la mayoría de los casos el desarrollo de metodologías específicas dado que no existe

normativa para muchos ensayos, un estudio completo del comportamiento frente a impacto debe incluir ambos enfoques.

En vista del gran conjunto de aplicaciones de los materiales compuestos anteriormente señaladas, es lógico pensar que es necesario desarrollar un amplio estudio acerca de este tipo de estructuras, que además se encuentran en amplio crecimiento. En este trabajo se estudia el comportamiento ante cargas impulsivas de laminados de fibra de vidrio y de fibra de carbono en diferentes configuraciones frente a diferentes tipos de impacto, los considerados de alta velocidad realizados en cañón y los considerados de baja velocidad realizados en torre de caída.

## **1.2 OBJETIVOS**

El objetivo general de esta Tesis Doctoral es profundizar en el estudio del comportamiento frente a cargas impulsivas, tanto de alta como de baja velocidad, de estructuras de material compuesto. Con el objeto de dar generalidad al estudio se han seleccionado materiales de fibra de vidrio y de carbono, en configuraciones estructurales tanto de laminados monolíticos como de estructuras sándwich. Para esto se han establecido una serie de objetivos específicos que se presentan a continuación:

- Desarrollar una metodología para medir la velocidad de impacto en ensayos balísticos sobre estructuras sándwich.
- Estudiar el comportamiento de las estructuras seleccionadas en esta tesis frente a cargas de impacto de alta velocidad, evaluando la influencia de la energía de impacto en el área dañada y la velocidad residual.
- Comparar dos técnicas de inspección no destructiva, la inspección visual y por ultrasonidos, para medir el daño producido por cargas impulsivas en diferentes configuraciones de elementos estructurales fabricados con materiales compuestos y sometidos a impactos de baja y alta velocidad.

- Desarrollar un modelo analítico que permita estudiar el proceso de perforación en laminados de fibra de carbono y predecir parámetros característicos del impacto balístico, como la velocidad de perforación y la energía absorbida.
- Estudiar la influencia que tiene el espesor de estructuras de material compuesto sometidas a impactos de alta velocidad en el límite balístico así como la variación de los diferentes mecanismos de absorción de energía.
- Evaluar mediante técnicas experimentales y herramientas de modelización la influencia del núcleo y del espesor de las pieles en el comportamiento frente a impacto de alta velocidad en estructuras sándwich.
- Analizar mediante la aplicación de un modelo numérico el comportamiento frente a impacto de baja velocidad de las estructuras sándwich, evaluando la influencia de la energía de impacto en la fuerza, el desplazamiento y la energía absorbida.
- Analizar mediante la aplicación de un modelo numérico el comportamiento frente a impacto de alta velocidad las estructuras sándwich, evaluando la velocidad residual, el límite balístico, la energía absorbida por cada elemento de la estructura y las fuerzas de contacto.

### **1.3 APORTACIONES DE LA TESIS**

Una vez desarrollado este trabajo, se puede considerar como resultado del logro de los objetivos propuestos las siguientes aportaciones de esta Tesis Doctoral:

- Se propuso un modelo analítico para el estudio de impacto de alta velocidad en laminados de fibra de carbono el cual fue validado con ensayos experimentales desarrollados en esta tesis y con resultados obtenidos de la bibliografía científica.
- Se determinó la influencia que tiene el espesor de estructuras de material compuesto al ser sometidas a impactos de alta velocidad en el límite balístico así como en la variación de los diferentes mecanismos de absorción de energía.

- Se establecieron las técnicas de inspección no destructiva más adecuadas para la evaluación del daño por impacto en las estructuras de fibra de vidrio y para las estructuras de fibra de carbono.
- Se estableció la influencia que tiene el núcleo como elemento de soporte o incremento de la resistencia frente a cargas impulsivas de alta velocidad, tanto experimentalmente como mediante modelización.

## **1.4 CONTENIDO DE LA TESIS**

Este trabajo ha sido estructurado en nueve capítulos que se describen a continuación.

En el capítulo de introducción se justifica el estudio sobre estructuras de materiales compuestos sometidas a cargas impulsivas de alta y baja velocidad, considerando las múltiples aplicaciones que tienen estos materiales en el campo industrial y la importancia de esta investigación como aporte a los estudios realizados.

Posteriormente se presentan los antecedentes en el capítulo dos, los cuales muestran una visión del estado del arte en que se encuentran los estudios desarrollados de forma experimental, analítica y numérica de los ensayos de impacto a alta y baja velocidad y comprende una recopilación de las investigaciones relacionadas al tema.

A continuación en el tercer capítulo que comprende el desarrollo experimental se describen las configuraciones estructurales utilizadas, los diferentes materiales, equipos y procedimientos aplicados para la obtención de los resultados experimentales.

Dada la importancia del tema, se ha dedicado el cuarto capítulo al estudio de daño por impacto en donde se explican las técnicas de inspección no destructiva empleadas para la evaluación del daño generado tanto en alta como en baja velocidad considerando las diferentes configuraciones estructurales estudiadas.

Tras los ensayos experimentales se muestran finalmente los resultados obtenidos en el quinto capítulo, en donde se resume todos los datos derivados de la aplicación de los métodos experimentales y que fueron además utilizados para la validación numérica y del modelo analítico propuesto.

En el sexto capítulo se propone el desarrollo de un modelo analítico, basado en modelos previos observados en la literatura técnica que permite calcular la velocidad residual, el límite balístico y los mecanismos de absorción de energía frente a cargas impulsivas de alta velocidad sobre laminados delgados de fibra de carbono.

Dentro del contenido del séptimo capítulo se plantea la aplicación del modelo para materiales compuestos implementado en el código computacional Abaqus, en su versión 6.9-2, con el criterio de Hashin en las diferentes configuraciones de ensayos realizados experimentalmente, con las limitaciones propias de este criterio pero con la validación asociada a los ensayos experimentales.

Un análisis general se muestra en el octavo capítulo en donde se presenta diversa información en forma de gráficas resultantes de las propuestas realizadas en este trabajo en torno a los resultados experimentales y las aplicaciones de los modelos analítico y numérico, con la finalidad de tener un panorama amplio del estudio que es posible alcanzar a través de herramientas desarrolladas y aplicadas en esta tesis.

Finalmente, en el noveno capítulo se presentan las conclusiones finales y los trabajos futuros propuestos a fin de continuar esta línea de investigación. Además se presentan las publicaciones generadas de esta tesis y las referencias bibliográficas que han sido empleadas.



# **CAPÍTULO II**

## **2. ANTECEDENTES**

En esta sección se plantean unos breves antecedentes en los que se recogen algunos trabajos relacionados con esta tesis desarrollada dando una visión general de los avances en el tema de impacto de alta y baja velocidad sobre estructuras de materiales compuestos. Inicialmente se presentan conceptos básicos sobre los materiales compuestos y sus múltiples aplicaciones estructurales, a continuación se describen algunos de los trabajos experimentales desarrollados por otros investigadores, así como las propuestas en modelización analítica de impactos en laminados y los estudios de modelización numérica en diferentes configuraciones estructurales.

### **2.1 MATERIALES COMPUESTOS**

Algunos autores definen como material compuesto a un sistema material integrado por una mezcla o combinación de dos o más constituyentes que difieren en forma y composición química y que son esencialmente insolubles entre sí. La acción de combinar diferentes materiales para obtener otro con propiedades superiores es muy antigua. Varios siglos a.C ya se fabricaban ladrillos mezclando adobe y paja

(A. Miravete, 2000), y en los casos en los cuales la madera era empleada para construir una edificación, se aprovechaba eficientemente la mayor resistencia del material en dirección de las fibras. Los materiales compuestos no surgen formalmente hasta principios del siglo XX gracias al impulso de la industria aeronáutica en donde los requerimientos de diseño siempre han estado en la búsqueda de materiales ligeros y de altas prestaciones.

En una definición más formal, para los objetivos de este trabajo se define que un material compuesto es aquel formado por una mezcla de dos o más materiales a nivel macroscópico entre los que no existe reacción alguna. La importancia, desde el punto de vista de la ingeniería, que revisten los materiales compuestos es que dos o más materiales distintos se combinan para formar un material con características superiores. En la mayoría de los casos se utilizan con fines estructurales combinando dos componentes, una matriz y un refuerzo. La matriz debe distribuir la carga y soportar al refuerzo, mientras este último aporta la rigidez y la resistencia al compuesto.

Las aplicaciones actuales exigen materiales de baja densidad y buenas propiedades mecánicas ello implica elevada rigidez y resistencia. Esta combinación de propiedades no se puede conseguir en algunos casos con los materiales convencionales por ello el desarrollo de los compuestos ha permitido la mejora de las propiedades de los materiales.

La aplicación más comúnmente empleada para los materiales compuestos es como estructuras de pared delgada, ya sea en forma de "laminados" (apilamiento de láminas delgadas fuertemente unidas entre ellas), o en forma de "sándwich" (compuesto de un núcleo central de un material de espesor apreciable y baja densidad, con revestimientos relativamente delgados de láminas de material compuesto unidas al núcleo por ambos lados). La forma de trabajo en los laminados de material compuesto es mediante esfuerzos contenidos en el plano (esfuerzos de membrana), o también algunas veces reaccionando a cargas aplicadas perpendicularmente al plano del laminado (esfuerzos de flexión/torsión). En el caso de estructuras sándwich, su forma de trabajo es similar los laminados monolíticos, con las caras del revestimiento soportando las cargas axiales de tracción y compresión y el núcleo las cortantes.

### 2.1.1 LAMINADOS

El Laminado es una estructura formada por el apilamiento de elementos muy delgados denominados laminas (0.1 a 1.5 mm). La Lámina se constituye por tanto como la unidad básica del laminado, por lo que se hace necesario conocer los tipos de ésta que existen, entre los que se encuentran:

- Lámina unidireccional, en la que todas las fibras están orientadas en una única dirección, se considera que en este tipo de lámina existe isotropía transversal (mismas propiedades en todas las direcciones en un plano perpendicular al de las fibras).
- Lámina tipo tejido, todas las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre si y se encuentran entrelazadas formando un tejido. Se denominan urdimbre (fibras longitudinales) y trama (fibras transversales). La mitad de las fibras puede estar orientada en cada dirección (tejido equilibrado) o puede haber más fibras en una dirección que la otra (tejido no equilibrado). En este tipo de lámina se considera que existe ortotropía.
- Laminas tipo mat está compuesta por fibras aleatoriamente orientadas. Se considera que existe isotropía (mismas propiedades en todas las direcciones).

Estos materiales poseen unas altas propiedades mecánicas y habitualmente están constituidos por una matriz polimérica (epoxi, poliéster, vinilester, etc.) reforzada con fibras continuas (carbono, aramida, vidrio, boro, etc.).

El comportamiento de los materiales compuestos se puede estimar aplicando modelos micro mecánico o macro mecánicos. Un laminado de materiales compuestos puede estar trabajando en tensión plana (esfuerzos en el plano) y/o flexión como se puede ver en la Figura 2.1 [Miravete, 2000].

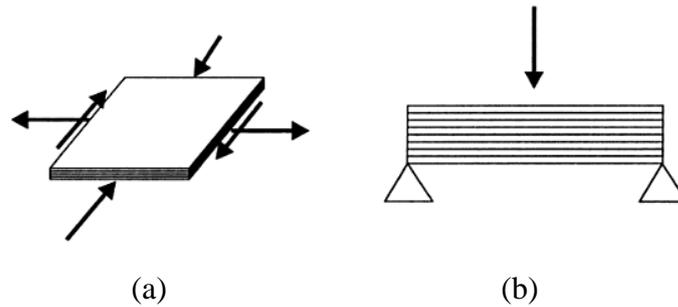


Figura 2.1 (a) Laminado trabajando en tensión plana. (b) Laminado trabajando a flexión. [Miravete, 2000]

La resistencia de un laminado interviene en los problemas de análisis y diseño. En el primer caso para conocer la máxima carga que puede soportar un laminado y en el segundo para establecer, conocida la carga, como debe ser un laminado para poder soportarla. En ambos casos la resistencia del laminado se establece a partir de las resistencias de las láminas que lo componen. La resistencia del laminado no es intrínseca del mismo, dado que además de estar controlada por la resistencia del material depende de la secuencia de apilamiento de las laminas. De esta forma, el fallo de una lámina no tiene porque implicar el fallo del laminado, ni tan siquiera el fallo global de la propia lámina. Normalmente la lámina puede seguir aportando algo de resistencia en algún sentido y de cualquier forma, el resto de las láminas pueden seguir resistiendo, este tipo de análisis es considerado en los criterios de fallo de un laminado.

### 2.1.2 ESTRUCTURAS SÁNDWICH

La rigidez a flexión de un elemento estructural tipo placa o viga es directamente proporcional al modulo de elasticidad y al momento de inercia, por tanto es posible aumentarla si se divide en dos, separados entre sí por un material de baja densidad, esta estructura se denomina sándwich. El concepto de estructura sándwich fue descrito por primera vez en 1849, por Fairbairn, en relación a determinados puentes en Londres, sin embargo fue muy poco lo que se avanzó en los siguientes años. No fue hasta la Segunda Guerra Mundial, cuando la Fuerza Aérea de Estados Unidos diseñó el Vultee BT-15 (Figura 2.2), una aeronave de entrenamiento cuyo fuselaje

consistía de un sándwich de fibra de vidrio reforzado con resina de poliéster y núcleo en forma de panal de abeja fabricado en madera balsa.



Figura 2.2 Aeronave Vultee BT-15 [Fotos de aviones militares]

Una estructura sándwich ofrece a los ingenieros de estructuras nuevas opciones, proporcionando elementos de bajo peso, alta resistencia y excelentes propiedades dinámicas. En aplicaciones aeroespaciales es un requisito importante la relación concerniente a resistencia, peso, temperatura de operación y comportamiento frente al fuego.

Una estructura sándwich está constituida por dos placas delgadas denominadas pieles de un material de alta resistencia entre las que se interpone un material de baja densidad. Las pieles son comparables a las alas de una viga doble "T" absorbiendo las tensiones normales de ser los elementos resistentes. El material entre las dos pieles es el núcleo, que aumenta el espesor funciona como el alma de una viga absorbiendo las tensiones de cortadura. El núcleo distribuye además las fuerzas de compresión local sobre áreas mucho más grandes, dando por resultado una superficie de resistencia uniforme sin puntos débiles o concentraciones de sobrecargas y estabiliza los revestimientos superficiales de pandeos o flexiones laterales. Un esquema de una estructura sándwich se puede ver en la Figura 2.3.

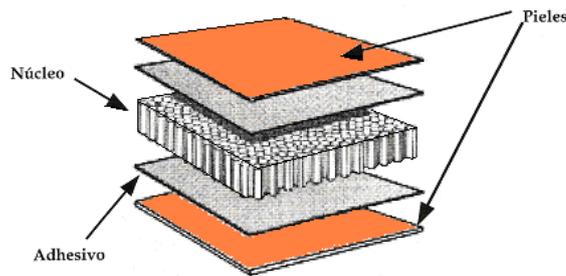


Figura 2.3 Elementos fundamentales de una estructura tipo sándwich. [Miravete, 2000].

Los materiales que se emplean como núcleo pueden ser espumas poliméricas o metálicas, panal de abeja (honeycomb), o madera de balsa. De estos los núcleos más empleados son:

- ❖ Núcleos de panal de abeja (honeycomb). Se realizan a partir de láminas delgadas de diversos materiales metálicos (acero, aluminio) o no metálicos (fibra de vidrio o aramida recubierta de resina, papel, policarbonato, etc.) cuyas propiedades, unidas al espesor de la lámina y la forma y tamaño de la celdilla formada, pueden variarse considerablemente y conducir a productos con un amplio margen de densidades, resistencias, etc. Las láminas se unen entre sí mediante adhesivos de diversos tipos o por soldadura, formando estructuras por lo general regulares y repetitivas, a base de un conjunto de prismas rectos de lados comunes en forma de panal y con la celdilla básica de sección transversal dada, en función de la aplicación del núcleo, siendo la más común la forma hexagonal.

Espumas. Las espumas son dispersiones de grandes volúmenes de gas en pequeños volúmenes líquidos, con burbujas que crecen mucho quedando muy cerca unas de otras, deformándose y adoptando formas casi poliédricas, con delgadas capas de líquido entre ellas que al solidificar constituye la espuma. Existe una gran variedad de espumas en el mercado, siendo cada una de ellas más adecuada para cada aplicación concreta en función de las especificaciones de diseño del sándwich, las más empleadas habitualmente son las de Poliuretano, Poliestireno, PVC y Polimetacrilamida. Sus propiedades dependen fundamentalmente de:

- Composición del polímero.
- Estado del polímero (orientación, cristalinidad, historia térmica).
- Densidad de la espuma.
- Estructura de las celdillas (tamaño, geometría, fracción de células abiertas).
- Composición del gas espumante.

### 2.1.3 APLICACIONES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

El uso y aplicación de las estructuras fabricadas con materiales compuestos, está creciendo rápidamente en todo el mundo, así mismo dichos campos de aplicación están orientados a requisitos estructurales muy exigentes que determinan su selección. El desarrollo y la necesidad de estructuras ligeras y de alto rendimiento aseguran que la demanda de este tipo de estructuras seguirá aumentando en distintos sectores como el naval (Figuras 2.4), el automovilístico (Figura 2.5) o el aeronáutico (Figuras 2.6 a 2.8).



Figura 2.4 Corbeta Visby de la armada de Suecia. [Zenkert, 2003]



Figura 2.5 Empleo de estructuras sándwich en la industria de automoción.

Así por ejemplo el fabricante de automóviles BMW está estudiando la factibilidad de emplear estructuras sándwich para la fabricación de las estructuras de vehículos tipo turismos, en sustitución de las de acero, debiendo estar diseñado para resistir las cargas de impacto que se producen en el caso de una colisión. Por otro lado AUDI AG está desarrollando una estructura de protección del motor realizada en el mismo material; dicha estructura debe ser capaz de soportar los impactos producidos por los objetos que el vehículo encuentre en la carretera.

En estructuras aeroespaciales las estructuras sándwich son usadas en principio en superficies de control, en el suelo del interior y en otros componentes, recientemente han comenzado aplicarse en estructuras primarias. También se emplean en otros sistemas de la industria aeronáutica como en simuladores. La Figura 2.6 muestra el simulador de cabina de STN Atlas, desarrollado para ser adaptado a diferentes roles de entrenamiento, como vehículos militares o trenes. Dadas sus exigentes especificaciones la estructura fue construida totalmente con estructuras sándwich formadas de fibra de vidrio reforzada con poliéster y núcleo de espuma.



Figura 2.6 Cabina de simulador de STN Atlas electrónica. [DIAB Corp., 2011]

En los recientes modelos de aeronaves comerciales se observa la aplicación de estructuras monolíticas y estructuras tipo sándwich de material compuesto en el diseño, tal como el A380, la distribución de estos materiales se observa en la imagen mostrada

en la Figura 2.7, en donde se evidencia el uso de estructuras monolíticas y de estructuras sándwich según el caso.

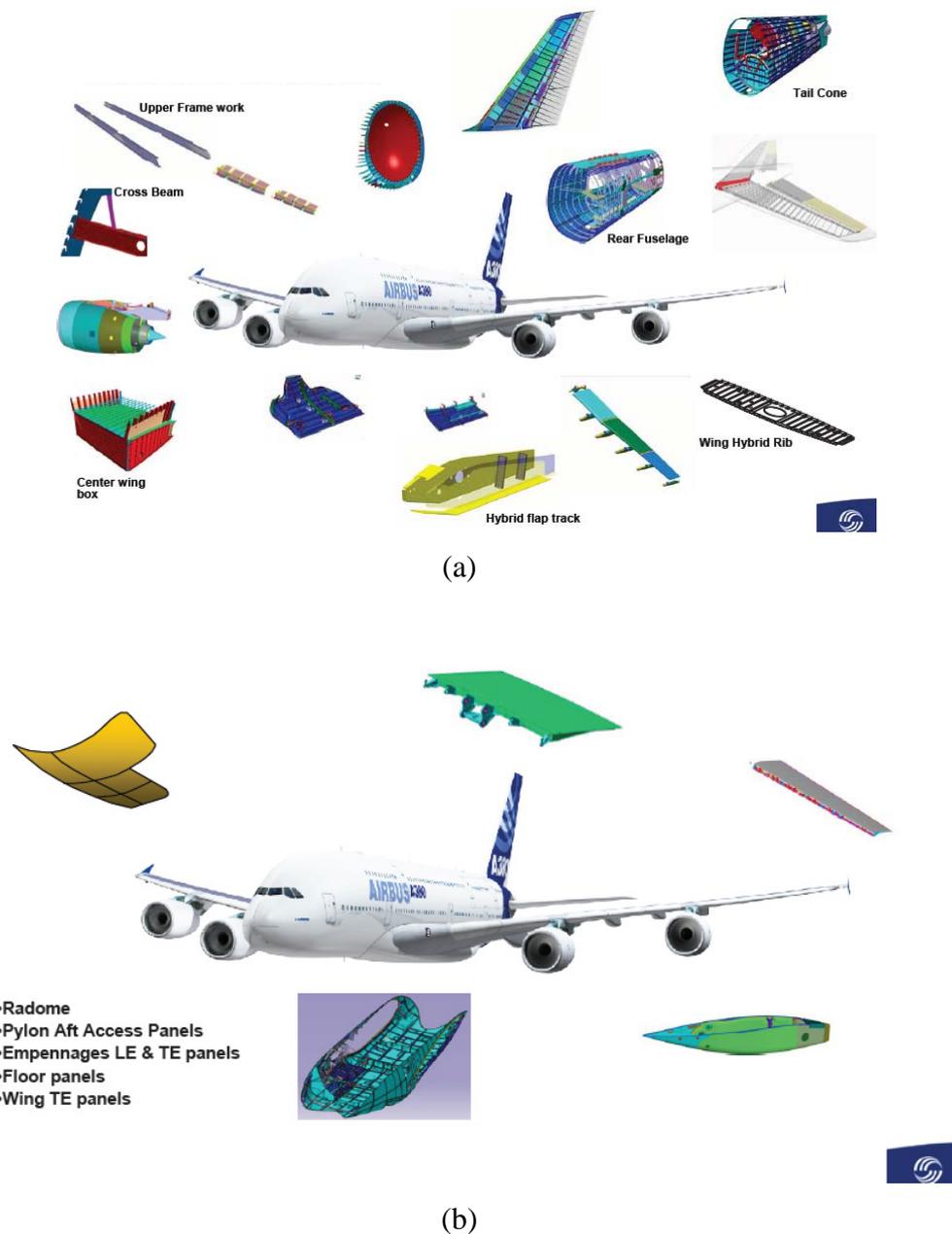


Figura 2.7 (b) Estructuras sándwich. [Airbus, 2010]

Por su parte el nuevo Boeing 787 “Dreamliner”, se compone de materiales compuestos de 50% en peso y un 80% en volumen [Boeing, 2007]. La distribución de materiales compuestos en esta aeronave puede apreciarse en la Figura 2.8 mostrada a continuación.

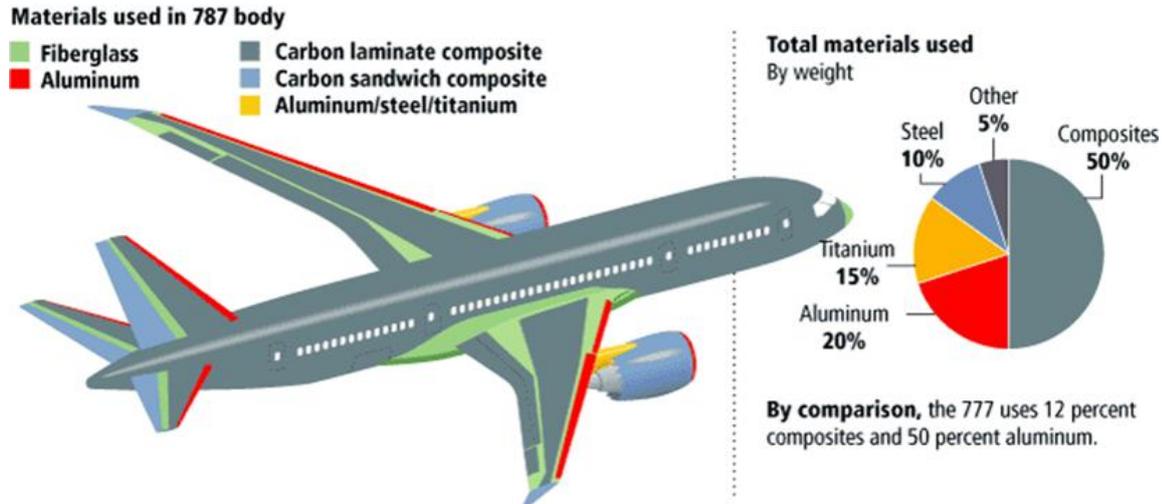


Figura 2.8 Distribución de materiales utilizados en la fabricación del Boeing 787.

[Boeing, 2007]

Son muy variadas las causas que pueden originar un daño en una estructura de material compuesto, pero de esa variedad, el impacto de baja velocidad suele ser reconocido por algunos autores como la condición de carga más severa para los materiales compuestos de tipo laminado [Hawyes et al., 2001]. Frecuentemente se producen impactos de aves sobre el fuselaje y alas de los aviones y por tanto resulta muy interesante realizar un estudio de la resistencia de los laminados ante el impacto, también es posible observar los efectos de impactos de baja velocidad que no producen la perforación y que a menudo el daño que generan es imperceptible mediante técnicas de inspección visual convencionales, estos impactos suelen ser producidos por descuidos en la manipulación de herramientas, que pueden golpear componentes fabricados con materiales compuestos [Choi y Chang, 1991]. Este estudio puede proporcionar gran información sobre los impactos que se producen habitualmente en los bordes de ataque de las alas de los aviones, donde los laminados de fibra de carbono por ejemplo, empiezan a ser muy utilizados. La información obtenida de la bibliografía científica destaca la importancia que tiene este tipo de investigaciones en vista de que se ha demostrado que impactos de baja energía pueden reducir la capacidad de absorción de energía de un componente fabricado con materiales compuestos hasta en un 50% [Cantwell et al, 1983; Cantwell et al, 1986; Dorey, 1984] e impactos de alta energía pueden generar daños localizados que igualmente afectan las estructuras.

Las estructuras fabricadas con materiales compuestos pueden experimentar una carga impulsiva en diferentes tipos de situaciones, por ejemplo, las góndolas del motor de un reactor cuando se ven sometidas al impacto de pájaros, el granizo, guijarros y otros restos etc. En la Figura 2.9 se puede apreciar el daño producido en las góndolas de un avión comercial por efecto de pequeños fragmentos.



Figura 2.9 Daño en la góndola de motor turbofan por impacto de hielo [Ilcewicz, 2006].

Así mismo, en la Figura 2.9 se aprecia el efecto del impacto en el borde de ataque del plano de una aeronave de transporte comercial. El daño por impacto se extiende desde la superficie a la completa perforación de la estructura.



Figura 2.9 Daño por impacto en el borde de ataque de una aeronave [Ilcewicz, 2006].

Dado que los laminados son particularmente sensibles a los impactos de baja velocidad, los estudios orientados a este tema son también muy importantes en vista de que ese tipo de cargas pueden producir un daño interno difícilmente detectable mediante una simple inspección ocular pero que genera una falta de continuidad entre dos láminas contiguas que en consecuencia impedirán el apropiado comportamiento del componente diseñado.

En general no todas las aplicaciones de estructuras de material compuesto están diseñadas para blindajes como se ha visto en muchos casos, sin embargo es evidente que estas estructuras pueden estar sometidas a cierto tipo de cargas impulsivas en diferentes circunstancias de servicio, lo que genera un interés en conocer su comportamiento frente a impacto.

## **2.2 IMPACTOS DE BAJA VELOCIDAD**

Los problemas sobre cargas impulsivas pueden ser clasificados según la velocidad del proyectil, desde este punto de vista se pueden definir entonces impactos de baja o alta velocidad. En un impacto de baja velocidad las ondas de tensión generadas alcanzan los bordes de la estructura y estas pueden ser reflejadas durante todo el proceso de impacto, por esta razón la respuesta de la estructura es global y está controlada por la geometría y las condiciones de contorno. Por el contrario en los impactos de alta velocidad la respuesta de la estructura es controlada por la propagación de las ondas de tensión en dirección al espesor del laminado, en este caso la respuesta frente a este tipo de impacto está gobernada por las propiedades del material en la zona cercana al punto de impacto y es básicamente independiente de las condiciones de contorno y del tamaño de la estructura.

No existe un límite claro entre los impactos de alta y baja velocidad. Los investigadores aplican varias definiciones, una ampliamente usada es definir 100 m/s como la velocidad mínima a la cual se puede considerar un impacto como de alta velocidad [Navarro 1997]. Algunos autores han considerado velocidades de impacto incluso más bajas como de 10 m/s [Sjoblom et al. 1988]. Robinson y Davies (1992) proponen una simple ecuación para estimar la velocidad de impacto de transición por encima de la cual las ondas de tensión son dominantes.

En general los impactos de baja velocidad se producen por el choque de un objeto con una masa considerable contra una estructura o componente no obstante este tipo de impactos también pueden presentarse durante el proceso de manufactura, durante el servicio y debido al ambiente en el que trabaja dicho elemento. Los daños producidos por este tipo de impactos en fabricación y mantenimiento se deben a golpes de herramientas, cajas de herramientas y/o equipamiento de trabajo sobre la superficie de la estructura generalmente producida por negligencia. Algunos autores señalan [Miravete 2000] el síndrome de la caja de herramientas como una de las referencias habituales en los impactos de baja velocidad para materiales compuestos. El daño resultante en este tipo de impacto, principalmente delaminaciones, en muchas ocasiones no es visible en la superficie impactada y puede pasar desapercibido en una inspección visual de rutina, quedando en servicio piezas dañadas previamente. En muchas situaciones [Delfosse et al., 1995], el nivel de impacto para el cual se produce un daño visible es mucho mayor que el nivel que produce una pérdida significativa de propiedades mecánicas. Además, estas delaminaciones pueden crecer durante la vida en servicio de la estructura y ponen en riesgo el funcionamiento del componente.

### **2.2.1 ESTUDIOS EXPERIMENTALES**

Los impactos de baja velocidad suelen ser considerados de mucho interés debido a que el daño que producen puede no ser evidente a simple vista y puede reducir significativamente las propiedades del material, este tipo de impactos están asociados a un comportamiento global en la estructura durante el proceso de impacto.

Los ensayos de impacto se realizan por varias razones; en principio, resultan útiles para comparar la respuesta dinámica de distintos materiales, también se utilizan con propósitos de investigación y desarrollo en diferentes aplicaciones y, se consideran un parámetro de control de calidad de un proceso de manufactura dado. La experimentación permite acercarse a la noción de causalidad de forma más directa en el estudio de la variación del comportamiento de un material sometido a determinadas condiciones [Kessler et al .1985].

En los ensayos de impacto a baja velocidad, la torre de caída es uno de los dispositivos experimentales más utilizados [Cantwell et al. 1989, Richardson et al. 1996, Collombet et al. 1997, Bayandor et al. 2003, etc.], dado que es un equipo con el cual es posible reproducir fácilmente situaciones que pueden aparecer durante las operaciones de fabricación y mantenimiento en la que una masa relativamente grande impacta a baja velocidad. La torre de caída han sido empleada para el estudio de laminados de fibra de vidrio/epoxi y carbono epoxi a fin de caracterizar la degradación de las propiedades mecánicas, estudiar la influencia en la variación del espesor y la orientación en dichos laminados [Liu et al 1988, Lopes et al. 2005]. Otros trabajos encontrados en la literatura se han enfocado en el estudio de estructuras más complejas como los sándwich [Park et al. 2008, Schubel et al. 2005] con estudios experimentales que luego han servido para la validación de modelos analíticos y numéricos y para la caracterización de los modos de fallo en este tipo de estructuras.

Basado en los registros de fuerza y energía es posible evaluar la resistencia al daño de estructuras sándwich [Park et al. 2008] introduciendo parámetros tales como: la carga que produce el daño incipiente, energía absorbida, la carga máxima, la energía total absorbida durante el impacto y el área dañada, siendo evidente que la resistencia al impacto de la estructura de sándwich está fuertemente influenciada por el tipo de pieles y el espesor del núcleo.

Algunos autores que han estudiado la respuesta al impacto de baja velocidad en las estructuras sándwich [Shih et al 1989, Foo et al 2006] han demostrado que tanto la configuración de la piel como la densidad del núcleo son los parámetros más importantes y que controlan el comportamiento de la estructura frente al impacto. Cuando se utilizan pieles muy resistentes el comportamiento del núcleo es menos importante [Torre et al. 2000] sin embargo, en la mayoría de casos a fin de obtener un sándwich que tenga un comportamiento más eficiente en la absorción de energía, el núcleo debe ser mejorado según su densidad y espesor, considerando su función de incrementar el momento de inercia, mejorar la flexión sin que ello implique un incremento del peso. En el caso de un impacto, la principal función de un núcleo de espuma por ejemplo, se limita al amortiguamiento de las cargas inerciales, también puede suceder que durante el proceso de impacto la pérdida de adherencia entre el

núcleo y las pieles generen grietas en la interfaz que implique otro mecanismo de absorción de energía. Por lo tanto, la mejora del comportamiento frente a impacto de una estructura en sándwich se puede lograr aumentando la adherencia laminado núcleo y mejorando las propiedades del núcleo utilizado.

Schubel et al. (2005) estudió estructuras sándwich con pieles de tejido de fibra de carbono y matriz epoxi con núcleo de espuma de PVC sometidas a impactos de baja velocidad. En esta investigación los resultados obtenidos fueron comparados con ensayos de carga cuasi estáticos a fin de caracterizar el daño producido y además de realizar una comparación con otros resultados obtenidos mediante modelos numéricos y analíticos. Además de los efectos localizados causados por las características del tipo de carga, la comparación entre los dos tipos de pruebas realizadas sobre estas estructuras resultaron ser muy similares, al respecto la respuesta de un impacto de alta velocidad realizado sobre placas puede ser caracterizado como de naturaleza cuasi estática. Esta conclusión está basada en el cotejo de las pruebas y la evaluación completa de daños en los diferentes paneles con el respectivo ensayo, esta información es importante porque las pruebas cuasi-estáticas son más fáciles de realizar y analizar y puede ser usada para predecir la respuesta relacionada con el impacto. No obstante un ensayo estático produce un perfil de deformación más pronunciado y el proceso de daño se inicia antes, es decir, es más severa en términos de deformación y carga inducida en la piel de impacto.

Foo et al. (2006) en su trabajo desarrollaron una investigación experimental y numérica en estructuras sándwich sometidas a impacto de baja velocidad con el objeto de entender la iniciación y progresión del daño en estas estructuras. También analizaron el problema de indentación utilizando un modelo numérico. Realizaron ensayos cuasi-estáticos de indentación y de impacto de baja velocidad fueron llevadas a cabo con el fin de caracterizar el modo de fallo y determinar la extensión de daño observado en sándwich de aluminio. La comparación de los resultados experimentales obtenidos demostró la capacidad del modelo implementado por los autores para captar las características del proceso de impacto. Los resultados experimentales indicaron también que el modo de fallo experimentado sobre la piel impactada puede ser correlacionado con la energía absorbida por la placa durante el evento de impacto. Un estudio

paramétrico numérico se llevó a cabo para determinar el efecto de diversos parámetros geométricos, tales como el espesor de las pieles y el tamaño de la celda, sobre la resistencia del núcleo. Los resultados mostraron que la energía absorbida durante el impacto es independiente de la densidad de núcleo. Sin embargo, los núcleos más densos mostraron picos de carga más altos pero experimentaron menos daños tanto en las pieles como en los mismos núcleos.

Dear et al. (2005) realizaron un estudio empleando una torre de caída sobre diferentes configuraciones de estructuras sándwich con pieles de material compuesto y además con pieles de aluminio con núcleo de panal de abeja de aluminio, en ambos casos con geometría cuadrada. Emplearon una cámara de alta velocidad, la cual permitió almacenar imágenes de las secuencias de deformación y desarrollo del daño en los especímenes. En estos experimentos, las principales variables de estudio fueron los tipos de materiales empleados en las pieles, los tipos de núcleos y el espesor total de la estructura. Las muestras fueron inspeccionadas tanto por inspección visual como por técnicas de inspección por ultrasonido tipo C-scan las cuales se utilizaron para evaluar el nivel de daño causado en los materiales después del impacto. El interés de este trabajo está en el estudio de la extensión y el grado de los diferentes tipos fallo en los materiales empleados y relacionar los datos experimentales con la variación de las condiciones y dimensiones y otras propiedades de los diferentes sándwich.

### **2.2.2 MODELIZACIÓN**

El uso de métodos de modelización como herramienta de estudio y análisis en el proceso de diseño es una de las alternativas para conseguir una mejora de la calidad, una reducción de costos y una disminución de los tiempos de diseño y producción de allí la importancia que vienen teniendo la aplicación de estas técnicas.

Los modelos existentes de impacto en régimen elástico dejan de ser validos después de la aparición del daño. Trabajos como el de Foo et al (2008) se han orientado en este sentido, planteando un modelo de balance de energía, junto con la ley de conservación del momento para ampliar la validez de dicho modelo más allá del régimen elástico.

Además se desarrolló un modelo tridimensional de elementos finitos para analizar el problema indentación estática, logrando identificar el daño en el núcleo como uno de los mecanismos de daño en inicial. El modelo de elementos finitos fue validado mediante la comparación de los registros de carga-desplazamiento y las comparaciones mostraron un buen ajuste entre los datos experimentales y la simulación. En este trabajo se emplearon tres parámetros para describir las diferentes etapas de la deformación: la rigidez elástica para describir el comportamiento elástico, la carga crítica para la iniciación daño, y la rigidez del daño para la propagación de fallo.

Muchos de los estudios realizan hipótesis que simplifican el problema global de impacto para evitar la modelización detallada del dispositivo de ensayo, por ejemplo Nishikawa et al. (2007) modelizó ensayos en torre de caída sobre laminados de fibra de carbono en forma de placas simplemente apoyadas con el propósito de evaluar el crecimiento del proceso de delaminación. En su trabajo proponen establecer condiciones de contorno en los nodos correspondientes al apoyo del utillaje de manera tal de restringir los desplazamientos, así mismo evitaron la modelización del percutor ubicando una carga puntual aplicada en el centro de la probeta. También en el trabajo de Rizov (2007) es posible encontrar simplificaciones en la modelización, en dicha investigación se realizó un estudio de impactos de baja energía sobre espumas de PVC empleando diferentes percutores. También modelizó el apoyo de la probeta sobre el utillaje mediante restricciones a los desplazamientos aplicadas en los nodos correspondientes, mientras que el percutor fue modelizado como un sólido rígido simplificado manteniendo la forma del extremo. Diversos autores emplean elementos planos (shell) para modelizar toda la estructura [Nguye et al. 2005] mientras que otros aplican elementos sólidos para modelizar el núcleo y elementos planos para las pieles [Meo et al. 2003, Besant et al. 2001, Hyeon et al., 2006], la selección de estos parámetros influye en el tiempo computacional para la resolución de cualquier caso y depende de las consideraciones de cada trabajo.

La modelización numérica de impactos de baja velocidad en laminados difiere considerablemente de la modelización de estructuras sándwich [Meo et al. 2003], se ha encontrado que la respuesta estructural del sándwich en la relación energía de impacto/energía absorbida es mayor debido al aplastamiento del núcleo y esto ha

sido corroborado observando la energía de deformación en sándwich con núcleos de panal de abeja de aluminio.

## **2.3 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD**

El impacto balístico se define como una la colisión entre un proyectil y un blanco a una velocidad tal que deben considerarse efectos inerciales y la propagación de ondas de tensión en el sólido [Zukas 1982]. Se trata de un proceso en el que no existe una situación de equilibrio y, en consecuencia, distintas zonas de la estructura impactada pueden estar sometidas a estados tensionales muy diferentes. La velocidad de deformación es varios órdenes de magnitud superior a la correspondiente a situaciones estáticas.

En una estructura de material compuesto los procesos de impacto de alta velocidad están controlados por las propiedades mecánicas del proyectil y la estructura, las condiciones de impacto (es decir, el ángulo de la trayectoria del proyectil), la configuración del laminado, y la geometría del proyectil y la placa.

De forma general, el fallo de los materiales compuestos por impacto de alta velocidad ocurre en la zona cercana al impacto, pudiendo intervenir diferentes mecanismos de fallo. En los materiales compuestos de fibra de carbono/epoxi, este tipo de impacto produce una respuesta localizada del material alrededor del punto de impacto, debido a la formación de un tapón de cortadura. Mientras que a bajas velocidades de impacto por debajo de la que produce perforación se tiene que la extensión del daño se incrementa con la velocidad de impacto debido a la deflexión de la placa hasta que alcanza el límite balístico [Navarro et al. 2006].

Un parámetro importante para los estudios del comportamiento frente a impactos de alta velocidad es el límite balístico. El límite balístico puede definirse como la velocidad máxima que puede alcanzar un proyectil antes de que ocurra el fallo por penetración. Esta velocidad puede determinarse por medio de pruebas experimentales o por modelos teóricos [Zukas et al., 1992]. Por lo general, esta velocidad se expresa en términos de

probabilidad como  $V_{50}$ , lo que significa que hay un 50% de probabilidad de perforación [MIL-STD-662F]. Para determinar el límite balístico a partir de datos experimentales se aplican técnicas estadísticas o ajustes según algunos parámetros del proceso. Esta velocidad depende principalmente de espesor del laminado y en segundo lugar en la forma del proyectil [Ulven et al., 2003]. En estructuras sándwich la estimación de este parámetro mediante herramientas de modelización resulta complejo debido a la interacción entre las pieles y el núcleo de la estructura [Velmurugan et al. 2006].

### **2.3.1 ESTUDIOS EXPERIMENTALES**

Se pueden encontrar en la literatura una amplia variedad de ensayos experimentales para el estudio de impacto a alta velocidad sobre laminados compuestos [García-Castillo et al., 2010; López-Puente et al. 2002, Abrate 1991]. Puesto que la mayoría de esos estudios se orienta a aplicaciones específicas, es a menudo difícil hacer comparaciones amplias con los resultados obtenidos, ya que las condiciones en las que se aplican pueden no ser comparables.

Los estudios experimentales realizados sobre materiales compuestos sometidos a impacto balístico datan de los años 60 [Abrate 1991], lo cual se corresponde con los años en los que las aplicaciones de estos materiales comenzaron a desarrollarse. Un trabajo de la época que puede ser citado corresponde al realizado por Gupta et al. (1966), quienes realizaron pruebas de impacto aplicados a laminados de fibra de vidrio con el propósito de evaluar la resistencia de tales laminados al ser impactados con proyectiles impulsados desde un rifle. Evidentemente en este tipo de investigación no era posible controlar la velocidad del impacto y el interés de dicha investigación se centraba en evaluar el espesor apropiado del laminado que era capaz de detener el proyectil, sin considerar aspectos más allá del proceso como el daño o los mecanismos de absorción de energía asociados al proceso.

Con el auge del uso de los materiales compuestos en componentes estructurales, han sido muchos los trabajos que han profundizado el estudio experimental [Fujii 2002; Nunes et al. 2004; Aktay et al. 2005; García-Castillo et al 2006; Johnson et al 2006,].

Fujii et al (2002) investigaron en el proceso de perforación en laminados de fibra de carbono (CFRPs) que fueron impactadas con proyectiles esféricos de acero, en un intervalo de velocidades de 500-1300 m/s. El estudio consistió en variar las características del tejido, la secuencia del laminado y el espesor. El comportamiento fue evaluado por la energía absorbida durante la perforación, observaciones realizadas in situ empleando una cámara de alta velocidad y observaciones post ensayo. Los modos de fallo se vieron influenciados significativamente por la variación de las propiedades mecánicas del laminado, aquellas con alta resistencia mostraron mayor delaminación en ambas caras del laminado y las menos rígidas mostraron un tapón de fractura en la cara posterior del laminado.

Nunes et al. (2004) realizaron un estudio en laminados de fibra de vidrio reforzado con matriz epoxi sometidas a impacto balístico. En este trabajo las probetas fueron fabricados variando el numero de laminas en el laminado y por tanto el espesor, permitiendo conocer en los resultados las áreas delaminadas, las cuales fueron clasificadas de acuerdo al tamaño y la forma, empleando para ello técnicas de análisis de imágenes.

Aktay et al. (2005) desarrollaron una serie de ensayos de alta velocidad con cañón de gas a fin de determinar los modos de fallo, resistencia al impacto y energía total disipada en cada prueba, este trabajo fue realizado sobre placas sándwich con pieles de fibra de carbono reforzadas con resina epoxi y núcleo NOMEX. En dichos ensayos fueron usados diferentes tipos de proyectiles, a los que denominaron suaves y duros. Los proyectiles usados fueron de concreto en forma cilíndrica y cabeza esférica, de 36.4 gr. de masa y diámetros de 26 y 30 mm. El espesor de las placas sándwich era de 33 mm en el núcleo y de 1.6 mm en el laminado. Las velocidades de impacto alcanzadas estuvieron por el orden de los 60 m/s, la cual se corresponde a la velocidad de impacto típica de los escombros en la carretera de despegue y aterrizaje de los aviones.

En el trabajo de García-Castillo et al. (2006) se realizaron estudios experimentales sobre laminados de fibra de vidrio frente a impacto de alta velocidad, con la particularidad de que dichos laminados estaban sometidos a carga axial y biaxial, dichos resultados fueron comparados con ensayos sobre probetas no cargadas. Los impactos

fueron realizados con proyectiles esféricos a velocidades entre 140-525 m/s. Además fue posible relacionar el área dañada (medida con técnicas de ultrasonido) con la energía de impacto en cada caso.

### **2.3.2 MODELIZACIÓN**

Los procedimientos aplicados para el diseño de estructuras de altas prestaciones se han convertido en un tema de enorme interés. La complejidad de la respuesta estructural y los distintos modos de fallo ocasionan la necesidad de definir un extenso programa de experimentación. La práctica recomendada para disminuir los riesgos tecnológicos asociados al uso de diferentes configuraciones estructurales reside en probar las prestaciones y garantizar la durabilidad del diseño en una secuencia de pasos conocidos como “Building Block Approach” [MIL-HDBK-17,1994]. Esta secuencia verifica la consecución de los requerimientos estructurales mediante la experimentación de un gran número de especímenes, una vez se ha llegado a un grado suficiente de conocimiento del comportamiento y a un diseño óptimo se utiliza este conocimiento adquirido para el diseño de piezas o estructuras más complejas.

Ensayar directamente las estructuras sin haber adquirido este conocimiento previo de los distintos sub componentes sería económicamente prohibitivo debido a la gran cantidad de dispositivos y de casos de carga a que debería someterse la estructura, lo que genera una fase de experimentación de alta inversión.

La aplicación de modelos analíticos o numéricos para predecir el comportamiento mecánico de las estructuras puede reemplazar parte de los ensayos experimentales requeridos por la estrategia del Building Block Approach, reduciendo los costos de diseño y proporcionando a los ingenieros la información necesaria para optimizarlos.

Los estudios experimentales son muy específicos en estructuras de material compuesto bajo ciertas condiciones de impacto balístico, siendo muy limitadas las variables que pueden ser estudiadas si no se dispone de una amplia gama de elementos para diferentes tipos de ensayos. Para analizar la energía absorbida por los laminados existen

numerosos tipos de estudios, los experimentales, los numéricos y los modelos analíticos. Los estudios experimentales son altamente costosos y el tiempo requerido para obtener información importante es muy grande. Por otro lado las pruebas experimentales solo permiten obtener información limitada a una configuración de ensayos, una vez que se modifique algún parámetro del estudio implica el diseño y desarrollo de nuevas pruebas. [Buitrago et al. 2010, García-Castillo et al. 2006]. En todo caso aun así los ensayos experimentales solo proporcionan información asociada a la energía total absorbida por la estructura pero no son capaces de diferenciar los mecanismos de absorción de energía de forma independientemente.

El desempeño de las estructuras de materiales compuestos frente a un impacto balístico es dependiente de las características mecánicas del refuerzo fibra/matriz y de las características físicas del proyectil cuando esta impactando el “target”, dada la cantidad de parámetros que influyen en el proceso. El uso de modelos simplificados permite predecir el comportamiento de estos y otros materiales en determinadas condiciones de trabajo, sin necesidad de realizar experimentación una vez que dichos modelos han sido validados. Las ventajas del uso de estas herramientas son muy grandes y son valorados en diferentes fases del proceso de diseño de componentes. En la literatura se disponen de un importante número de modelos con fundamentos físicos variados que permiten predecir con cierta precisión parámetros básicos del proceso de impacto e influencia de diversos mecanismos de absorción de energía y daño.

La perforación de una estructura laminada es un fenómeno difícil modelar debido al gran número de parámetros que intervienen en este proceso [Gu, 2003; Mamivand et al., 2010]. En un laminado, la respuesta frente al impacto balístico depende de las propiedades mecánicas del mismo, así como de las propiedades físicas del proyectil y placa [García-Castillo et al., 2012]. La energía cinética del proyectil puede ser reducida por diferentes mecanismos comunes, tales como la deformación elástica del laminado, daños generación en el laminado (fallo de las fibras, la delaminación, agrietamiento de la matriz, etc), la inercia de la placa y la deformación producida en lacara posterior.

En los problemas de impacto de alta velocidad los modelos basados en criterios energéticos son los más utilizados para estimar la energía absorbida en el proceso de

perforación. Esos modelos están basados en las leyes de conservación de la energía y vienen desarrollándose desde hace algunos años [Ki Ju Kang et al, 1991; Moyre et al. 2000; Wen et al. 2001, Gu, 2003; Naik et al. 2004 García-Castillo 2009]. Otros modelos que se pueden encontrar en la literatura se basan en la consideración de la deformación que se origina como resultado de la formación de un cono, así lo presentan Vinson et al. (1997), estos autores han estudiado un tejido de fibra de carbono utilizando un modelo basado en la teoría de membrana y en ciertas consideraciones geométricas para predecir la deformación del panel y el desplazamiento del cono formado.

Moyre et al. (2000) propuso un modelo basado en criterios energéticos en el cual incluye tres mecanismos de absorción de energía, la rotura de fibras primarias, la deformación elástica de las fibras secundarias y la formación y movimiento de un cono. Su trabajo fue validado con resultados experimentales obtenidos sobre laminados de tejido de nylon, aramida y polietileno en los cuales se consideraron parámetros de validación el límite balístico.

Los trabajos desarrollados por Naik et al. (2004, 2006, 2006, 2008) se basan en el estudio de materiales compuestos sometidos a impacto balístico mediante modelos analíticos formulando también un balance energético. En ellos se plantean algunas hipótesis importantes como establecer que el proyectil permanece rígido e indeformable durante el proceso de impacto, el movimiento del proyectil es planteado como uniforme en cada etapa en la que han definido el proceso de perforación. También se estudian laminados gruesos y la división del proceso de impacto en etapas, en cada una de las cuales actúan diferentes mecanismos de absorción de energía según los fenómenos transitorios presentes.

Los mecanismos de absorción de energía considerados en los modelos de Naik et al. (2004, 2005, 2006, 2008) se refieren a la compresión bajo en la zona directamente debajo del proyectil, formación de un cono reverso en la parte anterior del laminado, formación de un cono en la parte posterior del laminado, compresión en la zona alrededor del punto de impacto, la tensión de las fibras, el tapón de cortadura, delaminación, rotura de matriz, fricción y generación de calor. En algunos casos los resultados del modelo de Naik et al. (2005) han sido validados con ensayos propios de

los autores, y en otros casos [Naik et al. 2006], el autor además valida su trabajo con los resultados obtenidos experimentalmente por Gellert et al (2000) quienes realizaron estudios en laminados de vidrio vinilester de 4,5 mm de espesor con proyectiles cilíndricos. Un aspecto importante de este trabajo es la explicación ofrecida por el autor sobre el factor de atenuación de ondas como parámetro que explica la atenuación de la tensión presente en los impactos de alta velocidad.

En el trabajo de Naik y Doshi (2008) estos autores proponen un estudio paramétrico para el estudio del comportamiento frente a impacto balístico de laminados de gran espesor. La metodología de análisis que presentan en este trabajo es una continuación de su trabajo previo del 2005, no obstante en esta nueva versión los autores resaltan más la importancia que tiene la formación del tapón de cortadura como mecanismo de absorción de energía en laminados gruesos de fibra de vidrio/epoxi, considerando para ello el estudio de tres casos basados en velocidades diferentes de impacto, por debajo del límite balístico, muy próximo al límite balístico y el caso de un impacto muy por encima del límite balístico. De esta manera presentan una variación de los mecanismos de absorción de energía en función de un intervalo amplio de velocidades de impacto en donde se aprecian los cambios según el caso. Realizaron un estudio paramétrico con la variación de la masa del proyectil, del diámetro del proyectil y del espesor de las placas empleados en la aplicación del modelo.

El modelo analítico presentado por García-Castillo et al. (2006), es una evolución del modelo propuesto por Moyre et al (2000) y Naik et al (2006).. Se basa en un planteamiento energético y en varios mecanismos de absorción de energía (rotura de fibras, deformación elástica de las fibras, delaminación, rotura de matriz y aceleración del laminado). Considerando además las propiedades mecánicas (modulo de elasticidad, resistencia mecánica a tracción, deformación a rotura) y de fractura (tenacidad de de fractura en modo II) del material de estudio, y los parámetros relativos al proyectil y la placa, tales como: masa, velocidad, tamaño y densidad, espesor respectivamente. Este modelo determina la perforación a partir del movimiento del proyectil y fue validado para laminados con y sin pre carga en su plano.

Así mismo existen diversas metodologías para modelizar este daño que se pueden agrupar globalmente en tres grupos: las basadas en la mecánica de la fractura, en la mecánica del daño y en los criterios de rotura, aunque en algunos casos pueden combinarse varias de ellas [Allix et al., 1997]. El uso de criterios de rotura para abordar el fallo de laminados, en solitario o combinados con otras metodologías, ha demostrado ser una técnica válida en muchas aplicaciones dada su gran versatilidad y relativa sencillez de implementación en un código numérico. Los criterios de rotura establecen que el fallo del laminado se produce cuando las componentes del tensor de tensiones o deformaciones en una lámina verifican una determinada función global o una función específica para cada mecanismo de fallo. En el estudio que se pretende abordar en esta línea de investigación se ha seleccionado esta metodología.

Existe un gran número de criterios de rotura los cuales han sido considerados en la implementación de diversos modelos numéricos, en los trabajos de Nahas (1986), Paris (2001) o el más reciente de Orifici et al. (2008) se encuentran una revisión de los más usuales. Durante los años 1998 a 2004 se realizó un ejercicio internacional para comparar los diferentes criterios utilizados en condiciones estáticas que se publicaron en la revista *Composites Science and Technology*, volúmenes 58, 62 y 64. Los resultados de este ejercicio se encuentran recogidos en el artículo de Soden et al. (2004). A pesar de este esfuerzo de comparación, no existe un consenso de cuál es el modelo más apropiado para predecir la rotura de un laminado, especialmente en condiciones dinámicas y cuando la rotura se produce fuera del plano. Aunque existen estudios sobre uniones que emplean criterios simples como el de tensión máxima o el de Tsai-Wu [Zabihpoor et al., 2008], es necesario emplear criterios más complejos capaces de reproducir los diferentes modos de fallo que aparecen en un laminado, que permitan la evolución simultánea o independiente de cada uno de ellos, dependiendo del estado de carga [Greve y Pickett, 2006].

Mientras que existen numerosos modelos y formulas simples para el cálculo del límite balístico y la velocidad residual en placas monolíticas, no existen actualmente muchos modelos para placas de estructuras sándwich. La dificultad para establecer este parámetro en placas sándwich se debe sobre todo a la compleja interacción de las pieles con el núcleo, además los efectos de los modos de fallo y resistencia sobre la rigidez

han sido caracterizado solo para una parte de materiales compuestos, en contraste el comportamiento dinámico de muchos metales ha sido investigado desde hace mucho más tiempo [Hoo et al. 2003].

Son muchas las novedades que se presentan en la actualidad en lo que a códigos de simulación numérica se refiere durante los últimos años, debido a esto se han aparecido modelos de comportamiento mecánico para materiales compuestos de tipo laminado que tienen en cuenta los distintos modos de daño que pueden aparecer. Debido a la fragilidad del refuerzo, estos modelos no suelen contemplar deformación plástica en el material y se limitan a proponer criterios de fallo que acotan el dominio elástico y cuya verificación implica la pérdida de rigidez en una o más direcciones de forma brusca o progresiva. En la literatura se pueden encontrar un gran número de modelos para laminados con diferentes criterios de rotura [Reddy, 1997; Barbero, 1999; Miravete, 2000; López-Puente, 2003].

De los criterios que consideran por separado los diferentes modos de fallo los más empleados son el criterio de Hashin (1980) y el de Chang-Chang (1987), especialmente en la variante propuesta por Hou (2000). El criterio de Hou considera cuatro modos de fallo: fallo de fibra, rotura de matriz a tracción, rotura de matriz a compresión y delaminación. El criterio de Hashin también considera cuatro modos de fallo: rotura de fibra y de matriz, ambas a tracción y compresión. Este último criterio no considera la rotura por delaminación. Cada modo de fallo está controlado por las componentes del vector de tensión asociado al plano de fallo por una ecuación cuadrática.

Muchas investigaciones utilizan la implementación del criterio de Hashin para modelizar el daño progresivo en materiales compuestos sometidos a impacto balístico [Lapczyk I. et al., 2007, Guild F.J. et al, 2005, Samanta S. et al., 2011] algunos con el uso de sub rutinas y otros utilizando la versión que se encuentra en la librería de algunos códigos comerciales.

Se pueden emplear códigos comerciales de elementos finitos tales como Abaqus, como herramientas de modelización debido a que tienen implementados un gran número de modelos de comportamiento para materiales. Sin embargo todos ellos no son

compatibles con los modelos de fallo con daño progresivo, los cuales son extremadamente importantes en un estudio completo del proceso de perforación. El fallo progresivo para laminados compuestos ha sido recientemente implementado en las últimas versiones de Abaqus y algunos autores han utilizado este código porque pueden desarrollar modelos sencillos con un bajo coste computacional [Sheikh A.H. et al., 2009, Samanta S. et al., 2011].

Otros códigos como PAMCRASH, AUTODYN o como LS-DYNA también han sido utilizados en el estudio de la evolución y absorción de energía por impacto, por ejemplo como para analizar los mecanismos de perforación, modos de fallo y evaluación del daño durante el impacto de proyectiles a alta velocidad en placas de materiales compuestos de fibra de vidrio/propileno [Deka L.J. et al, 2008], también es posible encontrar códigos especiales de análisis tridimensional como el MSC Dytran [Guild F.J. et al, 2007] que es un programa dedicado al análisis de problemas dinámicos asociados con grandes deformaciones el cual ha sido usado para la simulación de impactos balísticos en laminados compuestos con la implementación de sub rutinas.

Una importante cantidad de trabajos se han enfocado en modelizar los mecanismos de fallo en laminados compuestos sometidos a cargas de impacto sin embargo es generalmente aceptado que los materiales compuestos fallan en modo progresivo. [Abrate A. 1994, Cantwell W.J. et al. 1990, Choi HY et al., 1990].

Ladeveze et al. (1992) uso un enfoque de los mecanismos de daño para describir la rotura de la matriz y la pérdida de cohesión entre matriz/fibra introduciendo variables asociadas con la rigidez del material para reducir el modelo de plasticidad.

López-Puente et al. (2003) desarrolló una simulación numérica utilizando el código de elementos finitos Abaqus utilizando una sub rutina programada en fortran para describir el comportamiento frente a impacto balístico de cada lamina que conforma un laminado de fibra de carbono utilizando un criterio de fallo basado en el modelo de Chang-Chang, en este trabajo hicieron una comparación entre sus resultados experimentales y numéricos, obteniendo de ella un buen ajuste con su modelo.



# **CAPÍTULO III**

## **3. DESARROLLO EXPERIMENTAL**

Con el fin de estudiar el comportamiento de diferentes configuraciones de estructuras fabricadas con materiales compuestos, sometidos a impactos de baja y alta velocidad y disponer además de un amplio rango de resultados se han realizado una variedad de ensayos experimentales. En esta sección se describen los materiales empleados, su configuración, los equipos y los procedimientos experimentales de ensayo llevados a cabo.

Inicialmente se detallan tanto las características principales de los materiales utilizados así como la configuración estructural y la geometría seleccionada de las probetas para los ensayos. A continuación se explican los procesos desarrollados para la ejecución de las pruebas realizadas mediante un cañón de gas que corresponde a los impactos de alta velocidad y el proceso para medir la velocidad del proyectil empleando dos tipos de gases de carga en el cañón. Finalmente se explica el procedimiento realizado en las pruebas de torre de caída que corresponde a los ensayos de impacto de baja velocidad y el procesamiento de los datos obtenidos de dichos ensayos.

## **3.1 MATERIALES**

En esta tesis se han empleado diferentes configuraciones estructurales de materiales compuestos: laminados monolíticos, placas espaciadas y estructuras sándwich. Como materiales en si se han empleado laminados de tejido vidrio/poliéster y carbono /epoxi, y como nucleó de las estructuras sándwich espuma de PVC y panal de abeja de aluminio respectivamente.

El criterio para la selección de estos materiales se basa en la consideración de las múltiples aplicaciones que tienen tanto en la industria aeronáutica, naval, construcción civil y otros ámbitos del campo industrial, lo que constituye parte de la motivación de este estudio. A continuación se presentan las tablas correspondientes a las propiedades específicas de los materiales empleados en las estructuras utilizadas para este trabajo.

### **3.1.1 TEJIDO VIDRIO/POLIÉSTER**

La fibra de vidrio es uno de los refuerzos más utilizados debido a su bajo costo y sus buenas propiedades mecánicas, con relación a otros tipos de fibras, pero sobre todo por disponibilidad. Entre las aplicaciones que tiene la fibra de vidrio con resina de poliéster se encuentra la fabricación de señales para vías de transporte terrestre, cascos de corredores de motociclismo, vehículos, embarcaciones, puentes, componentes aeronáuticos, en la industria de la construcción y muchas otras más que evidencian las cualidades de este tipo de material. En este estudio se ha empleado tejido de fibra de vidrio-E en matriz poliéster.

La resina empleada en los laminados de fibra de vidrio utilizados es designada de acuerdo a la nomenclatura usada por el proveedor como AROPOL FS6902. Esta resina es un material termoestable con muy buenas propiedades mecánicas por lo que es muy empleada en aplicaciones industriales.

### **3.1.2 TEJIDO CARBONO/EPOXI**

Este material es muy utilizado en la industria aeroespacial por sus elevados valores de rigidez y resistencia específicas. La fibra de carbono empleada en esta investigación es una fibra continua AS4 de alta resistencia mecánica y elevada deformación a rotura. En la tabla que se presenta a continuación se muestran algunas de las propiedades de este material.

La resina epoxi empleada en esta tesis fue la 8552, que consiste en un compuesto químico de amina curada, que suele ser utilizado para aplicaciones con fibras de carbono o vidrio en configuración de laminados unidireccionales o de tejido. Es una resina recomendada para aplicaciones estructurales que requieren de alta resistencia, rigidez y tolerancia al daño.

### **3.1.3 ESPUMA DE POLICLORURO DE VINILO (PVC)**

El Policloruro de Vinilo o PVC, es una combinación química entre carbono, hidrógeno y cloro. Es un material termoplástico, es decir, que bajo la acción del calor se reblandece, y puede así moldearse fácilmente; al enfriarse recupera la consistencia inicial y conserva la nueva forma. Es ligero, inerte y completamente inocuo, resistente al fuego (no propaga la llama), impermeable, aislante (térmico, eléctrico y acústico), resistente a la intemperie, y es un material económico en cuanto a su relación calidad-precio, fácil de transformar y es reciclable. La tabla 3.5 muestra las principales propiedades de este material.

### **3.1.4 NÚCLEO DE PANAL DE ABEJA DE ALUMINIO**

El aluminio empleado para el panal de abeja es del tipo AA 3003, el cual es un material que presenta muy buena resistencia a la corrosión y tiene una amplia gama de aplicaciones.

## 3.2 PROBETAS

Con el propósito de definir la geometría de las probetas para los estudios, se realizó una búsqueda en investigaciones previas desarrolladas por otros autores en los que las condiciones de ensayo fuesen similares. Para seleccionar la superficie en el caso de evaluación de daño por impacto es necesario asegurar que el daño no alcance los bordes de las probetas. El escenario más crítico corresponde a los ensayos de baja velocidad, en donde la respuesta frente al impacto es global, mientras que los impactos de alta velocidad generan un tipo de daño más localizado. Se han seleccionado las geometrías que se indican en los apartados continuación, que son similares a las empleadas por García S. (2007).

### 3.2.1 ESTRUCTURA SÁNDWICH VIDRIO/POLIÉSTER/PCV

Esta estructura fue fabricada con pieles de laminado de fibra de vidrio tipo E reforzado con matriz de resina de poliéster y núcleo de espuma de policloruro de vinilo PVC. La geometría de la probeta se muestra en la Figura 3.1.

Las pieles del sándwich de 3 mm de espesor cada una, y el núcleo del sándwich de 30 mm de espesor, lo que da un espesor total de 36mm.

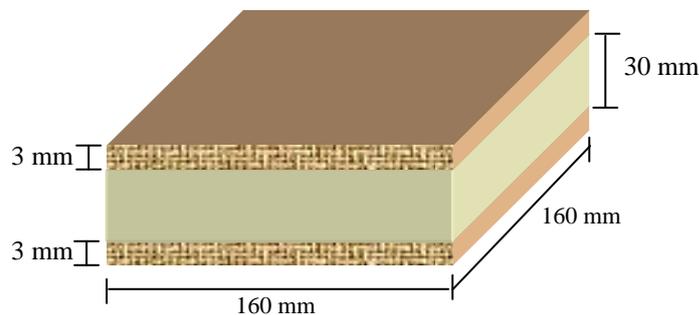


Figura 3.1 Geometría de las probetas sándwich de vidrio/ poliéster/PVC.

### 3.2.2 PLACAS ESPACIADAS DE VIDRIO/POLIÉSTER

Esta configuración de estructura se construyó a partir de dos pieles de laminado tejido de fibra de vidrio, de 3 mm de espesor, separadas mediante un soporte de poliespan, a una distancia igual a 30 mm, equivalente al espesor del núcleo de espuma de PVC de la estructura sándwich, este soporte tiene solo como función mantener las placas separadas a una misma distancia y conformando una sola estructura. El esquema de la Figura 3.2 muestra la forma de la probeta. El concepto de placas espaciadas ha sido aplicado en otras investigaciones tales como las presentadas por Zhou et al. (2008) y por Sheikh A. et al. (2009).

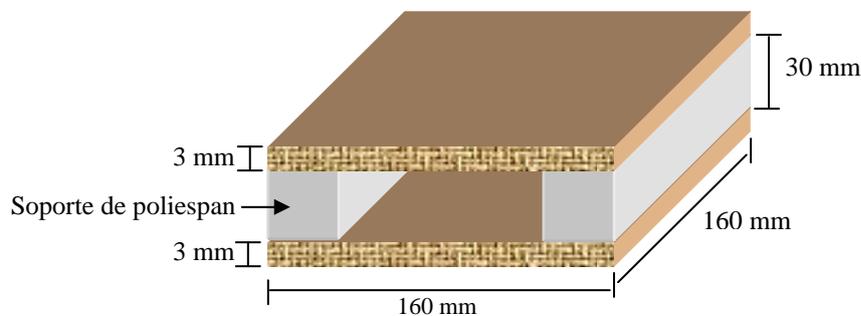


Figura 3.2 Geometría de placas espaciadas de vidrio/poliéster.

### 3.2.3 LAMINADOS MONOLÍTICOS DE VIDRIO/POLIÉSTER

Los laminados tejidos de fibra de vidrio empleados en este estudio, fueron obtenidos a partir de placas de 500 x 500 mm de superficie, con espesores de 6 mm y de 12 mm, tal y como se muestran a continuación en la siguiente figura.

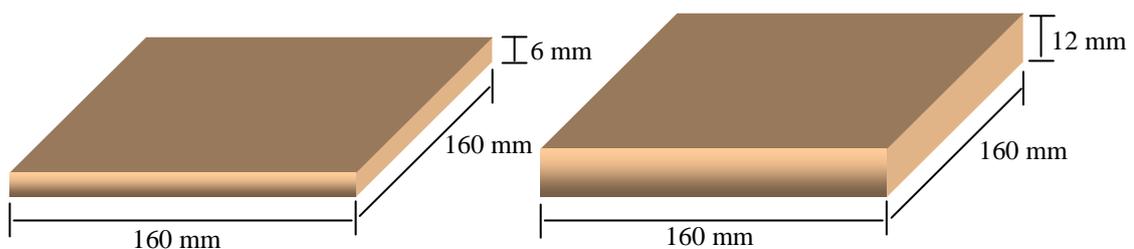


Figura 3.3 Geometría de laminados monolíticos de vidrio/poliéster.

### **3.2.4 ESTRUCTURA SÁNDWICH CARBONO/EPOXI/ PANAL DE ABEJA DE ALUMINIO**

Esta estructura está formada por pieles de laminado de fibra de carbono (AS4) reforzado con matriz de resina de tipo epoxi (8552) y núcleo de panal de abeja fabricado en aluminio(AA-3003) con celdas hexagonales de 4.8 mm y 60  $\mu\text{m}$  de espesor de pared. La geometría de esta probeta se muestra en la Figura 3.4.

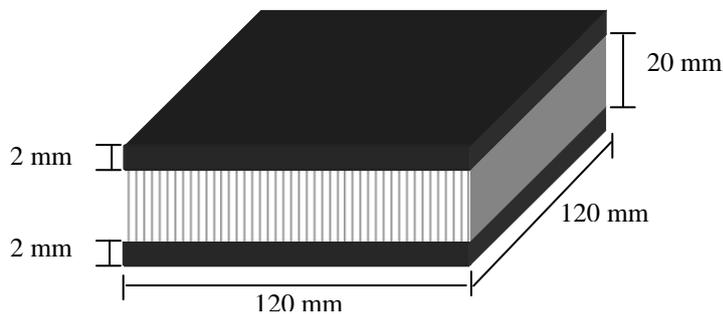


Figura 3.4 Geometría de las probetas carbono/epoxi/panal de abeja de aluminio.

El espesor de las pieles del sándwich es de 2 mm cada una, y del núcleo del sándwich de 20 mm, lo que implica un espesor total de 24 mm.

### **3.2.5 ESTRUCTURA ESPACIADAS CARBONO/EPOXI**

Esta configuración de estructura se construyó a partir de dos pieles de laminado tejido de fibra de carbono, de 2 mm de espesor, separadas mediante un soporte de poliespan, a una distancia igual a 20 mm. El esquema de la Figura 3.5 muestra la forma de la probeta.

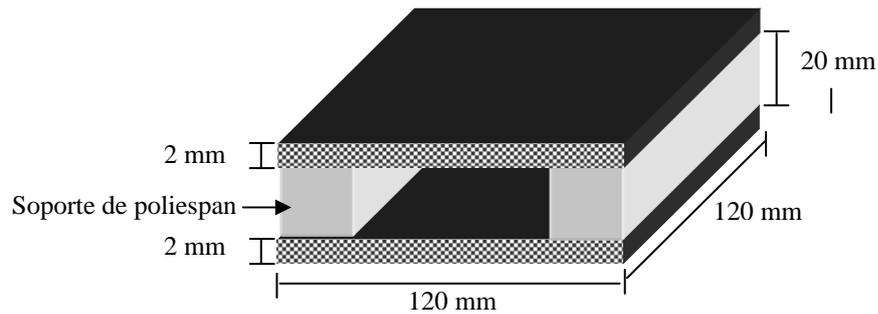


Figura 3.5 Geometría de las placas espaciadas de carbono/epoxi.

### 3.2.6 LAMINADOS MONOLÍTICOS DE CARBONO/EPOXI

Los laminados tejidos de fibra de vidrio empleados en este estudio, fueron obtenidos a partir de placas de 500 x 500 mm de superficie, con espesores de 2 mm y de 6 mm, tal y como se muestran a continuación en la siguiente figura.

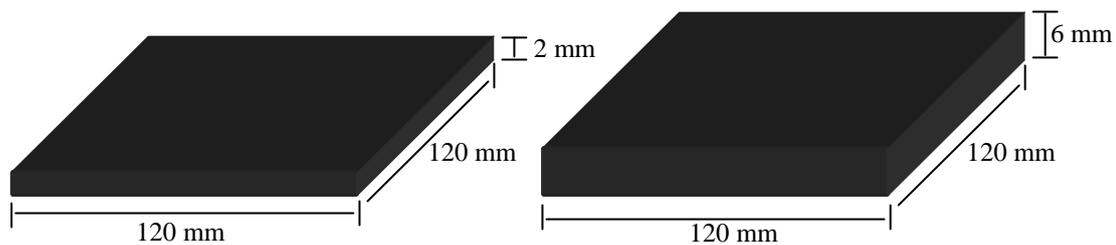


Figura 3.6 Geometría de los laminados monolíticos de carbono/epoxi.

## 3.3 ENSAYOS DE IMPACTO DE ALTA VELOCIDAD

### 3.3.1 DISPOSITIVOS EXPERIMENTALES

Los ensayos de impacto de alta velocidad fueron realizados utilizando un cañón de gas fabricado por Sabre Ballistics, modelo A1G+, con el que se dispararon proyectiles esféricos de acero de 7.5 cm de diámetro y con una masa de 1.7 gramos. La forma esférica fue seleccionada con el propósito de evitar problemas asociados al giro del proyectil según un eje perpendicular a la trayectoria de vuelo, lo que ocasionaría

variaciones en los resultados de un ensayo a otro. Por otro lado, se prefiere el acero para evitar que durante el impacto el proyectil sufra deformación plástica, permitiendo que se puedan plantear en la modelización de este proceso la hipótesis de proyectil rígido.

Una imagen del cañón utilizado en los experimentos se puede apreciar en la Figura 3.7, en esta se observa que toda la estructura del dispositivo el cual se puede dividir en tres secciones:

- ❖ La sección de instrumentación,
- ❖ la sección de carga del proyectil y
- ❖ la sección de impacto.



Figura 3.7 Cañón para pruebas de impacto balística SABRE Ballistics A1G+.

La sección de instrumentación consta de una serie de válvulas y manómetros que permiten graduar la cantidad de presión con la que será cargado el modulo. La sección de carga del proyectil consta de un tubo o cañón enroscable dentro del cual se puede insertar el proyectil, bien sea cilíndrico o esférico. La sección de impacto está constituida por el útil de soporte de las probetas de ensayo. Paralelamente a la sección de impacto, se colocó una cámara de video de alta velocidad y un foco de luz de alta intensidad, tal y como se muestra en la Figura 3.8.

Se utilizó una cámara de vídeo de alta velocidad, modelo PHOTRON FASTCAM-ultima APX, que permite obtener la grabación de una secuencia de imágenes del proceso de impacto. Esta información es de suma importancia pues a partir de ella es posible determinar velocidad del proyectil. La cámara cuenta con un sistema de adquisición de datos y permite la toma de hasta 250.000 fotogramas por segundo. Para los ensayos de este proyecto, se selecciono una ventana de 50.000 fotogramas por segundo, lo que da una buena resolución del recorrido del proyectil, y una vez colocada paralela al área de impacto se adapta a una distancia tal que permita grabar imágenes suficientes tanto del momento de impacto como del momento durante el cual el proyectil perfora la estructura sándwich y la atraviesa, en caso de que esto último ocurriese.



Figura 3.8 Detalle del foco y de la cámara ubicada sobre la sección de impacto del cañón de gas.

Con el fin de obtener una mejor calidad de imagen durante la grabación del impacto sobre las probetas, es necesario ubicar un foco de muy alta intensidad junto con la cámara de grabación. La iluminación fue proporcionada por una lámpara de 1200 W Modelo ARRISUN 12 plus, que posee una serie de dispositivos ópticos que permiten un mejor rendimiento del sistema de monitorización del impacto. El foco es colocado sobre la cámara de alta velocidad, a una distancia de fija a la sección de impacto desde donde

se encuentra la probeta, esta distancia se ajusta en función de obtener la mejor resolución con la cámara.

Para alcanzar un amplio intervalo de velocidades de impacto, fueron empleados dos tipos diferentes de gases, los cuales a diferentes presiones son capaces de generar velocidades del proyectil en un rango entre 80 m/s y 800 m/s. Este amplio intervalo de velocidades es necesario para estudiar el proceso de perforación completa de la estructura como aquellos impactos que no originan perforación. Los gases empleados fueron stargon para alcanzar las velocidades más bajas y Helio para las más altas. Ambos tipos de gases son inertes, no son inflamables y pueden ser descargados a la atmósfera si perjudicar el medio ambiente.

Con el propósito de permitir el ensayo de diferentes tipos de probetas adaptar según su tamaño diferentes tipos de probeta, se diseñó un dispositivo de amarre que se adapta a una gran variedad de configuraciones de probetas y permite al mismo tiempo dar un espacio apropiado para grabar la trayectoria del proyectil, desde el momento en que impacta la probeta hasta que sale por la parte posterior de la misma en caso de que ocurra la perforación. El útil fue diseñado y construido en el laboratorio del departamento de mecánica de medios continuos de la Universidad Carlos III de Madrid, utilizando elementos estructurales de aluminio y placas rigidizadoras de acero. El concepto de diseño permite que este dispositivo pueda ser empleado para una amplia gama de tamaños de probetas, de diferentes espesores y diferentes áreas desde un mínimo de 60 x 60 mm hasta placas de 500 mm x 500 mm.

### **3.3.2 MEDIDA DE LA VELOCIDAD DE IMPACTO**

La velocidad de impacto del proyectil se estimó mediante la cámara de alta velocidad, a partir del cálculo del desplazamiento del proyectil entre dos o más frames consecutivos y de la frecuencia de toma de imágenes de la cámara. Este método ha sido utilizado por otros investigadores y ha resultado tener muy buenas aplicaciones [Samanta et al.2010].

Se utilizó el programa Photron FASTCAM el cual cuenta con un sistema de referencia que permite conocer el desplazamiento del proyectil, posteriormente este puede ser relacionado con datos específicos iniciales de los que se tiene conocimiento, tales como: el número de fotogramas por unidad de tiempo y el diámetro del proyectil, entre otros. En la Figura 3.9 se puede apreciar la pantalla del programa donde se observa el sistema de referencia. Las coordenadas del sistema de referencia están dadas en unidades píxel.

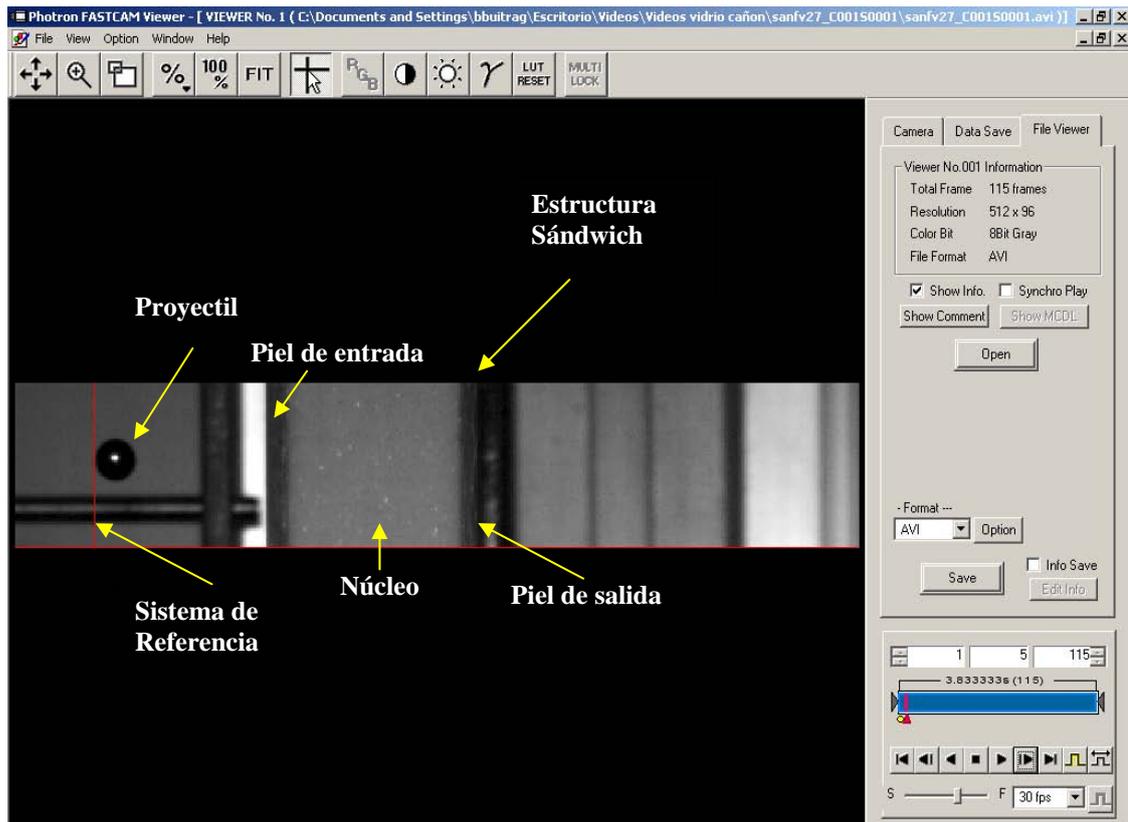


Figura 3.9 Pantalla del programa Photron FASTCAM.

A partir del diámetro del proyectil, que corresponde a una longitud de referencia conocida, se estima la longitud equivalente a un píxel. En este caso, 7.5 mm corresponden a 20 píxel, con lo cual: 1 píxel equivale a 0.375 mm. En vista de que accidentalmente se pueden modificar algunas condiciones del ensayo, como en el caso de que la distancia que separa la cámara de la sección de impacto cambie ligeramente, es necesario realizar este procedimiento cada vez que se analice un video para el cálculo de la velocidad.

Con la información obtenida hasta este punto es posible medir la velocidad de impacto y la velocidad residual del proyectil. La velocidad es calculada como la relación entre el ratio de cuadros (frames) y la distancia recorrida por el proyectil entre el número de cuadros seleccionados para el estudio:

$$V = \frac{r \cdot d}{n} \quad (3.1)$$

donde:

$V$  es la velocidad obtenida en m/s

$n$  es el numero de frames seleccionados

$r$  el ratio de frames en fps (frames por segundo)

$d$  es la distancia recorrida por el proyectil en metros.

Hay que considerar otros factores que favorecen el grado de confiabilidad del procedimiento de medición de velocidad, tales como la selección de la ventana de medición, que implica cierto número de cuadros o “frames” y el punto de ubicación del borde de referencia, que bien puede ser por delante del proyectil o por detrás. También en este caso como el proyectil es esférico, es menos complejo el proceso para estimar este parámetro pues el centro de gravedad del mismo no se desplaza durante el trayecto de impacto ni después de ocurrir perforación.

### **3.3.3 PROCEDIMIENTO DE CALIBRACIÓN DEL CAÑÓN DE GAS**

Una fase muy importante en la realización de ensayos de impacto con el cañón de gas fijar la velocidad de salida del proyectil. Esta velocidad se controla por medio del valor de presión de carga del gas. Para esto se realizó en principio una calibración de la velocidad de salida para los dos tipos de gas utilizados. Para ello se realizaron una serie de ensayos de impactos a diferentes presiones, obteniéndose las velocidades de impacto correspondientes (Figura 3.10). Esta gráfica se ha utilizado a los largo de la tesis para seleccionar la presión de disparo adecuada para obtener la velocidad de impacto deseada.

Del procedimiento empleado para obtener la calibración del cañón como una relación directa de la presión en el gas durante la carga del dispositivo, se obtuvieron los resultados mostrados en la Figura 3.10. Estos resultados son una referencia válida para proyectiles esféricos, de acero de 7.5 mm de espesor y 1.7 gramos de masa con unas condiciones de ensayo similares a las mostradas en este estudio.

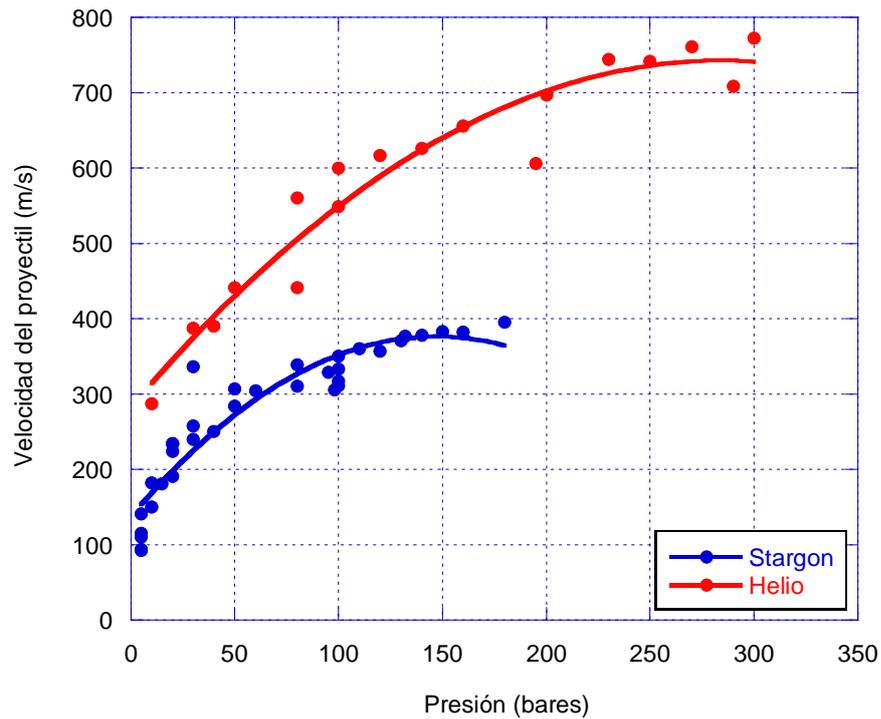


Figura 3.10 Relación de Presión/Velocidad para las condiciones de ensayo en gases Stargon y Helio.

La grafica mostrada en la Figura 3.10 permite observar la variación de la velocidad de desplazamiento del proyectil, en función de la variación de presión en el sistema, utilizando como gases de carga el Helio y el Stargon. Se observa que es posible identificar con suficiente aproximación la presión necesaria para alcanzar determinados intervalos de velocidad. La velocidad mínima obtenida con Helio fue de 286 m/s alcanzado con una presión de 10 bares y la máxima fue de 772.00 m/s con una presión de 300 bares.

El empleo del helio tiene muchas ventajas frente a otros gases, ya que su densidad es muy baja. La razón es que al ser menor la densidad de gas, y por tanto su masa, la energía que se pierde en acelerar el gas es mucho menor, por lo tanto la mayoría de la energía disponible para el disparo se emplea en acelerar el proyectil, alcanzándose mayores velocidades de disparo.

La Figura 3.10 también muestra los resultados obtenidos utilizando el gas Stargon, en este caso la velocidad mínima obtenida fue de 80 m/s a 5 bares y la máxima fue de 395 m/s a 180 bares. Se puede apreciar una mayor dispersión en la curva de gas Stargon al compararla con la curva del gas helio.

### **3.4 ENSAYOS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD**

Los ensayos de impacto de baja velocidad fueron realizados sobre estructuras de material compuesto en configuración sándwich, tanto para las probetas de vidrio/poliéster/PVC como para las de carbono/epoxi/panal de abeja de aluminio.

#### **3.4.1 DISPOSITIVOS EXPERIMENTALES**

Para la aplicación de ensayos de baja velocidad se utilizó la torre de caída modelo 6785 Fractovis de la marca Ceast. La Figura 3.11 muestra una imagen de la Torre empleada en esta investigación.

La estructura de la máquina está constituida tres secciones:

- Sección superior: En esta zona existe un espacio libre en el cual, conducido por unas guías se encuentra el elemento percutor.

Percutor: Es el encargado de aplicar la carga sobre la probeta, llevando acoplado la instrumentación necesaria para registrar dicha carga en cada instante de tiempo. La elección del percutor a utilizar se realiza teniendo en cuenta tanto la forma y dimensiones de la cabeza como la masa del conjunto cabeza y cuerpo

del percutor. En la Figura 3.12 se muestra el percutor utilizado en los ensayos acoplado al mecanismo de impacto. La cabeza del percutor alberga toda la instrumentación, la cual está formada por un sensor empotrado en el interior que transmite, durante el impacto, una deformación elástica que es transformada en una señal eléctrica. Esta señal es entonces obtenida, amplificada y procesada por el sistema de adquisición DAS-4000.



Figura 3.11 Torre de caída Ceast 6785 Fractovis.

Sistema de adquisición de datos: Se ocupa de obtener y almacenar los datos que durante el ensayo de impacto se generan. Estos datos son enviados al software D4EXTWIN instalado en un PC, el cual permite que dichos datos sean procesados. Las características de este equipo son importantes para los ensayos realizados debido a la necesidad de obtener el mayor número de registros de puntos posibles en el tiempo que dura el ensayo.

- Sección central: Contiene elementos de lectura óptica, sistema de absorción de energía residual, sistemas antirrebote, etc.
- Sección inferior: Corresponde a la cámara climática y en ella alberga el sistema portaprobetas junto con el útil de ensayo.

Panel de control: Permite operar desde el exterior sobre la torre de caída, distinguiéndose dos partes; una parte superior que controla todo lo referente a la cámara superior de la torre, tal como la posición vertical del percutor, el sistema de energía adicional y el sistema antirrebote; y una parte inferior que controla la cámara climática.



Figura 3.12 Sistema percutor.

Útil de ensayo: Este dispositivo fija la probeta estableciendo unas condiciones de confinamiento determinadas. En la Figura 3.13 se presenta una imagen del útil preparado para realizar un ensayo.



Se seleccionó una frecuencia de adquisición de datos igual a la del sistema de adquisición de la torre de caída para poder sincronizar ambas señales. Además el trigger fue ajustado de tal manera que el osciloscopio pudiese registrar y almacenar una deformación (traducida al osciloscopio en tensión) superior a un valor preestablecido.

### 3.4.2 PROCESADO DE LOS DATOS GENERADOS EN EL ENSAYO

Durante el ensayo de impacto de baja velocidad se genera un registro fuerza-tiempo mediante la instrumentación que posee el percutor, esta señal presenta una serie de oscilaciones que pueden ser debidas a las vibraciones de la probeta y del percutor durante el impacto [Found et al. 1998]. A partir de la señal de fuerza-tiempo se puede determinar el desplazamiento de la sección central de la probeta en cualquier instante mediante integraciones sucesivas, asumiendo la hipótesis de contacto permanente entre la probeta y el percutor. Del registro obtenido por el sistema de adquisición de datos se puede obtener una grafica como la que se muestra a continuación en la Figura 3.14.

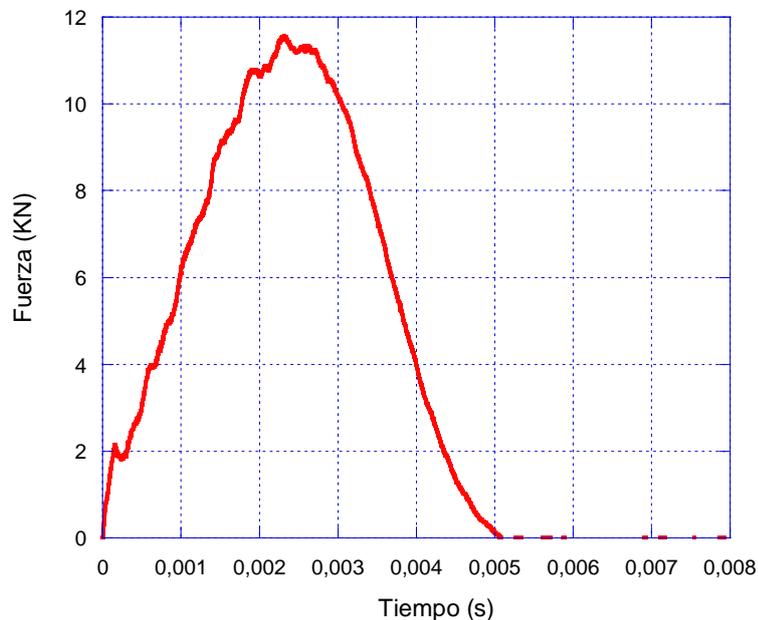


Figura 3.14 Registro de Fuerza vs. Tiempo de un ensayo realizado sobre una estructura sándwich de vidrio/poliéster/ PVC a una velocidad de impacto de 4 m/s.

La fuerza de contacto  $F(t)$  es medida mediante una célula de carga montada en la cabeza del percutor, a continuación aplicando al registro la ecuación (3.2)

$$m \cdot a(t) = m \cdot g - F(t) \quad (3.2)$$

donde:

$m$ : masa del conjunto percutor (4620 g)

$a(t)$ : deceleración del percutor en cada instante de tiempo ( $\text{m/s}^2$ )

$g$ : aceleración de la gravedad ( $9.81 \text{ m/s}^2$ )

$F(t)$ : Fuerza registrada por el percutor (N)

Se obtiene la aceleración de la masa, utilizando la ecuación (3.3):

$$a(t) = g - \frac{F(t)}{m} \quad (3.3)$$

Utilizando este procedimiento se puede obtener una representación de la aceleración del conjunto como se muestra en la grafica de la Figura 3. 15 para el mismo caso.

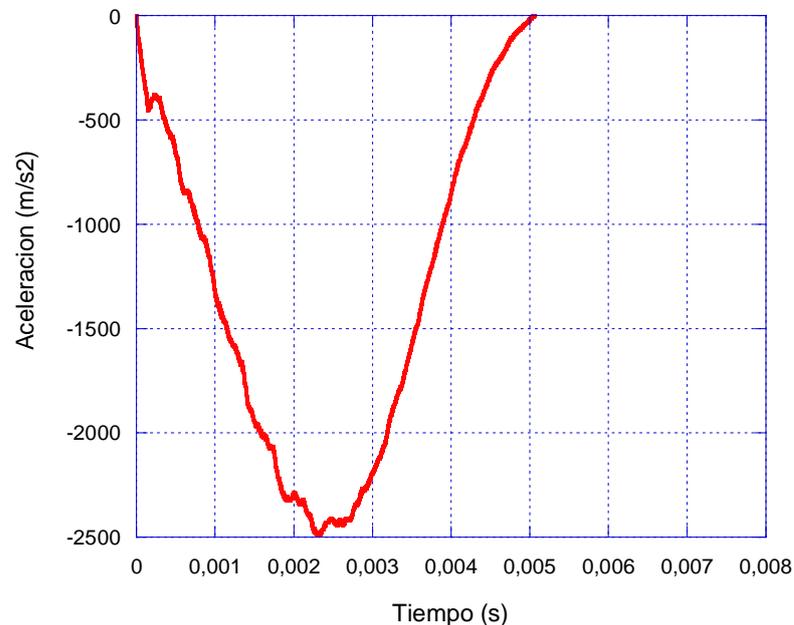


Figura 3.15 Registro de Aceleración vs. Tiempo para un impacto de baja velocidad sobre una estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

Integrando la aceleración se obtiene la velocidad del percutor en cada instante de tiempo.

$$v(t) = v_i + g \cdot t - \frac{1}{m} \cdot \int_0^t F(t) \cdot dt \quad (3.4)$$

siendo:

$v(t)$ : velocidad de deformación en cada instante de tiempo (m/s)

$v_i$ : velocidad justo antes del impacto (m/s).

Esta velocidad la determina un dispositivo del que dispone la torre.

A partir de dicho valor de velocidad es posible obtener la grafica que se muestra en la Figura 3.16.

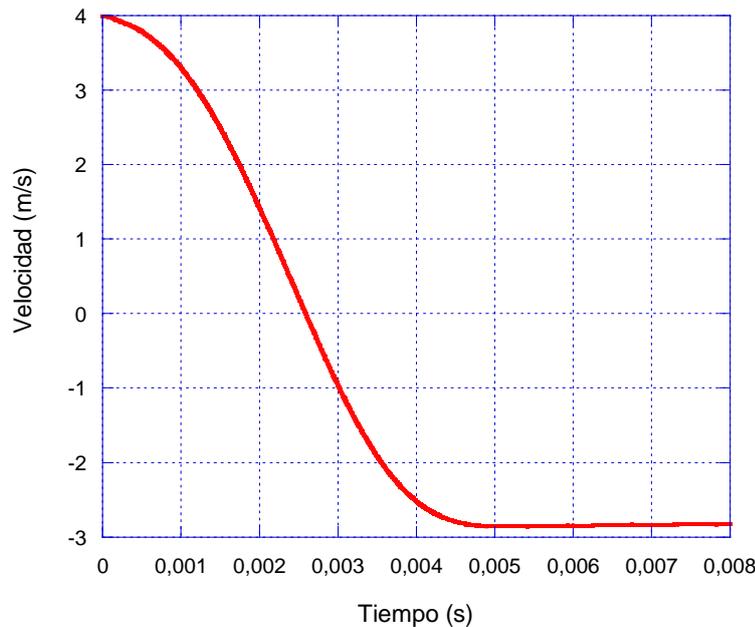


Figura 3.16 Registro de Velocidad vs. Tiempo para un impacto de baja velocidad sobre una estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

Integrando la velocidad se obtiene la posición del percutor (y asumiendo que se mantiene el contacto entre percutor y probeta también) en cada instante de tiempo.

$$x(t) = v_i \cdot t + \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2 - \frac{1}{m} \cdot \int_0^t \int_0^\tau F(\eta) \cdot d\eta \cdot d\tau \quad (3.5)$$

donde:

$x(t)$  es el desplazamiento del punto de contacto del percutor y la probeta (m).

Este procedimiento permite obtener la curva que se muestra a continuación:

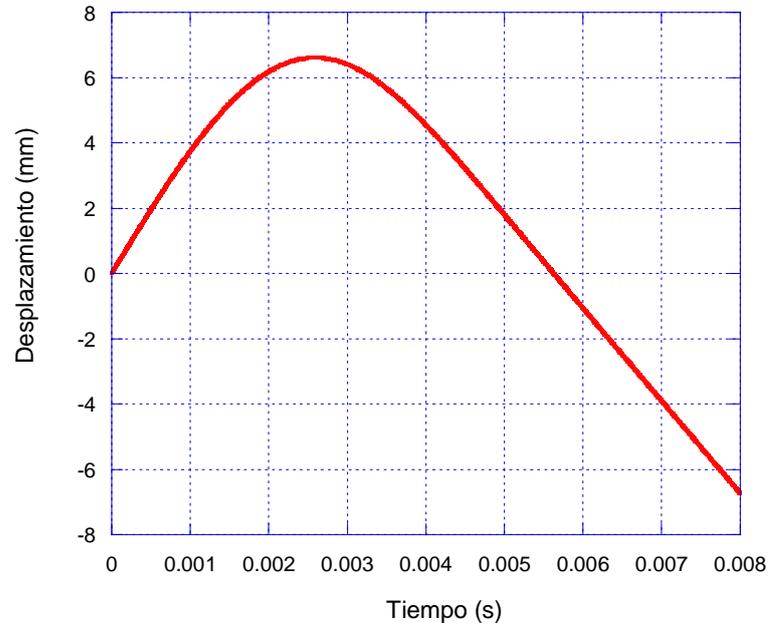


Figura 3.17 Registro de Desplazamiento vs. Tiempo para un impacto de baja velocidad sobre una estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

En la Figura 3.17, en la que se ha representado el desplazamiento del percutor en función del tiempo, se puede observar una curva que cuenta con cuatro zonas distintas:

- La primera zona de la curva se corresponde con el incremento del desplazamiento del percutor.
- La segunda zona aparece al alcanzar el máximo desplazamiento del percutor.
- En la tercera zona se produce la recuperación del percutor.
- La última zona de la curva, muestra desplazamientos negativos que corresponden al rebote del percutor.

La energía en cada instante de tiempo vendrá dada por el área de la curva fuerza-desplazamiento comprendida entre el instante inicial y el final del ensayo.

$$E(t) = \int_0^t F(t) \cdot x(t) \cdot dt \quad (3.6)$$

Mediante la gráfica obtenida se puede conocer la energía absorbida por la probeta, siendo esta el valor de la energía tras cesar la carga. La grafica correspondiente a este paso se puede apreciar en la Figura 3.18.

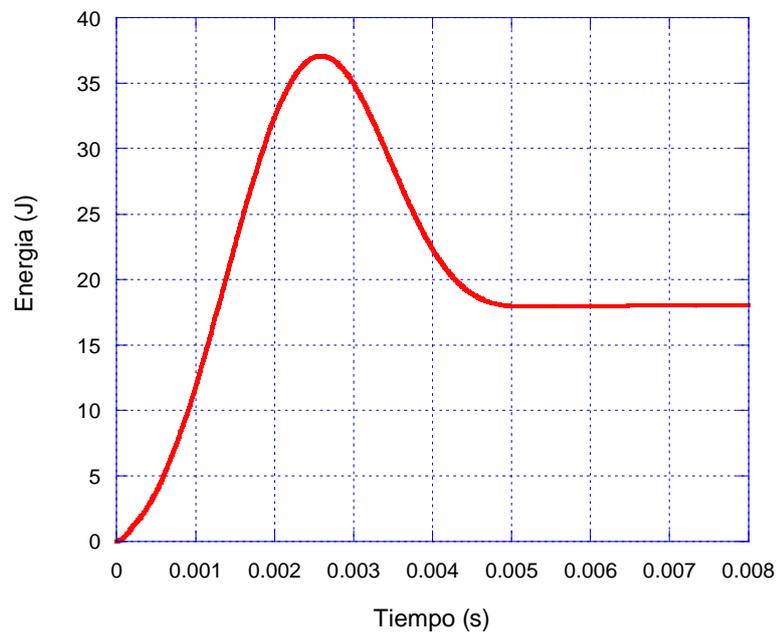


Figura 3.18 Registro de Energía vs. Tiempo para un impacto de baja velocidad sobre una estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

La grafica mostrada en la Figura 3.18 corresponde a un ensayo típico de impacto de baja velocidad, en el que no se produce la perforación de la probeta. Se observa que el valor de energía se incrementa hasta alcanzar el máximo de energía de impacto. A partir de este valor máximo la curva de la energía disminuye hasta estabilizarse en el valor de la energía absorbida por el material. En el caso de no producirse ningún daño en la probeta, la curva de la energía absorbida llegaría a alcanzar el valor cero.

# **CAPÍTULO IV**

## **4. EVALUACIÓN DEL DAÑO POR IMPACTO**

En el este capítulo se presentan los estudios realizados mediante diferentes métodos de inspección no destructiva para estimar el área dañada por impacto en las diversas configuraciones de estructuras de material compuesto seleccionadas para esta tesis. Se destaca la importancia que tiene el estudio y cuantificación del daño en materiales compuestos dada su influencia en la resistencia residual de los mismos. Además en esta sección se presentan los resultados obtenidos de la evaluación del daño por impacto de alta y baja velocidad, y se muestran diferentes aplicaciones de técnicas con sus ventajas y limitaciones a fin de establecer la pericia más apropiada basada en criterios de fiabilidad, practicidad y relación de costo.

Se ha realizado un estudio completo utilizando técnicas de inspección por ultrasonido con presentación tipo C-scan con acoplamiento de aire y empleando un sistema de inmersión. En cada caso se seleccionaron las frecuencias más idóneas para garantizar una buena calidad de imagen y la mayor fiabilidad de la medición. En cuanto al sistema de inmersión se utilizaron las técnicas de transmisión para

determinar el daño global y la técnica de pulso eco para estimar el tamaño de las discontinuidades presentes en cada piel.

## **4.1 GENERALIDADES**

En los materiales compuestos los daños pueden no ser visibles, especialmente cuando se someten a impacto de baja velocidad [Richardson et al.1996], y sin embargo causan una grave disminución en la resistencia del material [Niu et al.1992]. Una vez se ha generado el daño sobre una placa de material compuesto mediante un impacto, el siguiente paso consiste en estimar cuantitativamente ese daño, de manera que se pueda establecer un patrón de área dañada en función de la energía de impacto, luego suelen aplicarse ensayos para cuantificar las propiedades residuales (Compresión después del impacto).

Existen una amplia variedad de técnicas de inspección no destructiva destinadas a la evaluación del daño por impacto en estructuras de material compuesto [A.C. Okafon, 2001], se pueden encontrar entre la literatura científica trabajos desarrollados en interferometría holográfica, [Amaro M. et el, 2006], de todas estas la inspección por ultrasonidos es una de las más utilizadas [Burke et al.1994]. La presentación de resultados con mayores aplicaciones suele ser la de barrido por C scan, que permite la evaluación cuantitativa de la superficie dañada. Sin embargo la inspección visual constituye la primera práctica de inspección que se realiza en cualquier estructura, dado que permite de entrada definir la forma y el tamaño del daño provocado por un impacto [Abrate et al.,1998]. Estudios cuantitativos utilizando solo técnicas de inspección visual solo es posible realizarlos en materiales compuestos que sean traslúcidos, como lo pueden ser el vidrio/vinilester o el vidrio/poliéster [Nunes et al. 2004] y que se basan en el tratamiento digital de imágenes obtenidas de la sección impactada de la estructura.

En el trabajo de Briotti et al., (2001) se destaca el desarrollo de una metodología de inspección mediante técnicas de ultrasonido aplicada a materiales compuestos de amplia aplicación caracterizados por una alta atenuación acústica. Estos emplearon

tejidos de fibra de kevlar/poliéster y de vidrio/poliéster con espesores entre los 5 y 6 mm sometidos a impactos de baja velocidad, y realizaron inspecciones con transductores de frecuencia central en un rango entre los 5 y los 15 MHz. En el trabajo de estos autores se pudo determinar el alto nivel de atenuación que genera para el ultrasonido la resina de poliéster y se concluyó que los especímenes fabricados con kevlar mostraban un mejor comportamiento para el ultrasonido que los especímenes de fibra de vidrio. Algunos trabajos se han dedicado a evaluar la porosidad de los materiales compuestos [Hsu et al., 1992] empleando técnicas de transmisión en sistemas de inmersión, a partir de la medida de la velocidad de propagación de las ondas ultrasónicas en este medio. Otros trabajos como el de K. Borum et al. (2002) han permitido estudios de pérdida de adherencia entre las pieles y el núcleo en estructuras sándwich de fibra de vidrio/PVC, cuando dichas estructuras en forma de viga son sometidas a ensayos de flexión y se acopla in situ un sistema de ultrasonido por transmisión para evaluar progresivamente este tipo de daño.

Los modernos componentes aeroespaciales vienen siendo diseñados con nuevos materiales que representa un nuevo reto para las nuevas tecnologías en ensayos no destructivos, en respuesta a ello se han ido desarrollando nuevos métodos de inspección que permiten establecer la presencia de discontinuidades con sistemas remotos en tiempo real que garantizan un alto nivel de fiabilidad de estas técnicas, entre las cuales cabe mencionar análisis de vibraciones no lineales, interferometría, ultrasonido con acoplamiento de aire, entre otras [G. Riegert et al., 2006].

Con el propósito de cuantificar el daño que los ensayos de impacto de alta y baja velocidad han producido sobre las probetas, se han empleado técnicas de inspección no destructiva. Se ha utilizado técnicas de inspección visual y un sistema automático de inspección por ultrasonidos, mediante análisis por pulso-eco y un sistema de transmisión, ambos con presentación en C-scan, dichas técnicas permiten una evaluación cuantitativa de la superficie dañada. Esta metodología de evaluación de técnicas de ensayos no destructivos ha sido empleada por otros autores [Garnier C. et al, 2011] para detectar discontinuidades en estructuras de material compuesto con aplicaciones específicas al campo aeronáutico pero que permiten establecer las técnicas

más apropiadas según el tipo de daño presente en dichas estructuras. La técnica de C scan por ultrasonidos también ha sido usada para detectar daño por impacto en estudios sobre laminados de carbono/epoxi en donde se ha comparado forma, tamaño y profundidad de defectos con los resultados obtenidos mediante la aplicación de modelos numéricos [Amaro A. et al, 2008].

## **4.2 APLICACIÓN DE TÉCNICAS DE INSPECCIÓN VISUAL**

La técnica de inspección visual se define comúnmente como un examen que se realiza a un material, componente o producto en condiciones de disconformidad utilizando la luz y los ojos, solos o con ayuda de dispositivos amplificadores. La inspección se convierte en una búsqueda y en un proceso que se basa en combinar los conocimientos que se tienen del componente con la información sensorial y los procesos lógicos pertinentes para proporcionar una identificación de alguna anomalía o patrón que representa una discontinuidad que bien puede poner en riesgo el rendimiento de la pieza. Usualmente la inspección visual se emplea para apoyar otros métodos de inspección no destructiva pero la tecnología digital e informática ha convertido esta técnica en un método muy versátil de aplicación.

### **4.2.1 ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO**

La inspección visual para la evaluación de daño por impacto fue aplicada a los análisis de las probetas sándwich, las placas espaciadas y las estructuras monolíticas de fibra de vidrio, en vista de que son materiales semi traslucidos y que permiten apreciar la zona afectada cuando son iluminadas de forma apropiada [Buitrago et al., 2010, Nunes et al, 2004]. En la imagen mostrada en la Figura 4.1 se puede apreciar el sistema de iluminación empleado para la adquisición de imágenes de las estructuras de este estudio.

Para el análisis de imágenes fue empleado el programa ImagenJ, este software libre es una herramienta de procesamiento de imágenes, de gran rapidez cuya arquitectura está basada en “plug-ins”. Ofrece un panel de funciones muy sofisticado que va desde la colorimetría, análisis de contornos, filtros de imágenes, cálculos de áreas, ángulos y distancias entre píxeles, histogramas de densidad, etc. Este programa soporta operaciones estándares de procesamiento de imágenes como por ejemplo la manipulación del contraste, la detección de contornos, el filtrado de medianas, el aumento de nitidez o efecto de suavizado, etc.

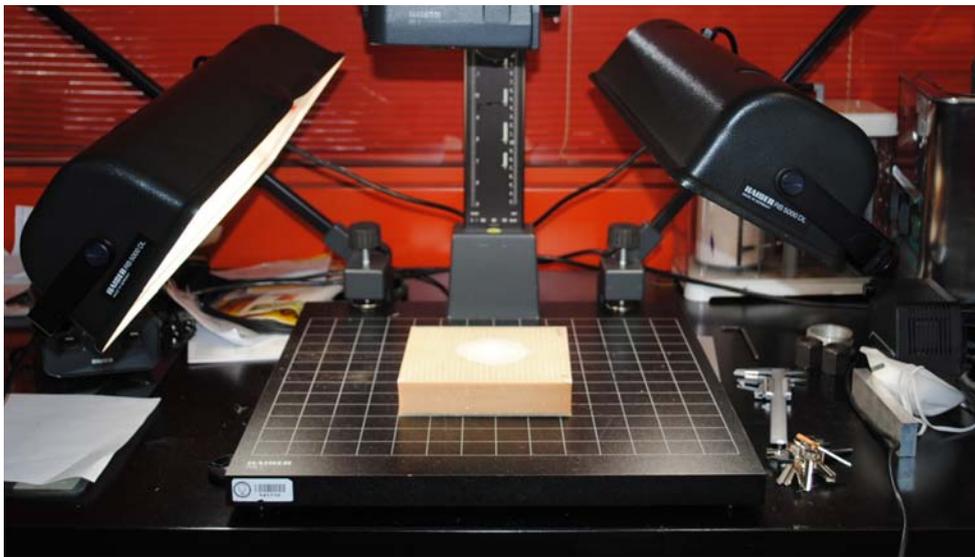


Figura 4.1 Sistema de iluminación para la adquisición de imágenes.

En la imagen mostrada a continuación en la Figura 4.2 se aprecia la pantalla para el análisis de medición de daño en la sección de salida de una probeta sometida a impacto de alta velocidad de estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

Empleando este software se ha determinado el porcentaje de área dañada con relación a la superficie total de la probeta. El procedimiento de análisis consiste en fotografiar cada una de las caras de las probetas en estudio con una alta resolución y un sistema apropiado de iluminación que garantiza el mejor contraste entre el área dañada y el área que no fue afectada por el impacto. Una vez obtenida la imagen se procede al análisis de la misma utilizando los controles de delimitación de contornos y contrastes, para finalmente medir el área dañada.

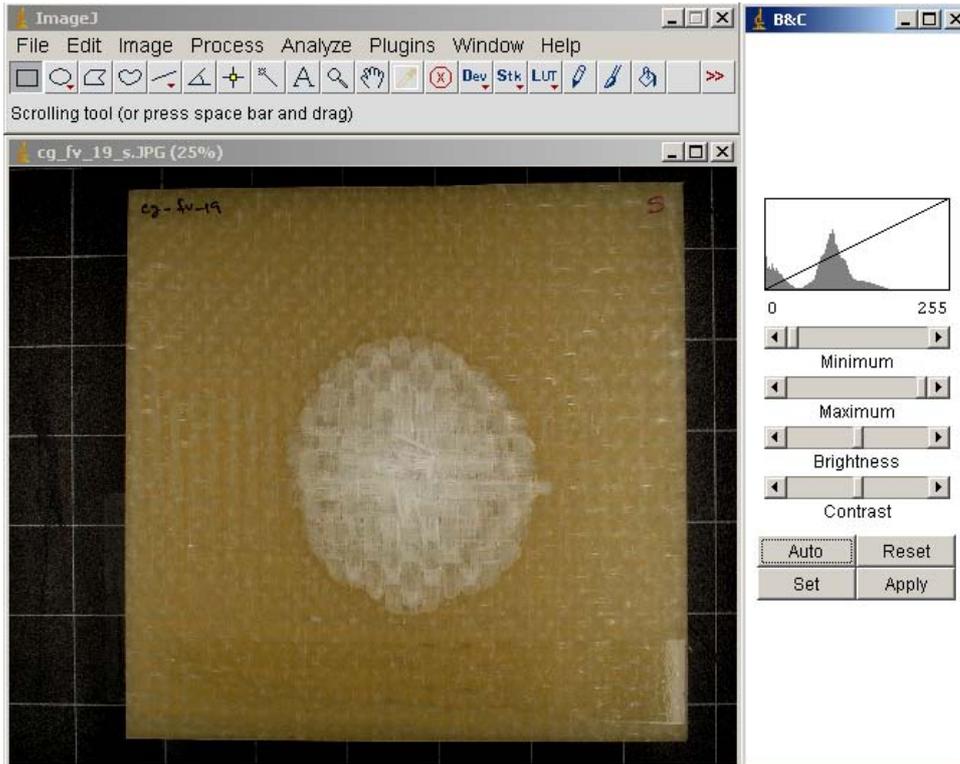


Figura 4.2 Medición del daño en una probeta mediante el programa de análisis Image J.

#### 4.2.2 ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO

En el caso de las estructuras fabricadas a partir de laminados de fibra de carbono, la inspección visual se limitó a establecer cualitativamente la forma del daño, no obstante, en el caso de los ensayos de alta velocidad, en donde hubo perforación, se estimó el área aproximada de este daño. Este procedimiento fue realizado con el fin de establecer una comparación entre las medidas obtenidas mediante técnicas de inspección visual y las obtenidas mediante los diferentes métodos de la técnica de ultrasonido. La imagen mostrada en la Figura 4.3, muestra la forma del daño producido en placas de fibra de carbono de 6 mm de espesor sometidos a un impacto de 260 m/s.

El daño en la sección de impacto de la placa se aproxima a la forma circular de la sección transversal del proyectil y puede calcularse el diámetro de la perforación para luego obtener una aproximación del área dañada, sin embargo en la sección de salida se observa que el daño generado sobre la placa tiene una forma muy irregular y es

complicado realizar un cálculo aproximado del área afectada por el impacto lo que dificulta una buena estimación del área dañada. En términos generales la inspección visual solo da una idea general de la morfología del daño pero en este caso no es capaz de estimar con precisión el área dañada.

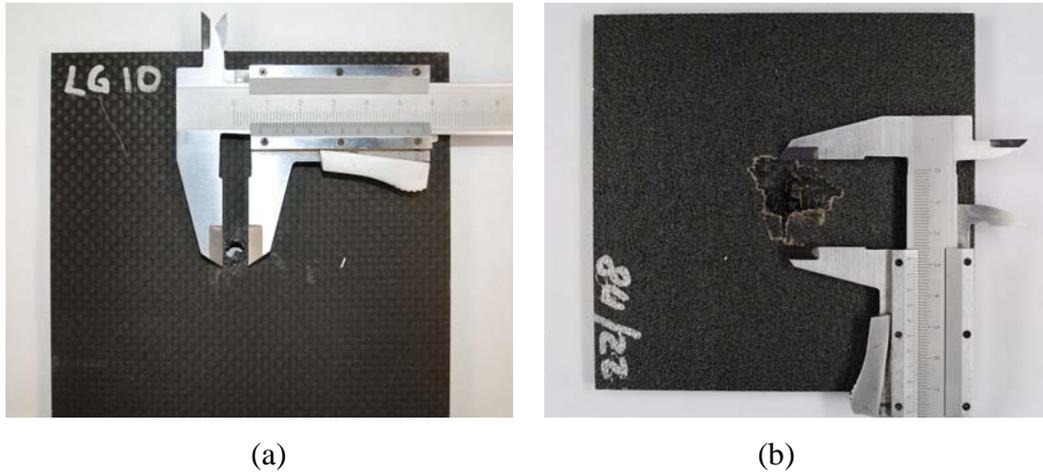


Figura 4.3 Daño sobre placa de fibra de carbono de 6 mm de espesor. (a) Sección de impacto. (b) Sección de salida.

### **4.3 APLICACIÓN DE TECNICAS DE ULTRASONIDO**

La inspección ultrasónica es un método de inspección no destructiva utilizado para la garantizar calidad, control e inspección de materiales en las principales industrias. Estos materiales incluyen componentes eléctricos, electrónicos, fabricación de componentes, producción de materiales metálicos, materiales compuestos y la fabricación de elementos estructurales tales como tuberías, recipientes sometidos a presión, barcos, puentes, vehículos de motor, maquinaria, aviones, sistemas ferroviarios etc. En servicio, la inspección por ultrasonido es utilizada para la detección de defectos y discontinuidades inminentes en numerosas aplicaciones estructurales y de transporte. Durante el servicio las inspecciones de ultrasonido son una herramienta esencial para el mantenimiento preventivo y es empleado en la detección de defectos y discontinuidades inminentes de numerosos tipos de componentes y estructuras.

Los sonidos generados por encima del rango perceptible por el oído humano (típicamente 20 KHz) son llamados Ultrasonidos. Sin embargo, el rango de frecuencias normalmente empleado en ensayos no destructivos y en medidas de espesor es de 100 KHz a 500 MHz. Aunque los Ultrasonidos se comportan de manera similar al sonido audible, tiene una longitud de onda muchísimo menor. Esto significa que puede ser reflejada por superficies extremadamente pequeñas como defectos en el interior de diversos materiales, lo que los hace muy apropiado para ensayos no destructivos sobre materiales compuestos.

El método de ultrasonido consiste en generar y emitir ondas muy bien definidas, para luego captarlas apoyándose en las leyes de reflexión al encontrar en su trayectoria un cambio en las propiedades físicas del medio en el cual se propagan. Al ser captadas, son analizadas según el objetivo del equipamiento y con la determinación del tiempo transcurrido desde su emisión hasta su recepción, puede conocerse la distancia recorrida, al ser la velocidad previamente establecida.

Las ondas ultrasónicas pueden ser generadas por transductores piezoeléctricos que convierten una oscilación aplicada en forma de voltaje en una vibración mecánica. Esa vibración mecánica es transmitida dentro del material sometido a prueba por medio de un sistema acoplante. Pueden ser clasificadas basándose en el modo de desplazamiento en: ondas longitudinales, ondas transversales, ondas de superficie y ondas de Lamb [Krautkramer J, 1.969]

- *Ondas longitudinales*: Son ondas que producen compresiones y dilataciones a lo largo de su propagación. Las moléculas del medio vibran alrededor de su posición de equilibrio, siendo sus trayectorias rectas paralelas con la dirección de propagación del frente de ondas. La velocidad de propagación de la onda ultrasónica esta condicionada por las fuerzas de interacción entre las partículas del medio, cada partícula empuja a la siguiente de tal manera que la perturbación se propaga en todos los medios: sólidos, líquidos, gases y plasmas.

- *Ondas transversales*: En este tipo de onda ultrasónica, la vibración de la partícula en el medio se realiza linealmente pero perpendicular a la dirección de propagación del frente de ondas. Pueden viajar a través de medios sólidos y en algunos líquidos muy viscosos. Las ondas transversales no se propagan por los choques elásticos de las partículas del material, sino que se propagan por la poderosa fuerza de atracción que cada partícula tenga con su vecino, para que de esta forma toda la estructura del medio se mueva uniformemente. La velocidad de las ondas transversales es aproximadamente la mitad de la velocidad de las ondas longitudinales para un mismo material.
- *Ondas Rayleigh* o de superficie: son conocidas también como ondas de Rayleigh. Estas ondas se propagan sobre la superficie de los sólidos cuyo espesor sea mayor que el tamaño de la longitud de la onda empleada. Bajo la acción de estas ondas, la superficie de un cuerpo posee un movimiento longitudinal y otro transversal, las moléculas ejecutan una trayectoria elíptica al paso del frente de onda. Las partículas ejecutan una elipse dextrogira con relación a la dirección de propagación de la onda y cuyo eje cambia hasta que las partículas vibran solo en la dirección vertical y después ejecutan un movimiento levógiro que se atenúa hasta un 1% de la amplitud de vibración a la profundidad de una longitud de onda de la superficie. La onda se mueve hacia la derecha y las partículas sucesivamente según la dirección del movimiento ejecutan una elipse. La existencia de las ondas de Rayleigh implica un espesor del sólido mayor que la longitud de una onda, estas pueden propagarse solamente en sólidos.
- Las *Ondas de Lamb*: son conocidas también como ondas de placa. Este tipo de ondas es propagado en placas de materiales compuestos o metálicos, con espesores comparables al tamaño de la longitud de onda, consisten en complejas vibraciones que ocurren a través del espesor del material, en la cual partículas del medio siguen una trayectoria elíptica en el plano perpendicular a la dirección de propagación. Su propagación dependerá de la densidad, propiedades elásticas y estructura del material, así como de la frecuencia.

Existen tres formas de visualizar el haz reflejado por el equipo de ultrasonido, las cuales operan sobre la base de la amplitud y/o el tiempo de recorrido del haz ultrasónico y son: Tipo A (A-Scan) la cual proporciona una visualización en forma simultánea de la amplitud y el tiempo de recorrido del eco recibido en un punto de la superficie de la pieza inspeccionada, tipo B (B-Scan) en la cual se visualiza el tiempo de recorrido de los ecos reflejados a lo largo de una línea de la superficie de un material, muestra la relativa profundidad de los puntos en donde se producen los ecos reflejados. Esto es empleado para determinar el tamaño de la discontinuidad en una dirección, posición y profundidad y, en cierto grado, la forma y orientación de la discontinuidad, y por último la presentación tipo C (C-Scan) que brinda un barrido de la ubicación de las discontinuidades presentes en un plano de una determinada pieza, el sistema se basa en el monitoreo del tiempo de vuelo del eco reflejado, y la información se muestra en forma de profundidades, luego de ser procesada.

Cuando una onda ultrasónica se encuentra con una interface entre dos materiales, una porción de la energía es transmitida y una porción es reflejada. Los factores influyentes los cuales determinan la cantidad de energía que es reflejada son el ángulo de incidencia, la velocidad de la onda y la densidad del material. Para ondas planas con un ángulo de incidencia normal, los coeficientes de transmisión y reflexión vienen dados por:

$$\alpha_R = \frac{I_R}{I_i} = \frac{(Z_2 - Z_1)^2}{(Z_2 + Z_1)^2} \quad (4.1)$$

$$\alpha_T = \frac{I_T}{I_i} = \frac{4 \cdot Z_2 \cdot Z_1}{(Z_2 + Z_1)^2} \quad (4.2)$$

Donde  $I_i$ ,  $I_R$  e  $I_T$  representan la intensidad de la onda incidente, reflejada y transmitida y  $Z_1$  y  $Z_2$  son el producto de la densidad y la velocidad de las ondas del medio 1 y 2 respectivamente. Este producto es conocido como impedancia acústica del material. Si la impedancia acústica de la discontinuidad es igual a la del material ( $Z_1=Z_2$ ) la interface es no reflectiva ( $\alpha=0$ ) y de ese modo la discontinuidad es indetectable en modo de reflexión. Es muy difícil evaluar la impedancia acústica de materiales compuestos

debido a que la densidad de ambas y la velocidad de la onda en la estructura está cambiando de un punto a otro. Sin embargo la impedancia total en dirección de la fibra puede ser determinada de la velocidad acústica en dirección de la fibra y la densidad total del material.

La Figura 4.4 tomada de Fahr et al., (1992) muestra por ejemplo como varia la velocidad de propagación de las ondas ultrasónicas según el modo de oscilación y la orientación de la fibra para el caso particular de un compuesto de grafito/epoxi. En esto caso se observa que la onda se propaga más rápidamente a lo largo de la dirección de la fibra.

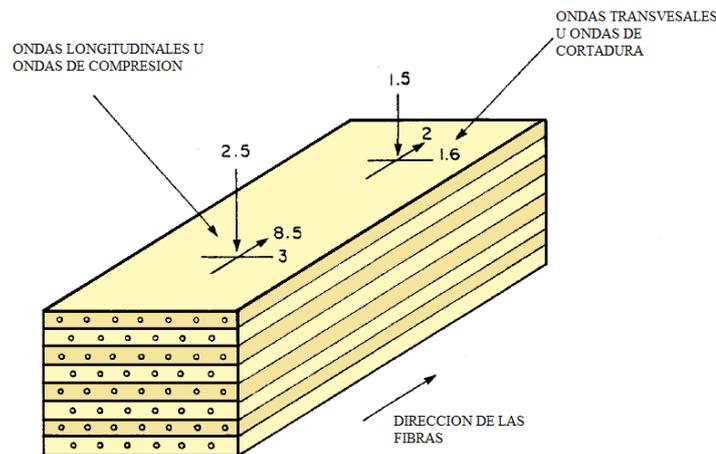


Figura 4.4 Velocidad ultrasónica en un compuesto de grafito/epoxi [Fahr et al., 1992].

De las técnicas de ultrasonido, la de pulso eco es la más utilizada en inspecciones ultrasónicas, involucra la detección de ecos producidos cuando un pulso ultrasónico es reflejado por una discontinuidad o una interface en una pieza de trabajo. Este método es utilizado para detectar la localización de los defectos y para medir espesores. La profundidad de la defecto está determinado por el "tiempo de vuelo" entre el pulso inicial y el eco producido por la el mismo. La profundidad de la discontinuidad también se puede determinar por el tiempo relativo de tránsito entre el eco producido por una indicación y el eco de la superficie de respaldo. Las dimensiones de las discontinuidades se estiman comparando la amplitud de la señal del sonido reflejado por una interface con la amplitud del sonido reflejado de un reflector de referencia de

tamaño conocido o por una pieza de respaldo. La grafica mostrada en la Figura 4.5 muestra el esquema de un sistema de inspección pulso eco.

El método de transmisión el cual incluye tanto reflexión como transmisión, involucra solo la medición de la atenuación o disminución de la amplitud de una señal. Este método también se utiliza para la detección de discontinuidades y caracterización de defectos.

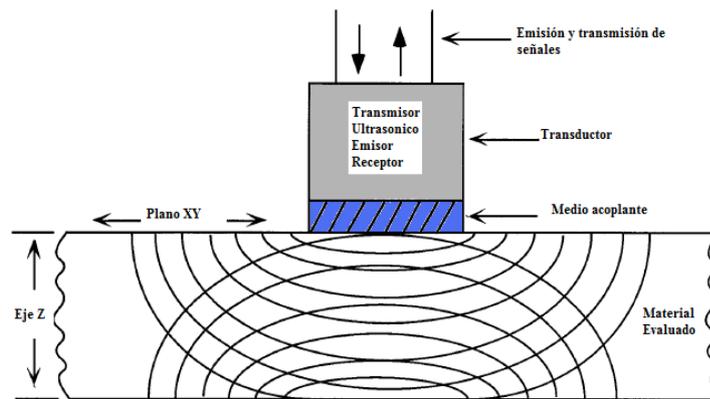


Figura 4.5. Esquema de un sistema Pulso Eco [Nasa, 2000].

En el método eco-pulsado, es necesario que una discontinuidad interna reflecte al menos una parte de la energía sonora sobre un transductor de recepción, en el caso del método de transmisión los ecos de las discontinuidades no son necesarios para su detección. El hecho de la que la amplitud de la reflexión de una pieza bajo ensayo sea menor que la de una pieza idéntica libre de defectos, implica que la pieza tiene una o más discontinuidades. La técnica para detectar la presencia de discontinuidades por la pérdida de atenuación de sonido es utilizada en los métodos de transmisión así como en los métodos eco-pulsados. La principal desventaja de los métodos de atenuación es que la profundidad del defecto no puede ser medida. La grafica mostrada en la Figura 4.6 muestra el esquema de un sistema de transmisión. En esta figura se observa como en el caso (1), los transductores alineados se encuentran en una sección sana del material y como no existe presencia de discontinuidades la amplitud de la señal tiene una alta intensidad, a continuación la señal sufre una drástica atenuación en el caso (2), cuando dentro del campo ultrasónico de los transductores se ubica una discontinuidad.



Figura 4.6. Esquema de un sistema de transmisión. [Agfa, 2000]

### 4.3.1 ULTRASONIDO C SCAN

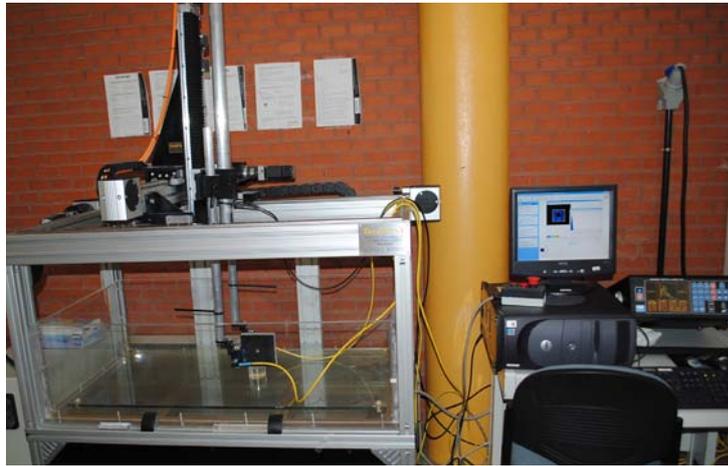
Las técnicas de inspección por ultrasonido usando sistemas automatizados tipo C scan se han establecido como un método de inspección primaria para materiales compuestos, y de mayor aplicación en la evaluación de daño por impacto en estructuras de este material [Fahr et al, 1992]. Existen diversos tipos de diseño de equipos automatizados para realizar inspecciones mediante la técnica de no destructiva de ultrasonido con presentación C scan cada uno con aplicaciones según los requerimientos del procedimiento de inspección y que permiten ser adaptados a diferentes configuraciones de materiales y componentes complejos.

### 4.3.2 EQUIPO

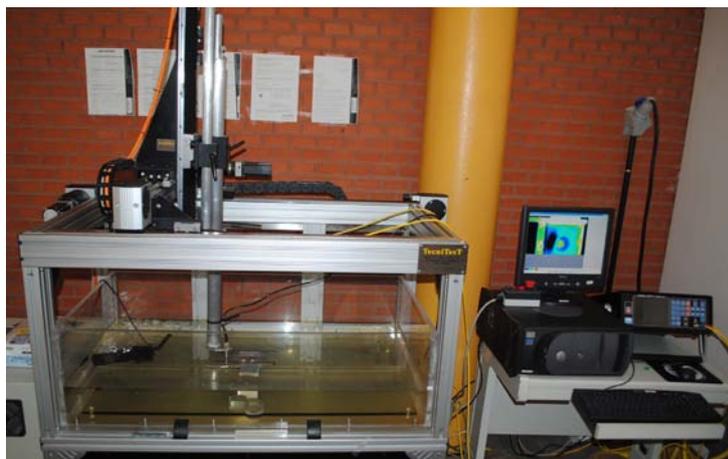
En la Figura 4.7 se puede apreciar una imagen del equipo de inspección por C scan empleado en esta tesis. La Figura 4.7 (a) muestra el equipo de ultrasonido en configuración de acoplamiento de aire mientras que la Figura 4.7 (b) muestra el sistema en configuración de inmersión. En general el equipo es un modelo NC serie 04/005 desarrollado por Tecnitest que incluye una cuba de inmersión construida con perfiles de aluminio y un sistema formado por tres ejes motorizados que permiten la inspección tanto por inmersión como en acoplamiento por aire. Además el equipo está dotado de una tarjeta de ultrasonido para PC modelo Socomate USPC 3100 PCI el cual permite la

adquisición de los datos generados por el sistema en sus diferentes configuraciones. El ordenador al cual se haya conectado, dispone de un programa desarrollado por el fabricante que permite el control de diferentes parámetros de la inspección (zona de inspección, velocidad de barrido, ganancia del transductor, etc.).

De las imágenes obtenidas mediante la inspección por ultrasonido en C scan se calcula el área dañada aplicando el programa de control del equipo el cual permite delimitar en una sección la superficie de interés que se requiere medir y el sistema proporciona directamente el valor del área encerrada dentro de esa curva, en función del mapa de colores que presenta la imagen correspondiente a los diferentes niveles de atenuación generados por las variaciones que detecta el equipo (de este parámetro) y que representan el daño.



(a)



(b)

Figura 4.7 Equipo de ultrasonido. (a) Acoplamiento en aire. (b) Acoplamiento en agua.

### **4.3.3 TRANSDUCTORES**

La inspección por ultrasonido no puede realizarse sin transductores, ya que estos dispositivos son los que generan las ondas sonoras, funcionan estos como emisores y receptores y tienen una importancia decisiva dentro del sistema de inspección. En esta tesis se utilizaron dos tipos de transductores para las inspecciones realizadas, un modelo diseñado para las pruebas en inmersión y otro modelo diseñado para el sistema de acoplamiento en aire. Cada uno de los transductores tiene un ancho de banda característico con una frecuencia central pico que permite seleccionar el rango de frecuencia de inspección para la posterior calibración del equipo.

En el caso del sistema de inmersión, se realizaron inspecciones con transductores de diferentes frecuencias, manteniendo constante el diámetro de estos elementos igual a 10 mm. Las frecuencias de inspección utilizadas fueron las de 1, 5, 7.5 y 10 MHz. En la Figura 4.8 mostrada a continuación se pueden apreciar los diversos transductores empleados para el equipo de ultrasonido con acoplamiento de agua.



Figura 4.8 Transductores para equipo de ultrasonido con acoplamiento en agua.

El sistema de ultrasonido con acoplamiento en aire, requiere de un sistema de dos transductores, uno de los cuales trabaja como emisor de la onda ultrasónica y otro como receptor, el par de transductores empleados se colocan en una posición tal que la amplitud de la señal que recibe el receptor sea máxima durante el paso de la onda a través del material. Se encontraban disponibles una serie de transductores en un intervalo de frecuencias de 150 hasta los 400 KHz. Las inspecciones realizadas con el sistema de acoplamiento de aire se limitaron al uso de frecuencias por el orden de los

400 KHz ya que en la literatura [Blomme et al. 2002] es esta una frecuencia típica en las inspecciones de materiales compuestos. En la Figura 4.9, se puede apreciar el conjunto de transductores de ultrasonido para acoplamiento de aire disponibles en el laboratorio con una variedad de frecuencias y diámetros característicos.



Figura 4.9 Transductores del equipo de ultrasonido con acoplamiento en aire.

#### **4.3.4 ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO**

Se aplicaron técnicas de inspección por ultrasonido a estructuras fabricadas con fibra de vidrio, solo con el propósito de comparar los resultados obtenidos entre las técnicas de inspección visual y la técnica de inspección por ultrasonido. Además se realizaron inspecciones en las diferentes configuraciones de estructuras de fibra de vidrio empleando tanto el método de inmersión utilizando la técnica de pulso eco, así como el método inspección con acoplamiento de aire, utilizando la técnica de transmisión, tal y como puede apreciarse en la Figura 4.10, mostrada a continuación.

En el caso del sistema de inmersión se utilizó un transductor con frecuencia central de 1 MHz, con un diámetro de 10 mm. Para la inspección con acoplamiento en aire se emplearon transductores de 400 KHz y con un diámetro de 10 mm cada uno.

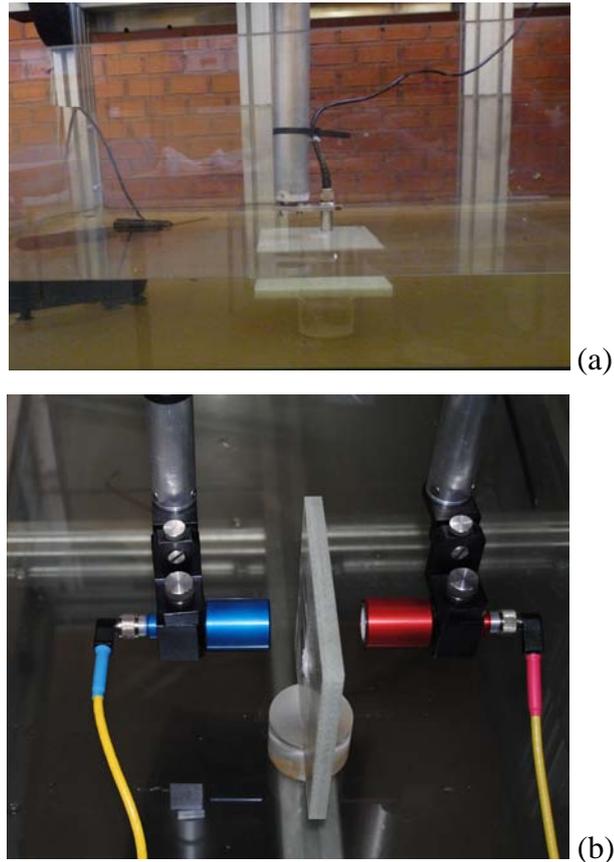


Figura 4.10 Inspección por ultrasonido de placas de fibra de vidrio. (a) Inspección con el método de inmersión. (b) Inspección con el método de acoplamiento en aire.

Se realizaron pruebas de inspección en cada una de las configuraciones de las estructuras a fin de conocer únicamente la calidad de la imagen obtenida con este método y observar el tipo de información que puede ser conseguida con estas técnicas, sin embargo la inspección visual resulta ser más sencilla y confiable gracias a que estos materiales son traslucidos y es una técnica ya previamente utilizada en otros trabajos de investigación [Nunes et al. 2004].

En el caso de impactos producidos por la torre de caída, que corresponden a los impactos de baja velocidad, el daño que se aprecia en estructuras sándwich de vidrio/PVC es mucho más claro cuando se aplican técnicas de inspección visual que cuando se aplica el método de ultrasonido. En la Figura 4.11 se observa una comparación entre las imágenes obtenidas mediante inspección visual y mediante la técnica de ultrasonido por el método de pulso eco en un sistema de inmersión.

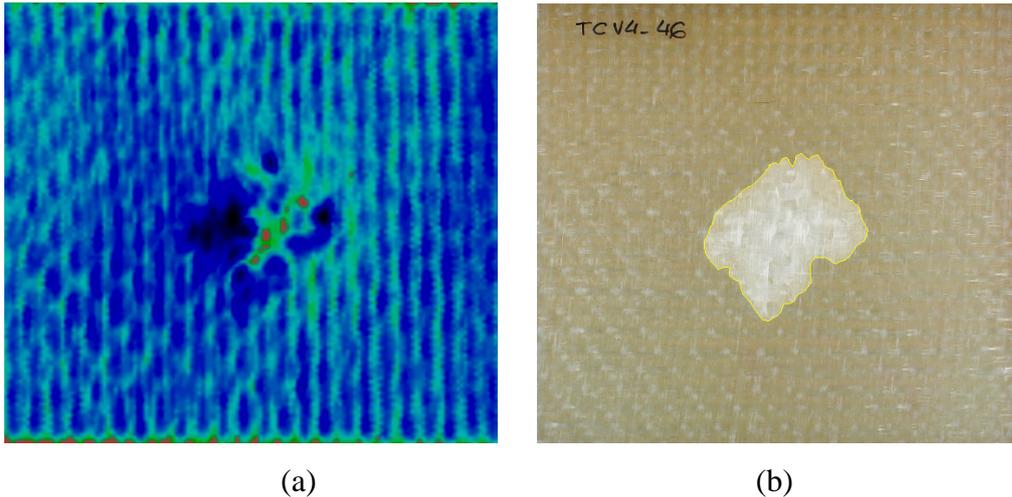


Figura 4.11 Estructura sándwich sometida a impacto de baja velocidad. (a) Imagen obtenida por ultrasonido en inmersión. (b) Imagen obtenida de la inspección visual.

En el trabajo realizado por [Tomasz Lendze, 1998] han observado, al igual que en este caso, que cuando se inspeccionan probetas sándwich con pieles de fibra de vidrio sometidas a impactos en sistemas de torre de caída, el área dañada estimada con técnicas de inspección por ultrasonido en C-scan es mucho más pequeña que el área estimada mediante técnicas de inspección visual, esto se debe a que la técnica de ultrasonido solo muestra el área de delaminación producida directamente en el punto de impacto mientras que la inspección visual es capaz de detectar hasta el alcance de dichas delaminaciones en el plano de la probeta. La combinación de los resultados obtenidos mediante ambas técnicas puede dar una idea de la intensidad y la extensión del daño. La aplicación de la técnica de ultrasonido con acoplamiento en aire da resultados aun mucho más pobres en cuanto a la calidad de la imagen y requiere de un estudio especial para obtener los parámetros de calibración y de relación diámetro/frecuencia del transductor que garantice la fiabilidad de los resultados.

En el caso de las estructuras laminadas de 6 mm y 12 mm de espesor sometidas a impactos de alta velocidad, las imágenes son de mucha mejor calidad y permiten hacer una comparación más clara entre ambas técnicas consideradas.

Los resultados obtenidos experimentalmente permiten descartar el uso de la técnica de inspección por ultrasonido para evaluar el daño por impacto de baja velocidad en

estructuras sándwich de vidrio/PVC, sin embargo en el caso de las estructuras de laminado de fibra de vidrio, tanto la técnica de inspección visual como la técnica de inspección por ultrasonido son consideradas fiables para obtener los resultados de la estimación de daño por impacto de alta velocidad.

### **4.3.5 ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO**

En el caso de las estructuras monolíticas, placas espaciadas y sándwich de fibra de carbono, dada la geometría de las muestras, el tipo de material y las características de las discontinuidades causadas por el impacto, se consideró el ensayo por ultrasonido como el más idóneo para la determinación cuantitativa del área dañada en las probetas. En todos los casos se aplicaron tanto el método de inmersión como el método de acoplamiento en aire sobre cada una de las configuraciones fabricadas a partir de laminados de fibra de carbono, empleando transductores con frecuencia central de 5 MHz y 10 mm de diámetro para el sistema de inmersión y de 400 KHz y 25 mm de diámetro para el par de transductores del sistema de acoplamiento de aire. La Figura 4.12 permite apreciar alguno de los casos de este procedimiento para cada método.

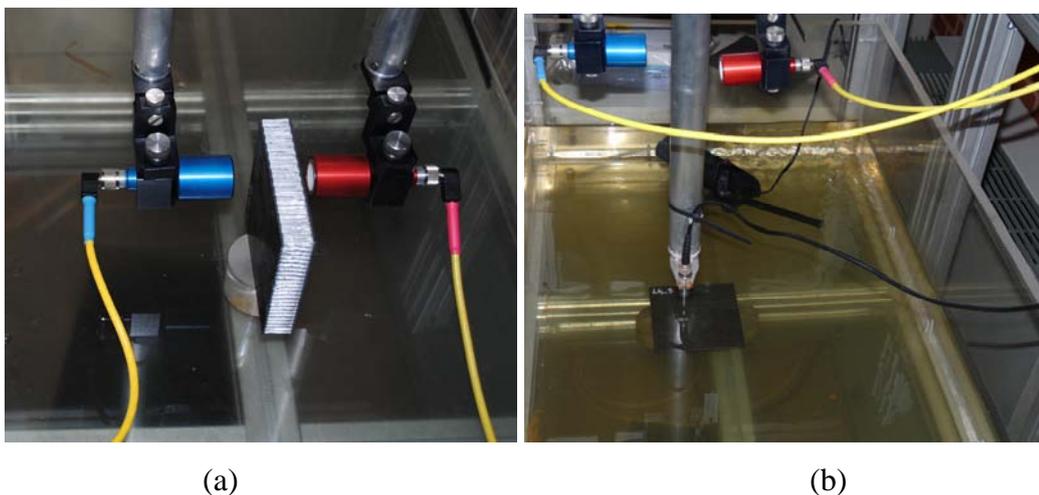


Figura 4.12 Inspección por ultrasonido de estructuras de fibra de carbono. (a) Estructura sándwich con técnica de acoplamiento en aire (b) Laminado de 6 mm con técnica de inmersión.

#### **4.4 COMPARACIÓN ENTRE TÉCNICAS DE INSPECCIÓN VISUAL Y ULTRASONIDO PARA PROBETAS DE FIBRA DE VIDRIO**

En el caso de la inspección de las estructuras traslucidas de fibra de vidrio, fue necesario realizar una evaluación de la técnica de inspección visual para garantizar el uso correcto de esta aplicación. Dado que la inspección por ultrasonido requiere de más tiempo, el uso de equipos más complejos y la preparación de las probetas, se compararon las técnicas de inspección por ultrasonido empleando el método de pulso eco en inmersión con la técnica de inspección visual utilizando el programa de análisis de imágenes Image J a fin de establecer la confiabilidad que tiene esta última técnica de inspección con relación a la inspección por ultrasonido al momento de determinar el área dañada.

Se seleccionaron en caso particular las muestras de laminados de fibra de vidrio de 6 mm de espesor, que fueron sometidas a diferentes velocidades de impacto en el cañón de gas, con lo cual se produjeron diferentes tamaños de daño, se inspeccionaron con el equipo de ultrasonido empleando la técnica de inmersión a una frecuencia de 1 MHz y los resultados se compararon con las fotos que fueron tomadas para utilizar en el programa Image J.

En la Figura 4.13 mostrada a continuación se presenta uno de los casos en los cuales se puede visualmente realizar una comparación de las imágenes obtenidas en ambas técnicas. La Figura 4.13 (a) muestra la imagen obtenida mediante la técnica de ultrasonido con el método de pulso eco en inmersión (acoplamiento en agua) y la Figura 4.13 (b) muestra la imagen obtenida mediante fotografía digital antes de ser procesada con el programa Image J.

La Figura 4.13 muestra gran similitud entre (a) y (b), aun cuando se observan irregularidades en los bordes del daño en la imagen que se obtiene de la inspección por ultrasonido. La imagen mostrada a continuación en la Figura 4.14 muestra un caso similar.

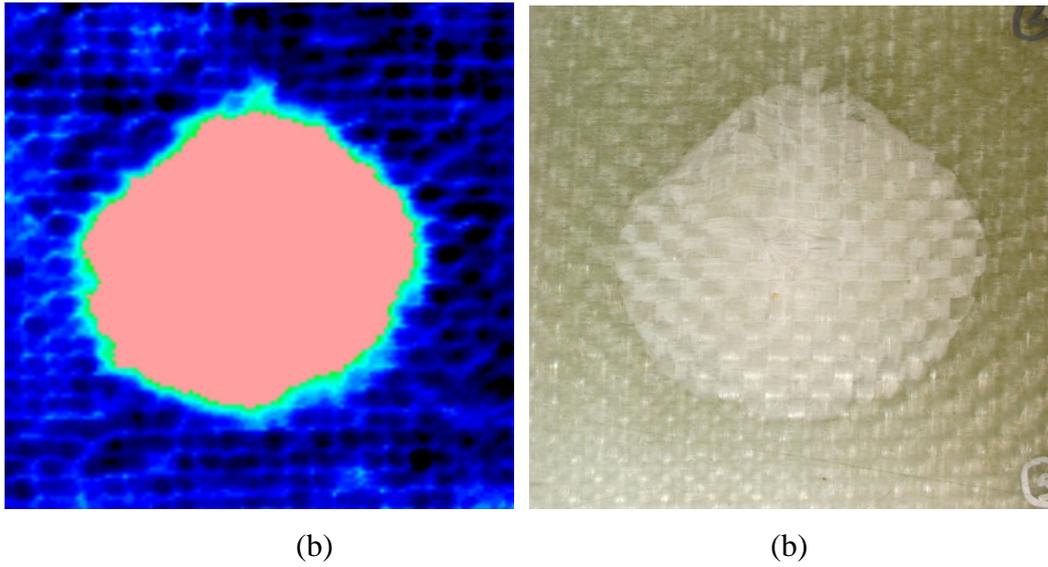


Figura 4.13 Laminado de 6 mm de espesor para un impacto de 430 m/s (a) Sistema de ultrasonido C scan. (b) Inspección visual para utilizar en el programa Image J.

En cuanto al área medida, en la Figura 4.14 se presentan los resultados obtenidos de las medidas realizadas con las dos técnicas para una amplia selección de probetas tanto de 6 como de 12 mm de espesor, a fin de establecer un criterio de comparación más claro.

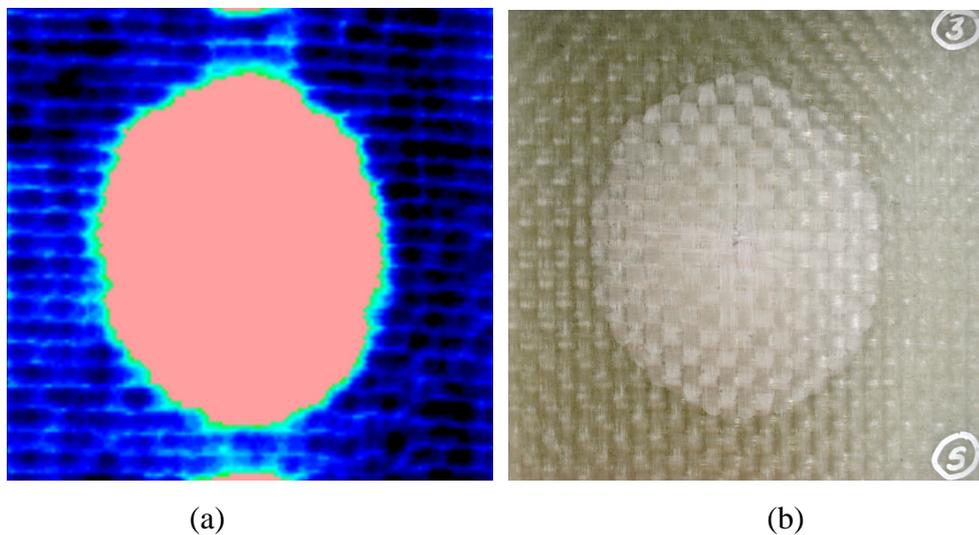
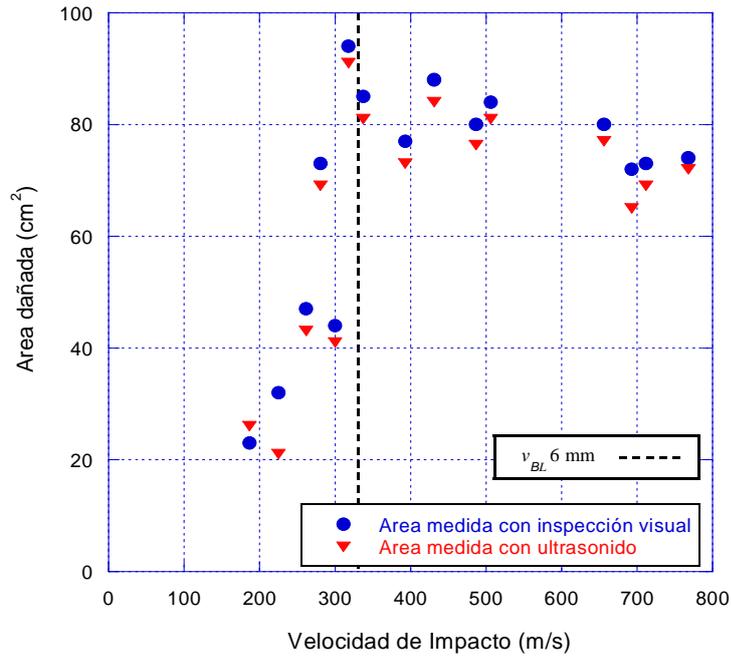
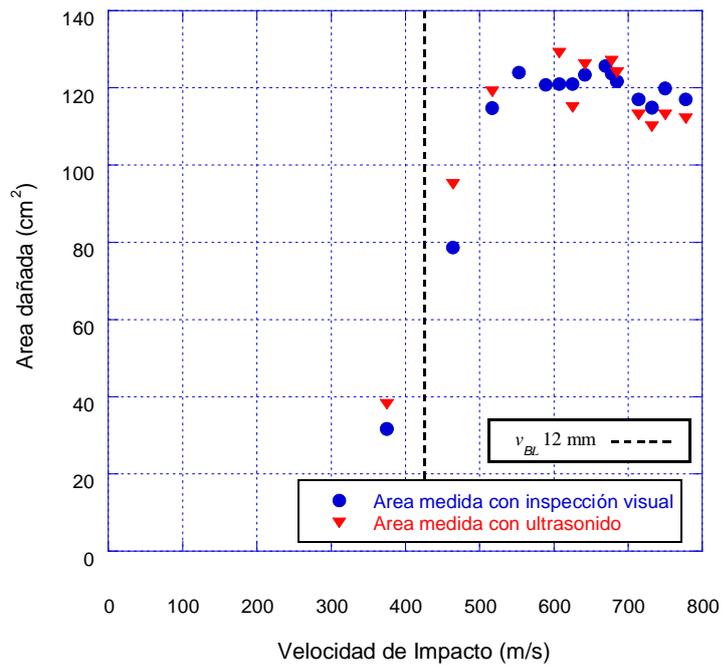


Figura 4.14 Laminado de 6 mm de espesor para un impacto de 340 m/s. (a) Sistema de ultrasonido C scan. (b) Inspección visual para utilizar en el programa Image J.



(a)



(b)

Figura 4.15 Área dañada calculada empleando dos técnicas de IND (a) Laminado de 6 mm de espesor. (b) Laminado de 12 mm de espesor.

La tabla a continuación resume parte de los resultados obtenidos en las mediciones realizadas sobre la estructura de fibra de vidrio de 6 mm de espesor y evidencia las

diferencias entre ambas técnicas de inspección en términos porcentuales de la estimación de área dañada por el impacto sobre 5 placas seleccionadas.

Tabla 4.1 Comparación de las técnicas de medición del área dañada en estructuras traslucidas de fibra de vidrio. Laminado de 6 mm de espesor.

<b>PROBETA</b>	<b>VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)</b>	<b>AREA MEDIDA CON C SCAN (mm<sup>2</sup>)</b>	<b>AREA MEDIDA POR INSP. VISUAL (mm<sup>2</sup>)</b>	<b>DIFERENCIA (%)</b>
1	187	23	26	13
2	300	44	41	6.8
3	318	94	91	3.1
4	487	80	76	5
5	768	74	72	2.7

Se observa que la diferencia entre los valores calculados utilizando el programa de análisis de imágenes Image J y aplicando la técnica de inspección por ultrasonido mediante C scan son bastante pequeñas, encontrándose dentro de un intervalo en el cual se puede considerar como válidos los resultados obtenidos mediante la técnica de inspección visual. También es posible advertir cierta tendencia a la similitud entre los valores obtenidos con ambas técnicas a velocidades de impacto que se encuentran muy por encima del límite balístico, observándose mayores diferencias a velocidades próximas a este valor.

## **4.5 COMPARACIÓN ENTRE TÉCNICAS DE INSPECCIÓN VISUAL Y ULTRASONIDO PARA PROBETAS DE FIBRA DE CARBONO**

Observando las características del daño presente en las estructuras de fibra de carbono y midiendo aproximadamente esa área, se ha realizado una comparación entre los resultados obtenidos entre las técnicas de inspección visual y la técnica de ultrasonido

mediante el método de pulso eco en inmersión. Los resultados obtenidos se muestran a continuación en la grafica de la Figura 4.16, tanto para laminados de 2 mm de espesor como para laminados de 6 mm de espesor. En ambos casos solo seleccionaron algunas muestras a diferentes velocidades de impacto a fin de realizar dicha comparación.

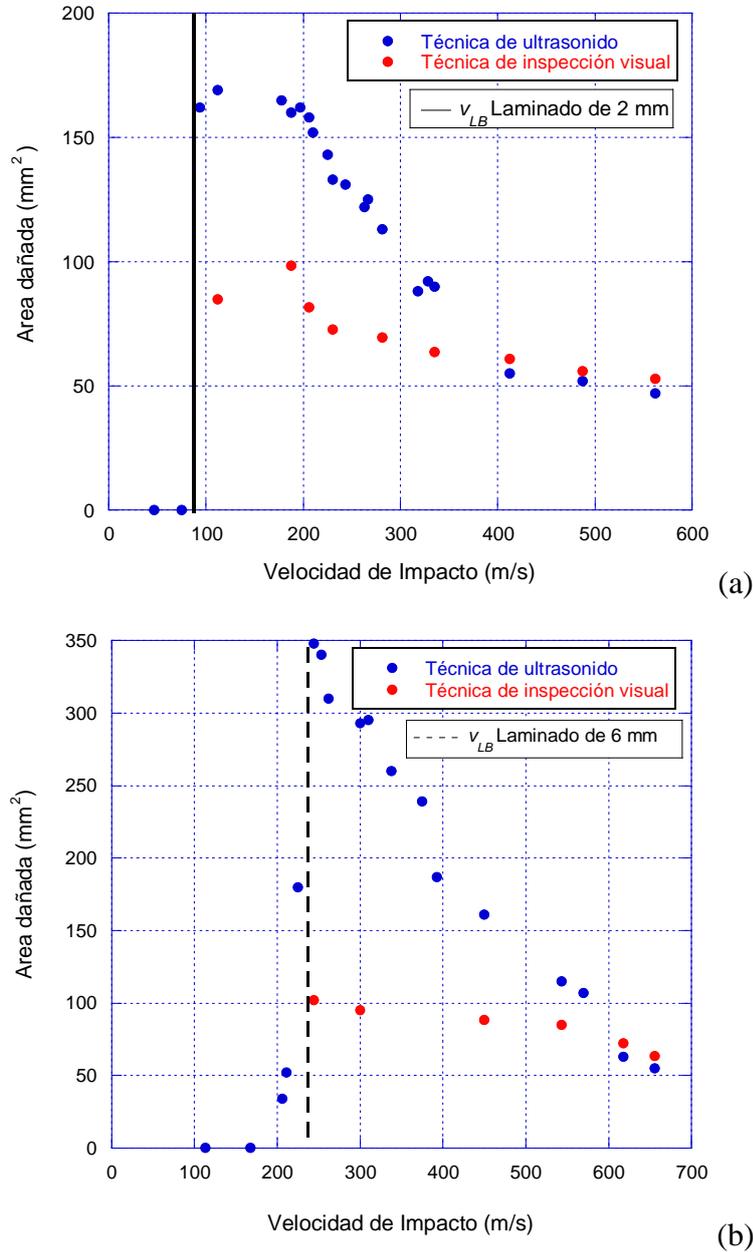


Figura 4.16 Comparación entre técnicas de inspección visual y ultrasonido. (a) Laminado de 2 mm (b) Laminado de 6 mm.

Los resultados muestran tal y como se esperaba las enormes diferencias que existen en cuanto a la estimación del área dañada comparando las técnicas de inspección visual y las de ultrasonido. A velocidades de impacto muy próximas al límite balístico, en donde el área dañada suele ser mayor, las diferencias son mucho más notables, mientras que a impactos realizados a velocidades muy por encima de la velocidad del límite balístico, donde el daño suele ser mas localizado las diferencias son más discretas.

## **4.6 COMPARACIÓN ENTRE TÉCNICAS DE ULTRASONIDO CON ACOPLAMIENTO DE AIRE Y EN INMERSIÓN**

En vista de que existía la disponibilidad de seleccionar en el mismo equipo de ultrasonido el sistema de acoplamiento, se realizo un pequeño estudio con el fin de determinar cuál de los métodos es el más apropiado según el tipo de estructura que iba a ser evaluada, considerando el método de pulso eco en inmersión y el método de transmisión con acoplamiento de aire. Para este estudio comparativo, solo se seleccionaron muestras fabricadas a partir de laminados de fibra de carbono, tomando en cuenta que el sistema de inspección visual es fiable y práctico para realizar las inspecciones sobre estructuras fabricadas con fibra de vidrio.

En la Figura 4.17 mostrada a continuación se presenta un ejemplo de las imágenes obtenidas mediante el método de ultrasonido C scan con acoplamiento en aire (Figura 4.17 (a)) y en inmersión (Figura 4.17 (b)). Este ejemplo corresponde a una inspección realizada en una probeta sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja de aluminio que fue sometida a un impacto mediante un proyectil a una velocidad de 230 m/s. Las imágenes que se presentan se encuentran en una misma escala.

Si se comparan las imágenes entre sí, se observa que la forma del daño presenta el mismo tipo de irregularidades, no obstante, al medir este daño, se han obtenido valores diferentes, siendo mayor al emplear el método de acoplamiento de aire con  $107 \text{ mm}^2$

mientras que con el sistema de inmersión el daño alcanza un valor de  $90 \text{ mm}^2$ . En este punto hay que considerar que el principio de ambas técnicas es diferente en cuanto al modo de transmisión de la onda ultrasónica, la técnica de acoplamiento de aire muestra una proyección del daño presentado de una piel a otra, mientras que la técnica de pulso eco que utiliza el método de inmersión muestra el daño localizado en la piel sobre la cual se realiza la inspección.

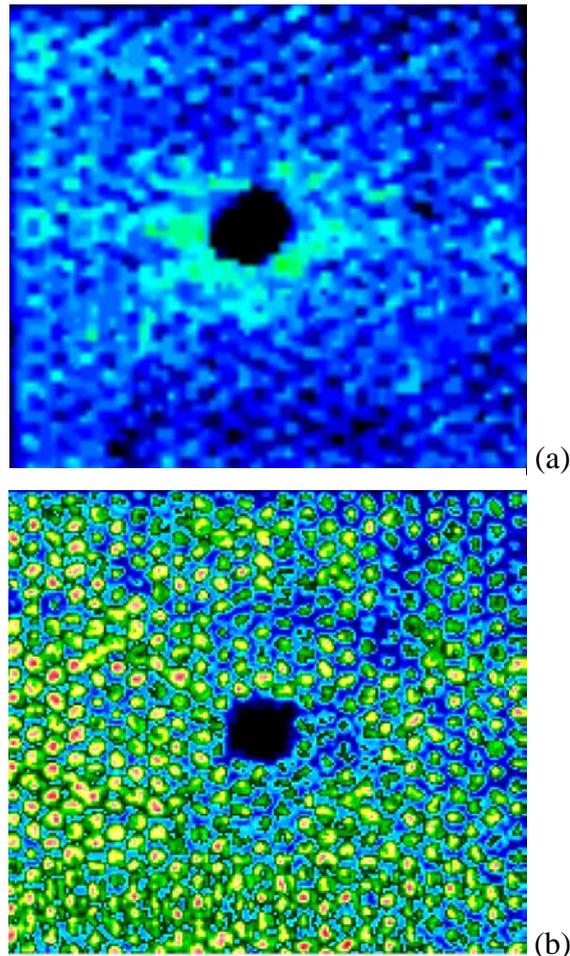


Figura 4.17 Estructura sándwich de fibra carbono/panal de abeja. (a) Inspección con acoplamiento en aire (b) Inspección en inmersión.

La Figura 4.18 mostrada a continuación muestra el caso para un laminado de fibra de carbono de 6 mm de espesor. Se puede observar que en vista de que no existe la presencia del núcleo, las imágenes entre si son muy similares en cuanto a la extensión del daño, sin embargo la proyección generada por el sistema de transmisión hace que el

área calculada mediante esta técnica siga siendo ligeramente mayor con relación a la técnica en inmersión.

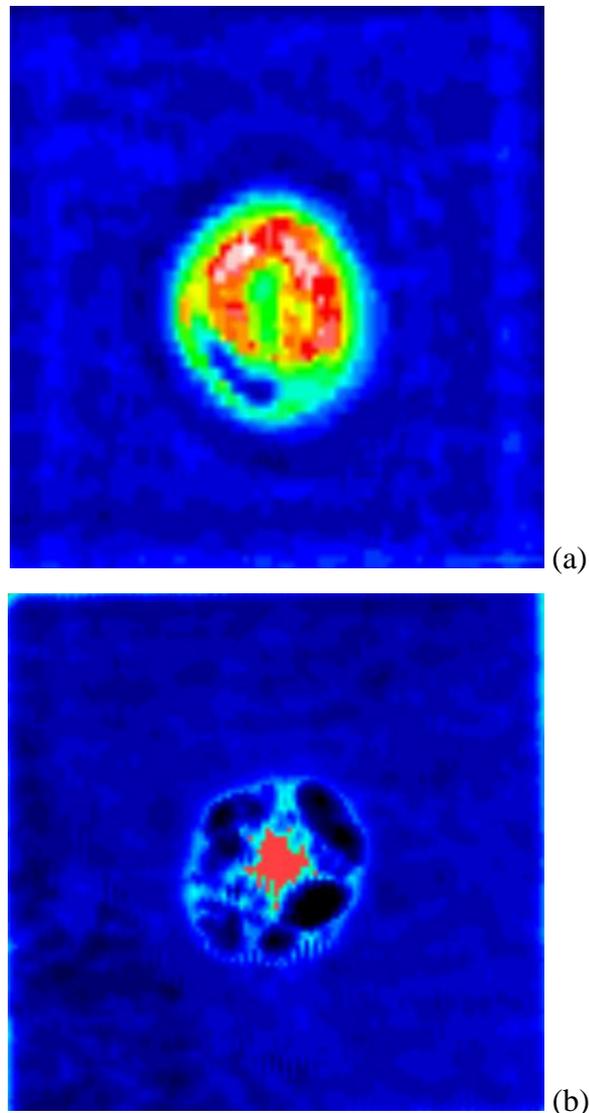


Figura 4.18 Laminado de fibra de carbono de 6 mm de espesor. (a) Inspección con acoplamiento en aire (b) Inspección en inmersión.

## **4.7 CONCLUSIONES**

El estudio realizado permite concluir que las estructuras fabricadas con fibra de vidrio y sometidas a impactos de alta velocidad pueden ser inspeccionadas tanto con técnicas de

ultrasonido como con inspección visual mediante el análisis de imágenes, no obstante en el caso de estructuras de fibra de vidrio sometidas a impactos de baja velocidad, debido a la morfología del daño, las técnicas de ultrasonido no son confiables pues las medidas difieren mucho entre ambas técnicas.

En el caso de las estructuras sándwich de fibra de carbono/panal de abeja de aluminio, se considero de mejor calidad y mayor fiabilidad las imágenes obtenidas mediante la técnica de inspección con acoplamiento agua, aun cuando es necesario sumergir en la cuba una estructura tan compleja y que el proceso de preparación de la probeta puede no garantizar la estanqueidad de la pieza, el sistema de transmisión presenta una proyección del daño que no es real, además que el método no permite evaluar por separado cada una de las pieles, sino que evalúa en un solo proceso toda la estructura en conjunto.

Para el caso de estructuras monolíticas de fibra de carbono, como laminados de 2 y 6 mm de espesor, y como las placas espaciadas, se considero la técnica de ultrasonido C scan con acoplamiento de agua ya que la inmersión de la probeta es directa, no requiere de preparación preliminar de la misma y el sistema puede llegar a ser tan practico que permite la evaluación de un componente en muy poco tiempo. No obstante hay que considerar que la calidad de ambos tipos de imágenes (inmersión y acoplamiento en aire) es semejante y las diferencias entre los valores estimados con cada una de las técnicas son relativamente bajas. En general la detección de fractura de fibras y rotura de matriz es muy difícil cuando se utilizan métodos convencionales de ultrasonido con haz recto en presentación C scan, ya que estas técnicas son capaces solamente de discernir el daño en un plano perpendicular a la dirección del haz de ultrasonido, sin embargo existen técnicas especiales basadas en la medición del ruido de fondo para la detección de grietas en materiales compuestos [Nohyu et al. 1998] y con representación de imágenes en B scan que dan también indicaciones de las discontinuidades en el plano transversal. Lo que se ha estudiado en esta sección se ha limitado al estudio del daño en el plano de las estructuras sometidas a cargas impulsivas.

La selección del método de inspección y de presentación depende del material, la geometría del componente, el tipo de discontinuidades presentes y la información requerida en la inspección. Se ha determinado en trabajos como el de Farh et al., (1992) que porosidades, inclusiones, vacíos, falta de resina y delaminación pueden ser detectadas bien usando técnicas de pulso eco y transmisión a través del método de inmersión. Las técnicas de ultrasonido pueden revelar información sobre el tamaño, localización y algunas veces caracterización de defectos. Las imágenes obtenidas por C scan usando la amplitud de los ecos proveen de una vista en el plano de los defectos, pero no revela la profundidad en perfil de los mismos. La información sobre la profundidad puede ser obtenida empleando técnicas más sofisticadas como la de tiempo de vuelo de la onda difractada con presentación C scan (TOFD), pero se requiere de equipos especializados para la aplicación de estas técnicas.



# CAPÍTULO V

## 5. RESULTADOS EXPERIMENTALES

En esta sección se presentan los resultados experimentales obtenidos de los ensayos realizados sobre placas sándwich, placas espaciadas y laminados monolíticos fabricados en las configuraciones y con los materiales descritos en el capítulo tres y utilizando como dispositivos experimentales el cañón de gas y la torre de caída descrita en dicho capítulo.

A partir de los ensayos de impacto de alta velocidad se obtuvieron los datos necesarios para determinar la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual sobre cada una de las configuraciones consideradas. Se empleó un intervalo de velocidades de impacto entre los 80 y los 760 m/s para asegurar que se analizaba un amplio rango de situaciones desde los casos en los que no se produce la perforación, hasta velocidades por encima del límite balístico. En el caso de estructuras de densidad areal equivalente, como es el caso del sándwich, las placas espaciadas y los laminados de espesor de 6 mm resulta interesante realizar un estudio en el cual por una parte se analice la influencia que tiene el espesor de dichas estructuras en la respuesta frente a impacto de alta velocidad, considerando como parámetros de evaluación de este análisis la velocidad residual, el límite balístico y el área dañada por el impacto y por otra parte se tome en consideración la variación de tales parámetros en las diferentes configuraciones.

Los datos obtenidos de los ensayos realizados en la torre de caída permitieron evaluar el comportamiento frente a impacto de baja velocidad de las estructuras de material compuesto tipo sándwich, tanto los de piel de fibra de vidrio y núcleo de PVC como los de piel de fibra de carbono y núcleo de panel de abeja de aluminio. En los estudios de impacto de baja velocidad no se considero necesario la comparación entre estructuras equivalentes debido a que la respuesta de la estructura frente a un impacto de este orden es global, a diferencia de los impactos de alta velocidad en donde el efecto es localizado y por lo tanto el proceso está influenciado mayormente por otros parámetros.

## **5.1 INFLUENCIA DEL ESPESOR EN EL COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO DE ALTA VELOCIDAD**

En esta sección de la tesis se pretende mostrar un análisis de la influencia del espesor de estructuras de material compuesto cuando son sometidas a velocidades de impacto en un intervalo amplio desde que no se produce perforación hasta que ocurre la misma. Este estudio fue aplicado tanto a placas laminadas de fibra de vidrio como de fibra de carbono

### **5.1.1 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO**

En la grafica mostrada en la Figura 5.1, se observa la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para una serie ensayos realizados sobre estructuras de laminado de fibra de vidrio de 3, 6 y 12 mm de espesor. Los datos correspondientes a los laminados de 3 mm fueron tomados de García-Castillo et al. [2007]. Este estudio permite establecer la importancia que tiene el espesor de una estructura de material compuesto en la capacidad de resistir impactos en un amplio intervalo de velocidades de impacto.

Dado que en estos casos el límite balístico no se puede calcular de forma determinista, debido a que existe un intervalo de velocidades de impacto donde se puede producir o no la perforación completa de la estructura; y además la velocidad de salida del proyectil desde el cañón no puede ser controlada totalmente debido a los diferentes mecanismos de control y distribución de la presión de carga fue necesario estimar el límite balístico utilizando la ecuación (5.1).

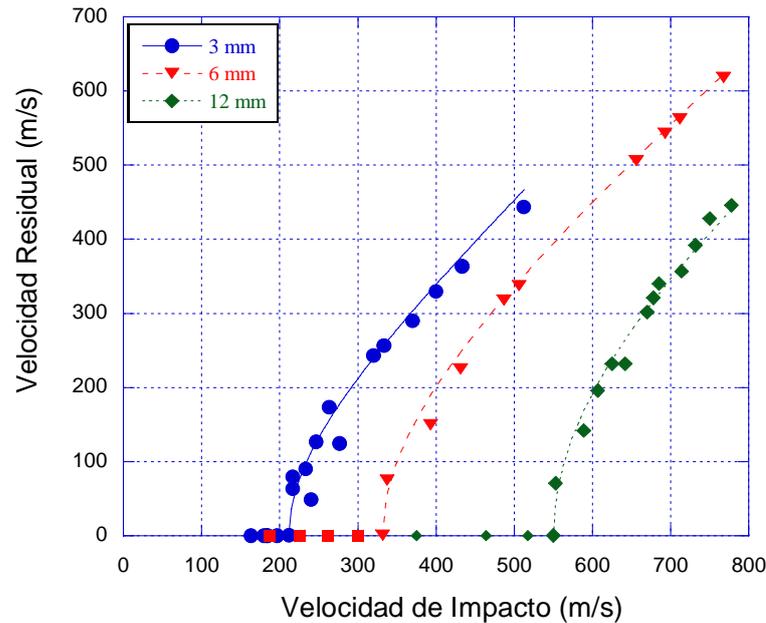


Figura 5.1 Velocidad de Impacto y velocidad Residual para la estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

La ecuación (5.1) tomada de Ben-Dor et al. (2002) recurre a un ajuste por mínimos cuadrados de los resultados experimentales. En la bibliografía hay autores que postulan ajustes semejantes para la velocidad residual, definiéndola como un parámetro que es función de la velocidad de impacto, la velocidad mínima para que exista perforación, el ratio de diámetro de proyectil y diámetro de perforación, la densidad [Recht et al., 1963] lo cual sugiere que es un ajuste aceptable considerando el significado físico que tiene.

$$v_R = A \cdot (v_0^p - v_{LB}^p)^{1/2} \quad (5.1)$$

Donde:

$v_R$ : Velocidad residual

$v_0$  : Velocidad de impacto

$v_{LB}$  : Velocidad del límite balístico

$A$  : Parámetro empírico de ajuste

$p$  : Constante

Utilizando la ecuación (5.1) para obtener la curva de velocidad residual, se obtiene un valor del límite balístico, estos datos se resumen a continuación en la tabla 5.1 para cada una de las estructuras de estudio, junto con los valores calculados de velocidad máxima que pudo detener la estructura y de velocidad mínima que fue capaz de penetrar la estructura, estos datos son de interés en vista de que en ese intervalo de velocidades se encuentra el límite balístico. Los casos en que la velocidad residual es cero representan aquellos en los cuales el proyectil no fue capaz de perforar la estructura ensayada.

Tabla 5.1 Velocidades de impacto experimentales en la estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>VELOCIDAD MÁXIMA DETENIDA POR LA ESTRUCTURA (m/s)</b>	<b>VELOCIDAD MÍNIMA QUE ATRAVIESA LA ESTRUCTURA (m/s)</b>	<b>LIMITE BALÍSTICO (m/s)</b>
Laminado 3 mm	197	216	212±4
Laminado 6 mm	300	337	332±3
Laminado 12 mm	517	553	550±5

En general se aprecia que en los laminados monolíticos, el límite balístico aumenta conforme se incrementa el espesor de la placa, este incremento es lineal, y se produce debido al incremento de la densidad areal, es así como se observa que en el caso del laminado de 12 mm que corresponde a un incremento de cuatro veces el espesor con relación a la placa de 3mm, el límite balístico aumenta 60% , luego para el caso del laminado de 6 mm de espesor, el límite balístico aumenta un 35% con respecto al laminado de 3 mm de espesor.

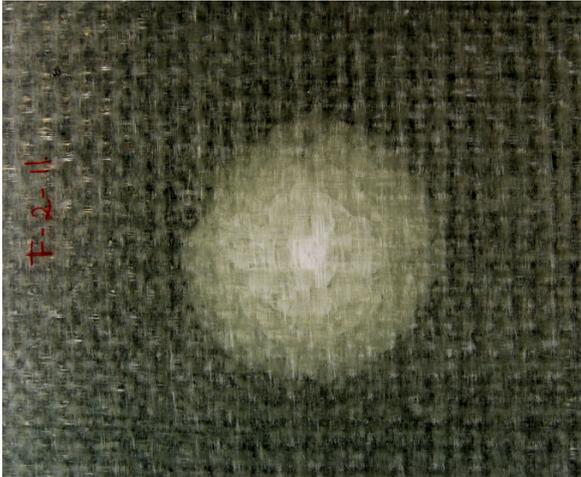
### **Influencia en el área dañada**

Las imágenes mostradas en las Figuras 5.2, 5.3 y 5.4 corresponden a las obtenidas para inspección visual y cálculo del área dañada en algunos de los laminados de 3, 6 y 12 mm de espesor, respectivamente. Inicialmente durante el proceso de inspección visual de las placas se observó que aún cuando habían sido perforadas por el proyectil no se apreciaba un agujero que evidenciara claramente el proceso de perforación, esto se debe a que las fibras de vidrio tienden a cerrarse una vez que el proyectil las ha perforado.

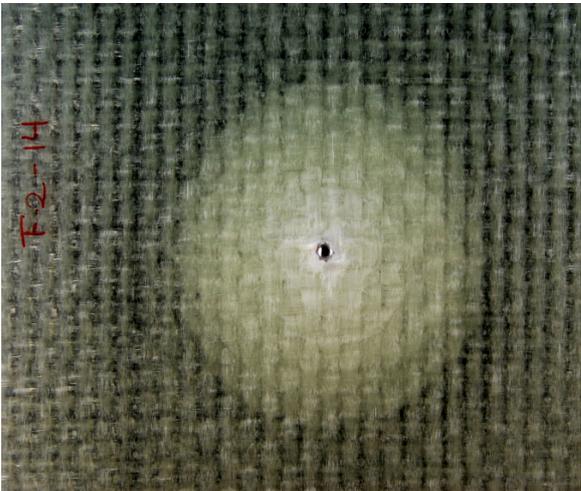
El daño que se observa en la Figura 5.2 corresponde a la sección de impacto de los laminados de 3 mm y se presentan las imágenes correspondientes a los impactos realizados a 197 m/s, 216 m/s (Velocidad más próxima al límite balístico) y 720 m/s. Se muestra como el mayor daño se produce a aquella velocidad de impacto mínima que es capaz de producir la perforación y que está más próxima al límite balístico, mientras que a la mayor velocidad mostrada el área tiende a reducirse y a presentarse el daño mas localizado. Es un detalle que en la Figura 5.2 (b) se logre ver el proyectil que se ha detenido justo dentro de la placa.

Las imágenes mostradas en la figura 5.3 corresponden a las obtenidas del daño que presentan algunas de las estructuras de laminado tejido de fibra de vidrio de 6 mm de espesor, a tres velocidades diferentes de impacto. Las imágenes a la izquierda corresponden a la sección de impacto y las de la derecha a la sección de salida del proyectil. Es posible apreciar visualmente en estas imágenes el mismo efecto que se produce en los laminados de 3 mm, en donde la estructura que sufre el mínimo daño corresponde a la placa que ha sido impactada a la mayor velocidad, mientras que aquella placa impactada con una velocidad cercana a la del límite balístico (Fig. 3 b) es la que presenta la mayor área dañada.

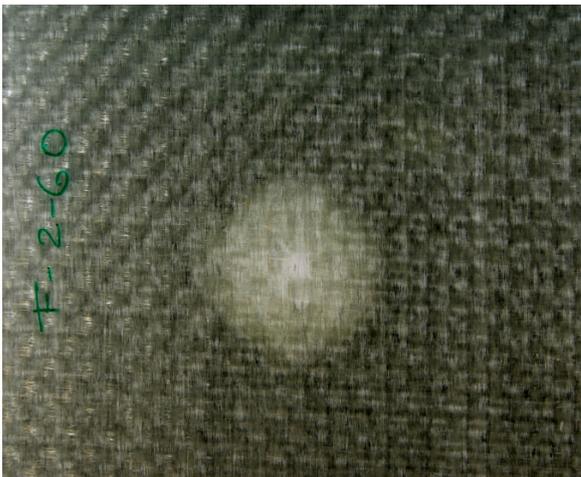
La figura 5.4 muestra las imágenes obtenidas del daño que presentan algunas de las estructuras de laminado tejido de fibra de vidrio de 12 mm de espesor. Las imágenes corresponden a tres velocidades de impacto diferentes que se encuentran cerca del límite balístico, por debajo y por encima de este valor.



(a)



(b)



(c)

Figura 5.2 Extensión del daño en laminados de 3 mm de espesor: a) 197 m/s, b) 216 m/s y c) 720 m/s. [García-Castillo. 2007]

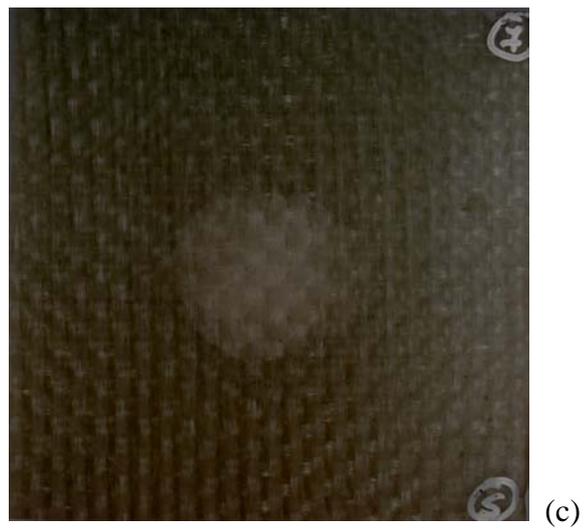
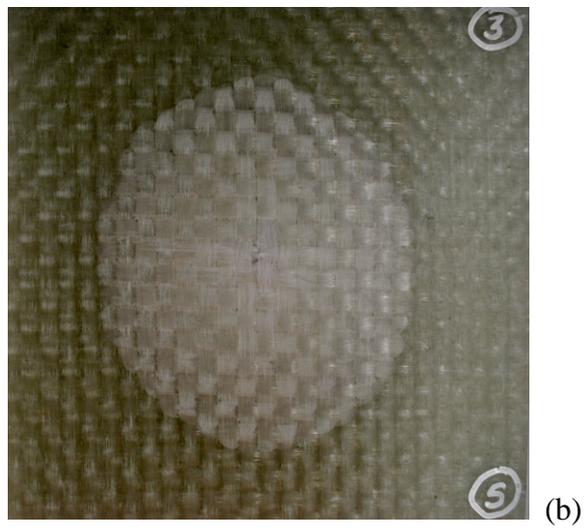
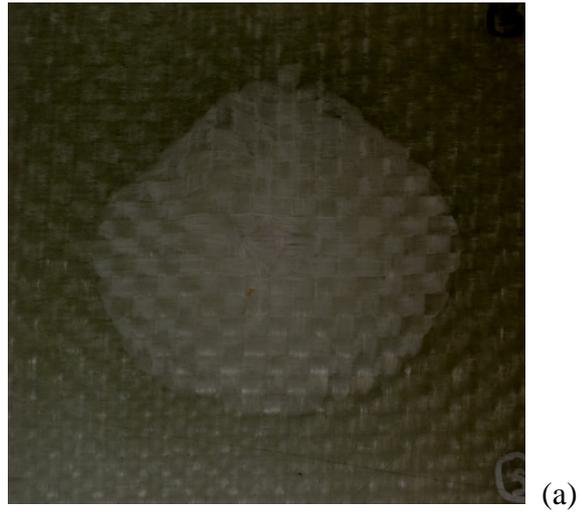


Figura 5.3 Extensión del daño en laminados de 6 mm de espesor: a) 187 m/s, b) 487 m/s y c) 768 m/s.

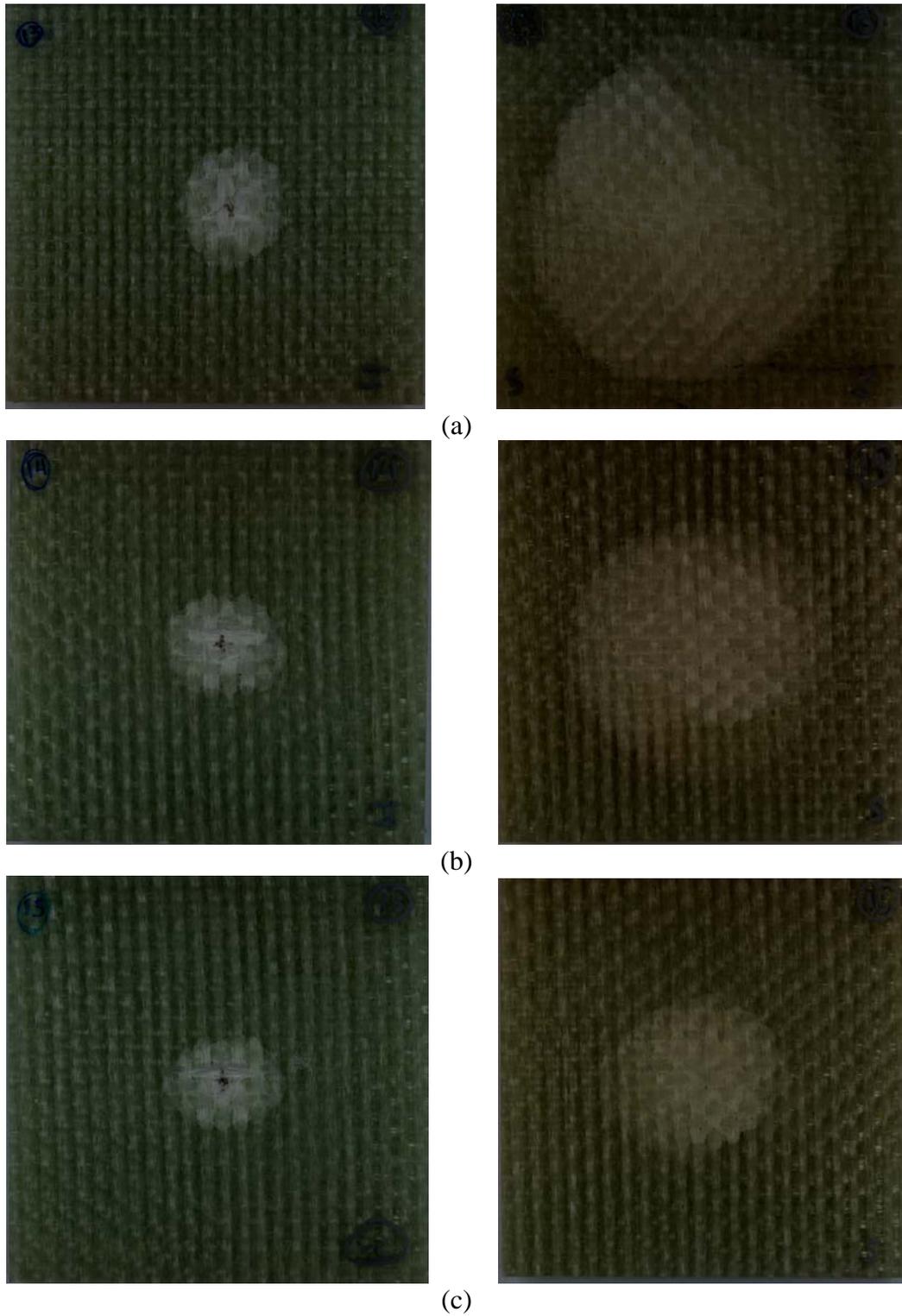


Figura 5.4 Extensión del daño en laminados de 12 mm: a) 464 m/s, b) 607 m/s y c) 778 m/s.

Se observa visualmente que la tendencia en las tres estructuras seleccionadas de tres espesores diferentes es más o menos similar. El daño tiende a ser mayor cuanto más

cerca es la velocidad de impacto de la velocidad de límite balístico, y una vez alcanzado este umbral, al incrementar la velocidad de impacto considerablemente el daño tiende a reducirse y a hacerse más localizado.

A continuación se presenta en la Figura 5.5, la grafica que relaciona la velocidad de impacto con el daño generado en las placas, que ha sido calculado usando técnicas de inspección no destructiva, expresado en función del área de las diferentes estructuras. En todas se observa que las máximas extensiones de daño se alcanzan en el entorno del límite balístico. Para velocidades por debajo del límite balístico la extensión del daño se incrementa con la velocidad, mientras que para velocidades por encima de este, se presenta una disminución de área dañada con el incremento de la velocidad.

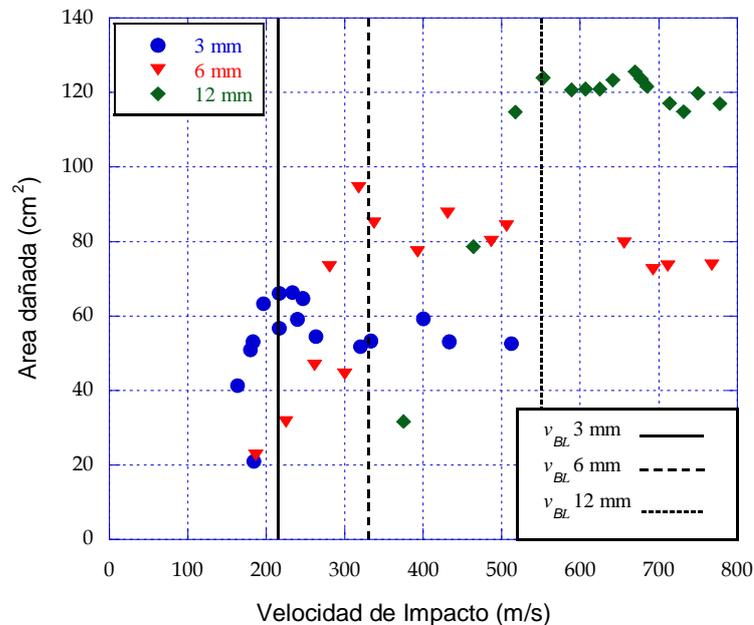


Figura 5.5 Área dañada en estructuras de laminados de espesor variable.

La tabla 5.2 que se presenta a continuación resume los datos obtenidos sobre el área dañada en los tres espesores de laminados estudiados, para el caso de una velocidad de impacto muy próxima al límite balístico, en donde suele ser más evidente el daño. Para este caso que corresponde al estudio de la influencia de espesor en laminados monolíticos, se determinó que el área dañada se incrementa con el espesor de las placas, este incremento es aproximadamente lineal. El laminado de 12 mm presenta

una extensión del daño 54% mayor que el área dañada que presenta el laminado de 3 mm para la velocidad más próxima al límite balístico, que es un porcentaje semejante a la diferencia en el límite balístico entre estas estructuras y equivale a un 60%. En el caso de los laminados de 6 mm de espesor estos presentan una extensión del daño un 32% mayor con respecto al laminado de 3 mm, también para una velocidad de impacto cercana al límite balístico, las diferencias en el límite balístico de estos dos laminados es de 35%.

Tabla 5.2 Comparación del área dañada en estructuras laminadas de fibra de vidrio de diferente espesor.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)</b>	<b>LÍMITE BALÍSTICO. <math>V_{LB}</math> (m/s)</b>	<b>ÁREA DAÑADA (cm<sup>2</sup>)</b>
Laminado 3 mm	217	212±4	57
Laminado 6 mm	337	332±3	85
Laminado 12 mm	553	550±5	124

En general experimentalmente se ha observado que el incremento en términos porcentuales de la velocidad de límite balístico en las tres estructuras estudiadas es muy parecido al incremento del área dañada en términos porcentuales de estos laminados en esta velocidad, esto quiere decir que existe un aumento lineal tanto de la velocidad del límite balístico como del área dañada a esa velocidad, que es proporcional al incremento del espesor de las placas estudiadas.

### 5.1.2 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO

La grafica mostrada en la Figura 5.6 muestra las relaciones entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para dos estructuras laminadas de 2 y 6 mm de espesor fabricadas en tejido de fibra de carbono.

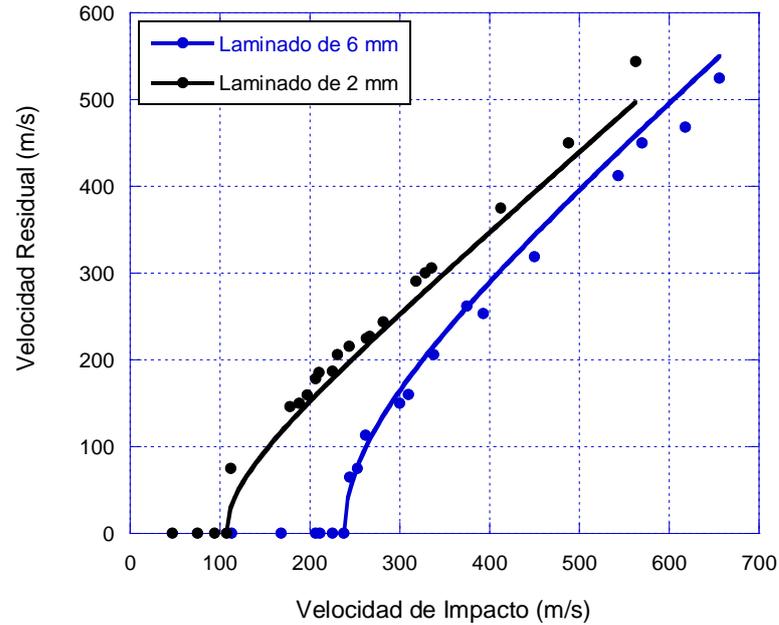


Figura 5.6 Velocidad de Impacto y velocidad residual para estructuras de laminados de fibra de carbono de 2 y 6 mm de espesor.

La tabla 5.3 resume algunos de los datos mas importantes de esta grafica que corresponden a la velocidad máxima que puede ser detenida por cada una de las estructuras y la velocidad mínima que atraviesa la estructura, así como también el límite balístico para estas, el cual fue previamente determinado mediante un ajuste de mínimos cuadrados como el que se presenta en la ecuación (5.1).

Tabla 5.3 Velocidades de impacto experimentales laminados de fibra de carbono de 2 y 6 mm de espesor.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>VELOCIDAD MÁXIMA DETENIDA POR LA ESTRUCTURA (m/s)</b>	<b>VELOCIDAD MÍNIMA QUE ATRAVIESA LA ESTRUCTURA (m/s)</b>	<b>LÍMITE BALÍSTICO. <math>V_{LB}</math> (m/s)</b>
Laminado de 2 mm	94	112	$109.2 \pm 4$
Laminado de 6 mm	225	244	$238 \pm 5$

Los resultados obtenidos muestran que incrementando el espesor de un laminado de fibra de carbono en un 200%, el límite balístico se incrementa en un 138% por lo que la relación entre estos parámetros no es lineal.

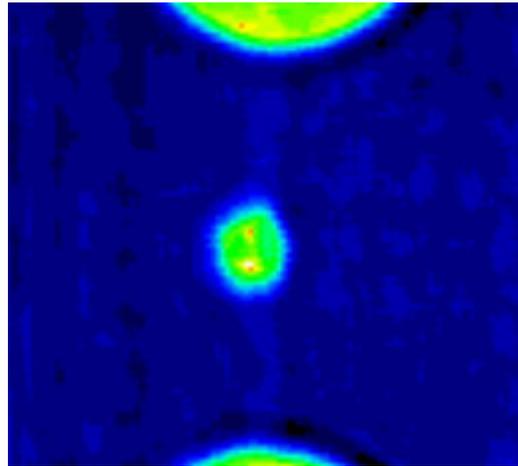
### **Influencia en el área dañada**

Es interesante conocer en este tipo de estructuras como afecta la variación del espesor en el área dañada debido al impacto, de forma tal de poder establecer una relación entre el espesor y el área afectada por un impacto dado a determinada velocidad. A continuación se presentan las imágenes que corresponden a la inspección realizada por ultrasonido y con representación en C scan, las cuales permiten apreciar los cambios en el área afectada para diferentes velocidades de impacto.

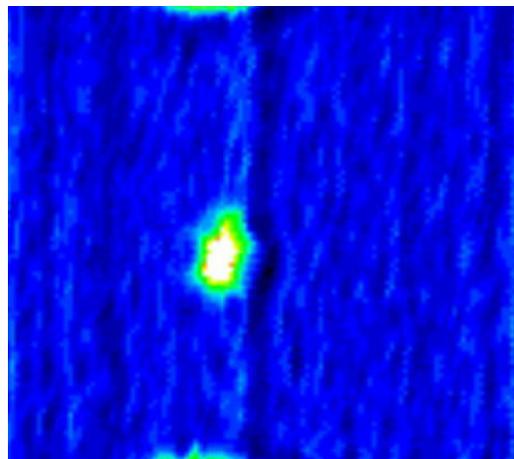
La Figura 5.7 presenta las imágenes correspondientes al daño en placas de fibra de carbono de 2 mm de espesor, a impactos realizados a velocidades de 94 m/s, 112 m/s y 563 m/s, estas velocidades corresponden a un intervalo que cubre velocidades por debajo, próximas y por encima de la velocidad de impacto balístico.

En la Figura 5.7 (a) no hay perforación completa sin embargo la imagen permite apreciar que se ha producido un daño en esta sección. La Figura 5.7 (b) que corresponde a una velocidad próxima a la del límite balístico muestra una huella del proyectil bastante irregular, mientras que en la Figura 5.7 (c) que corresponde con el impacto a la mas alta velocidad alcanzada se ve directamente que ha ocurrido la perforación completa de la estructura y dicha perforación ha dejado una marca que se aproxima a la sección transversal del proyectil.

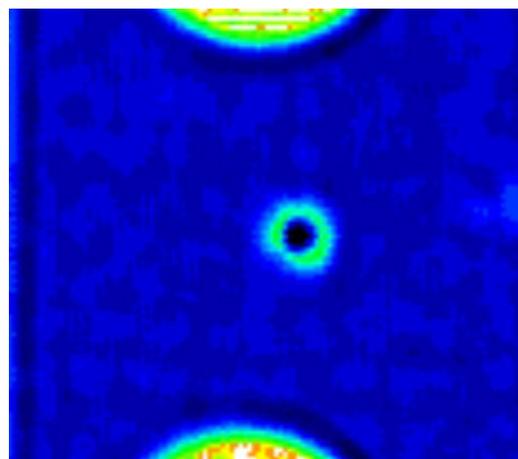
Las imágenes mostradas a continuación en la Figura 5.8 corresponden a las obtenidas mediante la inspección de ultrasonido en laminados de fibra de carbono de 6 mm de espesor.



(a)

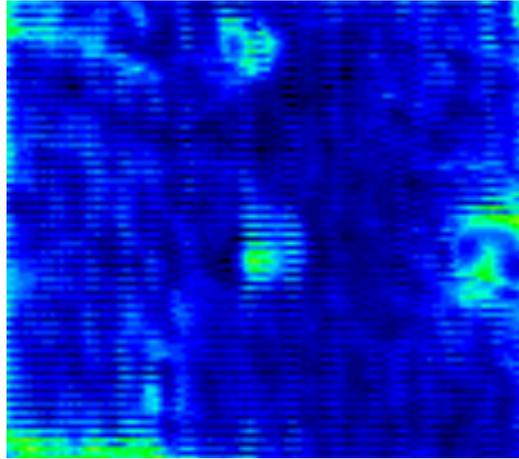


(b)

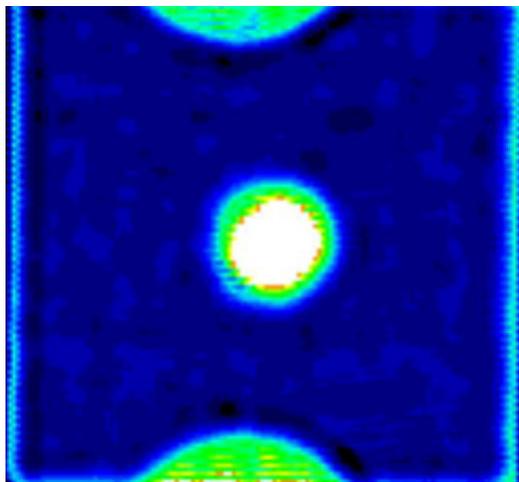


(c)

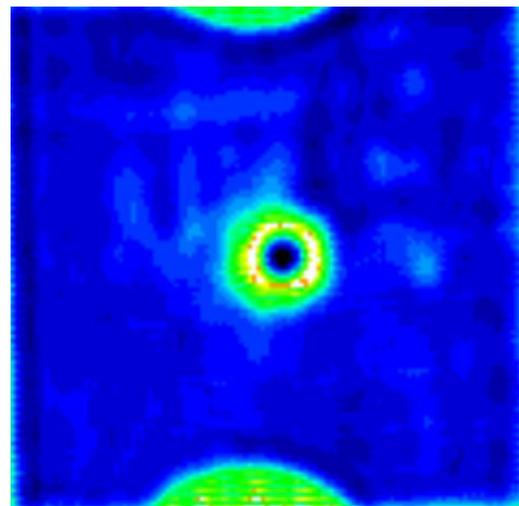
Figura 5.7 Extensión del daño en laminados de 2 mm de espesor. Velocidad de impacto: a) 94 m/s, b) 112 m/s y c) 563 m/s.



(a)



(b)



(c)

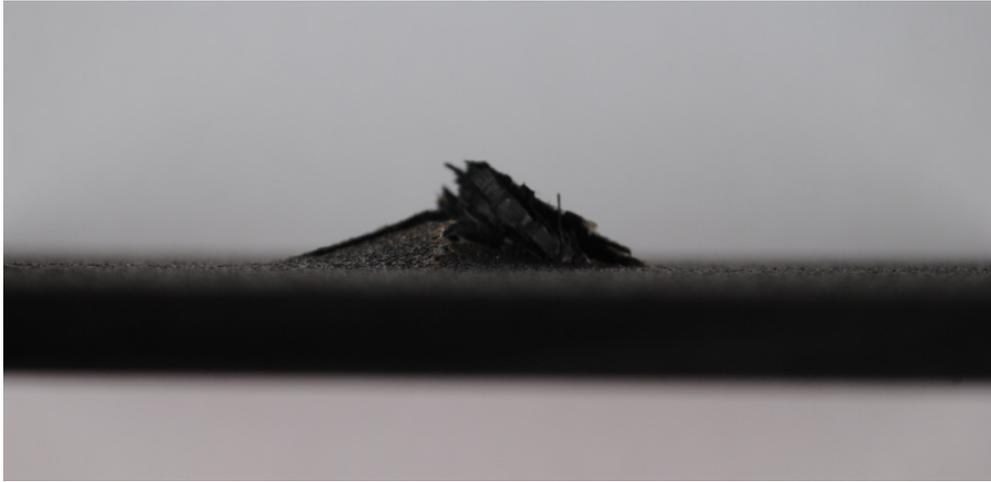
Figura 5.8 Extensión del daño en laminados de 6 mm de espesor. Velocidad de impacto: a) 211 m/s, b) 244 m/s y c) 656 m/s.

La figura 5.8 (a) muestra el daño correspondiente a un laminado de 6 mm de fibra de carbono sometido a un impacto de 211 m/s, esta velocidad se encuentra por debajo de la velocidad del límite balístico y se aprecia en la figura un pequeño daño incipiente que corresponde a la marca dejada por el proyectil durante el proceso de impacto. La figura 15 (b) muestra el daño producido en una probeta en la cual el proyectil ha quedado incrustado sobre la misma, con lo cual la velocidad de impacto empleada se encuentra muy cerca de la velocidad del límite balístico, se aprecia una amplia extensión del daño producido en la estructura bastante considerable. Luego en la figura 15 (c) se observa un daño más localizado en el cual ocurre la perforación total de la estructura y la marca dejada por el proyectil.

Cuando se estudia el daño en estructuras de laminado de fibra de carbono se observa que la aplicación de técnicas de inspección visual solo permite una aproximación cualitativa del área dañada, en la Figura 5.9 se muestra como se ha producido el daño en una probeta de 6 mm de espesor sometida a un impacto de 244 m/s, desde una vista lateral y desde una vista superficial. Estas imágenes reflejan el daño producido por un impacto y ponen en evidencia que dicho daño solo puede ser cuantificado con técnicas espaciales de medición.

La grafica mostrada en la Figura 5.10 muestra los resultados obtenidos de la medición de área dañada mediante la aplicación de técnicas de inspección por ultrasonido sobre laminados de fibra de vidrio de 2 y 6 mm de espesor, estas mediciones han sido realizadas para cada una de las placas sometidas a impacto.

La grafica indica la tendencia de incremento del área dañada conforme se incrementa la velocidad de impacto hasta el umbral de la velocidad de límite balístico, luego de la cual el área dañada comienza a disminuir en ambos casos, tanto para las placas de 3mm como para las placas de 6 mm de espesor.



(a)



(b)

Figura 5.9. Imágenes de daño producido en un laminado de fibra de carbono de 6 mm de espesor a una velocidad de impacto de 244 m/s. (a) Vista lateral (b) Vista superficial.

La tabla 5.4 muestra una comparación de los valores del área dañada obtenidos para el caso de una velocidad de impacto próxima a la velocidad del límite balístico en ambas estructuras.

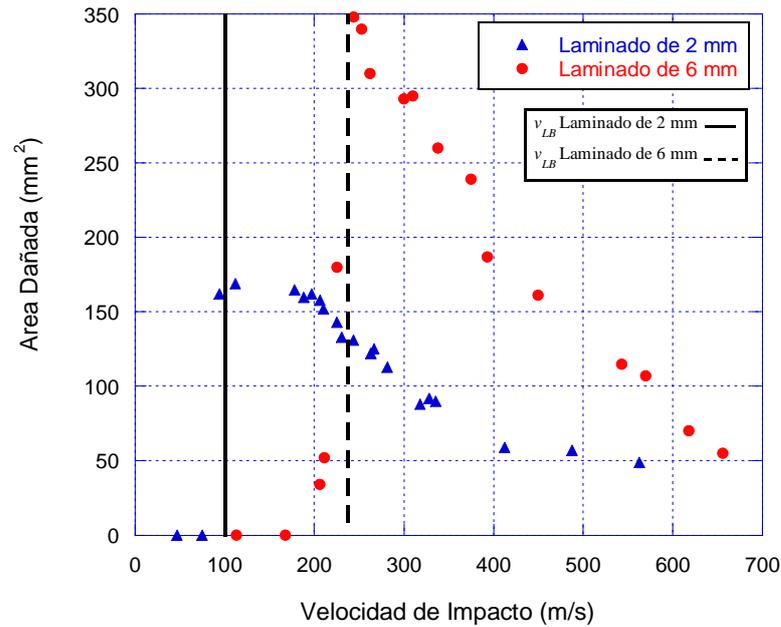


Figura 5.10 Área dañada en estructuras de laminado de fibra de carbono de 2 y 6 mm.

Tabla 5.4. Comparación del área dañada en estructuras laminadas de fibra de carbono de diferente espesor.

ESTRUCTURA	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)	$V_{LB}$ (m/s)	ÁREA DAÑADA ( $mm^2$ )
Laminado de 2 mm	94	$100.2 \pm 4$	162
Laminado de 6 mm	241	$238 \pm 5$	350

Con los datos obtenidos se observa que el incremento del espesor del laminado de fibra de carbono, además de incrementar la velocidad del límite balístico, implica también un incremento del área dañada, sobre todo este incremento se observa a velocidades próximas al límite balístico y es donde se hace más evidente, llegando a ser de un 116% en el mayor de los casos. No obstante en velocidades de impacto muy por encima de la velocidad del límite balístico las diferencias son más discretas, observándose una tendencia a disminuir.

## **5.2 COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO DE ALTA VELOCIDAD DE ESTRUCTURAS SEMEJANTES**

Las estructuras que se han definido como semejantes son aquellas que poseen una densidad areal equivalente, y estas corresponden a los laminados de 6 mm de espesor, a las placas espaciadas y a las estructuras sándwich de vidrio/PVC/poliéster por una parte y por otra corresponde a las placas espaciadas y las estructuras sándwich de carbono/panal de abeja/epoxi. Este estudio permitió establecer la influencia que tiene el núcleo en el caso de las estructuras sándwich como elemento para evaluar la velocidad residual y el límite balístico, así como su influencia en el área dañada por el impacto.

### **5.2.1 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE VIDRIO**

La grafica mostrada a continuación en la Figura 5.11 corresponde a la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual obtenida experimentalmente sobre las estructuras sándwich de vidrio/PVC/poliéster, placas espaciadas de laminados de fibra de vidrio y laminados de 6 mm de espesor también de fibra de vidrio, estas estructuras poseen una densidad superficial equivalente.

La tabla 5.5 mostrada a continuación resume algunos de los valores de velocidad de impacto y velocidad residual más importantes que pueden obtenerse de la grafica.

Los resultados obtenidos muestran que la influencia del núcleo de espuma de PVC es despreciable, observándose en el límite balístico una diferencia del 3,5% entre las estructuras multicapas (placas espaciadas), mientras que entre el laminado monolítico de 6 mm y las placas espaciadas la diferencia es mínima, llegando a ser menor al 1%.

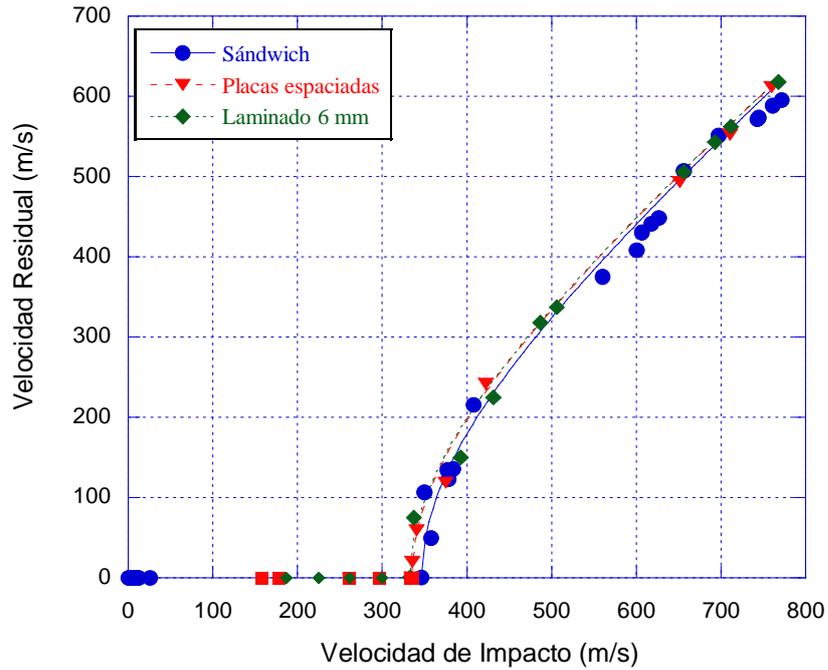


Figura 5.11 Velocidad de Impacto vs Velocidad Residual en estructuras equivalentes de fibra de vidrio.

A la vista de los resultados se puede observar que en términos de velocidad residual y velocidad del límite balístico, las tres estructuras tienen un comportamiento similar en el intervalo velocidades de impacto aplicadas.

Tabla 5.5 Velocidad de impacto experimental en estructuras equivalentes.

ESTRUCTURA	VELOCIDAD MÁXIMA DETENIDA POR LA ESTRUCTURA (m/s)	VELOCIDAD MÍNIMA QUE ATRAVIESA LA ESTRUCTURA (m/s)	LÍMITE BALÍSTICO. $V_{LB}$ (m/s)
Sándwich	318	347	$346 \pm 4$
Placas espaciadas	334	335	$334 \pm 4$
Laminado de 6 mm	300	337	$332 \pm 3$

### **Influencia en el área dañada**

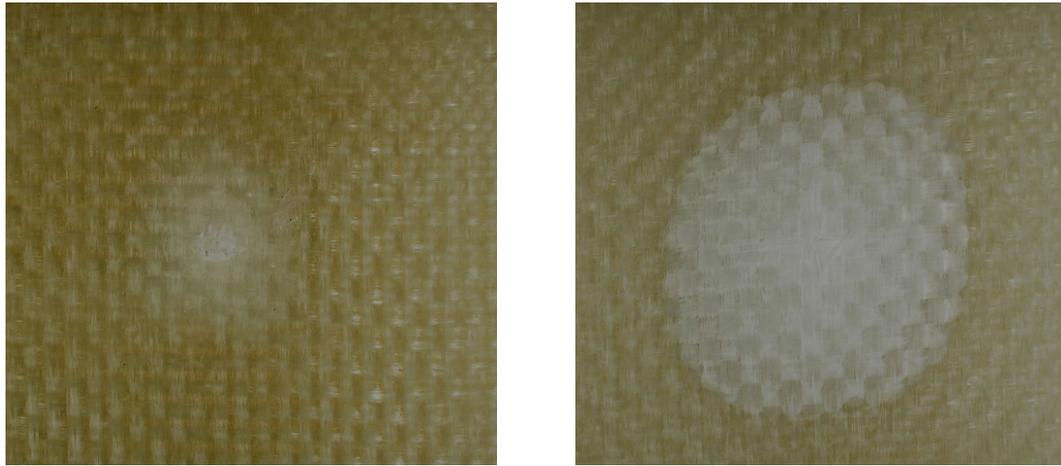
Con el propósito de evaluar como influye la configuración de estructuras equivalentes en el área dañada cuando son sometidas a impactos de alta velocidad fue necesario realizar una inspección no destructiva mediante la técnica de inspección visual para cada una de las estructuras, tal y como fue explicado en el Capítulo IV de esta tesis.

Las imágenes mostradas en la Figura 5.12, corresponden a las obtenidas para inspección visual y para el cálculo del área dañada en las estructuras sándwich para velocidades de impacto cerca del límite balístico que corresponde a una velocidad de 330 m/s, a una velocidad de 408 m/s y para la máxima velocidad conseguida en este que equivale a 772 m/s.

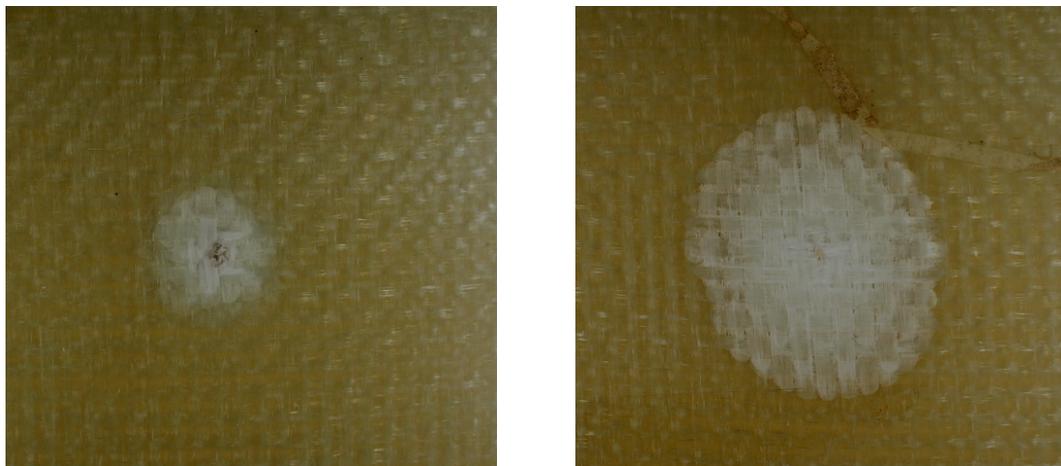
Las imágenes que se muestran en la Figura 5.13 corresponden a las pieles impactadas y a las de salida del proyectil en las placas espaciadas de fibra de vidrio. Se presentan las correspondientes a las velocidades de 261, 335 y 760m/s.

La Figura 5.14 muestra las imágenes obtenidas sobre las estructuras de laminado de fibra de vidrio de 6 mm de espesor para velocidades de impacto de 300, 506 y 768 m/s.

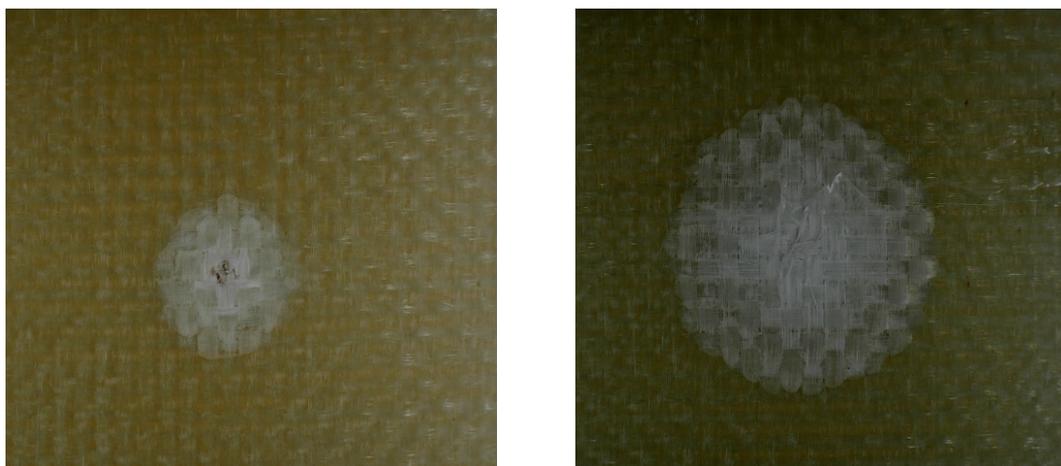
En general las figuras mostradas permiten dar una idea desde el punto de vista cualitativo de la extensión del área dañada, en todos los casos se ha observado que esta área es mayor en las estructuras que han sido impactadas a una velocidad próxima a la velocidad del límite balístico.



(a)

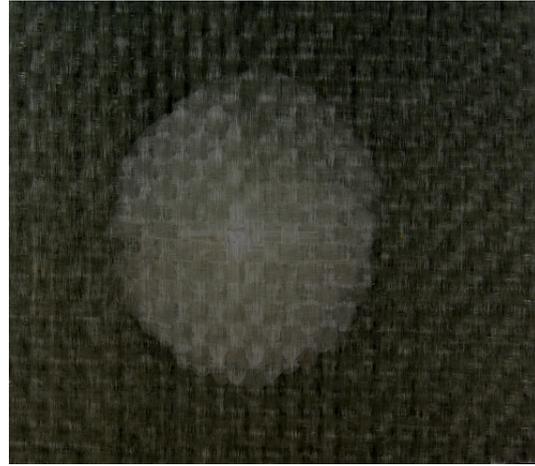
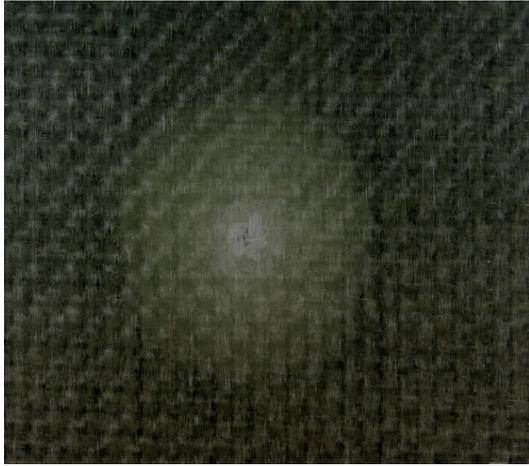


(b)

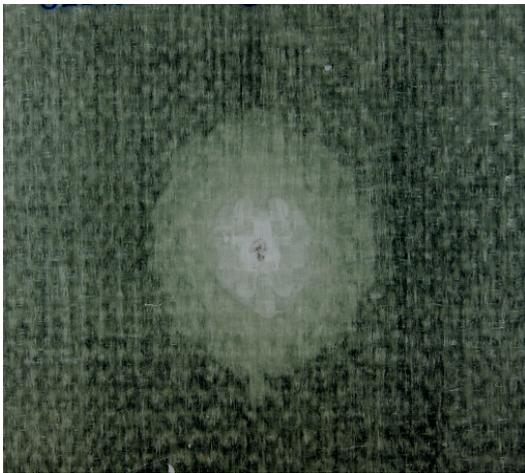


(c)

Figura 5.12 Extensión del daño en la estructura sándwich: a) 330 m/s, b) 408 m/s y c) 761 m/s.



(a)



(b)



(c)

Figura 5.13 Extensión del daño en las placas espaciadas: a) 261 m/s, b) 335 m/s y c) 760 m/s.

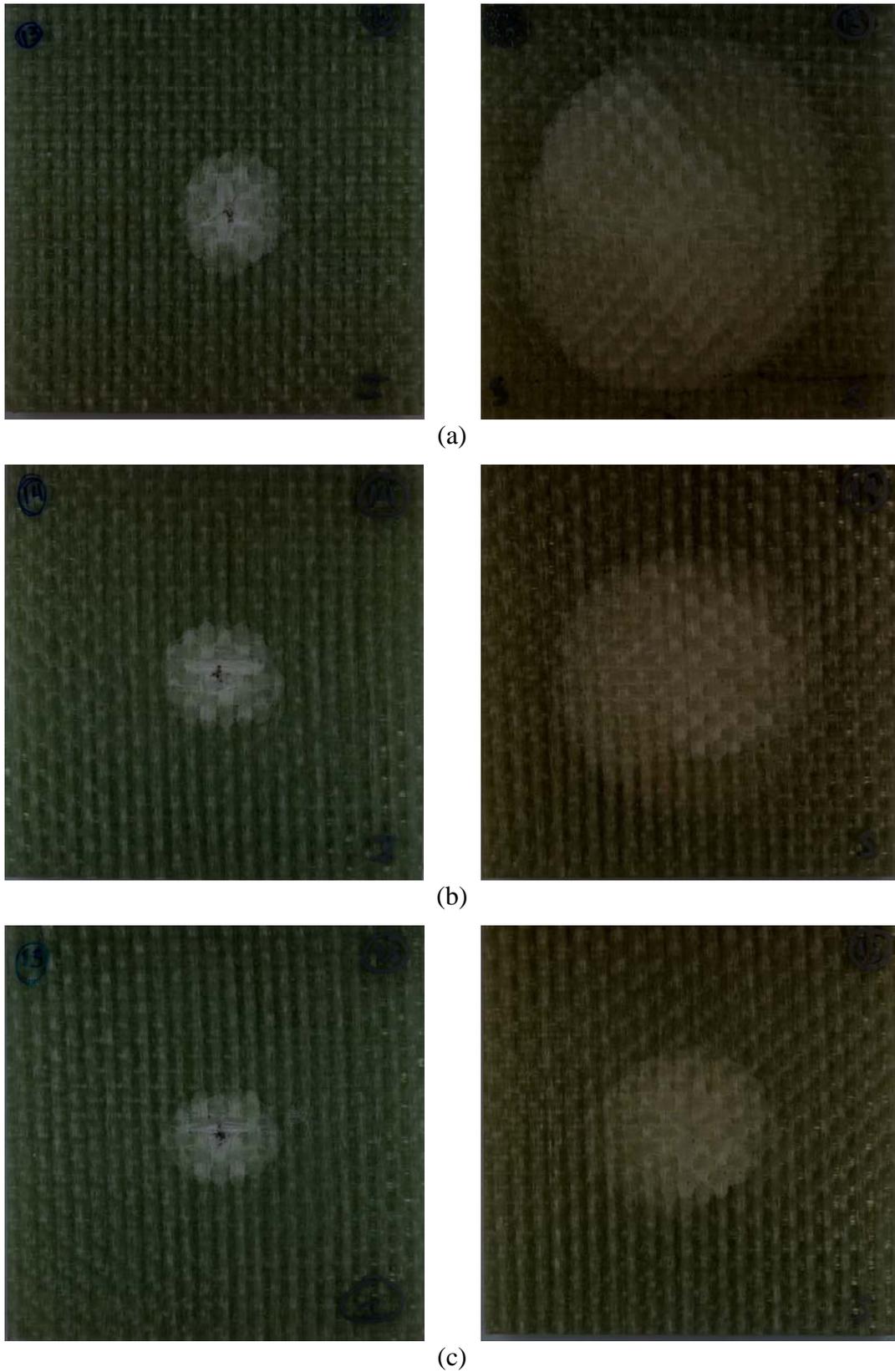


Figura 5.14 Extensión del daño en el laminado de 6 mm: a) 300 m/s, b) 506 m/s y c) 768 m/s.

En las graficas mostradas a continuación en la Figura 5.15 y 5.16, se presentan los datos cuantitativos obtenidos del análisis de daño efectuado sobre las diferentes estructuras medidos en función del área afectada, tanto para la piel sometida directamente al impacto como para la piel posterior o sección de salida del proyectil sobre las estructuras multicapas (estructuras sándwich y placas espaciadas) y el laminado monolítico de 6 mm. Se observan unas diferencias significativas en el daño presente en la sección de impacto, especialmente en el intervalo de velocidades próximas al límite balístico.

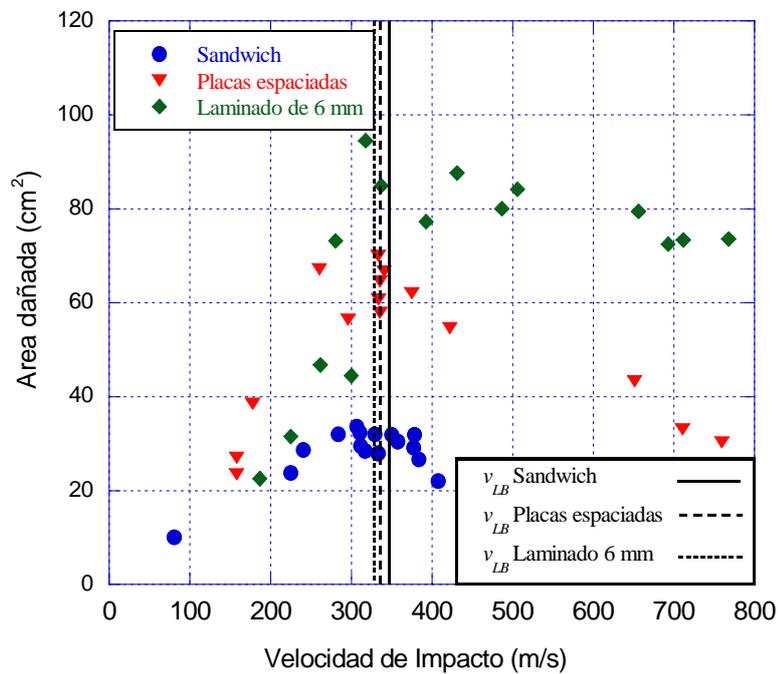


Figura 5.15 Área dañada en la sección de impacto.

Se observa también que el área dañada en ambas pieles de las estructuras sándwich y de las placas espaciadas muestran la misma tendencia encontrada en laminados del mismo material [García-Castillo et al., 2010].

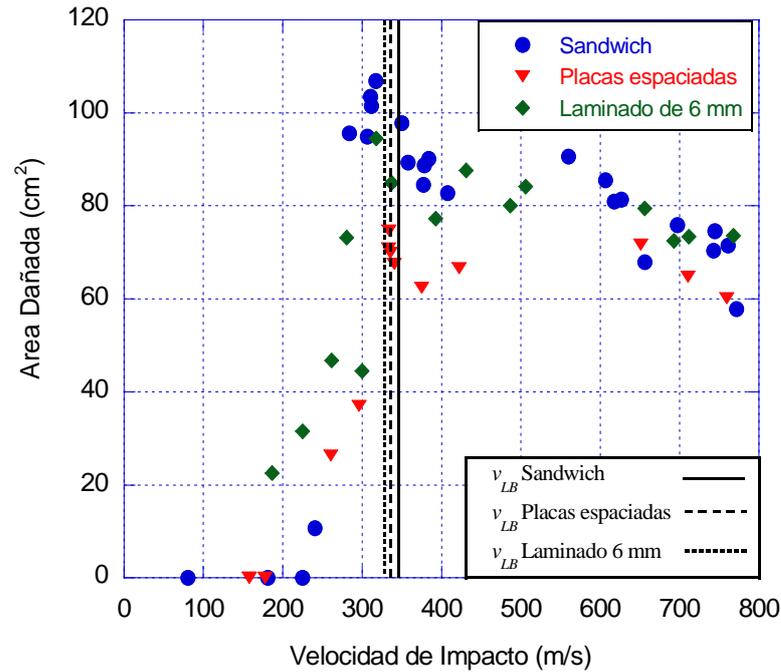


Figura 5.16 Área dañada en la sección de salida.

La tabla 5.6 mostrada a continuación resume algunos valores importantes del área dañada tanto en la sección de impacto como en la sección de salida del proyectil para velocidades próximas al límite balístico.

Tabla 5.6 Comparación del área dañada en estructuras laminadas de fibra de vidrio de diferente espesor.

ESTRUCTURA	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)	LÍMITE BALÍSTICO. $V_{LB}$ (m/s)	ÁREA DAÑADA EN LA SECCIÓN DE IMPACTO (cm <sup>2</sup> )	ÁREA DAÑADA EN LA SECCIÓN DE SALIDA (cm <sup>2</sup> )
Estructuras sándwich	347	346±4	32	108
Placas espaciadas	335	334±4	70	78
Laminado de 6 mm	337	332±3	85	100

Se observa que en la sección de impacto, la estructura sándwich es la que presenta la menor área dañada a una velocidad próxima al límite balístico de dicha estructura, siendo el área dañada en las placas espaciadas un 54% mayor y en el laminado monolítico de 6 mm de espesor un 60 %. En la sección de salida este comportamiento es contrario, encontrándose que el área dañada en las estructuras sándwich es un 34% mayor que el área dañada en las placas espaciadas y un 28% mayor con relación al laminado de 6 mm de espesor. En las estructuras multicapas la presencia del núcleo incrementa en un 25% el área dañada en la piel posterior en las proximidades del límite balístico, por el contrario, en la piel frontal el área dañada es tres veces mayor en las placas espaciadas. El daño en la piel posterior (sección de salida) de la estructura sándwich es similar al encontrado en el laminado monolítico de 6 mm de espesor, siendo la diferencia entre estas dos estructuras del 8%.

Las diferencias en el área dañada entre la piel directamente impactada y la piel posterior o de salida del proyectil en las estructuras estudiadas podrían estar influenciadas por la propagación de las ondas elásticas, las cuales están controladas por las diferencias en las propiedades de los materiales (densidad y módulo de elasticidad) que corresponden a las pieles de fibra de vidrio y resina de poliéster, el núcleo de espuma de PVC y el aire. En la estructura sándwich, parte de la onda generada durante el impacto es reflejada a la piel de entrada y otra pequeña parte es transmitida desde esta piel al núcleo, mientras que en las estructuras de placas espaciadas el total de la onda es reflejada a la piel de entrada ya que no existe medio de transmisión para la onda, haciendo que el daño sea mayor en esta piel de la estructura. Por contraste, en área dañada en la piel posterior o piel de salida de la estructura sándwich es mucho mayor que en las placas espaciadas porque la onda transmitida es amplificadas debido a que hay una mayor rigidez en la fibra de vidrio-poliéster que en la espuma de PVC.

### **5.2.2 APLICACIÓN A ESTRUCTURAS DE FIBRA DE CARBONO**

En la grafica mostrada en la Figura 5.17, se observa la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para una serie ensayos realizados sobre estructuras

sándwich de fibra de carbono y núcleo de panel de abeja de aluminio y sobre placas espaciadas fabricadas con las mismas pieles de la estructura sándwich.

Se observa que prácticamente las graficas se superponen, lo que indica que la presencia del núcleo de panel de abeja de aluminio en la estructura sándwich es prácticamente despreciable en la resistencia al impacto de este tipo de estructuras para este tipo de ensayos, específicamente en los parámetros de velocidad residual y en el límite balístico.

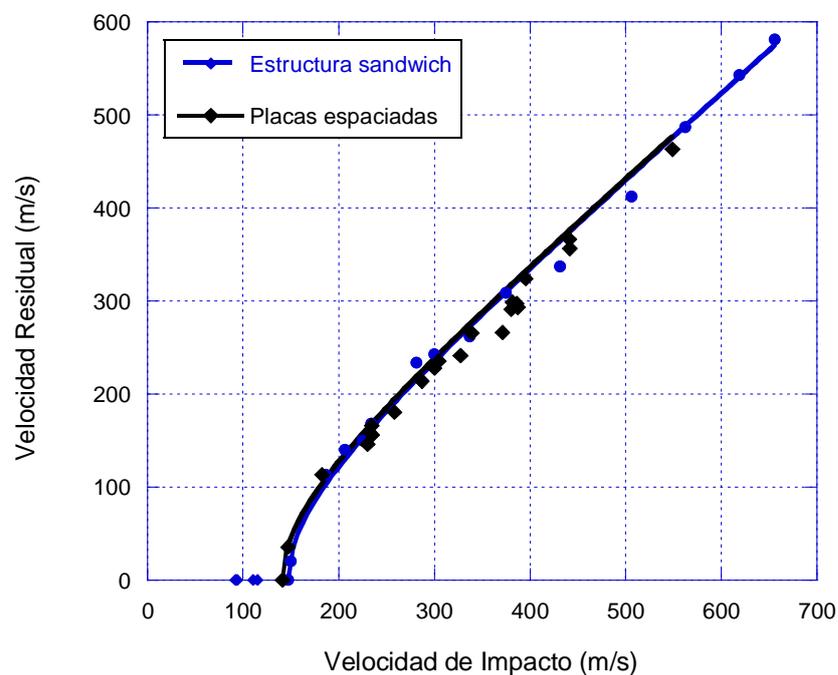


Figura 5.17 Velocidad de Impacto y velocidad Residual para estructuras equivalentes.

Utilizando la ecuación (5.1) para obtener la curva de ajuste, se obtiene un valor del límite balístico en cada estructura que se recoge a continuación en la siguiente tabla 5.7, en ella se observa que las diferencias en el límite balístico entre ambas estructuras es aproximadamente el 5%, lo que representa un porcentaje muy bajo y evidencia la similitud de ambas estructuras en su comportamiento frente a impacto basado en la velocidad residual y la velocidad de límite balístico.

Tabla 5.7 Velocidades de impacto experimentales en estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>VELOCIDAD MÁXIMA DETENIDA POR LA ESTRUCTURA (m/s)</b>	<b>VELOCIDAD MÍNIMA QUE ATRAVIESA LA ESTRUCTURA (m/s)</b>	<b>LIMITE BALÍSTICO (m/s)</b>
Sándwich de carbono/panal de abeja/epoxi	140	147	139±4
Placas Espaciadas	131	150	146±2

### **Influencia en el área dañada**

Mediante inspección visual se observó que en la mayoría de los casos el proyectil había atravesado la probeta, perforando las dos pieles de la misma, tanto en el caso de la estructura sándwich como en el caso de las placas espaciadas. En general, los agujeros realizados por el proyectil en las pieles tenían forma cuadrada o redondeada. Por otra parte, se observó que en el caso de las estructuras sándwich el núcleo había sido arrancado y arrastrado en algunos casos por el proyectil fuera de la probeta, produciéndose durante el proceso desgarros y roturas en algunas de las paredes de las celdillas del núcleo contiguas a las afectadas directamente por el proyectil. Visualmente no se observaron deformaciones importantes alrededor de los agujeros producidos por la perforación en ninguna de las pieles de los dos tipos de estructuras seleccionadas para este estudio.

Las imágenes mostradas a continuación muestran el área afectada por el impacto en las estructuras sándwich de fibra de carbono con núcleo de panal de abeja, así como de las estructuras de placas espaciadas de tejido de fibra de carbono, que corresponden ambas a estructuras equivalentes. Estas imágenes permiten evaluar la influencia que tiene el núcleo presente en las estructuras sándwich sobre el área dañada en la estructura.

La Figura 5.18 muestra los resultados obtenidos de la inspección de ultrasonido por C Scan en las estructuras sándwich, a 141 m/s, 300 m/s y 548 m/s.

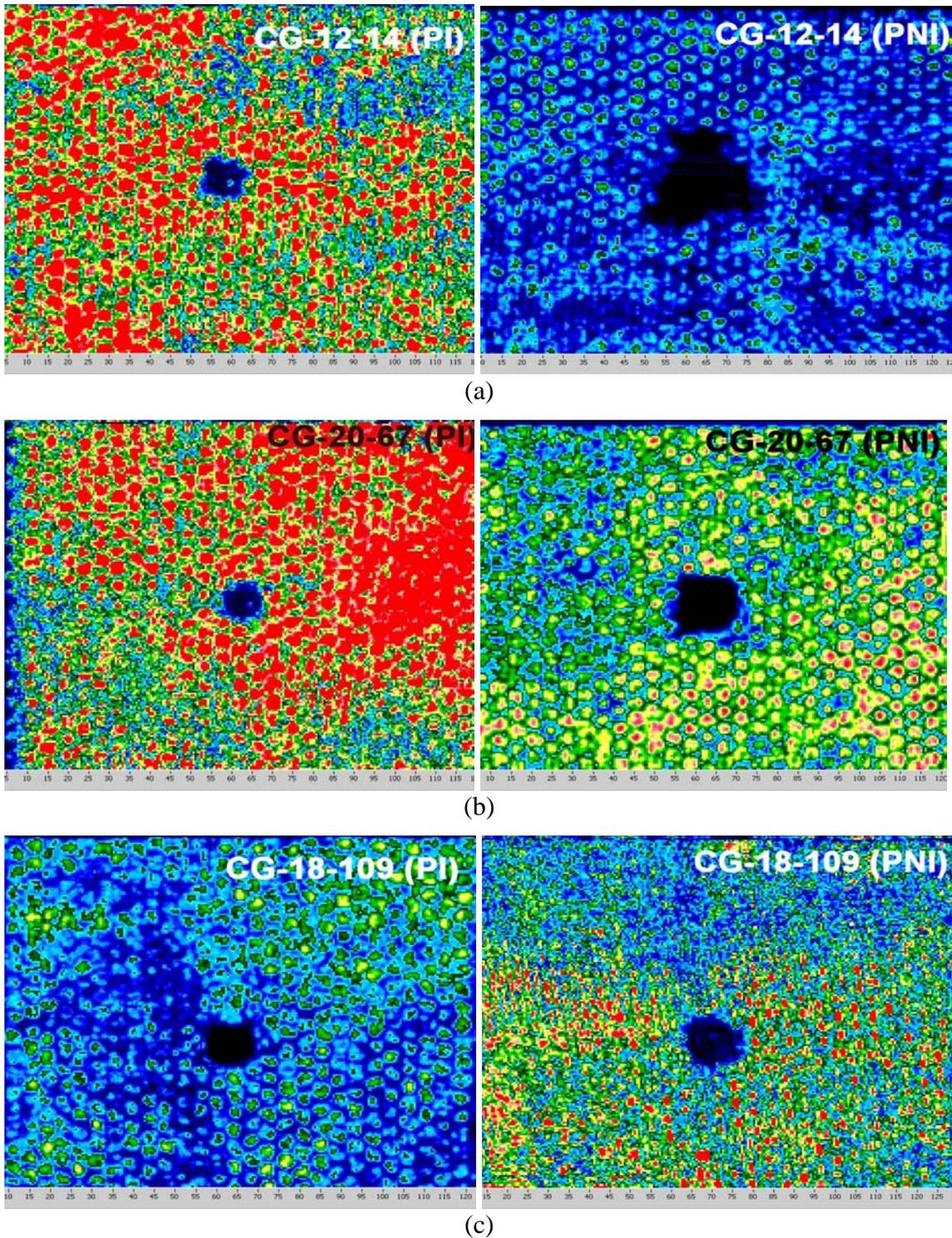


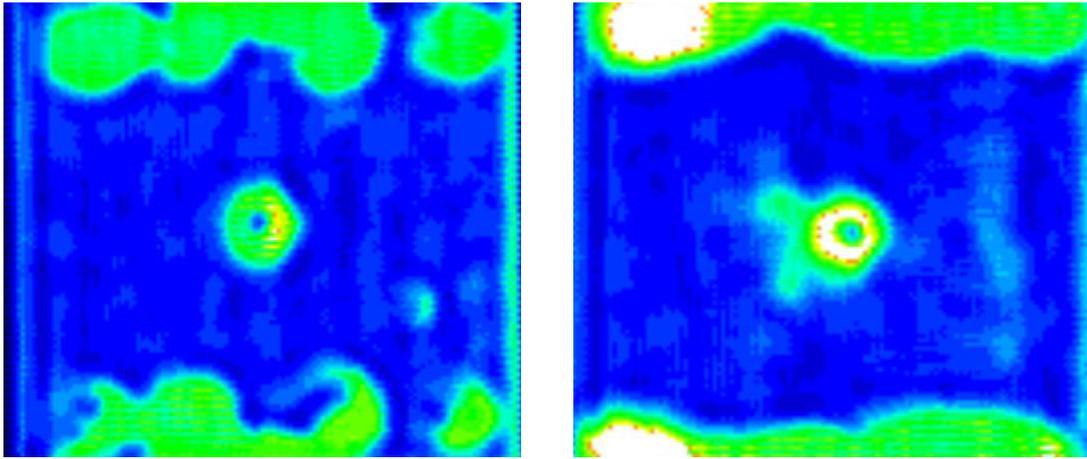
Figura 5.18 Extensión del daño en la estructura sándwich sometidas a impactos de velocidad: a) 141 m/s, b) 300 m/s y c) 548 m/s.

Obsérvese que en las tres imágenes que se muestran a las diferentes velocidades en la Figura 5.18, en la placa impactada (PI) el aspecto del agujero de entrada es redondeado y sobre todo a la mayor velocidad presenta un corte limpio, mientras que las imágenes que se muestran en la placa no impactada directamente (PNI), que corresponde a la sección de salida del proyectil, es muy particular en cada una de las diferentes velocidades de impacto.

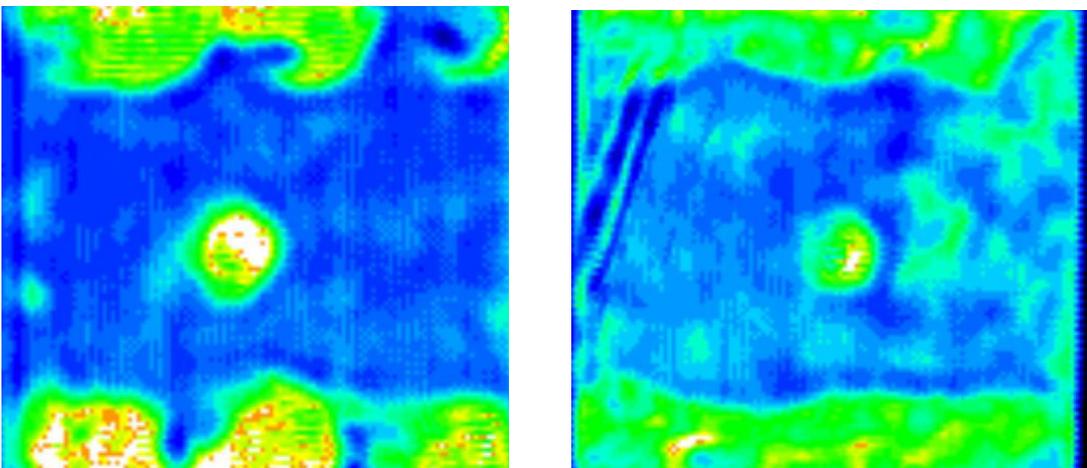
Conforme se incrementa la velocidad de impacto el contorno del agujero a la salida va cambiando de forma. A la velocidad mas próxima al límite balístico el agujero a la salida tiene un perfil bastante irregular, a una mayor velocidad se puede apreciar ya una mejor definición de la forma circular que deja el proyectil, finalmente a una velocidad considerablemente mas alta ya el daño es mas localizado, la forma que deja en la piel de salida el proyectil es prácticamente igual a la forma que deja en la piel de entrada y define perfectamente la sección transversal del mismo. En lo que al área dañada se refiere, estas imágenes permiten ver como a partir de una velocidad de impacto de 141 m/s, en la medida que se incremente la velocidad de impacto, el área dañada se va reduciendo considerablemente.

Las imágenes de la Figura 5.19, corresponden a las obtenidas por la inspección de ultrasonido en C-Scan sobre las estructuras de placas espaciadas de laminados de fibra de carbono, a una velocidad que corresponde a 131, 150 y 656 m/s.

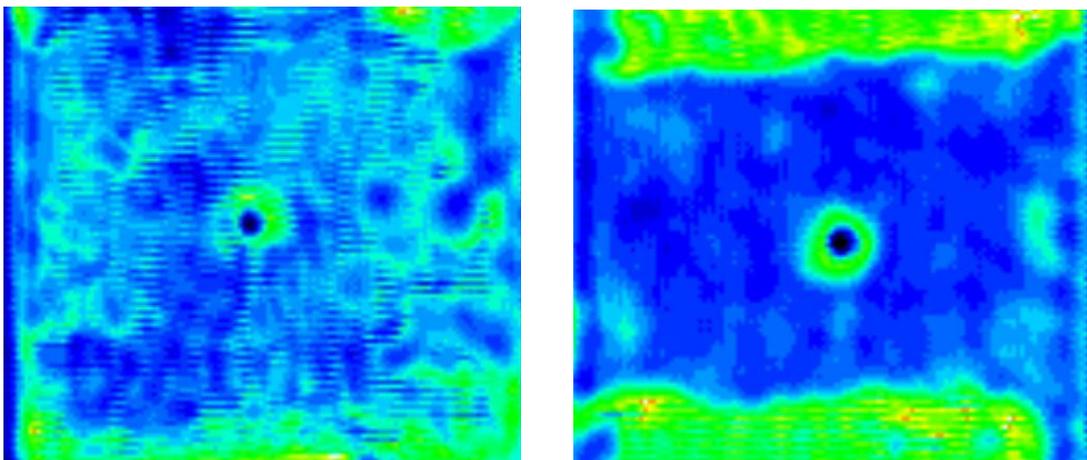
La grafica mostrada en la Figura 5.20 recoge los valores medidos del área dañada, utilizando los resultados obtenidos de la inspección por ultrasonido en C-Scan para las estructuras sándwich y las placas espaciadas de fibra de carbono, tanto en la piel de entrada como en la piel de salida. La tabla 5.8 mostrada más adelante resume algunos de los datos obtenidos de las graficas que permiten realizar una comparación del área dañada en las estructuras equivalentes de fibra de carbono.



(a)



(b)



(c)

Figura 5.19 Extensión del daño en las placas espaciadas: a) 130 m/s, b) 150 m/s y c) 656 m/s.

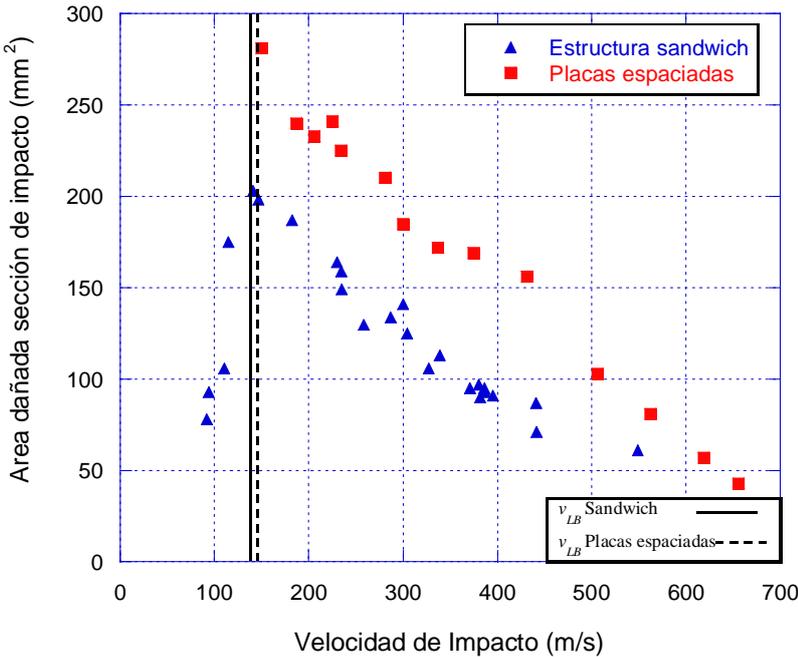


Figura 5.20 Relación del área dañada en la sección de impacto estructuras de fibra de carbono.

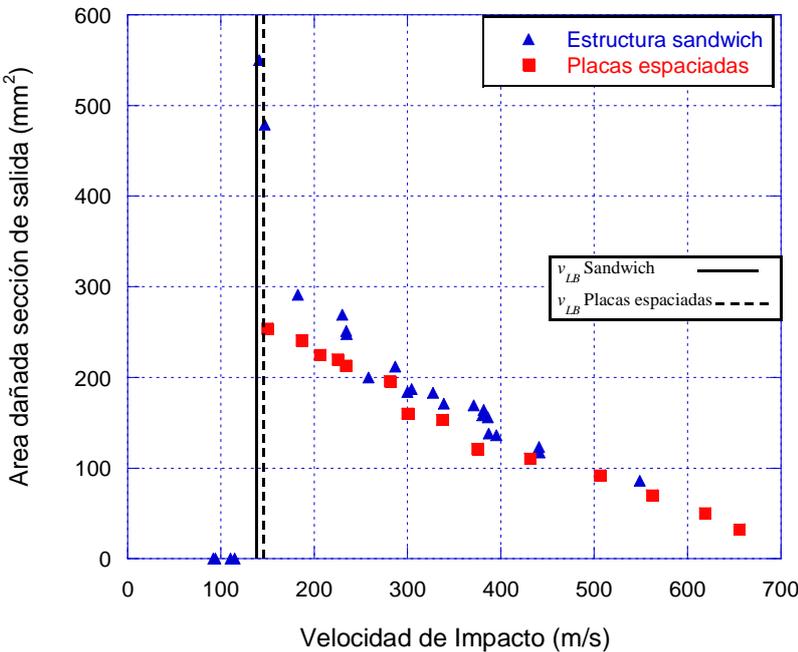


Figura 5.21 Relación del área dañada en la sección de salida estructuras de fibra de carbono.

Tabla 5.8. Comparación del área dañada en estructuras equivalentes de fibra de carbono.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)</b>	<b><math>V_{LB}</math> (m/s)</b>	<b>SECCIÓN DE IMPACTO (mm<sup>2</sup>)</b>	<b>SECCIÓN DE SALIDA (mm<sup>2</sup>)</b>
Estructura sándwich	142	139±4	203	550
Estructura de placas espaciadas	147	146±2	280	253

Se observa que a una velocidad próxima al límite balístico el área dañada es considerablemente mayor en la sección de impacto de las placas espaciadas, no obstante en la sección de salida el área dañada es mucho mayor en la estructura sándwich.

### 5.3 ENSAYOS DE IMPACTO DE BAJA VELOCIDAD

Los impactos de baja velocidad se consideran potencialmente peligrosos sobre todo porque el daño originado puede pasar desapercibido y podría quedar sin ser detectado, en muchas situaciones el nivel de impacto en el cual se forma el daño visible es mucho más alto que el nivel en que la pérdida sustancial de las propiedades residuales se produce. El daño no se considera como una amenaza en las estructuras metálicas, ya que debido a la naturaleza dúctil del las aleaciones, las mismas pueden absorber grandes cantidades de energía. Por el contrario, los materiales compuestos pueden fallar en una gran variedad de modos y contienen apenas daños por impacto que puedan ser apreciados visiblemente, sin embargo reducen gravemente la integridad estructural del componente.

Las pruebas de impacto de baja velocidad fueron desarrolladas para caracterizar el tipo y la extensión del daño en estructuras sándwich, las cuales estuvieron sometidas a velocidades de impacto desde lo 1.8 a 5 m/s en un intervalo de energías que va desde 8 a 55 J., para las estructuras sándwich de tejido vidrio/ poliéster / PVC y 1.2 a 2.6 m/s de velocidad de impacto con energías de 4 a 15 J para estructuras sándwich de tejido de carbono/panal de abeja de aluminio/epoxi.

### 5.3.1 ESTRUCTURAS SÁNDWICH DE FIBRA DE VIDRIO

A continuación se presenta una tabla con la matriz de ensayo correspondientes a los impactos de baja velocidad sobre las estructuras sándwich de fibra de vidrio, en ella se destacan la velocidad de impacto, la energía de impacto, la fuerza máxima aplicada durante el proceso y el desplazamiento de máximo de las pieles tanto superiores como inferiores de la estructura, todos estos datos obtenidos a partir del registro de fuerza – tiempo del ensayo y calculados como se explico previamente en el Capítulo 3.

Tabla 5.9. Matriz de ensayos de baja velocidad de impacto para estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

<b>VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)</b>	<b>ENERGÍA DE IMPACTO (J)</b>	<b>FUERZA MÁXIMA (KN)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO DE LA PIEL SUPERIOR (mm)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO DE LA PIEL INFERIOR (mm)</b>
4.7	53.20	14.31	8	2
5	57.94	14.65	8.1	1.7
4.8	53.22	14.06	8	1.9
4.6	50.16	14.08	7.6	1.8
3.9	36.77	11.56	6.7	1.6
3.9	36.77	12.26	6.4	1.6
3.9	36.77	12.26	6.4	1.5
4	37.51	11.99	6.5	1.4
3.4	26.70	9.67	5.7	1.3
3.5	28.94	9.74	6.1	1.3
3.4	26.70	10.1	5.8	1.3
3.5	28.94	7.8	5.8	1.3
2.5	15.49	7.8	4.2	1.1
2.8	18.11	7.8	4.6	1.1
2.6	15.61	7.7	4.1	1.0
2.6	15.61	7.8	4.2	1.1
1.8	7.484	5.2	2.8	0.7
1.9	9.147	5.1	3.3	0.76
1.9	8.874	5.2	3.1	0.72
2	9.240	5.2	3.2	0.76

La imagen mostrada en la Figura 5.22, muestra el grafico de historial de fuerza de impacto frente al tiempo de cinco ensayos realizados a diferentes velocidades de impacto. La ventana de tiempo muestra que la duración de todos los ensayos que se muestran fue prácticamente el mismo y equivale a 0.005 segundos, durante este tiempo aparece en todos los casos una fuerza pico característica de cada velocidad de impacto mostrada.

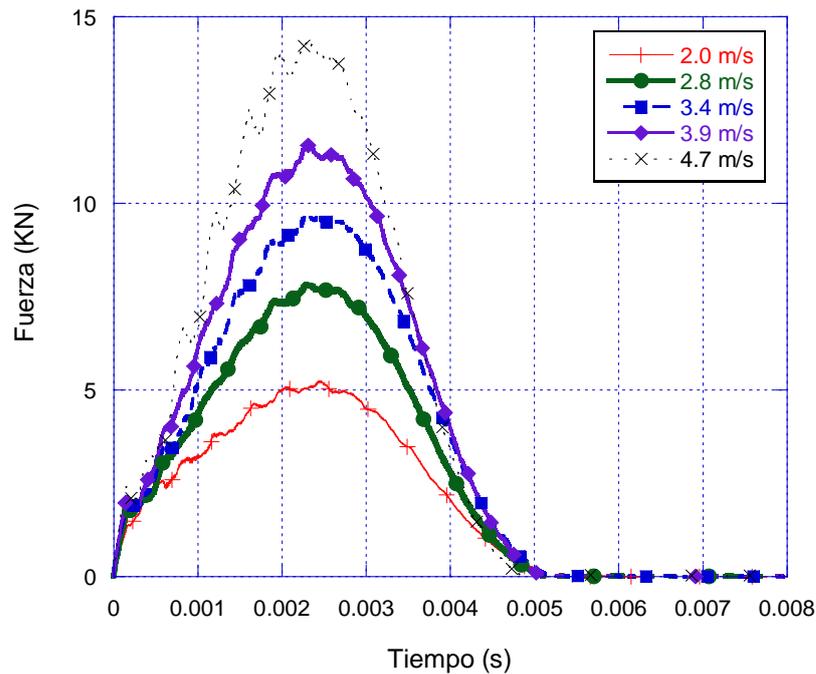


Figura 5.22 Grafica de Fuerza vs. Tiempo de los ensayos realizados en estructuras sándwich de fibra de vidrio.

La respuesta de la estructura es casi sinusoidal para prácticamente todos los niveles de velocidad de impacto, lo que sugiere una característica fundamental del modo de impacto de una gran masa sobre una estructura ligera [Davies et al.,2006], no obstante ya para una velocidad de impacto por encima de 3.9 m/s se observa un truncamiento del pico en la grafica seguida de una recuperación lenta lo cual indica una disminución de la rigidez de la estructura debido al daño que se produce a esta velocidad de impacto. Comparando todos los casos presentados se observa claramente que la fuerza máxima se incrementa significativamente conforme aumenta la velocidad de impacto.

La imagen mostrada en la Figura 5.23 muestra el comportamiento de la fuerza de impacto con relación al desplazamiento del percutor para una serie de ensayos realizados a cinco velocidades de impacto diferentes. Evidentemente el mayor desplazamiento ocurre a la velocidad de impacto más alta que se muestra en esta grafica, en este caso a 4.6 m/s.

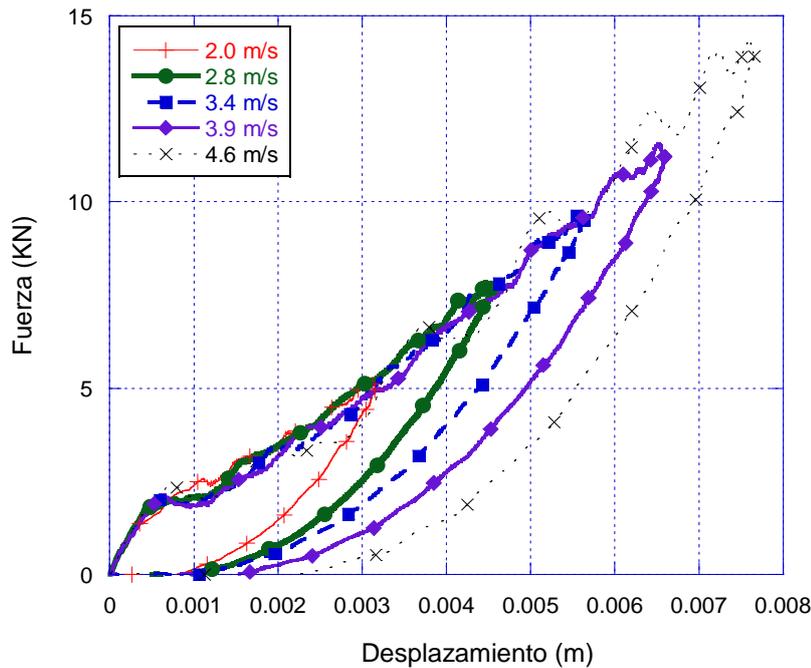


Figura 5.23 Grafica de Fuerza vs Desplazamiento de la piel superior del sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

La grafica mostrada a continuación en la Figura 5.24 muestra la relación de energía en función del tiempo para una serie de ensayos realizados a cinco velocidades de impacto diferentes sobre la estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

La grafica mostrada en la Figura 5.25 muestra la relación entre la energía de impacto aplicada sobre la estructura sándwich de fibra de vidrio y la energía absorbida durante el proceso. En esta imagen se aprecia que existe una tendencia lineal de incrementarse la energía de absorbida conforme se incrementa la energía de impacto.

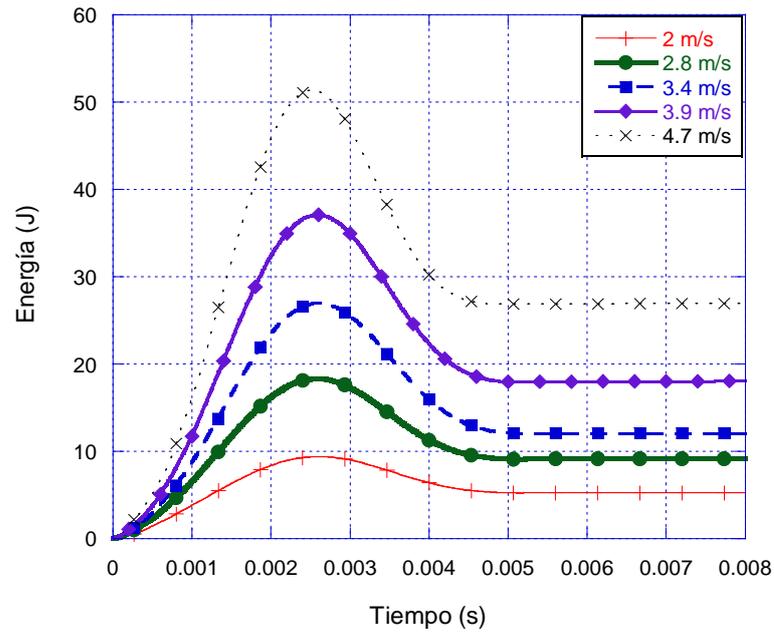


Figura 5.24 Energía vs tiempo en sándwich de vidrio.

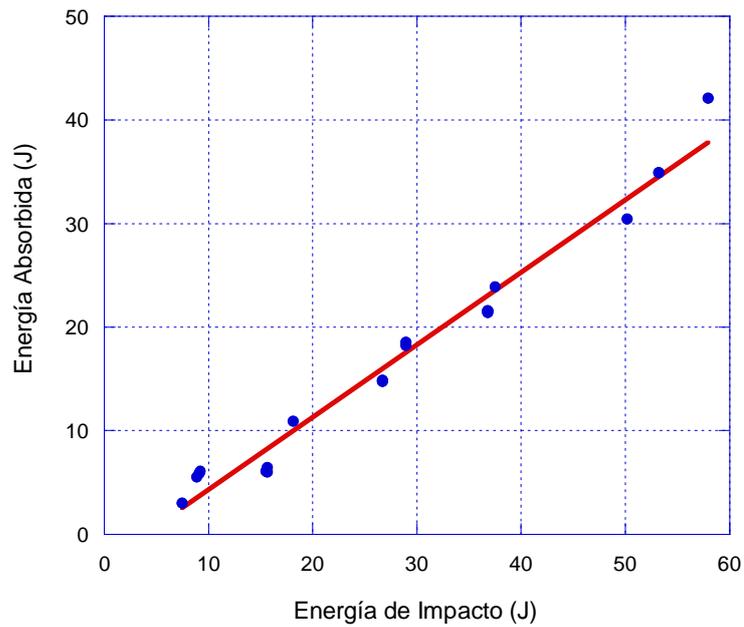


Figura 5.25 Energía de Impacto vs. Energía absorbida.

La imagen mostrada en la Figura 5.26 muestra la relación entre la energía de impacto y la fuerza máxima aplicada por el percutor sobre la estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC. En esta grafica se observa una tendencia lineal de incremento de la fuerza máxima con relación a la energía de impacto.

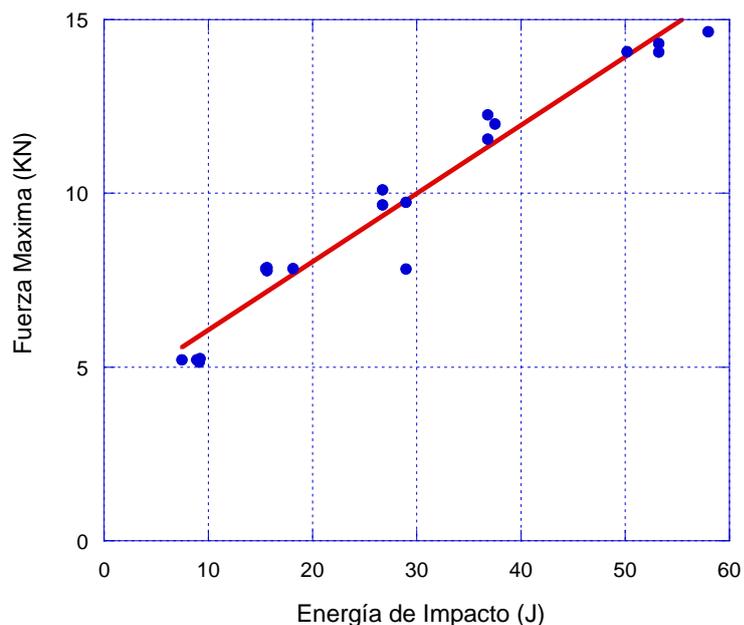


Figura 5.26 Energía de impacto vs Fuerza máxima de impacto.

La Figura 5.27 muestra la relación entre la fuerza máxima aplicada a la estructura sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC, y el desplazamiento máximo que ocurre sobre la piel superior de dicha estructura. Esta relación que se presenta es aproximadamente lineal con un coeficiente de correlación  $R^2$  de 0.97.

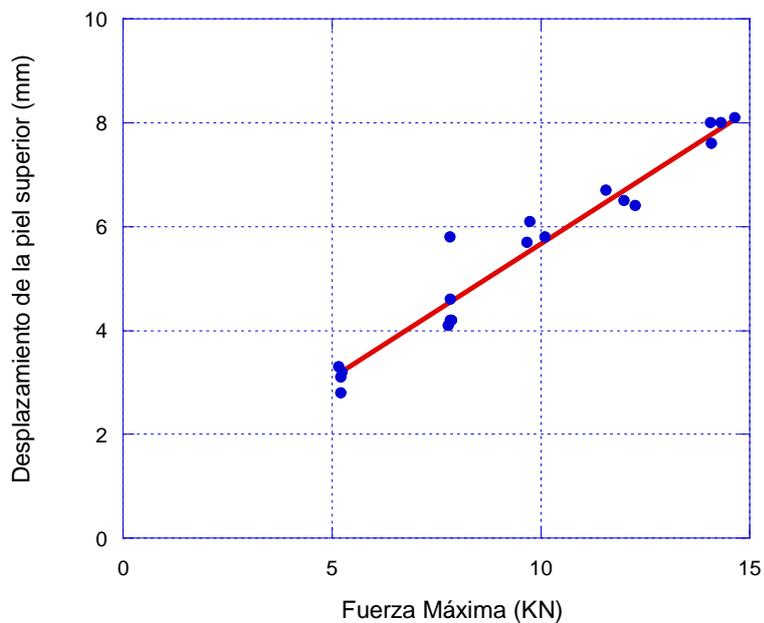


Figura 5.27 Fuerza máxima de impacto vs Desplazamiento de la piel superior.

La Figura 5.28 muestra la relación existente entre la fuerza máxima de impacto con relación al desplazamiento de la piel inferior de la estructura sándwich. Aun cuando se presenta dispersión entre los datos, este incremento tiene de desplazamiento es aproximadamente lineal con un coeficiente de correlación de  $R^2$  igual a 0.97.

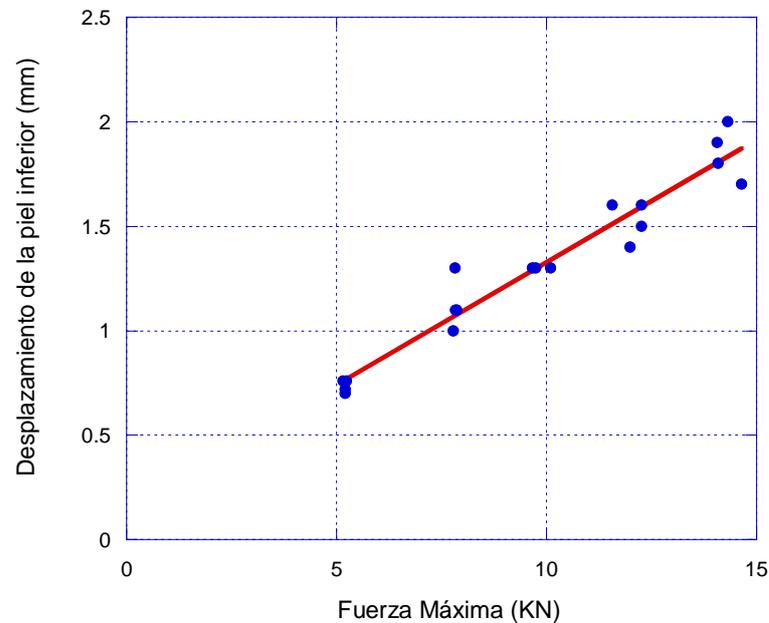


Figura 5.28 Fuerza máxima de impacto vs Desplazamiento de la piel inferior.

En general, las figuras 5.27 y 5.28 en donde se observa una relación lineal entre la fuerza y el desplazamiento de las pieles indican un comportamiento elástico lineal entre estos dos parámetros, aun cuando se aprecia en otras curvas como la mostrada en 5.25 que existe una cantidad de energía absorbida, esta energía se hace evidente en forma de daño, sin embargo el daño no es lo suficientemente grande como para hacer que la estructura se separe de dicho comportamiento lineal.

Por otro lado, dado que el desplazamiento de la piel superior es diferente al desplazamiento que sufre la piel inferior, esto indica que la estructura sándwich como tal no está respondiendo como una estructura, sino que presenta el comportamiento independiente entre las pieles.

## Área dañada

El daño en estructuras fabricadas con materiales compuestos es uno de los aspectos más importantes que inhibe la aplicación más amplia de este tipo de estructuras, debido a la manera en que puede afectar las propiedades residuales del componente una vez que se ha producido el daño, por esta razón es importante cuantificar los efectos en términos de área dañada que han podido general los impactos. La Figura 5.29 muestra los resultados obtenidos mediante la aplicación de técnicas de inspección no destructiva ópticas del área dañada en estructuras sándwich de vidrio/PVC/poliéster. Estas imágenes además de dar una idea cualitativa, gracias a la técnica de inspección y a que las probetas son semi traslucidas han podido ser cuantificadas para obtener finalmente las relaciones que se muestran más adelante en la Figura 5.30

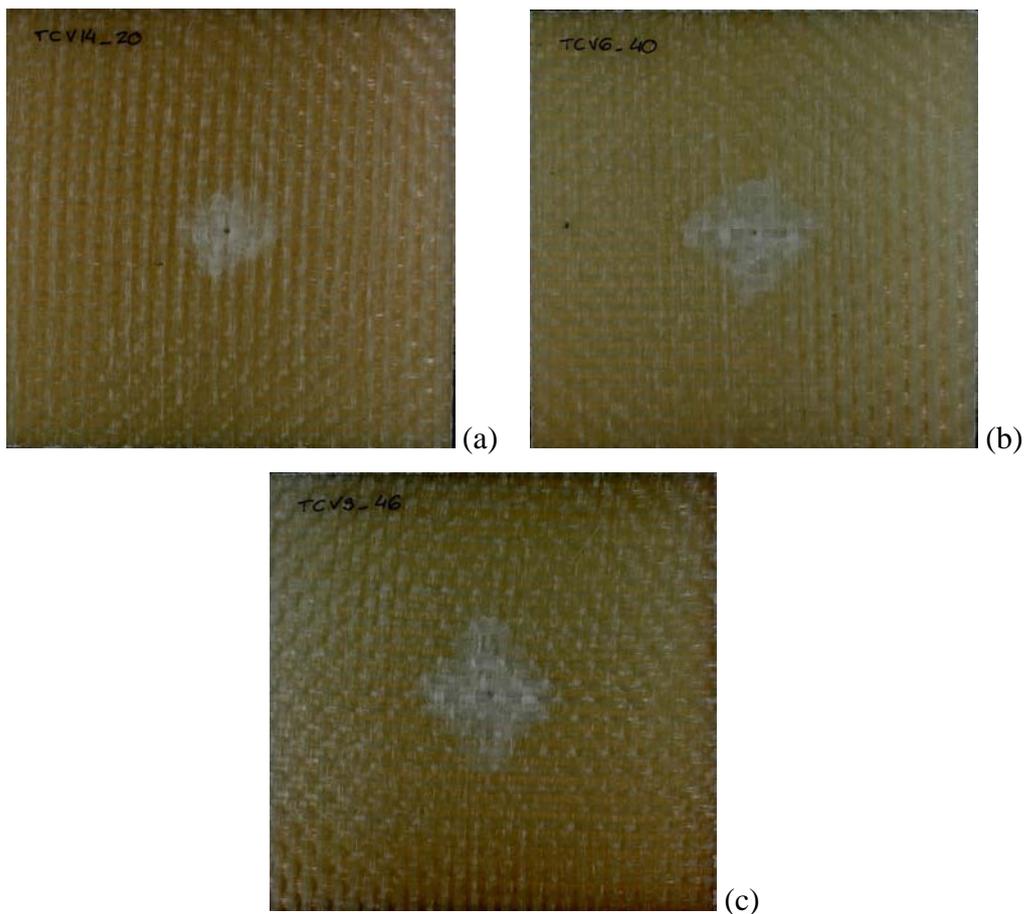


Figura 5.29 Extensión del daño en estructuras sándwich: a) 20J, b) 40 J y c) 46J.

Las imágenes mostradas en la Figura 5.30 muestran los resultados obtenidos del cálculo del área dañada debido al impacto de baja velocidad para todas las probetas sometidas a ensayo.

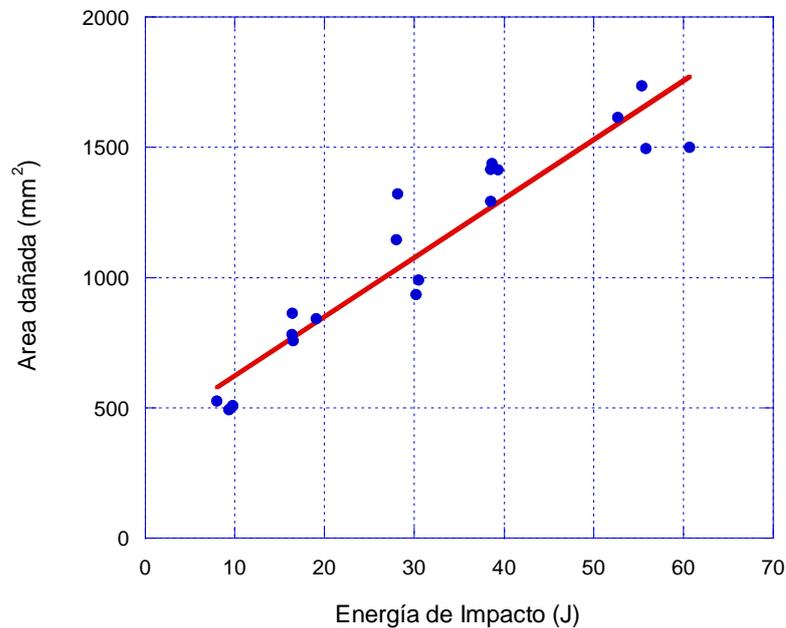


Figura 5.30 Área dañada vs. Energía de Impacto.

Así mismo en la Figura 5.30 debido a que en la piel que no está directamente impactada no se detectó daño alguno no se presentan los resultados de área dañada en ese caso. Se puede observar que el daño sigue una tendencia lineal de incremento conforme la energía de impacto aumenta en el intervalo de energías estudiadas en este caso.

### 5.3.2 ESTRUCTURAS SÁNDWICH DE FIBRA DE CARBONO

El daño por impacto de baja velocidad es un campo de consideración primordial para el diseño y mantenimiento de estructuras de material compuesto, sobre todo en estructuras aeronáuticas, en vista de que en las aeronaves se producen constantemente este tipo de incidentes tanto en actividades operacionales como en actividades de mantenimiento.

La principal fuente de daño producido por impacto de baja velocidad en las estructuras de los aviones se debe a accidentes de mantenimiento que incluyen el transporte de la aeronave, manipulación, almacenamiento y caídas accidentales de herramientas; también se produce por efectos operacionales tales como los atribuidos al impacto producido por el granizo o por el golpe de desechos que pueden encontrarse en las pistas. El daño inducido por impacto de baja velocidad puede ser indetectable mediante inspección visual pero puede tener un efecto significativo en la resistencia, durabilidad y estabilidad de la estructura [Schoeppner et al. 2000].

A continuación se presenta una tabla con la matriz de ensayo correspondientes a los impactos de baja velocidad sobre las estructuras sándwich de fibra de carbono, en donde se detallan los parámetros mas importantes del estudio.

Tabla 5.10. Matriz de ensayos de baja velocidad de impacto para estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja.

<b>VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)</b>	<b>ENERGÍA DE IMPACTO (J)</b>	<b>FUERZA MÁXIMA (KN)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO DE LA PIEL SUPERIOR (mm)</b>
1.33	4.08	2.61	2.17
1.97	8.96	2.89	4.00
2.34	12.6	2.98	5.00
2.44	13.7	3.16	5.60
2.59	15.4	3.52	5.70
1.28	3.78	2.53	2.01
2.23	11.4	2.93	4.80
1.75	7.07	2.87	3.50
1.20	3.32	2.52	2.13
1.87	8.07	2.89	3.60
2.01	9.33	2.75	3.56

Tabla 5.10. Matriz de ensayos de baja velocidad de impacto para estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja (cont).

<b>VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)</b>	<b>ENERGÍA DE IMPACTO (J)</b>	<b>FUERZA MÁXIMA (KN)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO DE LA PIEL SUPERIOR (mm)</b>
2.15	10.67	2.93	3.80
2.23	11.48	2.93	4.50
1.60	5.91	2.63	2.85
1.75	7.07	2.87	3.50
1.75	7.07	2.81	3.10
2.15	10.67	2.91	3.90
2.40	13.30	3.05	5.30
1.20	3.32	2.40	2.10
1.40	4.52	2.63	2.15

El registro de Fuerza-tiempo según algunos investigadores [Schoeppner et al. 2000] puede proporcionar información importante sobre la iniciación y crecimiento del daño, se ha documentado que la iniciación del daño se manifiesta como una caída súbita de la fuerza debido a la pérdida de la rigidez.

La imagen mostrada en la Figura 5.31, presenta el historial de fuerza en función del tiempo en una estructura sándwich de fibra de carbono con núcleo de panal de abeja de aluminio. Se observa en esta grafica que el registro tiene más variaciones asociadas generalmente a la forma en que se va generando y propagando el daño en la placa.

La Figura 5.32 muestra los datos obtenidos de fuerza en función del desplazamiento de la piel superior de la estructura. Se observa que a medida que se incrementa la fuerza de impacto el desplazamiento de la piel superior es mayor, ocurriendo en este caso el mayor desplazamiento a una velocidad de 2.44 m/s, que corresponde a una energía de 13.7 J.

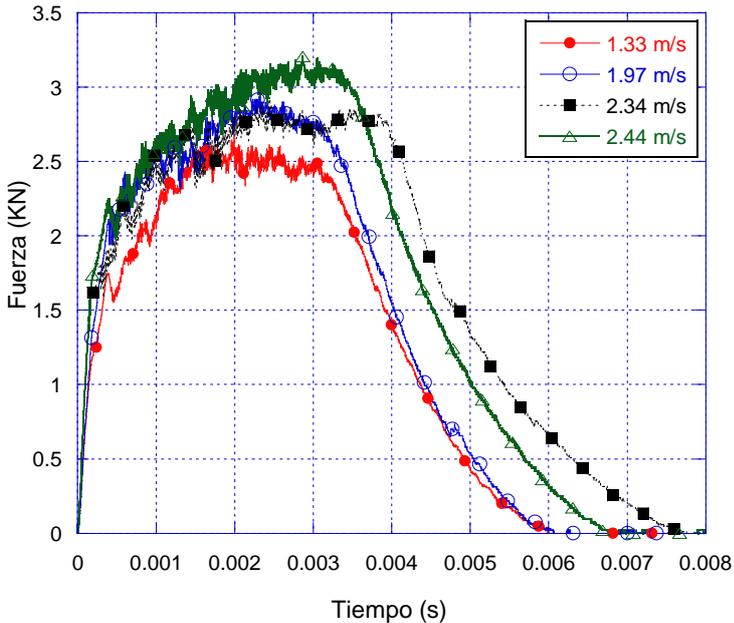


Figura 5.31 Grafica de Fuerza vs. Tiempo de los ensayos realizados en estructuras sándwich de fibra de vidrio.

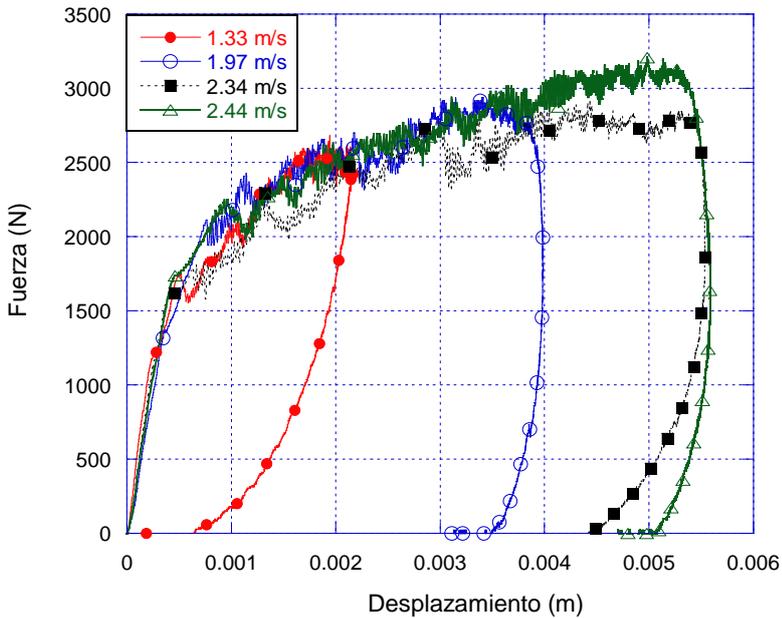


Figura 5.32 Fuerza vs desplazamiento en sándwich fibra carbono.

La Figura 5.33 muestra los resultados de energía de impacto en función del tiempo, en esta curva se aprecia que la estructura absorbe gran cantidad de la energía de impacto que se le impone, por ejemplo a una velocidad de 2.44 m/s, que corresponde a una

energía de impacto de aproximadamente 13.7 J prácticamente toda esta energía es absorbida por la estructura. En el caso del impacto a más baja velocidad que corresponde a 4 J de energía también absorbe la estructura un porcentaje importante de la energía de impacto.

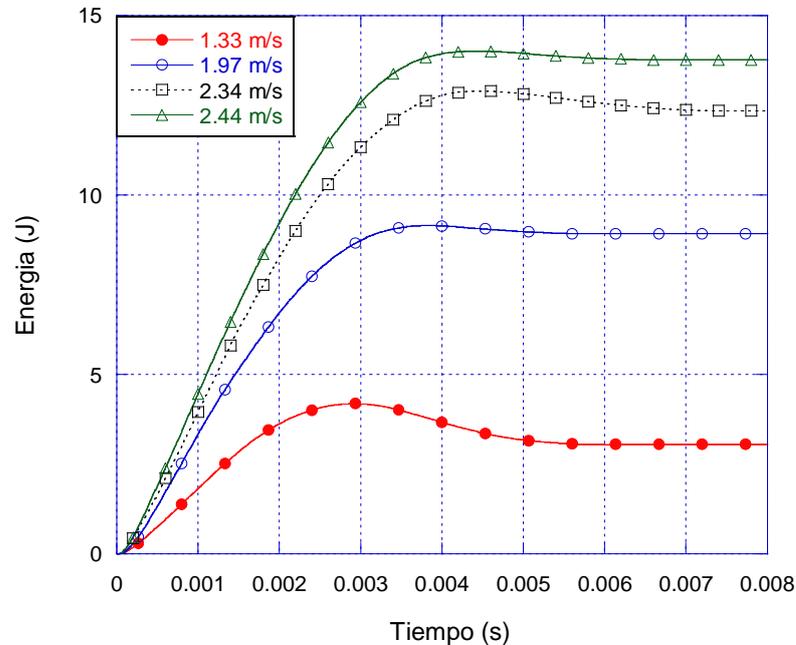


Figura 5.33 Energía de impacto vs tiempo en sándwich fibra carbono.

La Figura 5.34 muestra los datos obtenidos de la relación entre la energía de impacto y la energía absorbida en estructuras sándwich de fibra de carbono/epoxi/panel de abeja. Se observa una relación lineal entre la energía de impacto y la energía absorbida en la estructura (Figura 5.34), sin embargo hay que considerar que esta relación no puede garantizarse que sea lineal para energías de impacto muy bajas, pues existe un umbral de energía absorbida en la que el comportamiento de la piel no absorbe ni presenta daño.

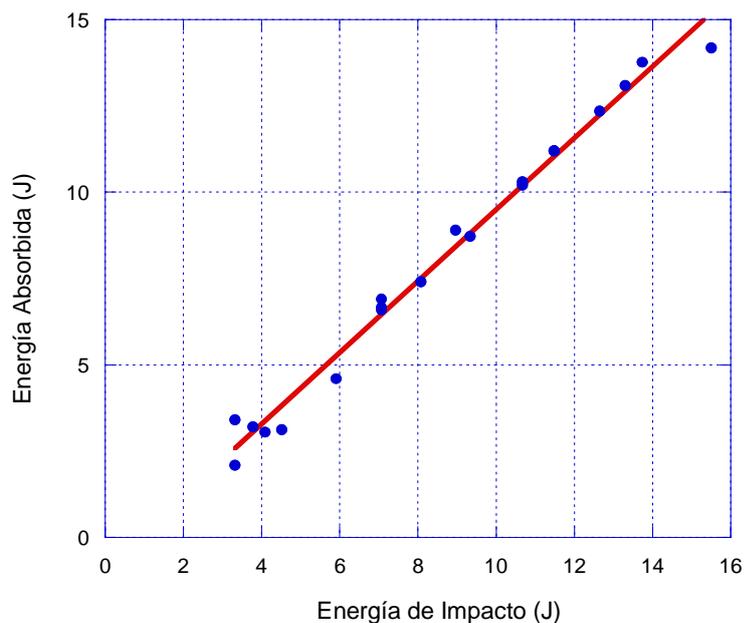


Figura 5.34 Energía de impacto vs energía absorbida en estructuras sándwich fibra carbono.

La relación entre la energía de impacto y la fuerza máxima alcanzada por el percutor durante el impacto se puede observar en la Figura 5.35, en ella se observa una tendencia lineal en el incremento de estas variables en el intervalo de energías de impacto seleccionadas en el estudio.

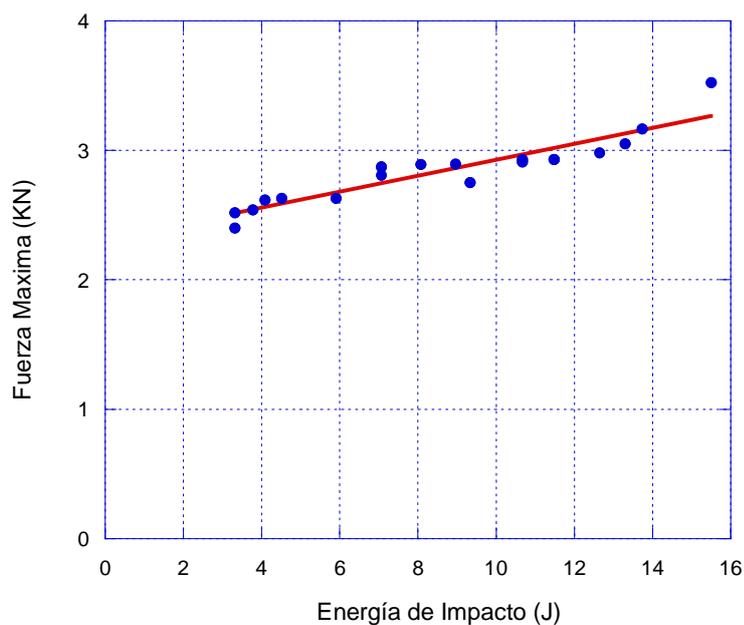


Figura 5.35 Relación de Energía de impacto y fuerza máxima alcanzada.

El desplazamiento máximo de la piel superior de la estructura sándwich con relación a la fuerza máxima es mostrado en la Figura 5.36.

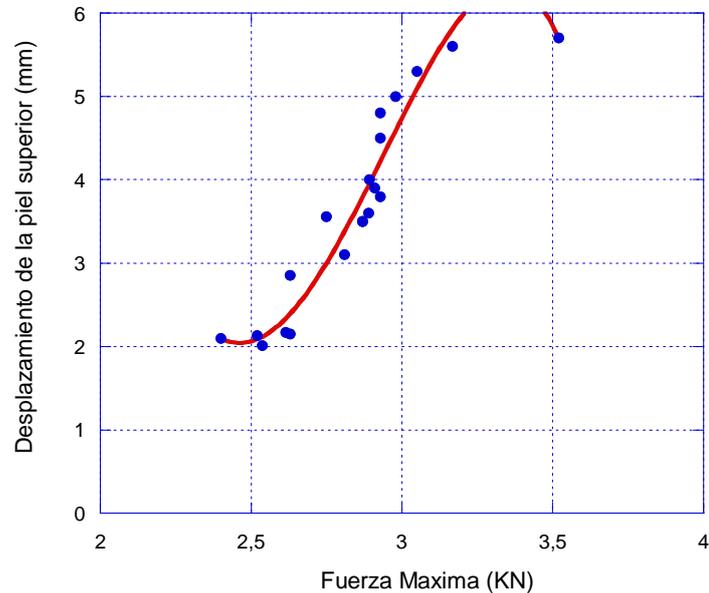


Figura 5.36 Relación entre la Fuerza máxima y el desplazamiento.

En vista de que no fue posible con los instrumentos disponibles llegar a medir desplazamiento de la piel inferior en el caso de las estructuras sándwich de fibra de carbono solo se presentan las correspondientes a la piel superior. No obstante cuando se evalúa el área dañada se puede aseverar que efectivamente no hay desplazamiento en esta cara del sándwich.

### Área dañada

La Figura 5.37 muestra los resultados obtenidos mediante la aplicación de técnicas de inspección no destructiva por ultrasonidos para calcular el área dañada en estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja de aluminio. En estas imágenes se presentan las pieles impactadas (PI) y no impactadas (PNI) de las probetas sometidas a impactos de 1.2 m/s, 2.15 m/s y 2.59 m/ , además de dar una idea cualitativa del daño presente en las placas impactadas, utilizando un programa del sistema de inspección han podido ser cuantificadas para obtener finalmente las relaciones que se muestran mas adelante en la Figura 5.38.

Visualmente en estas imágenes se puede apreciar que a mayor velocidad de impacto, mayor es el daño que se produce sobre las probetas, específicamente en las pieles impactadas. En las pieles no impactadas, se observan cambios considerables en el mapeo de colores.

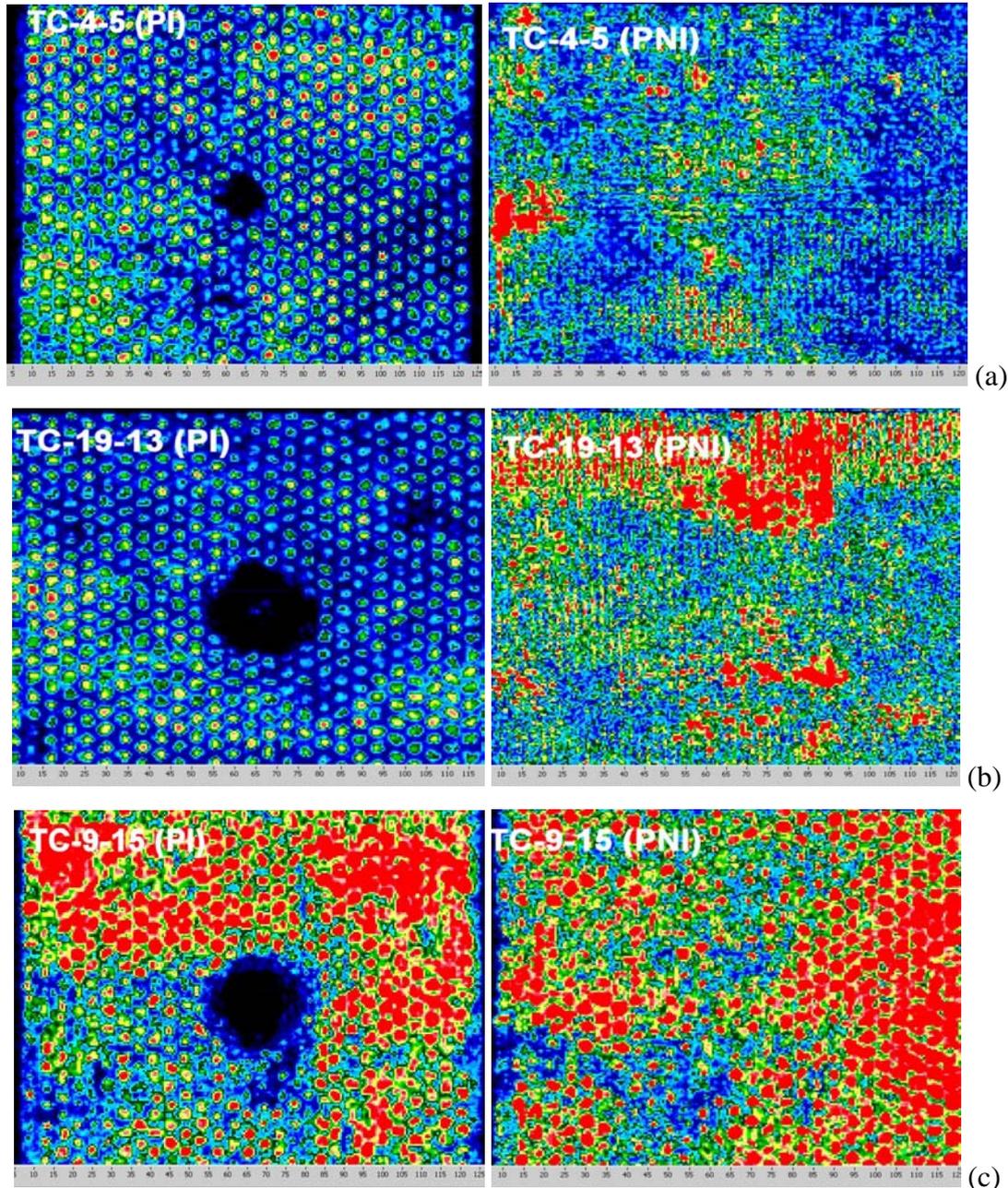


Figura 5.37 Extensión del daño en la estructura sándwich para diferentes niveles de energía de impacto: a) 1.2 m/s, b) 2.15 m/s y c) 2.59 m/s.

La imagen mostrada en la figura 5.38 muestra los resultados obtenidos cuantitativamente de la medición del daño producido en estructuras sándwich de carbono/epoxi/panal de abeja. Estos datos corresponden a la media de cada una de las mediciones realizadas en cada muestra y a la sección de la piel que ha sido impactada, en vista de que en las imágenes no se apreció daño en la piel posterior no sometida directamente a impacto.

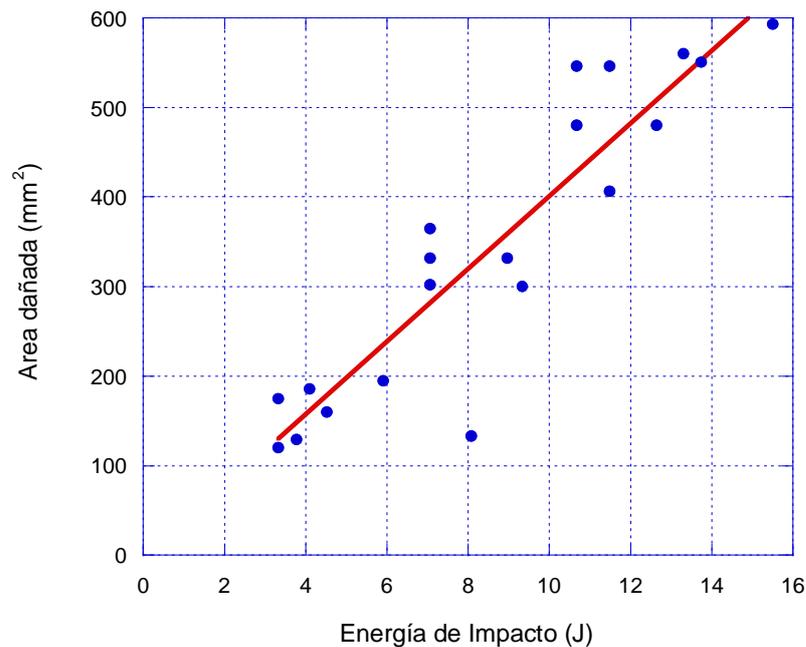


Figura 5.38 Área dañada en estructuras sándwich de carbono/epoxi/panal de abeja sometidas a impacto de baja velocidad.

Se observa que conforme se incrementa la energía de impacto, el área dañada se incrementa, igualmente se puede apreciar dispersión entre los resultados obtenidos, no obstante estos siguen una tendencia lineal de aumentar conforme aumenta la energía de impacto. Aunque el tamaño del daño en términos generales se incrementa con incrementos de la energía de impacto, no es evidente la presencia de un umbral de energía para la iniciación de este daño, esta conclusión también fue observada en otras investigaciones como en la de Schoepner et al. (2000).

La imagen mostrada en la Figura 5.39 muestra el daño producido por impacto en la torre de caída sobre una placa sándwich de fibra de carbono/epoxi/panal de abeja con una energía de 15 J, en ella se puede apreciar la huella dejada por el percutor.



Figura 5.39 Daño producido por impacto en una estructura sándwich de carbono/epoxi/panal de abeja sometidas a impacto de 15 J.

# CAPÍTULO VI

## 6. MODELO ANALÍTICO

En este capítulo de la tesis se describe un modelo para estimar la velocidad residual, el límite balístico y los mecanismos de absorción de energía que se presentan en un proceso de impacto sobre laminados de fibra de carbono delgados. Este modelo se basa en los modelos desarrollados por Moyre et al. (2000), Naik et al. (2006) y García-Castillo et al. (2009). En estos tres modelos se consideran tres mecanismos de absorción de energía: la deformación elástica del laminado, la generación de daño en su interior y la aceleración del propio laminado. El modelo propuesto ha sido validado con los resultados de los ensayos experimentales descritos en el capítulo III y además ha sido validado con los resultados obtenidos del trabajo de López-Puente et al. (2007). Además se presenta un estudio de la influencia que tiene la formación del tapón de cortadura como mecanismo de absorción de energía y la aplicación de este modelo en el estudio de otras estructuras como las placas espaciadas.

## **6.1 HIPÓTESIS Y PLANTEAMIENTO DEL MODELO**

En esta tesis se propone un modelo analítico que ha sido desarrollado para laminados tejidos de fibra de carbono delgados y ha sido formulado en términos del balance energético del proceso de perforación. El modelo es capaz de predecir la velocidad residual del proyectil y la energía absorbida por los diferentes mecanismos que se consideran ocurren durante el proceso de perforación, luego a partir de la información obtenida sobre la velocidad residual es posible determinar el límite balístico.

Para el planteamiento y aplicación del modelo se han considerado los trabajos de García-Castillo et al. (2009) y Naik et al. (2005), con ello se han establecido las siguientes hipótesis:

- El proyectil es rígido y permanece indeformable durante el proceso de impacto.
- La velocidad de las ondas longitudinales y transversales que se propagan en la placa se consideran constantes.
- Se considera comportamiento elástico lineal para el laminado, por lo tanto la velocidad de propagación de las ondas en el laminado es constante.
- No se considera la fricción y el calentamiento entre el proyectil y el laminado durante el proceso de perforación.

El modelo requiere del conocimiento de propiedades mecánicas del laminado, tales como el modulo de elasticidad, resistencia mecánica, deformación a rotura, tenacidad de fractura en modo II, densidad y espesor de la placa, así como los parámetros del proyectil (geometría, masa y diámetro).

En este modelo se han considerado tres mecanismos de absorción de energía asociadas a la deformación elástica del laminado, la correspondiente al movimiento del laminado y la energía absorbida por la generación del daño, este ultimo considera el fallo por tracción de las fibras, energía absorbida por delaminación y rotura de matriz y energía absorbida por la formación del tapón de cortadura.

El modelo establece la conservación de la energía entre el instante inicial en el que toda dicha energía está asociada a la energía cinética del proyectil y un instante genérico en el que parte de la energía del proyectil ha sido absorbida por el laminado.

En la implementación de este modelo se empleó un programa comercial para la integración de ecuaciones numéricamente.

El límite balístico se obtiene cuando la velocidad del proyectil es cero y su desplazamiento es igual al espesor del laminado.

## **6.2 MECANISMOS DE ABSORCIÓN DE ENERGÍA**

En este apartado se describen cada uno de los mecanismos de absorción de energía del proceso de perforación que se han incluido en el modelo.

### **6.2.1 ENERGÍA ABSORBIDA POR EL MOVIMIENTO DEL CONO FORMADO EN LA PARTE POSTERIOR DEL LAMINADO.**

Pruebas experimentales llevadas a cabo en esta tesis muestran la formación de una zona deformada localizada alrededor del punto de impacto que evidencia la formación de un cono, esto en laminados de fibra de carbono de 2 mm de espesor. En la Figura 6.1 puede apreciarse las imágenes del impacto de un proyectil sobre una placa de este material, dichas imágenes fueron obtenidas de las grabaciones del proceso de impacto.

Otros autores en sus investigaciones experimentales han observado la formación del cono en laminados tejidos de nylon [Morye et al., 2000] y en laminados de kevlar con resina de poliéster [Zhu et al., 1992] y en tejidos de vidrio/poliéster [García et al., 2007]. Esta formación del cono puede ser explicada como el producto de la propagación de las ondas transversales generadas durante el proceso de impacto.

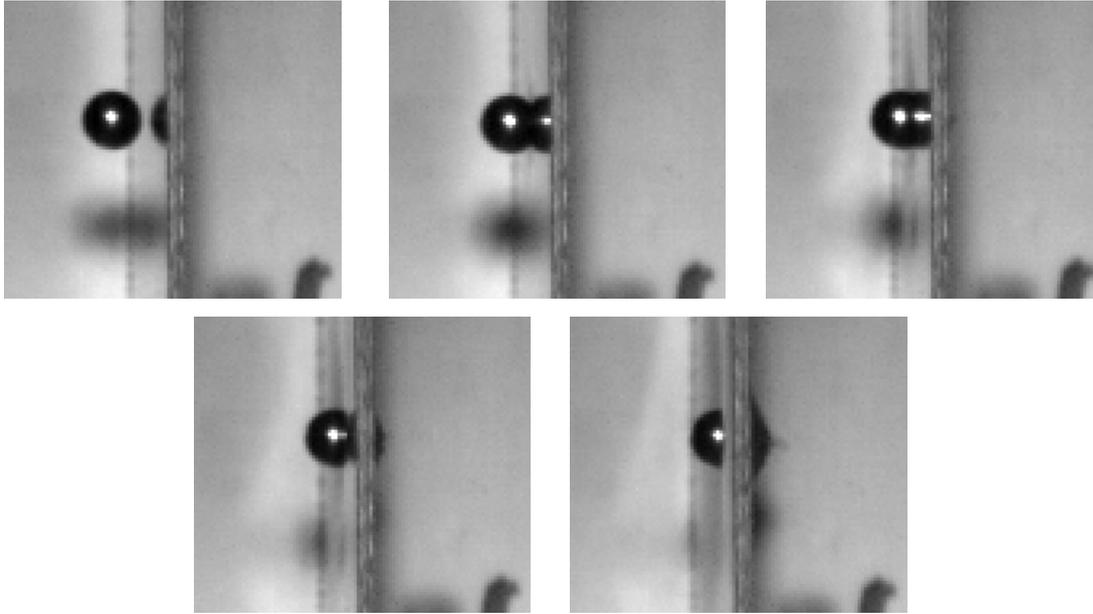


Figura 6.1. Formación del cono en la sección posterior del laminado en un impacto de 240 m/s.

Para el cálculo de la energía cinética producida por el movimiento del cono formado en la parte posterior del laminado se asume que la masa que se desplaza es la masa de dicho cono ( $m_c(t)$ ) y que además dicha masa se mueve a la misma velocidad del proyectil. El cálculo de la energía producida por el movimiento del cono se obtiene a partir de la siguiente ecuación:

$$E_{KC}(t) = \frac{1}{2} \cdot m_c(t) \cdot v(t)^2 \quad (6.1)$$

Donde:

$E_{KC}$  Es la energía producida por el movimiento del cono

$m_c(t)$  Es la masa del cono

$v$  Es la velocidad del proyectil en un instante de tiempo

La masa del cono se estima asumiendo que el radio del cono que se forma esta determinado por la distancia que recorren las ondas transversales que se producen durante el proceso de impacto y que se desplazan en el plano de la placa. La masa del cono se calcula con la ecuación:

$$m_c(t) = \pi \cdot e \cdot \rho \cdot R_c^2(t) \quad (6.2)$$

donde:

$e$  es el espesor del laminado

$\rho$  es la densidad del laminado

$R_c$  es la distancia que alcanza la onda transversal

El radio del cono se estima considerando uno de los fenómenos que tiene lugar cuando se produce un impacto transversal de alta velocidad sobre placas de tejido de material compuesto, este fenómeno es la generación de ondas longitudinales y transversales, que se propagan a lo largo de las láminas del material y que se desplazan a una velocidad constante, si se consideran en un material con comportamiento elástico lineal. La velocidad de propagación de estas ondas se pueden calcular a partir de las ecuaciones 7 y 8 [Smith et al. 1958]:

$$v_T = \sqrt{\frac{(1 + \varepsilon_r) \cdot \sigma_r}{E}} - \sqrt{\frac{E}{\rho}} \cdot \varepsilon_r \quad (6.3)$$

donde:

$v_T$  es la velocidad de la onda transversal generada durante el impacto

$\varepsilon_r$  es la deformación máxima de rotura

$\sigma_r$  es la tensión de rotura

$E$  es el modulo de Young del laminado

En un instante ( $t$ ) desde que se produce el impacto, la onda longitudinal y la onda transversal viajan unas distancias en el laminado que pueden determinarse a partir de las siguientes ecuaciones:

$$R_c(t) = \int_0^t v_T \cdot dt \quad (6.4)$$

donde

$R_c(t)$  es la distancia que alcanza la onda transversal generada en el impacto y que se propaga en dirección de plano.

Por tanto sustituyendo los valores en la ecuación original (6.2), la masa del cono vendría ser:

$$m_c(t) = \pi \cdot e \cdot \rho \cdot \int_0^t v_T \cdot dt \quad (6.5)$$

Quedando la energía absorbida por el movimiento del cono como:

$$E_{KC}(t) = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot e \cdot \rho \cdot \left( \int_0^t v_T \cdot dt \right) \cdot v(t) \quad (6.6)$$

Donde:

$e$  es el espesor del laminado

$\rho$  es la densidad del laminado

## **6.2.2 ENERGÍA ABSORBIDA POR DEFORMACIÓN ELÁSTICA DE LAS FIBRAS**

La energía que es capaz de absorber un material compuesto debido a la deformación elástica de las fibras viene dada por la energía de deformación que se determina a partir del área bajo la curva de tensión-deformación de dicho material de estudio. Se considera que las fibras que se encuentran dentro del cono formado durante el impacto y que no se encuentran directamente impactadas por el proyectil solo se deforman elásticamente sin llegar a romper.

En la formulación de este mecanismo se incorpora la propuesta de Moyre et al (2000) para calcular esta energía como el área bajo la curva de tensión–deformación del material. Los laminados empleados en esta tesis presentan un comportamiento elástico lineal y este comportamiento pudo ser observado en los ensayos experimentales reportados por García-Castillo (2007).

La deformación elástica se considera como una función de la distancia radial al punto de impacto, de manera tal que las fibras próximas al punto de impacto estarán sometidas a una deformación que tendrá una variación lineal con relación a las fibras que se

encuentran lo suficientemente alejadas del punto de impacto hasta presentar una deformación nula. La variación de la deformación con relación al punto de impacto puede ser representada como se observa en la Figura 6.2.

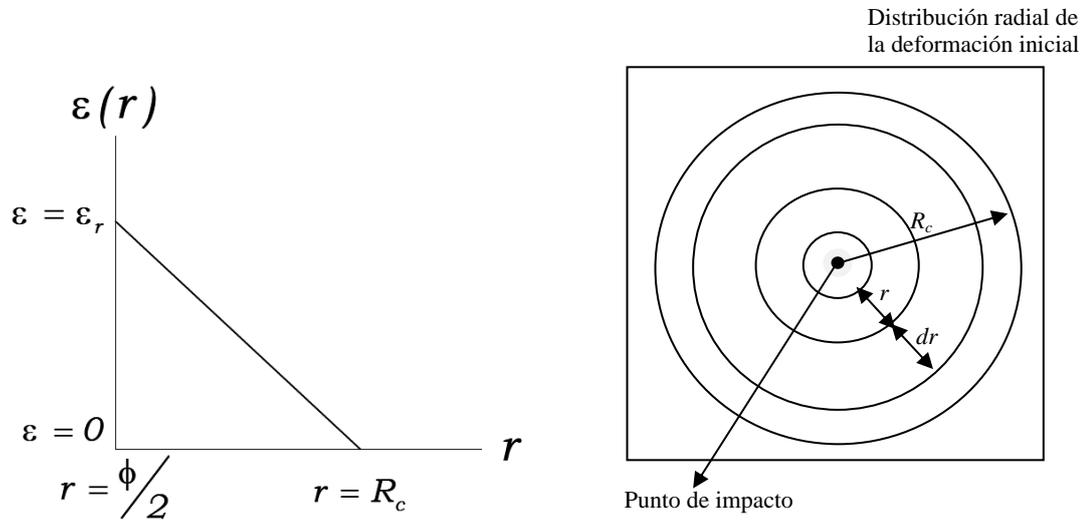


Figura 6.2 Variación de la deformación con relación al punto de impacto [García-Castillo, 2007].

Esta variación de la deformación desde el punto de impacto hasta un punto en el cual la onda transversal ha llegado, impone unas condiciones de contorno para determinar la variación de la deformación en función de la distancia ( $r$ ) al punto de impacto:

$$\varepsilon = \begin{cases} \varepsilon_r, & r \leq \frac{\phi}{2} \\ 0, & r \geq R_c \end{cases}$$

Donde:

$\phi$  es el diámetro del proyectil.

$R_c$  es la distancia que alcanza la onda transversal generada en el impacto y que se propaga en dirección del plano.

Considerando entonces la variación lineal de la deformación, esta deformación elástica puede ser expresada como:

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot (R_c(t) - r)}{2 \cdot R_c(t) - \phi} \cdot \varepsilon_r \tag{6.7}$$

Luego la energía absorbida por deformación de las fibras elásticas [Moyre et al. 2000] en una lámina de material compuesto es calculada a partir de un comportamiento elástico lineal con la siguiente ecuación:

$$E_{ED}(t) = \frac{1}{2} \cdot E \cdot \int_V \varepsilon^2 \cdot dV = \frac{1}{2} \cdot E \cdot \int_{\phi/2}^{R_c(t)} \varepsilon^2 \cdot 2 \cdot \pi \cdot r \cdot e \cdot dr \quad (6.8)$$

Finalmente la ecuación se presenta como:

$$E_{ED}(t) = E \cdot e \cdot \pi \cdot \varepsilon_r^2 \int_{\phi/2}^{R_c(t)} \left( \frac{2 \cdot (R_c(t) - r)}{2 \cdot R_c(t) - \phi} \right)^2 \cdot r \cdot dr \quad (6.9)$$

### 6.2.3 ENERGÍA ABSORBIDA POR ROTURA A TRACCIÓN DE LAS FIBRAS

En este modelo y siguiendo el planteamiento de Naik et al. (2006) se considera que inicialmente se produce la rotura por tracción en las fibras que se encuentran directamente debajo del proyectil, las cuales ofrecen la mayor resistencia a la penetración del proyectil y fallan por tensión una vez que se ha alcanzado límite de este parámetro.

También el modelo considera otro fenómeno que ha reportado Naik et al. (2006) en su trabajo, que corresponde al factor de atenuación de la onda y que provoca la disminución de la magnitud de tensión en la onda longitudinal, debido a que el desplazamiento de esta onda cubre una mayor distancia desde el punto de impacto, dado que la velocidad de propagación de las ondas longitudinal es mucho mayor que la propagación de cualquier otro tipo de ondas en el material. La principal razón de la atenuación de la onda se debe al fenómeno de reflexión y transmisión de ondas cuando estas alcanzan las condiciones de borde. En el trabajo de Naik et al. (2006) se presenta información sobre este aspecto y se explica que el factor de atenuación de la onda es un parámetro basado en estudios de atenuación para cada material compuesto el cual depende de las propiedades mecánicas, geométricas y físicas del material de refuerzo y

de la matriz. Como resultado de la atenuación de la onda de tensión desde el punto de impacto hasta el punto que la onda longitudinal ha alcanzado, podría estar presente una variación de la tensión, la cual iría disminuyendo con el incremento de la distancia al punto de impacto. La Figura 6.3 (a) presenta la distribución normalizada como resultado de la atenuación en un compuesto de tejido y la Figura 6.3 (b) es una imagen que ha sido generada mediante una función matemática según se reporta en Naik et al. (2006).

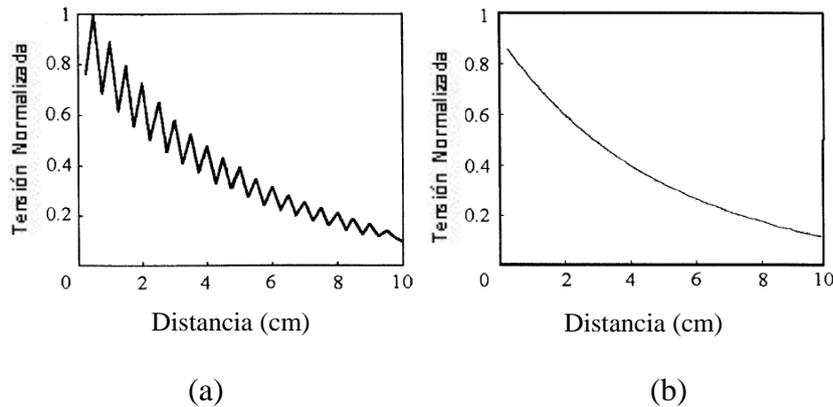


Figura 6.3 (a) Distribución normalizada de tensiones como resultado de la atenuación de ondas (b) Grafica generada usando una función matemática. [Naik et al., 2006]

La función matemática que define el modelo de atenuación de tensión de ondas ha sido descrita de la forma:

$$y = f(x) = b^{x/a} \tag{6.10}$$

donde:

- b es una constante con una magnitud menor que 1
- x es la distancia
- a es el tamaño de la fibra
- y es la tensión normalizada

De esta manera en el modelo se considera que el espesor de las fibras que fallan en un instante de tiempo dado corresponde al desplazamiento instantáneo del proyectil, estas consideraciones son similares a las realizadas por García-Castillo et al. (2007). La energía absorbida por rotura de fibras está basada en la ecuación:

$$dE_{TF}(t) = B \cdot dw \int_0^{2R_l} \int_0^{\epsilon_x} \sigma \cdot d\epsilon \cdot dx \quad (6.11)$$

Luego la energía de deformación asumiendo un comportamiento elástico lineal vendrá dada por:

$$\int_0^{\epsilon_x} \sigma \cdot d\epsilon = \frac{1}{2} E \cdot \epsilon^2 \quad (6.12)$$

Entonces:

$$E_{TF}(t) = B \cdot dw \int_0^{2R_l} \frac{1}{2} E \cdot \epsilon^2(x) \cdot dx \quad (6.13)$$

El fallo por tensión en las fibras vendrá dado por:

$$dE_{TF}(t) = \frac{1}{2} \cdot B \cdot dw \cdot E \int_0^{2R_l(t)} \left( \epsilon_r \cdot b^{(x/B)} \right)^2 \cdot dx \quad (6.14)$$

Donde:

$B$  es la longitud de fibras que fallan por rotura a tracción

$R_l(t)$  es la distancia que alcanza la onda longitudinal en la placa en dirección del espesor.

$dw$  es el diferencial de desplazamiento del proyectil

$b$  es el factor de atenuación de la onda

$$\frac{dE_{TF}(t)}{dt} = \frac{1}{2} \cdot B \cdot v(t) \cdot E \int_0^{2R_l(t)} \epsilon_r^2 \cdot b^{(x/B)} \cdot dx \quad (6.15)$$

La energía absorbida por rotura a tracción de las fibras se estimo utilizando la ecuación:

$$E_{TF}(t) = \int_0^t \frac{1}{2} \cdot \left[ v(t) \cdot B \cdot E \int_0^{2R_l(t)} \epsilon_r^2 \cdot b^{(x/B)} \cdot dx \right] \cdot dt \quad (6.16)$$

Se tiene que en función de la propagación de las ondas longitudinales esta distancia puede ser estimada como:

$$R_l(t) = \int_0^t v_L \cdot dt \quad (6.17)$$

donde

$v_L$  es la velocidad de las ondas longitudinales.

La velocidad de propagación de las ondas longitudinales en materiales que poseen un comportamiento elástico lineal puede ser calculada con la siguiente expresión (Smith et al. 1958):

$$v_L = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (6.18)$$

donde

$E$  es el modulo de elasticidad del laminado

$\rho$  es la densidad del material.

## 6.2.4 ENERGÍA ABSORBIDA POR DELAMINACIÓN

Durante el proceso de impacto, antes de que ocurra la rotura de las fibras, se produce un proceso de absorción de energía por delaminación. La deformación localizada en el cono contribuye al desprendimiento entre láminas adyacentes.

El área dañada que contribuye al proceso de absorción de energía durante el impacto se limita al radio del cono que se ha observado experimentalmente que es el punto más alejado al que ha llegado la información del impacto. La zona dañada se estima como una superficie circular dado que experimentalmente se ha observado que su forma tiene esta geometría. En la Figura 6.4 se muestra imágenes obtenidas mediante inspección por ultrasonido empleando la técnica de C-scan en la que se demuestra este hecho.

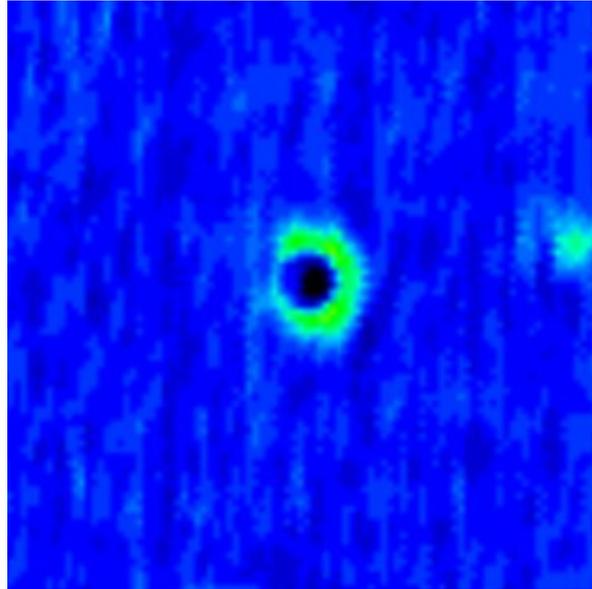


Figura 6.4 Área dañada en un impacto sobre laminado de fibra de carbono a una velocidad de impacto de 487 m/s.

La energía absorbida por delaminación se calculó con la siguiente ecuación:

$$E_{DL}(t) = \pi \cdot (R_C(t))^2 \cdot G_{IICD} \cdot \alpha_{DL} \quad (6.19)$$

Donde:

$G_{IICD}$  Es la tenacidad de fractura en modo II.

$\alpha_{DL}$  Corresponde factor de forma

Se incluye un factor de forma para recoger aquellas situaciones en las que la geometría del área dañada no sea circular. En este caso se asigna un valor unitario a este parámetro.

Sustituyendo por la expresión correspondiente al radio del cono, la expresión queda como:

$$E_{DL}(t) = \pi \cdot \left( \int_0^t v_T \cdot dt \right)^2 \cdot G_{IICD} \cdot \alpha_{DL} \quad (6.20)$$

### 6.2.5 ENERGÍA ABSORBIDA POR ROTURA DE MATRIZ

La absorción de energía debido a la rotura de la matriz es una contribución que autores como Naik et al (2006) definen a partir de la deformación radial producida durante el proceso de impacto y el área que contribuye a esta deformación es la sección correspondiente al cono formado durante el proceso de impacto.

La energía absorbida debido a la rotura de matriz vendrá dada por:

$$E_{MC}(t) = \pi \cdot (R_C(t))^2 \cdot E_{MT} \cdot e \cdot \alpha_{MC} \quad (6.21)$$

donde:

$E_{MT}$  Es la energía absorbida por rotura de matriz por unidad de volumen

$\alpha_{MC}$  Corresponde al factor de forma.

Sustituyendo también en este caso, la ecuación se convierte en

$$E_{MC}(t) = \pi \cdot \left( \int_0^t v_T \cdot dt \right)^2 \cdot E_{MT} \cdot e \cdot \alpha_{MC} \quad (6.22)$$

### 6.2.6 ENERGÍA ABSORBIDA POR FORMACIÓN DEL TAPÓN DE CORTADURA

Los resultados experimentales mostraron que los laminados impactados evidenciaban una zona dañada en la que se aprecia una zona de corte, dicha zona se presenta como resultado de la formación de un tapón de cortadura. Este fenómeno ha sido observado por otros autores en laminados gruesos de fibra de carbono [Naik et al., 2006] y se considero relevante incluir este mecanismo de absorción de energía dentro del modelo. Cuando un proyectil impacta sobre el laminado, se crea en la periferia de la zona de impacto del proyectil una concentración de tensiones. Debido a las altas tensiones originadas en el punto de impacto el material alrededor de la periferia del proyectil es cortado y empujado hacia adelante creando un agujero con un diámetro ligeramente

mayor que el diámetro del proyectil. Este fenómeno ha sido observado en las investigaciones de Naik et al. (2004) en laminados de carbono/epoxi y en el trabajo de Naik et al. (2008) en laminados gruesos de fibra de vidrio.

Otros trabajos como en el de Cantwell et al. (1990) observaron también la formación del tapón de cortadura. Lee y Sun (1993) y Ellis (1996) reportaron la formación del tapón de cortadura como uno de los mayores mecanismos de daño en impactos realizados sobre laminados de grafito impactados con proyectiles cilíndricos romos. La formación del tapón de cortadura no se ha observado en impactos sobre laminados finos de fibra de vidrio los cuales tienen una deformación a rotura relativamente elevada [Naik et al. 2004 y García-Castillo et al. 2009].

En este trabajo se ha considerado que la energía absorbida por el tapón de cortadura formado se puede estimar a partir de la siguiente ecuación, en la que un diferencial de la energía absorbida por la estructura está asociado a un diferencial del desplazamiento del proyectil:

$$dE_{SP} = dw \cdot S_{SP} \cdot \pi \cdot \phi \cdot e \quad (6.23)$$

Esta ecuación expresa la energía absorbida por la formación del tapón de cortadura durante un instante y que tiene lugar en el área sobre la cual la tensión de cortadura es aplicada que corresponde a la sección transversal del proyectil y en un espesor del laminado que equivale al desplazamiento del proyectil en un instante dado.

$$\frac{dE_{SP}}{dt} = v(t) \cdot S_{SP} \cdot \pi \cdot \phi \cdot e \quad (6.24)$$

La ecuación 6.24 se integra de manera tal de obtener el valor de energía absorbida por la formación del tapón de cortadura, quedando así de la forma:

$$E_{SP}(t) = \int_0^t v(t) \cdot S_{SP} \cdot \pi \cdot \phi \cdot e \cdot dt \quad (6.25)$$

donde

$S_{SP}$  es la resistencia a cortadura de laminado fuera del plano  
 $e$  es el espesor de cada lamina que conforma el laminado

### 6.3 FORMULACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO

El balance energético establecido para la formulación del modelo considera la conservación de la energía en dos instantes de tiempo, de manera tal que el instante inicial es considerado como ( $t_0$ ) y el instante genérico como ( $t$ ) por tanto en un tiempo genérico la energía del proyectil vendrá dada por:

$$E_0 = \frac{1}{2} m_p \cdot v(t)^2 + E_{AB} \quad (6.26)$$

$$E_{AB} = E_{ED} + E_{TF} + E_{DL} + E_{MC} + E_{SP} + E_{KC} \quad (6.27)$$

Cada uno de los mecanismos ha sido previamente definido como:

$$\frac{dE_{TF}}{dt} = B \cdot E \cdot v(t) \cdot \int_0^{2R_c(t)} \varepsilon_r^2 \cdot b^{(2X/b)} \cdot dx$$

$$E_{ED} = E \cdot e \cdot \pi \cdot \varepsilon_r^2 \int_{\phi/2}^{R_c(t)} \left( \frac{2 \cdot (R_c(t) - r)}{2 \cdot R_c(t) - \phi} \right)^2 \cdot r \cdot dr$$

$$E_{DL} = \pi \cdot (R_c(t))^2 \cdot G_{HCD} \cdot \alpha_{DL}$$

$$E_{MC} = \pi \cdot (R_c(t))^2 \cdot E_{MT} \cdot e \cdot \alpha_{MC}$$

$$E_{SP} = \int_0^t v(t) \cdot S_{SP} \cdot \pi \cdot \phi \cdot e \cdot dt$$

$$E_{KC} = \frac{1}{2} \cdot m_c(t) \cdot v(t)^2$$

Sustituyendo en la ecuación (6.26) la ecuación queda como:

$$E_0 = \frac{1}{2} (m_p + m_c(t)) \cdot v^2(t) + E_{TF} + E_{SP} + (E_{ED} + E_{DL} + E_{MC}) \quad (6.28)$$

Derivando esta ecuación:

$$0 = (m_p + m_c(t)) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \frac{1}{2} \frac{dm_c(t)}{dt} v^2(t) + \frac{d}{dt} E_{TF} + \frac{d}{dt} E_{SP} + \frac{d}{dt} [E_{ED} + E_{DL} + E_{MC}] \quad (6.29)$$

Sustituyendo en la ecuación 6.29

$$0 = (m_p + m_c(t)) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \frac{1}{2} \frac{dm_c(t)}{dt} v^2(t) + B \cdot E \cdot v(t) \cdot \int_0^{2 \cdot R_f(t)} \epsilon_r^2 \cdot b^{(2X/b)} \cdot dx + \quad (6.30)$$

$$v(t) \cdot S_{SP} \cdot \pi \cdot \varphi \cdot e + \frac{d}{dt} [E_{ED} + E_{DL} + E_{MC}]$$

Agrupando términos

$$0 = (m_p + m_c(t)) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \frac{1}{2} \frac{dm_c(t)}{dt} v^2(t) + v(t) \cdot \quad (6.31)$$

$$\left[ B \cdot E \cdot \int_0^{2 \cdot R_f(t)} \epsilon_r^2 \cdot b^{(2X/b)} \cdot dx + S_{SP} \cdot \pi \cdot \varphi \cdot e \right] + \frac{d}{dt} [E_{ED} + E_{DL} + E_{MC}]$$

A fin de simplificar el modelo luego se define una función  $h(t)$  tal que:

$$h(t) = B \cdot E \cdot \int_0^{2 \cdot R_I(t)} \varepsilon_r^2 \cdot b^{(2X/b)} \cdot dx + S_{SP} \cdot \pi \cdot \varphi \cdot e \quad (6.32)$$

$$h(t) = \frac{\varepsilon_r^2 \cdot B^2 \cdot E}{2 \cdot \ln b} \cdot \left[ -1 + b^{\frac{4 \cdot R_I(t)}{B}} \right] + S_{SP} \cdot \pi \cdot \varphi \cdot e \quad (6.33)$$

También se define una función  $g(t)$  :

$$g(t) = -\frac{d}{dt} [E_{ED} + E_{DL} + E_{MC}] \quad (6.34)$$

$$g(t) = -\frac{d}{dt} \left[ \begin{array}{l} E \cdot e \cdot \pi \cdot \varepsilon_r^2 \int_{\phi/2}^{R_c(t)} \left( \frac{2 \cdot (R_c(t) - r)}{2 \cdot R_c(t) - \phi} \right)^2 \cdot r \cdot dr + \\ R_c^2(t) (G_{HCD} \cdot \alpha_{DL} \cdot \pi + \alpha_{MC} \cdot \pi \cdot E_{MT} \cdot e) \end{array} \right] \quad (6.35)$$

$$g(t) = -\frac{d}{dt} \left[ \begin{array}{l} E \cdot e \cdot \pi \cdot \varepsilon_r^2 \cdot \frac{88 \cdot R_c^3 + 44 \cdot R_c^2 \cdot \phi - 26 \cdot R_c \cdot \phi^2 + 3 \cdot \phi^2}{384 \cdot R_c - 192 \cdot \phi} + \\ R_c^2(t) (G_{HCD} \cdot \alpha_{DL} \cdot \pi + \alpha_{MC} \cdot \pi \cdot E_{MT} \cdot e) \end{array} \right] \quad (6.36)$$

lo cual dejaría una ecuación de la forma:

$$0 = (m_p + m_c(t)) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \frac{1}{2} \frac{dm_c(t)}{dt} v^2(t) + v(t) \cdot h(t) + g(t) \quad (6.37)$$

En esta tesis y dado que se asume un comportamiento elástico lineal la velocidad de propagación de las ondas es constante, las ecuaciones se pueden simplificar de este modo:

$$m_c(t) = \pi \cdot e \cdot \rho \cdot R_c^2(t) \quad (6.38)$$

$$R_c(t) = \int_0^t v_T \cdot dt = v_T \cdot t \quad (6.39)$$

$$m_c(t) = \pi \cdot e \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot t^2 \quad (6.40)$$

$$\frac{dm_c}{dt} = 2 \cdot \pi \cdot e \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot t \quad (6.41)$$

Sustituyendo en la ecuación (6.35):

$$0 = (m_p + m_c(t)) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \frac{1}{2} \frac{dm_c(t)}{dt} v^2(t) + v(t) \cdot h(t) + g(t) \quad (6.42)$$

$$(m_p + \pi \cdot e \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot t^2) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \frac{1}{2} [2 \cdot \pi \cdot e \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot t] \cdot v^2(t) + v(t) \cdot h(t) = g(t) \quad (6.43)$$

Finalmente la ecuación que define el modelo tendrá la forma:

$$(m_p + \pi \cdot e \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot t^2) \cdot v(t) \cdot \frac{dv(t)}{dt} + \pi \cdot e \cdot \rho \cdot v_T^2 \cdot t \cdot v^2(t) + v(t) \cdot h(t) = g(t) \quad (6.44)$$

La función  $h(t)$  tendrá la forma:

$$h(t) = \frac{\varepsilon_r^2 \cdot B^2 \cdot E}{2 \cdot \ln b} \cdot \left[ -1 + b^{\frac{4v_t(t)}{B}} \right] + S_{SP} \cdot \pi \cdot \varphi \cdot e \quad (6.45)$$

Y la función  $g(t)$  tendrá la forma:

$$g(t) = - \left[ \frac{E \cdot e \cdot \pi \cdot \varepsilon_r^2 \cdot v_i (88 \cdot v_i^3 t^3 + 44 \cdot \phi \cdot v_i^2 t^2 - 22 \cdot v_i t^3 \cdot \phi^2 + 5 \cdot \phi^2)}{48 (\phi - 2 \cdot v_i \cdot t)^2} + 2 \cdot v_i^2 \cdot t \cdot (G_{ICD} \cdot \alpha_{DL} \cdot \pi + \alpha_{MC} \cdot \pi \cdot E_{MT} \cdot e) \right] \quad (6.46)$$

La integración de esta ecuación se ha realizado utilizando el programa Matlab para obtener una solución numérica. Las condiciones iniciales necesarias para el proceso de integración fueron establecidas como que la velocidad inicial corresponde a la velocidad de impacto y el tiempo inicial es cero. El proceso de integración numérica se detiene bajo dos condiciones, la que ocurra primero definirá la parada del proceso. Dichas condiciones son:

- Si el proyectil se detiene y el desplazamiento es menor al espesor del laminado, entonces no se produce la perforación y la velocidad residual será cero en ese caso. En este caso la energía absorbida por el laminado es la energía cinética en el instante del impacto  $E_0$
- Cuando el desplazamiento del proyectil sea igual o mayor que el espesor del laminado entonces habrá perforación y la velocidad residual será la velocidad en ese instante de tiempo ( $v_R = v(t)$ ). En este caso la energía absorbida se podrá

$$\text{calcular como } E_{abs} = \frac{1}{2} m_p \cdot v_R^2$$

## 6.4 VALIDACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO

La validación del modelo propuesto se ha llevado a cabo empleando resultados experimentales propios y resultados experimentales y analíticos de otro trabajo encontrado en la literatura científica.

### 6.4.1 VALIDACIÓN EXPERIMENTAL

Para validar el modelo analítico se han considerado los estudios experimentales llevados a cabo en laminados de fibra de carbono de 2 mm de espesor y que han sido explicados en el capítulo 3 de esta tesis, tales ensayos se realizaron en un intervalo de velocidades desde los 45 m/s a los 560 m/s. Se han seleccionado como variables de validación la velocidad residual y el límite balístico.

En la Figura 6.5 se observan los resultados obtenidos experimentalmente y los obtenidos mediante la aplicación del modelo propuesto, se puede apreciar una buena correlación entre los resultados experimentales y del modelo analítico propuesto en todo el rango de velocidades de impacto ensayados.

El límite balístico en las pruebas experimentales fue de 100.2 m/s  $\pm 3$  y mediante el modelo analítico propuesto considerando la formación del tapón de cortadura fue de 109 m/s. Las diferencias son pequeñas entre ambos valores, en un valor cercano al ~9%.

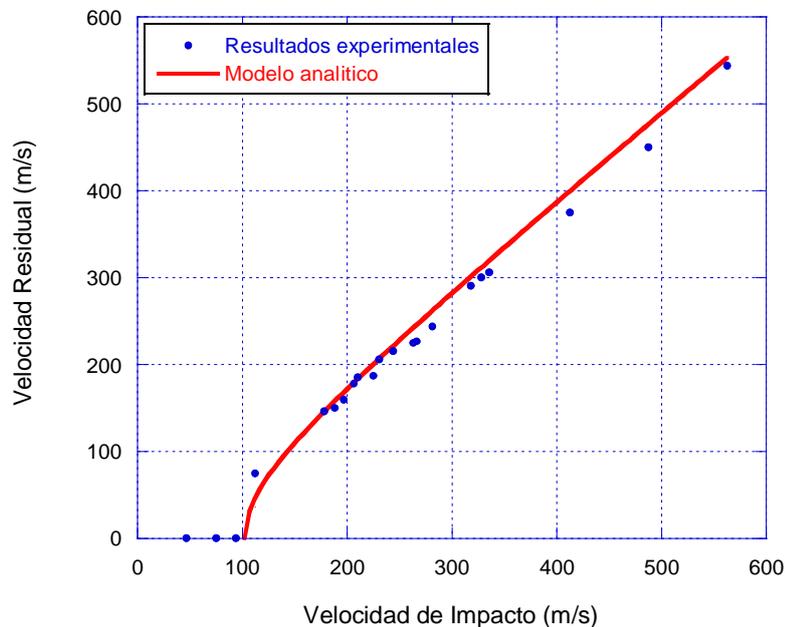


Figura 6.5 Relación entre velocidad de impacto y velocidad residual en laminados de carbono/epoxi de 2 mm de espesor.

La tabla 6.1 muestra algunos de los resultados obtenidos de la grafica de la Figura 6.5, en donde se pueden apreciar las diferencias en cuando a la velocidad residual obtenida experimentalmente y mediante la aplicación del modelo. Se observa que a velocidades de impacto próximas al límite balístico son bastante altas, mientras que a altas velocidades de impacto son mucho menores dichas diferencias. Evidentemente dado a la dispersión que suele estar presente en los valores de velocidad residual sobre todo alrededor del límite balístico, este intervalo de velocidades es susceptible a tener más diferencias.

Tabla 6.1 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de 2 mm de espesor.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	94	112	225	562
Experimental	0	75	187	543
Modelo analítico	0	40	195	548

#### 6.4.2 VALIDACIÓN DEL MODELO EMPLEANDO LOS RESULTADOS DEL TRABAJO DE LÓPEZ-PUENTE ET AL (2007)

A fin de establecer una comparación adicional del modelo propuesto en esta sección de la tesis, se seleccionaron los datos obtenidos del trabajo de López-Puente et al. (2007) que realizo ensayos experimentales de impacto y propuso un modelo analítico para laminados de fibra de carbono.

El modelo de López-Puente et al. (2007) considera tres mecanismos de absorción de energía que corresponden al aplastamiento del laminado, transferencia de momento lineal y fallo por tensión de las fibras. En la Figura 6.6 se muestra la relación entre velocidad de impacto y velocidad residual para los datos obtenidos experimentalmente por López-Puente et al., los datos de la aplicación de su modelo y los correspondientes a la aplicación del modelo que se propone en esta tesis.

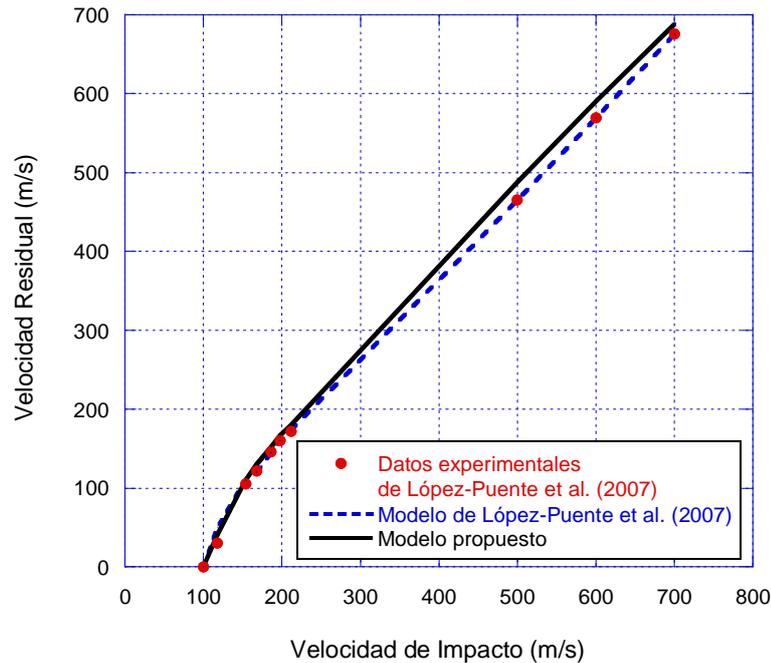


Figura 6.6 Relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual empleando el trabajo de López-Puente et al (2007) y el modelo propuesto.

En la grafica de la Figura 6.6 se observa una buena correlación entre los datos experimentales del trabajo del López-Puente et al (2007) y la aplicación del modelo propuesto, así mismo el ajuste es muy bueno también si se comparan los resultados obtenidos entre ambos modelos. La tabla 6.2 muestra un resumen de los valores obtenidos del trabajo de López-Puente et al (2007) y los obtenidos con la aplicación del modelo.

Considerando los intervalos de velocidad mostrados en la tabla, se observa que el ajuste entre los datos experimentales y el modelo propuesto por López-Puente et al. (2007) es muy bueno, sin embargo el modelo que se propone en esta tesis también presenta una buena correlación, tanto con los datos experimentales como con los resultados obtenidos del modelo de este investigador. A velocidades de impacto próximas al límite balístico, por ejemplo a 154 m/s, las diferencias entre el modelo que se propone y los resultados experimentales son de  $\sim 7\%$  y las diferencias entre los resultados obtenidos con ambos modelos analíticos es de  $\sim 2\%$ . A velocidades de impacto muy por encima de la velocidad del límite balístico, por ejemplo a 600 m/s las diferencias entre

los resultados experimentales y el modelo propuesto es de ~4%. Estos datos permiten indicar que el modelo es válido para obtener la velocidad residual con un buen ajuste.

Tabla 6.2 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual obtenidos para la validación del modelo.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	90	154	198	600
Experimental de López-Puente et al	0	105	158	569
Modelo analítico de López-Puente et al	0	110	160	565
Modelo analítico propuesto	0	112	167	587

En cuanto al límite balístico, que es el otro parámetro que se ha utilizado para la validación, el modelo de López-Puente et al (2007) muestra un valor de aproximadamente 100 m/s, mientras que el modelo propuesto arroja un resultado de 109 m/s lo que da una diferencia de ~9% lo cual indica una gran similitud entre estos valores, haciendo el modelo valido para obtener también el límite balístico.

## 6.5 ENERGÍA DE PERFORACIÓN

Para evaluar la importancia que tiene el tapón de cortadura como mecanismo de absorción de energía en el proceso de perforación, se aplico el modelo propuesto bajo dos condiciones, una en la cual se incluya este mecanismo y otra en la cual se excluya del modelo, de manera tal de evidenciar en cuál de los dos casos existe una mejor aproximación con los resultados experimentales obtenidos previamente. Para esto se ha aplicado el modelo a dos laminados de diferentes espesores: 2 y 1 mm, una vez que el modelo ha sido validado con los resultados experimentales obtenidos para espesores de 2 mm y que garantizan un nivel de precisión del mismo.

La Figura 6.7 se muestra la energía absorbida en función de la energía de impacto para un laminado de 2 mm de espesor, estos resultados han sido obtenidos a partir del

modelo analítico, tanto considerando la formación del tapón de cortadura y sin considerarlo en el modelo como mecanismo de absorción de energía.

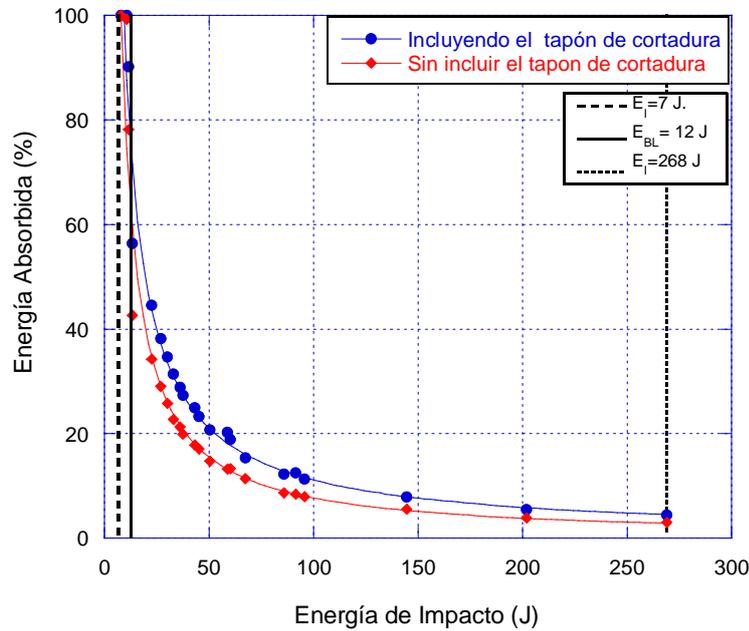


Figura 6.7 Energía de Impacto en función del porcentaje de energía absorbida para un laminado de 2 mm de espesor.

Se observa que hay diferencias significativas en la energía absorbida tanto a altas como a bajas energías de impacto cuando se considera o no la formación del tapón de cortadura en el modelo analítico. Por ejemplo, para una energía de impacto de 12 J, las diferencias fueron del 13%, mientras que para otra energía de impacto igual a 268 J, las diferencias llegan a ser de 32%.

La tabla 6.3 mostrada resume algunos valores de velocidad de impacto y velocidad residual asociados a la energía correspondiente de la Figura 6.7.

De la tabla se aprecia que a velocidades de impacto próximas al límite balístico como a 112 m/s las diferencias entre considerar o no la formación del tapón de cortadura como mecanismo de absorción de energía pueden llegar a ser del 45%, para una velocidad de impacto de 210 m/s las diferencias son de ~5% mientras que para altas velocidades como de 562 m/s las diferencias llegan a ser un poco mas de 1%.

Tabla 6.3 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de 2 mm de espesor.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	100	112	210	562
Modelo considerado la formación del tapón de cortadura	0	40	179	548
Modelo sin considerar la formación del tapón de cortadura	0	58	188	554

La Figura 6.8, muestra los resultados obtenidos de la aplicación del modelo utilizando un laminado de 1 mm de espesor, en esta grafica se hace también evidente las notables diferencias que se obtienen cuando se considera la formación del tapón de cortadura como mecanismo de absorción de energía del proceso.

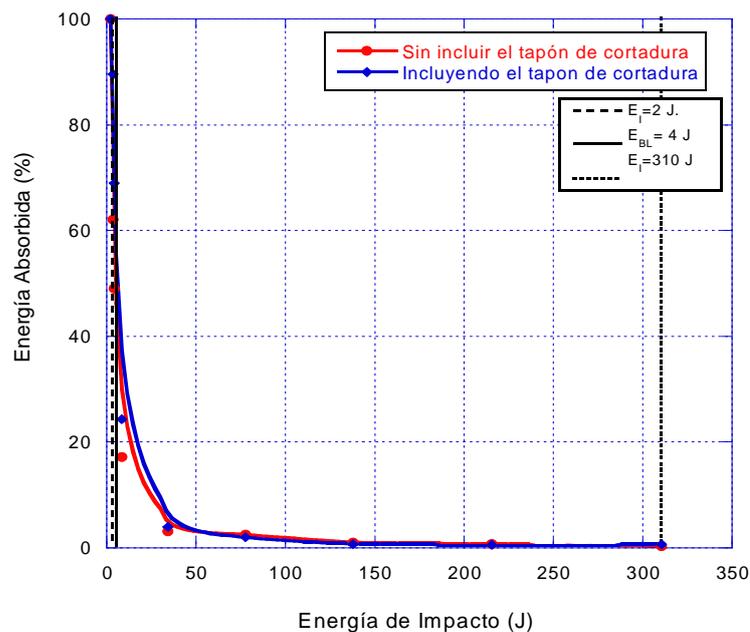


Figura 6.8 Energía de Impacto en función del porcentaje de energía absorbida para un laminado de 1 mm de espesor.

Para este espesor de laminado ocurre que a bajas energías de impacto como de 4 J, las diferencias son de 7% mientras que para altas energías de impacto, como 310 J, las diferencias alcanzan valores de 2%. En la tabla 6.4 mostrada a continuación se resumen algunos de los valores de velocidad residual considerando esta situación, se han

seleccionado velocidades de impacto por debajo del límite balístico, próximas al límite balístico, intermedias y muy altas para ver la variación de este parámetro.

Tabla 6.4 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de 1 mm de espesor.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	50	70	100	600
Modelo considerado la formación del tapón de cortadura	0	39	87	598
Modelo sin considerar la formación del tapón de cortadura	0	50	91	599

Las diferencias en términos porcentuales son, por ejemplo para una velocidad de impacto de 70 m/s las variaciones son de ~28%, para un impacto de 100 m/s son de ~5% y para las más altas como de 600 m/s las diferencias son de menos de 1%. Con esto se deduce que a medida que se incrementa la velocidad de impacto en laminados delgados de fibra de carbono de 1 mm de espesor, la influencia del mecanismo de formación de tapón de cortadura es menor, no obstante a velocidades próximas al límite balístico existe una mayor influencia.

En general se observa que a medida que el espesor se incrementa las diferencias considerando la formación del tapón de cortadura son mayores a bajas energías de impacto y tienden a disminuir en altas energías de impacto por lo cual este mecanismo de absorción de energía no puede ser ligeramente despreciado en un análisis de impacto para las condiciones de ensayo aquí presentadas.

## 6.6 RESULTADOS DEL MODELO ANALÍTICO

Con la aplicación del modelo analítico propuesto es posible obtener información que no es posible determinar a partir de ensayos experimentales. En esta sección se han seleccionado tres niveles de energía de impacto para el laminado que ha sido estudiado previamente, un nivel de energía por debajo del límite balístico, el cual no produce la

perforación y que corresponde a un impacto de 7 J, una energía muy por encima del límite balístico y que garantiza la perforación total de la estructura de estudio de 268 J y una cercana a la energía correspondiente a la de límite balístico, equivalente a 12 J para el laminado de 2 mm de espesor.

La Figura 6.9 muestra los resultados obtenidos de la energía absorbida en función del desplazamiento del proyectil para un impacto producido con una energía de 7 J en un laminado de 2 mm de espesor.

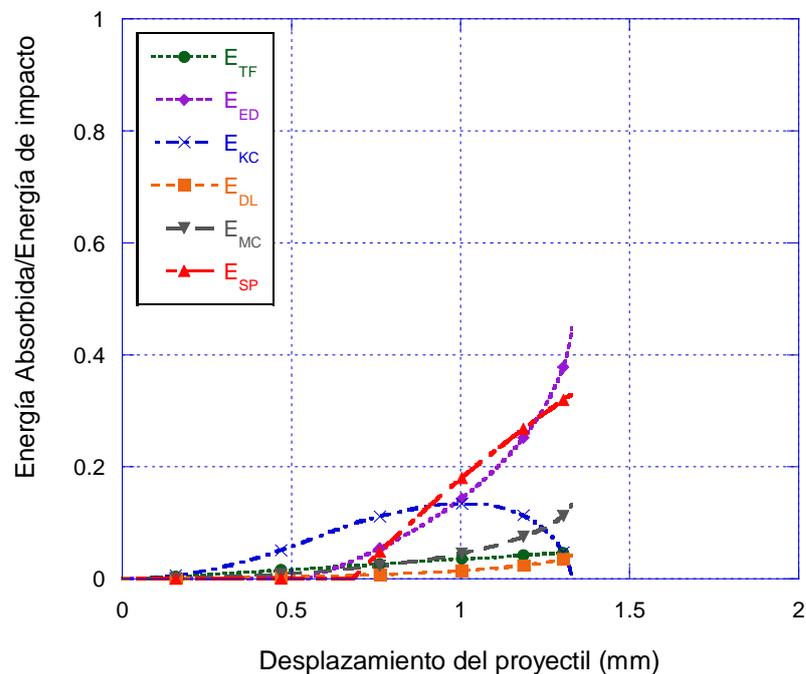


Figura 6.9 Mecanismos de Absorción de energía para un impacto de 7 J.

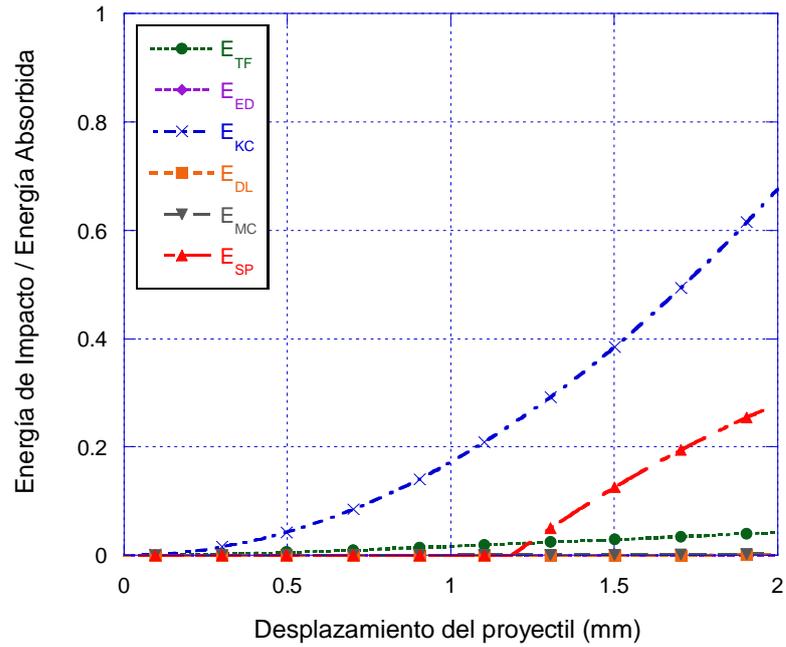
Con los resultados experimentales solo es posible determinar la energía de impacto que no produce la perforación del laminado mientras que con el modelo es posible establecer la posición del proyectil dentro del laminado si no ha ocurrido la perforación, como en este caso. La energía usada en este caso está por debajo de la energía del límite balístico y el proyectil no penetra completamente en la estructura. El desplazamiento del proyectil es de 1.32 mm cuando la velocidad del proyectil alcanza cero en el caso del laminado de 2 mm de espesor. En este nivel de energía la estructura absorbe toda la energía del impacto.

Se observa también en la Figura 6.9 que los principales mecanismos de absorción de energía corresponden a la energía absorbida por deformación de las fibras ( $E_{ED}$ ) que absorbe un 44%. La formación del tapón de cortadura ( $E_{SP}$ ) aparece también como un importante mecanismo de absorción de energía, llegando a ser de un 31%, este mecanismo de daño no aparece desde el mismo instante en que ocurre el proceso de impacto, obsérvese que en función del desplazamiento del proyectil este mecanismo comienza a aparecer a 0.68 mm en el laminado de 2 mm, todo esto debido a que su presencia comienza a ser notoria en el momento en el que se supera la resistencia a cortadura de la estructura. Se aprecia también que la energía absorbida por el movimiento del cono formado en la parte posterior de la placa ( $E_{KC}$ ) absorbe un 16 %. Se pueden considerar la rotura por tracción de las fibras ( $E_{TF}$ ), la rotura de matriz ( $E_{MC}$ ) y la energía absorbida por delaminación ( $E_{DL}$ ) como los mecanismos de absorción de energía que menos influencia tienen en el proceso.

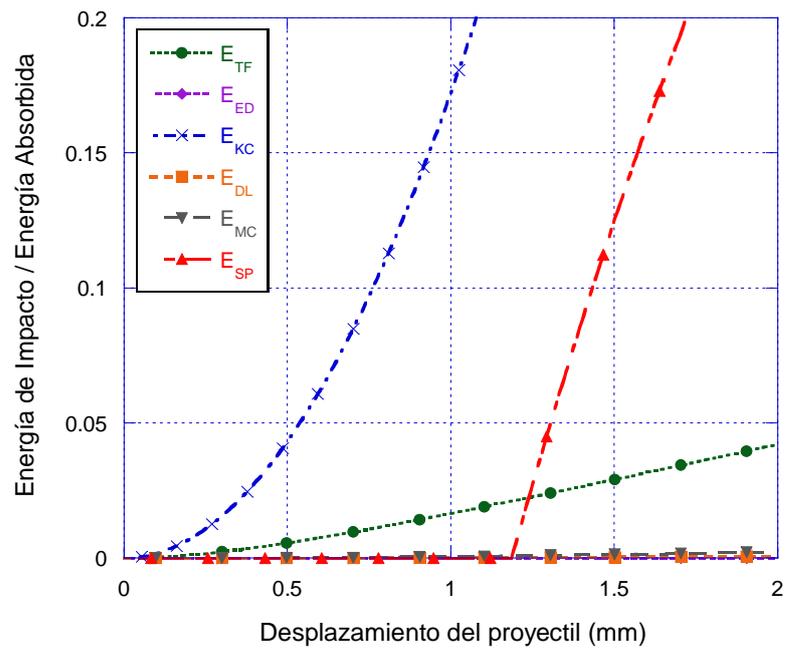
La Figura 6.10 presenta los resultados obtenidos para impactos en el laminado estudiado a una energía muy alta, por encima del límite balístico y que garantiza la perforación total de la estructura.

En la grafica mostrada en la Figura 6.10(a), se puede observar cada uno de los mecanismos que absorben energía en función del desplazamiento del proyectil para un laminado de 2mm, esta energía de impacto corresponde a 268 J.

Se observa que los mecanismos de absorción de energía predominantes son el movimiento del cono formado en la parte posterior de la placa ( $E_{KC}$ ), y la absorbida por el tapón de cortadura ( $E_{SP}$ ) así como la rotura por tracción de las fibras( $E_{TF}$ ) aunque en menor proporción.



(a)



(b)

Figura 6.10 (a) Mecanismos de Absorción de energía para un impacto de 268 J.

(b) Detalle de la figura anterior.

Por otro lado se aprecia como la rotura de matriz ( $E_{MC}$ ) y el daño por delaminación ( $E_{DL}$ ) absorben un mínimo de energía, incluso la energía absorbida por deformación elástica ( $E_{ED}$ ) es muy pequeña. El proceso a muy altas energías de impacto ocurre tan

rápidamente que en casos como la rotura de matriz ( $E_{MC}$ ) y la delaminación ( $E_{DL}$ ), que son mecanismos que dependen del radio del cono, se hace imperceptible, debido a que la propagación de las ondas transversales generadas durante el proceso de perforación es muy rápida con relación a la velocidad de impacto.

La Figura 6.11 muestra los resultados obtenidos sobre un laminado de 2 mm de espesor a una energía que corresponde a la mínima requerida para la perforación y que equivale a la energía del límite balístico en cada caso.

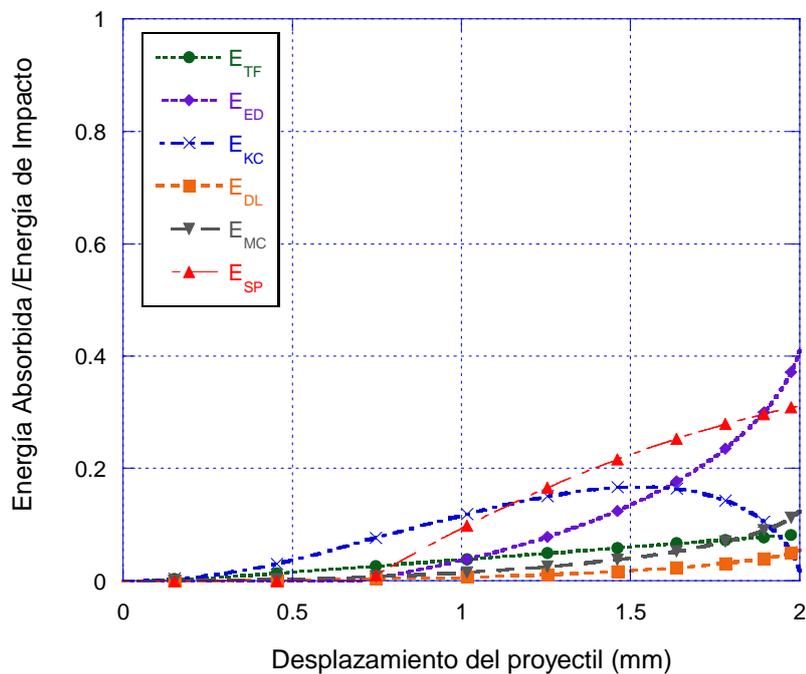


Figure 6.11 Mecanismos de Absorción de energía (a) Laminado de 2 mm con energía de impacto de 12 J

En el caso mostrado en la Figura 6.11 se distingue la presencia de todos los mecanismos de daño que se consideran en el modelo, siendo la energía absorbida por deformación elástica de las fibras ( $E_{ED}$ ), y la energía absorbida por la formación del tapón de cortadura ( $E_{SP}$ ) los mecanismos de mayor absorción, con 39% y 30% respectivamente.

## **6.7 APLICACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO AL ESTUDIO DE PLACAS ESPACIADAS DE FIBRA DE CARBONO**

A la vista de los resultados experimentales obtenidos en la Sección 5.2.1, en donde se observó que prácticamente el núcleo no tiene influencia en los parámetros de velocidad residual y límite balístico, y considerando el buen ajuste del modelo propuesto a laminados delgados de fibra de carbono, se planteó la aplicación de dicho modelo a las estructuras de placas espaciadas de fibra de carbono para observar el ajuste en este caso. La aplicación del modelo se basa en el esquema mostrado en la Figura 6.12, lo que implica que el modelo se aplica dos veces para un mismo evento de impacto, es decir, una vez por cada una de las pieles correspondientes de la estructura.

La Figura 6.12 muestra las diferentes fases en las que se aplica el modelo y como el mismo es presentado, además se presentan imágenes tomadas de la grabación de un impacto que muestra las mismas etapas del proceso.

De acuerdo a la Figura 6.12 (a), primero se aplica el modelo entre las estaciones 1 y 2, luego el modelo vuelve a aplicarse entre las estaciones 3 y 4, finalmente obteniéndose un valor de velocidad residual cuando se consideran ambas placas como toda una estructura, la cual ha sido previamente definida como placas espaciales. En la Figura 6.12 (b) se presentan imágenes consecutivas del proceso de perforación de placas espaciadas de fibra de carbono. Un esquema similar a esta propuesta es presentado en García-Castillo et al. (2010).

La Figura 6.13 muestra los resultados obtenidos de la aplicación del modelo a placas espaciadas, en ella se muestra la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual. Se observa que existe una buena correlación entre los valores obtenidos experimentalmente y los resultados obtenidos de la aplicación del modelo analítico propuesto.

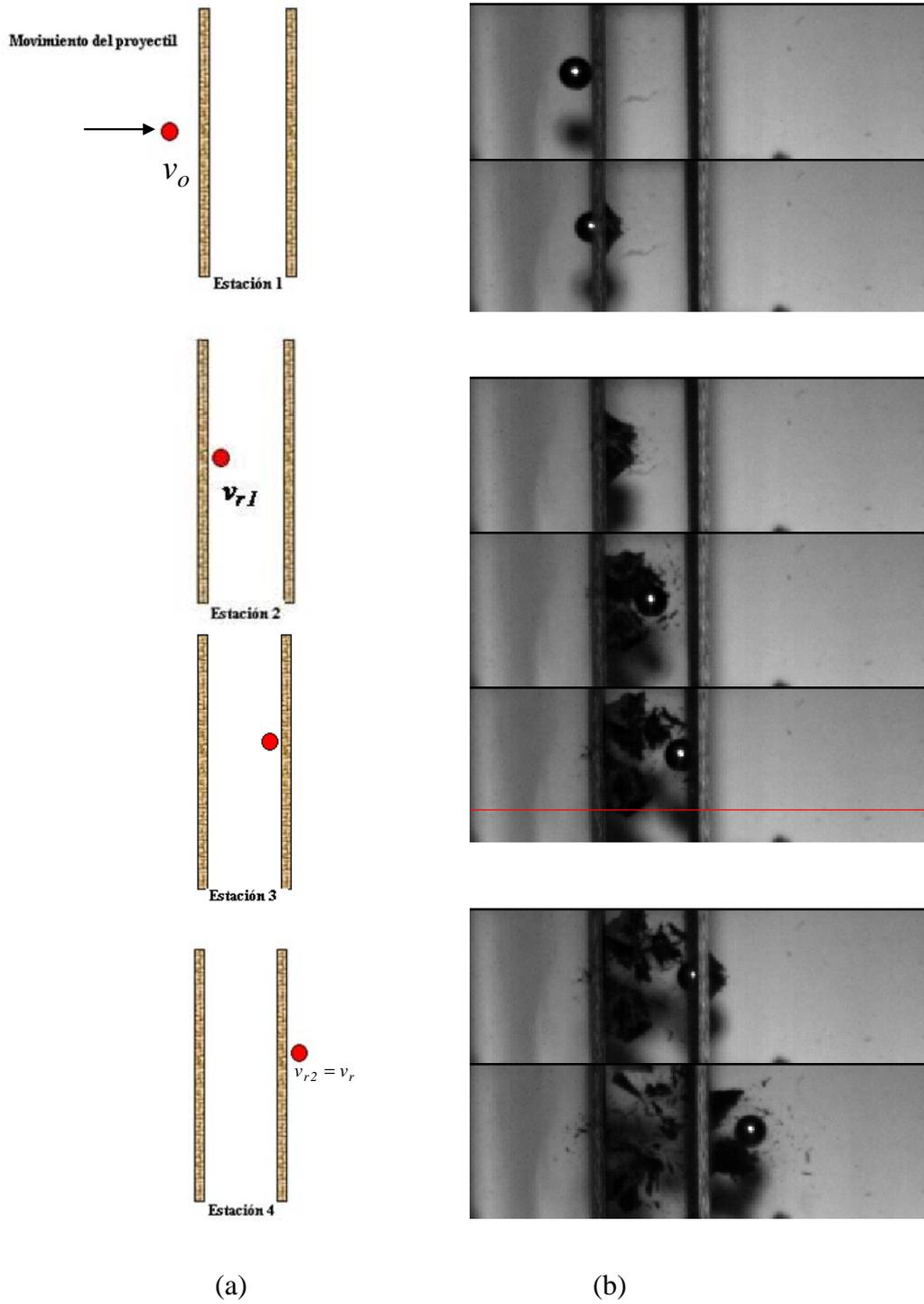


Figura 6.12 (a) Esquema de aplicación del modelo en el problema de estudio.  
 (b) Proceso de perforación.

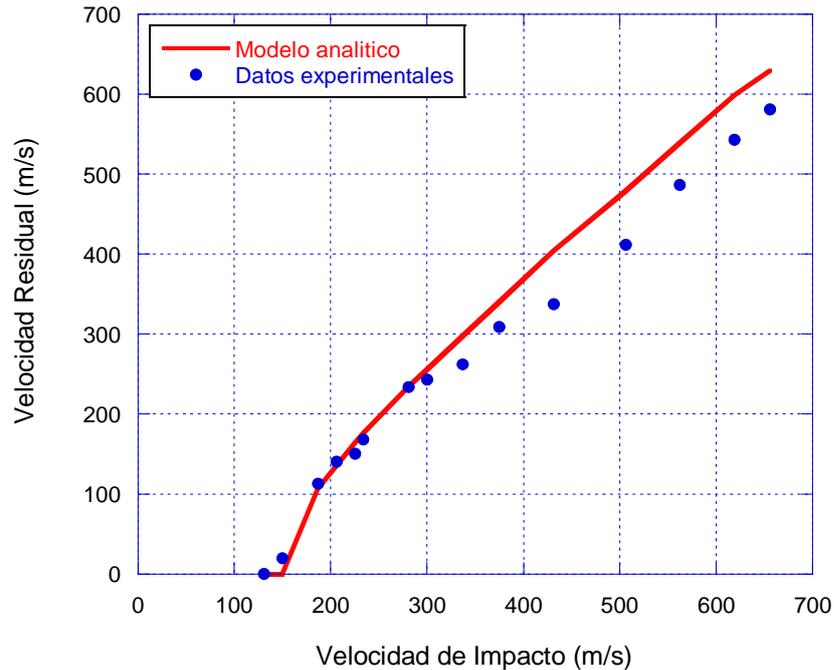


Figura 6.13 Relación de velocidad de impacto y velocidad residual para placas espaciadas de fibra de carbono.

En la tabla 6.5 se resumen algunos datos importantes extraídos de la gráfica anterior, que demuestran la viabilidad de la aplicación del modelo a este tipo de estructuras. Los datos considerados muestran que a velocidades de impacto en torno al límite balístico el ajuste entre el modelo y los datos experimentales es muy bueno, llegando a ser la diferencias de un orden de  $\sim 3\%$  en un impacto a 206 m/s, así mismo para un impacto de 300 m/s las diferencias llegan a ser de  $\sim 5\%$ , pero cuando se incrementa considerablemente la velocidad de impacto, a velocidades muy por encima del límite balístico, las diferencias son más notables, llegando a ser de  $\sim 9\%$  para un impacto realizado a 656 m/s.

El hecho de que las diferencias sean más notorias está asociado a que en esta situación el modelo se aplica dos veces a la estructura y en el impacto que sucede sobre la segunda placa la velocidad es menor y por tanto incrementa las diferencias dado que a bajas velocidades de impacto son mayores las diferencias obtenidas con el modelo.

Tabla 6.5 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual para placas espaciadas.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	131	206	300	656
Experimental	0	140	243	581
Modelo analítico	0	136	256	630

En cuanto al límite balístico, que es otro de los parámetros de validación del modelo, en este caso se ha determinado previamente que el valor experimental es de  $146 \pm 2$  m/s, mientras que con el modelo analítico es de 152 m/s, encontrándose la diferencia entre ambos valores por el orden del 4%. Los resultados obtenidos indican que el modelo propuesto es válido para determinar tanto la velocidad residual como el límite balístico en placas espaciadas de fibra de carbono cuyas pieles sean de  $e$  mm de espesor.

## 6.8 MODELO DE GARCÍA ET AL. APLICADO A LAMINADOS DE FIBRA DE VIDRIO DE 6 mm DE ESPESOR

En esta sección se plantea la aplicación del modelo propuesto por García-Castillo et al. (2006) a laminados de fibra de vidrio de 6 mm de espesor, a fin de validar dicho modelo con espesores de laminado más gruesos y evaluar dicho modelo con estructuras de mayor espesor, considerando que en esta tesis se realizaron pruebas experimentales que permitían su comparación.

La Figura 6.14 muestra los resultados obtenidos de la aplicación del modelo de García-Castillo et al. (2006) para los ensayos experimentales realizados en esta tesis.

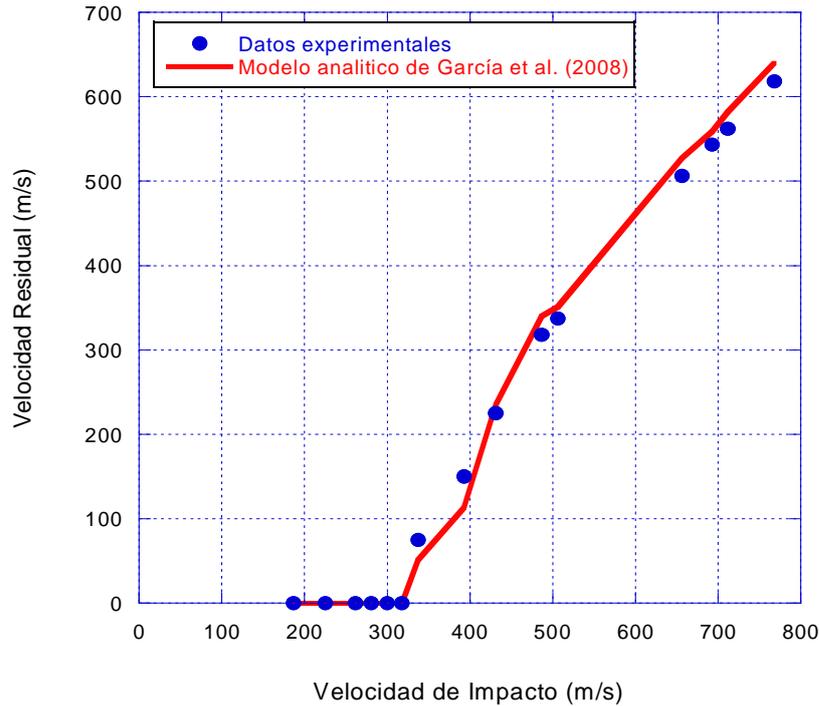


Figura 6.14 Relación de velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de vidrio de 6 mm de espesor.

La Figura 6.14 muestra una buena correlación entre los valores obtenidos experimentalmente y los obtenidos por la aplicación del modelo analítico. Experimentalmente el valor del límite balístico se estableció en  $332 \pm 3$  m/s mientras que con la aplicación del modelo propuesto por García-Castillo et al (2006) el límite balístico alcanzó un valor de 325 m/s, siendo las diferencias entre estos valores de un 2% aproximadamente.

Los resultados muestran un buen ajuste del modelo aplicado sobre todo a velocidades en torno a la velocidad del límite balístico, siendo las mayores diferencias para los casos en los que la velocidad de impacto es muy alta con relación a este valor.

La tabla 6.6 resume algunos valores de velocidad de impacto y velocidad residual obtenidos de la aplicación del modelo y que permiten apreciar las diferencias entre los datos experimentales y analíticos obtenidos.

Tabla 6.6 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de 6 mm de espesor.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	290	337	506	768
Experimental	0	75	337	618
Modelo analítico de García-Castillo et al. 2006	0	51	351	640

Se observa que a velocidades de impacto próximas al límite balístico como de 337 m/s las diferencias entre los resultados experimentales y el modelo de García-Castillo et al (2007) son de un 47%, luego para velocidades de impacto por el orden de los 506 m/s las diferencias son de ~4% y para altas velocidades como 768 m/s las diferencias son de ~3.5%. Igual que en casos anteriores, la alta dispersión que existe en los resultados experimentales de velocidad residual, cuando la velocidad de impacto es muy cercana al límite balístico, hace que las diferencias en este intervalo de velocidades sean notables.

## 6.9 APLICACIÓN DEL MODELO DE GARCÍA ET AL. A PLACAS ESPACIADAS DE FIBRA DE VIDRIO

Con la misma consideración con la que se aplicó el modelo propuesto a las placas espaciadas de fibra de carbono, y una vez aplicado el modelo de García-Castillo et al (2006) a las placas de 6 mm de espesor, se consideró la aplicación de dicho modelo a las estructuras de placas espaciadas de fibra de vidrio, tomando además en consideración que el modelo propuesto por García-Castillo et al (2006) fue validado para laminados de 3 mm de espesor, y la configuración de las placas espaciadas de fibra de vidrio empleadas en esta tesis fueron diseñadas con placas del mismo espesor.

Utilizando la cámara de alta velocidad es posible captar imágenes correspondientes al impacto del proyectil a la entrada y salida de cada uno de los laminados en casi todas las pruebas efectuadas. Sin embargo para altas velocidades de impacto no se logra visualizar bien el proyectil en la sección de aire, debido a que la imagen se ve afectada

por los rastros de fibra que han sido cortados durante la primera fase de impacto, no obstante, este es un dato que no se requiere para la aplicación del modelo analítico propuesto por García-Castillo et al., por las consideraciones hechas en esta sección.

En las siguientes secuencias, presentadas en la Figura 6.15, tomadas de uno de los ensayos experimentales realizados sobre la estructura de placas espaciadas se observan cada una de las fases en la que es aplicado el modelo.

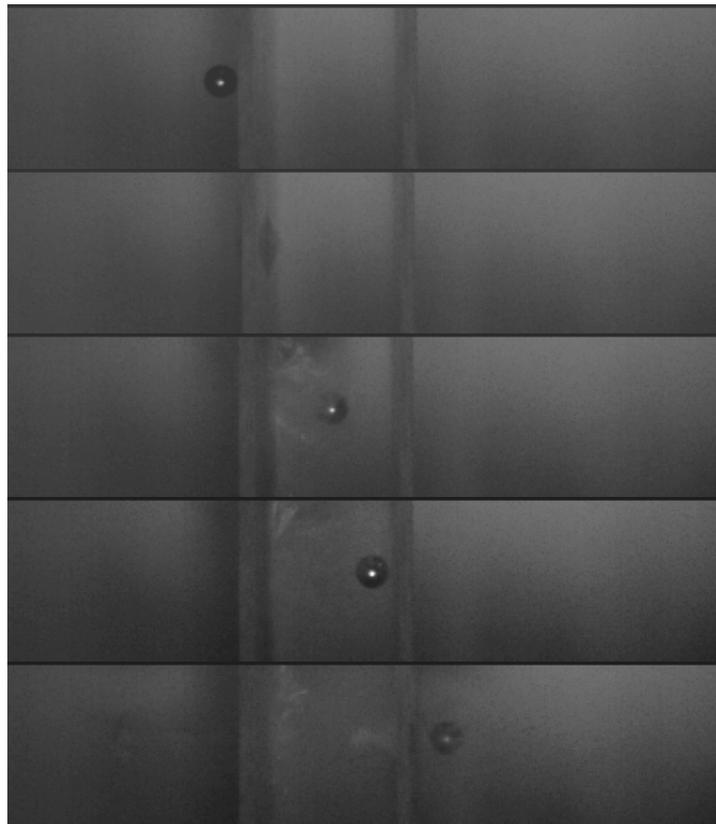


Figura 6.15 Esquema de aplicación del modelo de García-Castillo et al. (2006) en el problema de estudio sobre placas espaciadas de fibra de vidrio.

La Figura 6.16 se muestran los resultados obtenidos de la aplicación del modelo de García-Castillo et al (2006) a las placas espaciadas de fibra de vidrio. Se observa una muy buena correlación entre los valores experimentales y la aplicación del modelo.

En cuanto al valor del límite balístico, experimentalmente se obtuvo un valor de  $334 \pm 4$  m/s, mientras que con la aplicación del modelo analítico de García-Castillo et al. (2006)

fue de 336 m/s. Las diferencias entre los valores obtenidos alcanzan un 1 %, lo que indica una muy buena correlación. La mayor diferencia se observa sobre todo a velocidades por encima del límite balístico, en otros casos son variables.

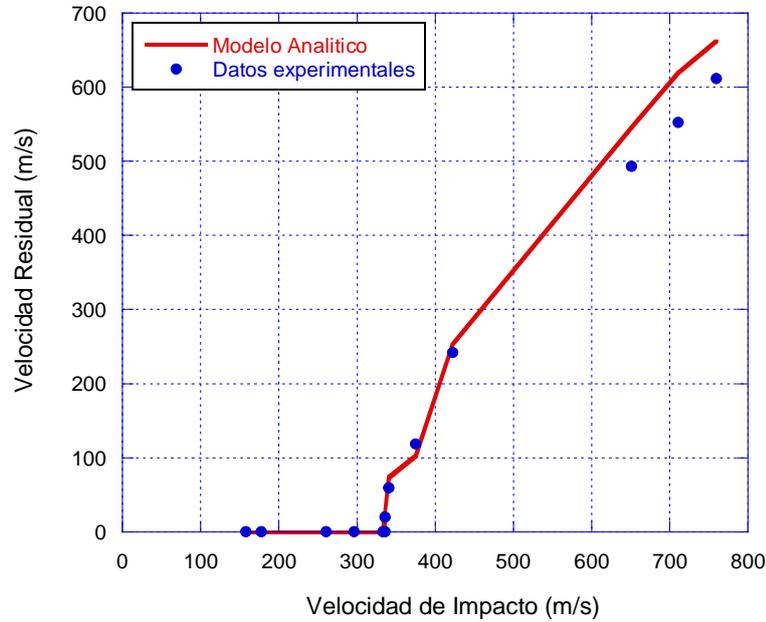


Figura 6.16 Relación de velocidad de impacto y velocidad residual para placas espaciadas de fibra de vidrio.

La tabla 6.5 muestra la tendencia que se presenta en la grafica 6.13, la correlación entre los resultados analíticos y experimentales es mejor a velocidades en torno a la velocidad del límite balístico, mientras que por encima de este, las diferencias comienzan a ser más importantes. Se observa por ejemplo que para un impacto a una velocidad de 422 m/s las diferencias entre los resultados experimentales y la aplicación del modelo son de de aproximadamente 5%.

Tabla 6.5 Valores de velocidad de impacto y velocidad residual para placas espaciadas de fibra de vidrio/poliéster.

VELOCIDAD RESIDUAL (m/s)	VELOCIDAD DE IMPACTO (m/s)			
	290	336	422	758
Experimental	0	20	242	612
Modelo analítico	0	26	253	622

# **CAPÍTULO VII**

## **7. MODELIZACIÓN NUMÉRICA**

La simulación numérica del comportamiento mecánico de estructuras de material compuesto es una herramienta que puede ser utilizada para comprender mejor los mecanismos por los cuales este tipo de materiales llega al colapso y, de esta manera, aprovechar mejor la información obtenida a través de ensayos experimentales, consiguiendo así representar, mediante técnicas numéricas, numerosas situaciones de fallo.

El comportamiento mecánico de estructuras de material compuesto puede estar afectado por factores como: temperatura, velocidad de deformación, composición química, etc. Todo esto dificulta muchas veces el ajuste de un modelo numérico por la gran cantidad de parámetros o por la inclusión de un modelo de daño apropiado. Actualmente se están realizando grandes esfuerzos para mejorar las propiedades de los materiales que constituyen este tipo de estructuras, donde la simulación numérica puede cumplir un importante papel como herramienta de diseño.

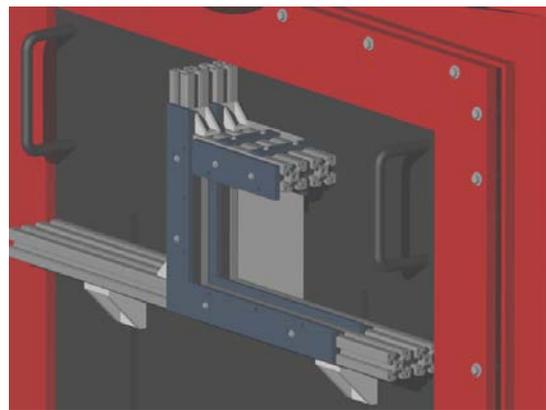
Dentro de este contexto, en este capítulo se presenta un estudio numérico, mediante elementos finitos con el código comercial Abaqus 6.9-2, de los ensayos experimentales anteriormente presentados en el Capítulo V.

## **7.1 HIPÓTESIS DE LOS MODELOS NUMÉRICOS PLANTEADOS**

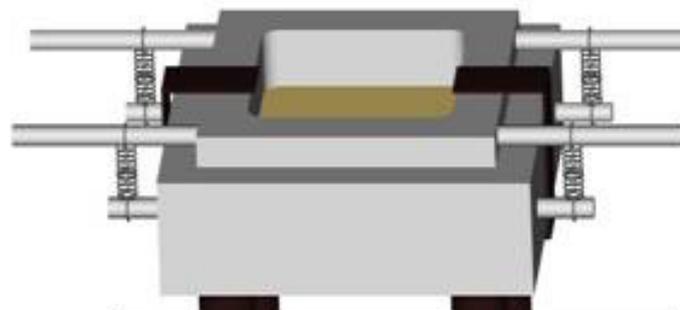
Las hipótesis planteadas para la elaboración de los modelos numéricos se describen a continuación:

1. Modelización de las pieles como elementos tipo placa en tensión plana. Esta hipótesis se basa en el pequeño espesor de las pieles así como en la forma en la que trabajan las mismas cuando son sometidas a cargas impulsivas.
2. Dado que las pieles empleadas tienen forma de tejido, se suponen las propiedades mecánicas de las mismas idénticas en las dos direcciones del plano.
3. El impactador (proyectil en alta velocidad y percutor de torre de caída en baja velocidad) se genera como un elemento completamente rígido, siendo así el material compuesto en estudio el único elemento deformable.
4. El contacto entre el impactador y los laminados de material compuesto se supone de tipo normal y tangencial con un coeficiente de fricción de 0.3.
5. Se supone una compatibilidad de desplazamientos entre las pieles de la estructura sándwich y el núcleo, es decir, no ocurre separación en ningún momento.
6. Para los ensayos de alta velocidad se suponen impedidos los desplazamientos de todo el contorno (Figura 7.1 (a)), mientras que para los de baja velocidad se supone el contorno completamente empotrado dada la geometría del útil de sujeción (Figura 7.1 (b)).

7. La fricción supuesta entre las pieles de la estructura sándwich y las placas de sujeción del utillaje ha sido ignorada, según se ha realizado en otros trabajos [Foo et al. 2006].
8. Para reproducir los impactos de alta y baja velocidad en donde se emplean laminados de fibra de carbono se supone una simetría a un cuarto, con las condiciones de contorno correspondientes en los ejes, según sea el tipo de ensayo estas simplificaciones del problema han sido observadas en el trabajo de Hyeon Ik (2006).
9. El núcleo de espuma de PVC se crea con elementos sólidos aplicando el criterio de daño de espumas definido en el programa comercial Abaqus 6.9 y que se detalla más adelante.



(a)



(b)

Figura 7.1. Útiles para ensayos de impacto. (a) Impactos de alta velocidad.  
(b) Impactos de baja velocidad.

10. El núcleo de panal de abeja de aluminio se crea con elementos tipo placa, de espesor  $6\mu\text{m}$ , y un comportamiento elástico perfectamente plástico sin endurecimiento según se muestra en la Figura 7.2 [Foo et al. 2008]. Este comportamiento mecánico se aplica a través del modelo de Johnson-Cook (ver Sección 7.2.2).

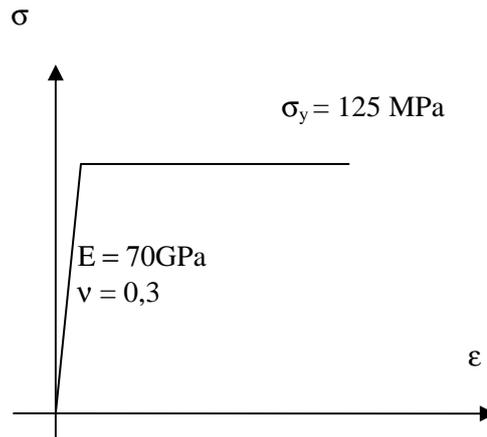


Figura 7.2 Modelo de plasticidad sin endurecimiento para el núcleo de panal de abeja de aluminio.

## 7.2 MODELIZACIÓN CONSTITUTIVA DE MATERIALES

El comportamiento de un laminado de material compuesto puede ser considerado elástico lineal hasta que comienza a producirse el daño, y éste se convierte en un fenómeno complejo en el cual pueden aparecer diferentes mecanismos que absorben energía en forma de dicho daño. El fallo de una estructura de material compuesto se puede predecir mediante un análisis desde tres enfoques diferentes: la mecánica de la fractura, los criterios de daño y la mecánica del daño, incluso en algunos casos puede darse el caso de la combinación de estos enfoques [Ivañez et al. 2011]. Los modelos que a continuación se describen corresponden a aquellos empleados en la propuesta de modelización numérica de los impactos de alta y baja velocidad en las diferentes estructuras sometidas a estudio en esta tesis, con lo cual se ha considerado un modelo de

plasticidad para cada tipo de núcleo y un modelo de daño para los laminados de material compuesto según se explica a continuación.

### 7.2.1 CRITERIO DE PLASTIFICACIÓN DE ESPUMAS

La modelización del comportamiento de la espuma que conforma el núcleo de la estructura sándwich de vidrio/poliéster/PVC requiere del uso de un modelo que sea capaz de reproducir el fenómeno que ocurre en el material celular. Son varios los enfoques que se pueden conseguir en la literatura científica sobre este comportamiento. Algunos han modelizado el núcleo de espuma como un sólido poroso isotrópico, o como un material homogéneo isotrópico, esto corresponde con la propuesta hecha en el trabajo de Deshpande y Fleck (2001), en el cual se utiliza una superficie de fluencia de tensiones principales en compresión y una superficie de fluencia cuadrática para otros estados de carga.

En algunos códigos de elementos finitos están disponibles modelos para espumas basados en teorías de estado crítico con ajustes que toman en consideración los efectos volumétricos y las reglas de flujo no asociativas. El modelo implementado para espumas en el código Abaqus ha sido validado experimentalmente con resultados obtenidos de ensayos cuasiestáticos y en pruebas de impacto a baja velocidad, no obstante la aplicación de este modelo para reproducir el comportamiento de impactos a alta velocidad aun no ha sido profundamente estudiado [Ivañez et al. 2011].

El modelo de plasticidad de espumas existente en Abaqus (*crushable foam plasticity*) está basado en observaciones experimentales mediante ensayos de compresión. Este modelo se caracteriza por:

- Criterio de plastificación dependiente de la tensión equivalente de Von Mises y de la tensión hidrostática con comportamiento no simétrico tracción-compresión.

- La evolución de la superficie de plastificación toma como punto fijo de referencia la tensión hidrostática a tracción de plastificación y está gobernada por la tensión hidrostática a compresión de plastificación.
- Endurecimiento en la zona plástica gobernado por la deformación volumétrica plástica a compresión.

Este criterio de plastificación de espumas está descrito en detalle en el manual de usuario de análisis (*Analysis User's Manual*) del código Abaqus (2009).

En el trabajo de Ivañez et al. (2011) se reportan los resultados obtenidos de ensayos de compresión uniaxial que fueron llevados a cabo en una maquina servo hidráulica para presentar el comportamiento frente a la deformación de la espuma de PVC, los resultados de estos ensayos se presentan en la Figura 7.3.

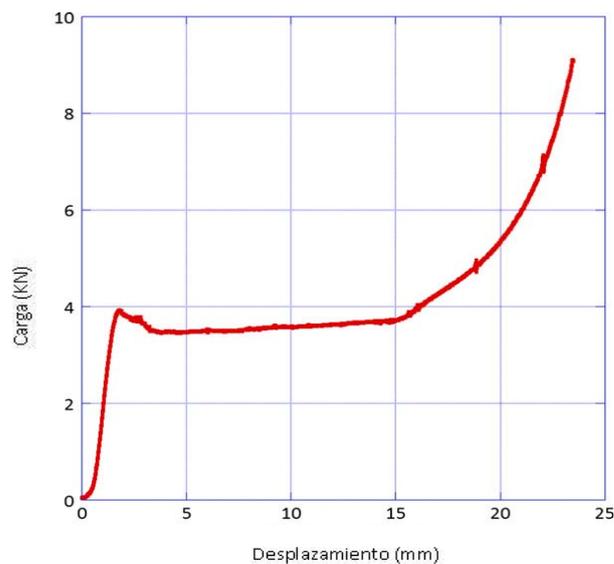


Figura 7.3 Curva de Fuerza vs. Desplazamiento de la espuma de PVC.

[Ivañez et al. 2011]

Los resultados de la Figura 7.3 han sido utilizados para construir la curva de tensión deformación de la espuma de PVC. En la Figura 7.4 se presenta la curva correspondiente obtenida por Ivañez et al. (2011). Esta curva fue utilizada en esta tesis para la implementación del modelo en el programa de elemento finitos Abaqus y este

tipo de comportamiento ha sido utilizado también en otras investigaciones como en Meo et al. (2003).

En la curva se observan claramente tres regiones distintas, la primera corresponde a la sección elástica mediante la cual se determinó el módulo de elasticidad o de Young, con un valor de 87 MPa. A continuación del punto de fluencia, que en este caso alcanza los 2.63 MPa, la región elástica es seguida por una meseta, donde la deformación permanece aproximadamente constante aun cuando la tensión se va incrementando. Este comportamiento se debe al colapso masivo de las celdas internas de la espuma. Una tercera estación es la que corresponde a un alto nivel de tensión, donde el material alcanza una región de densificación, causando así un incremento rápido de la tensión.

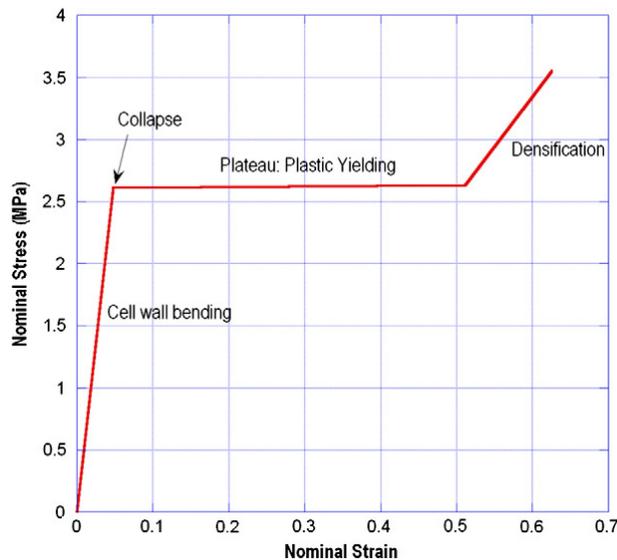


Figura 7.4 Curva de Tensión-Deformación de la espuma de PVC. [Ivañez et al. 2011]

La hipótesis de las propiedades de la velocidad de deformación independientes se asume para modelizar el comportamiento dinámico del núcleo de espuma. Esta hipótesis ha demostrado ser válida para el comportamiento de esta espuma a alta velocidad de impacto. El modelo de plasticidad de espuma deformable implementado en el código ABAQUS se utiliza para simular este comportamiento no homogéneo, ya que permite definir el comportamiento deformable mediante la estimación de la compresión y la tasa de tensión de fluencia hidrostática.

## 7.2.2 CRITERIOS DE DAÑO PARA EL PANAL DE ABEJA DE ALUMINIO

Para el material del núcleo de panal de abeja se ha considerado el modelo de daño de Johnson-Cook incluido en el código computacional.

Johnson y Cook (1985) proponen un criterio basado en el concepto de “Continuum Damage Mechanics” (CDM). Este concepto se basa en que el daño de los materiales se puede interpretar como la degradación de la resistencia de los mismos debido a efectos de carga, térmicos o químicos. El proceso se inicia debido a la aparición de microfracturas o microporos en el seno del material como consecuencia de las inevitables imperfecciones existentes, estas, por la combinación de los efectos antes comentados, coalescen e inducen el crecimiento de fisuras que acaban por producir la fractura del material. En la mayoría de los modelos, esta progresión del daño se define como una variable acumulativa,  $D$ , la cual toma el valor inicial “0” para representar el material intacto y el valor “1” cuando el material está totalmente roto, aunque experimentalmente se ha demostrado que el fallo ocurre para valores de  $D < 1$  debido a procesos de progresión de inestabilidades.

El criterio de Johnson-Cook es una ampliación del modelo de Hancock y MacKenzei, en la que se han incluido los efectos de la temperatura y la velocidad de deformación, tal y como muestra la siguiente expresión:

$$\bar{\epsilon}_f = D_1 + D_2 e^{\left(D_3 \frac{\sigma_h}{\sigma}\right)} \left[ 1 + D_4 \ln \frac{\dot{\epsilon}^p}{\epsilon_0} \right] \left[ 1 + D_5 T_H \right] \quad 7.1$$

donde en el criterio postulado para la deformación de fallo se desarrolla mediante cinco constantes  $D_i$ , correspondientes con las constantes dependientes del material, y  $T_H$ , que es la temperatura homóloga o equivalente, definida como:

$$T_H = \frac{T - T_0}{T_m - T_0} \quad 7.2$$

donde  $T_m$  es la temperatura de fusión del material y  $T_0$  la temperatura ambiente.

### 7.2.3 CRITERIO DE DAÑO PARA MATERIALES COMPUESTOS

La modelización numérica de procesos que conllevan daño en materiales compuestos requiere de la implementación de modelos que reflejen el modo de fallo. Si bien, son diversos este tipo de modelos que se pueden encontrar en la literatura como el de Hashin (1980) y el de Chang-Chang (1987), especialmente en la variante propuesta por Hou (2000), el de Tsai-Hill, Tsai-Wu [Abrate S. 2008], en este estudio se ha recurrido al modelo de daño de Hashin (1973), en vista de que es un modelo que se encuentra implementado en el programa Abaqus, este ha sido utilizado por algunos investigadores [Samanta et al., 2010] para la simulación numérica de especímenes de material compuesto de Kevlar sometidos a impacto balístico.

#### **Criterio de Hashin-Rotem (1973).**

El criterio de Hashin-Rotem, se basa en las observaciones del fallo de probetas fabricadas con tejido multidireccional sometidas a tensión. Este criterio considera dos mecanismos de fallo: uno basado en el fallo de la fibra y el otro basado en el fallo de la matriz. El primer mecanismo está gobernado por la tensión longitudinal a lo largo de la dirección de la fibra, mientras que el segundo está gobernado por las tensiones transversales y tangenciales con respecto a la dirección longitudinal de la fibra. Este criterio establece que el fallo se produce cuando se satisface una de las ecuaciones siguientes:

En el caso del fallo de la fibra a tracción:

$$\sigma_{11} = X_T \quad (\sigma_{11}, X_T > 0) \quad 7.3$$

donde:

$\sigma_{11}$  : Es la tensión nominal en la lámina en dirección de las fibras.

$X_T$  : Es la resistencia mecánica a tracción en la dirección longitudinal de la fibra.

Para el fallo de la fibra a compresión:

$$-\sigma_{11} = X_c \quad (\sigma_{11} < 0, X_c > 0) \quad 7.4$$

donde:

$X_c$  : Es la resistencia mecánica a compresión en la dirección longitudinal de las fibras.

En el caso del fallo de la matriz a tracción:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad 7.5$$

donde:

$\sigma_{22}$  : Es la tensión nominal de la lámina en la dirección transversal a la dirección de las fibras.

$\sigma_{12}$  : Es la tensión nominal de cortadura en el plano de la lámina.

$Y_T$  : Es la resistencia mecánica a tracción en la dirección transversal de las fibras.

$S$  : Es la resistencia a cortadura interlamina en dirección longitudinal de las fibras.

Si el fallo de la matriz es a compresión:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad 7.6$$

donde:

$Y_c$  : Es la resistencia mecánica a compresión en la dirección transversal de las fibras.

Con respecto al fallo de la matriz, Hashin no distingue entre si el fallo se produce en la interfaz matriz y refuerzo o sólo en la matriz, por lo que propone que tanto  $\sigma_{22}$  y  $\sigma_{12}$  contribuyen a la aparición del fallo en la matriz. La manera en la que estos valores influyen en el criterio es de tipo cuadrática. Debido a que el material no es sensible en la dirección de la tensión de cortadura, hace que se evite el acoplamiento de términos entre las dos tensiones, llegándose a la siguiente expresión:

$$\left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{S}\right)^2 = 1 \quad 7.7$$

donde:

- $\sigma_T$  : Es la tensión nominal de la lámina en la dirección transversal a la dirección de las fibras.
- $\tau$  : Es la tensión de cortadura.
- $Y$  : Es la resistencia mecánica en la dirección transversal de las fibras.

Esta expresión se ha usado de manera extensiva, desde la aparición de este criterio.

### **Criterio de Hashin (1980).**

En 1980 Hashin revisa el criterio propuesto en 1973 y establece algunas modificaciones, con el objeto de incorporar otros mecanismos de fallo al criterio en los que se distinga entre el estado de tracción y el de compresión tanto para el fallo asociado a la rotura de la fibra, como para el fallo provocado por la rotura de la matriz. La manera en que se alcanzaba el criterio de fallo en la propuesta de 1973 era a partir del mecanismo de fallo para establecer las variables asociadas al proceso de daño y una vez que estas son conocidas establecer el criterio de fallo. En este nuevo criterio, la forma de establecer el mismo es realizar en primer lugar una distinción de los mecanismos de daño existentes para así, tomando como punto de partida el mecanismo de daño, identificar cuales son las variables asociadas al mismo y así poder establecer el criterio.

### **Comparación entre los criterios de Hashin.**

La evolución del criterio de Hashin requiere una explicación mayor, ya que en principio las dos propuestas realizadas por el autor, dividen conceptualmente los mecanismos de fallo de un material compuesto en dos grupos. Para ello se resumen en la siguiente tabla los dos criterios para el caso 2D.

Tabla 7.1 Comparación de los criterios de Hashin.

MODO DE FALLO	TRACCION	COMPRESION
Fallo de la matriz	Fallo en tracción, $\sigma_{22} \geq 0$ $\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$	Fallo en compresión, $\sigma_{22} \leq 0$ 1973: $\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$ 1980: $\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$
Fallo de la fibra	Fallo en tracción, $\sigma_{11} \geq 0$ 1973: $\sigma_{11} = X_T \quad (\sigma_{11}, X_T > 0)$ 1980: $\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 = 1$	Fallo en compresión, $\sigma_{11} \leq 0$ 1973: $-\sigma_{11} = X_C \quad (\sigma_{11} < 0, X_C > 0)$ 1980: $ \sigma_{11}  = X_C$

Considerando el criterio de fallo en la fibra, la única diferencia en la expresión final viene dada por la contribución de  $\sigma_{12}$  al fallo a tracción. La modificación proviene de que Hashin asume la interacción cuadrática entre los componentes del vector de tensiones asociado al plano de fallo. Si a continuación se hace referencia al criterio de fallo en la matriz, el desarrollo seguido por Hashin en esta segunda propuesta es diferente de la que hace en el criterio del año 1973 debido a la imposibilidad de determinar el plano de fallo por lo que asigna el fallo a la interacción de tipo cuadrático entre los invariantes de las tensiones, cancelando en esta expresión la contribución de  $\sigma_{11}$ , basado en el hecho de que cualquier posible plano de fallo es paralelo a las fibras y en consecuencia, los componentes del vector de tensiones de cualquiera de esos planos no depende de  $\sigma_{11}$ .

En el modo de fallo de la matriz a tracción, descartar el término lineal conduce a una expresión que particularizada en el caso 2D, es idéntica a la propuesta en el año 1973. En el fallo de la matriz a compresión, el término lineal no se descarta y la expresión es forzada a satisfacer el hecho de que el material falle en presencia de una tensión

isotrópica transversal ( $\sigma_{22} = \sigma_{33} = -\sigma$ ). Esta tensión, puede alcanzar valores mucho mayores que la rigidez a compresión transversal  $Y_C$ .

Este criterio de daño, implementado en Abaqus, permite una adecuada modelización del material estudiado pues está desarrollado para elementos tipo placa o “shell”, lo cual está acorde con la geometría de las pieles en los diferentes tipos de estructuras estudiadas en este tesis (placas de pequeño espesor trabajando en su plano).

## **7.3 MODELIZACIÓN NUMÉRICA DE ESTRUCTURAS DE VIDRIO/POLIÉSTER**

Los laminados de fibra de vidrio/poliéster son estructuras básicas que se han modelizado inicialmente y constituyen la base del modelo numérico de otras estructuras usadas en esta tesis, tales como las placas espaciadas y los sándwich. En la modelización de estructuras de fibra de vidrio/poliéster se seleccionó toda la placa para el modelo y las variaciones se basan en las condiciones de contorno y el percutor según el tipo de ensayo, sea de alta o baja velocidad de impacto.

### **7.3.1 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN LAMINADOS**

La validación del modelo numérico aplicado en esta sección de la tesis, se ha realizado mediante la comparación de los resultados experimentales obtenidos por García-Castillo et al (2006), empleando como parámetros de validación la velocidad residual y el límite balístico. El proyectil fue modelizado con 3840 elementos rígidos tipo placa (shell) tridimensionales de cuatro nodos (R3D4 en la librería de Abaqus) y con 256 elementos rígidos tipo placa (shell) tridimensionales de tres nodos (R3D3 en la librería de Abaqus), para un total de 3974 nodos. Con un mallado estructurado y estableciendo un punto de referencia (RP) en la parte superior de su superficie para la aplicación de propiedades inerciales y condiciones de contorno como la velocidad. El modelo

empleado para el proyectil de todos los ensayos de alta velocidad realizados con base en laminados de fibra de vidrio se puede apreciar en la Figura 7.5

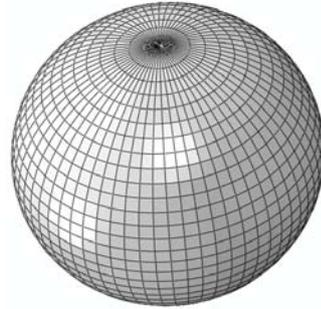


Figura 7.5 Proyectil para los procesos de impacto de alta velocidad con laminados de fibra de vidrio.

Para el laminado monolítico de fibra de vidrio se emplearon 880 elementos tipo placa de cuatro nodos e integración reducida (S4R en la librería de Abaqus) con 921 nodos, un mallado estructurado con refinación progresiva (*biased*) hacia el centro de la placa con el fin de obtener información más precisa de esa zona, que en el caso de impactos de alta velocidad es el área mayormente afectada por aparecer el daño en forma localizada [Santiuste et al. 2010]. Los contactos con restricción de cuerpo rígido (*rigid body*) para el proyectil y contacto normal tipo duro (*hard contact*) sin fricción entre el proyectil y la zona central de la placa. Las condiciones de contacto consideraron bordes exteriores empotrados (restringidos giros y desplazamientos), luego se ha aplicado la velocidad de impacto sobre el punto de referencia (RP) del proyectil, usando un campo de velocidad predefinido (*predefined velocity field*). La modelización del laminado de fibra de vidrio se muestra a continuación en la Figura 7.6, en este caso se modelo la sección completa del proyectil y de toda la estructura, en la misma figura se muestran diferentes fases del proceso de impacto.

Los resultados obtenidos de velocidad residual y velocidad de impacto para los laminados de vidrio/poliéster de 3 mm de espesor con la modelización numérica se muestran en la Figura 7.7.

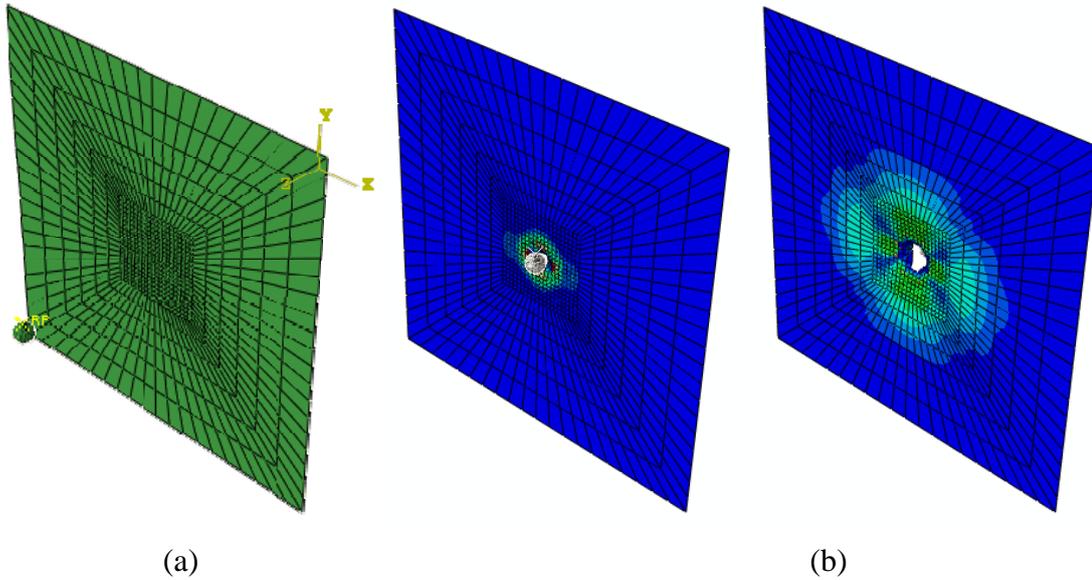


Figura 7.6 Modelo numérico del laminado de fibra de vidrio de 3 mm de espesor. (a) Mallado (b) Proceso de Impacto.

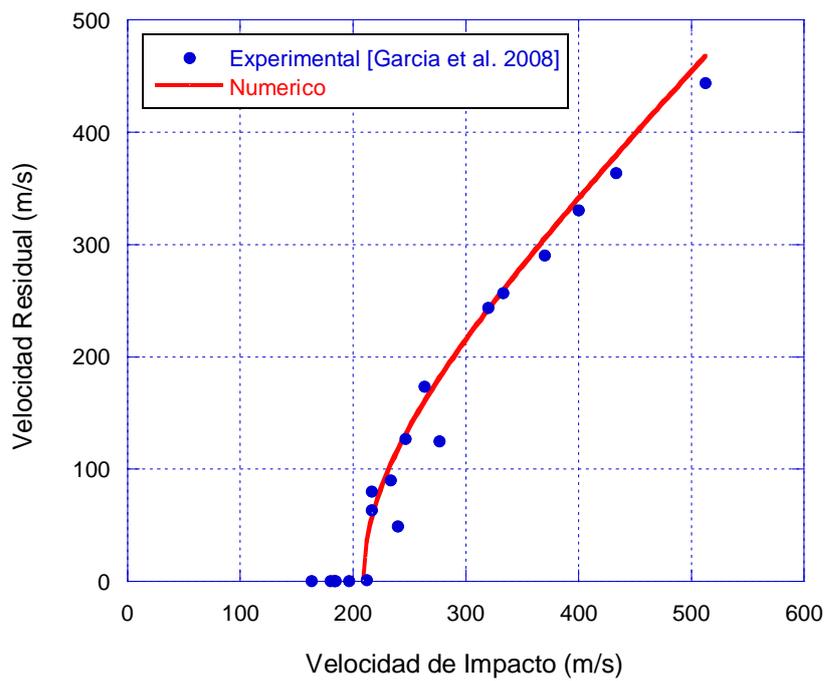


Figura 7.7 Velocidad de impacto y velocidad residual obtenida mediante el modelo numérico en laminados de fibra de vidrio de 3 mm de espesor.

Se observa un buen ajuste entre los datos experimentales y los resultados obtenidos mediante la simulación numérica (Figura 7.7). Además, tanto los resultados numéricos

como los experimentales recogen la tendencia creciente asintóticamente lineal que ya han demostrado otros autores [García-Castillo et al 2006, López-Puente et al 2003] en este tipo de pruebas.

En la Tabla 7.2 se compara el límite balístico obtenido numérica y experimentalmente. Las diferencias entre la predicción numérica y la experimental son muy pequeñas validándose así el modelo numérico a altas velocidades en laminados de vidrio/poliéster. Se observa que a velocidades de impacto en torno a límite balístico, por ejemplo como para 216 m/s, las diferencias con el modelo numérico son pequeñas, llegando a alcanzar el 4 %, no obstante para altas velocidades de impacto las diferencias se reducen considerablemente, por ejemplo para el caso de un impacto de 512 m/s alcanza un 2% las diferencias, lo que indica que el modelo ajusta mucho mejor a velocidades por encima del límite balístico. Hay que tener en cuenta en todo caso que en los datos experimentales hay dispersión cuando los impactos se producen a baja velocidad con lo cual se considera aceptable el nivel de diferencias entre los datos experimentales y los obtenidos numéricamente.

Tabla 7.2. Valores del límite balístico para laminados de 3 mm de espesor.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>LIMITE BALÍSTICO EXPERIMENTAL (m/s)</b>	<b>LIMITE BALÍSTICO NUMÉRICO (m/s)</b>	<b>DIFERENCIA %</b>
Laminado de fibra de vidrio de 3 mm	212±4	209	≈1.5

### **7.3.2 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN PLACAS ESPACIADAS Y ESTRUCTURAS SANWICH**

La modelización numérica de placas espaciadas fue hecha para estimar la influencia que tiene el núcleo como elemento para absorber energía cuando el proyectil penetra en el mismo. Para ello se han modelizado dos placas similares, en las que se ha eliminado dicho núcleo para posteriormente comparar los resultados obtenidos con aquellos con

los generados en estructuras sándwich. El proyectil utilizado fue el mismo empleado para impactos sobre laminados monolíticos de fibra de vidrio, con las mismas características en cuanto a elementos, tipo de elementos, nodos y mallado. En cuanto a las placas espaciadas, estas se han modelado con las mismas características del laminado de fibra de vidrio, tanto en la piel de impacto como la piel de salida del proyectil se han utilizado en cada caso 880 elementos tipo placa de cuatro nodos e integración reducida (S4R en la librería de Abaqus) con 921 nodos y un mallado estructurado con refinación progresiva (*biased*) hacia el centro de la placa, con bordes exteriores empotrados (restringidos giros y desplazamientos) y aplicando un campo de velocidad sobre el punto de referencia (RP) del proyectil, con restricción de cuerpo rígido (*rigid body*) para el proyectil y contacto normal tipo duro (*hard contact*) sin fricción entre el proyectil y la zona central de las placas (zona cuadrada del mallado hacia el centro). El modelo de estas placas e imágenes del proceso de evolución del impacto de alta velocidad en placas espaciadas se muestra en la Figura 7.8

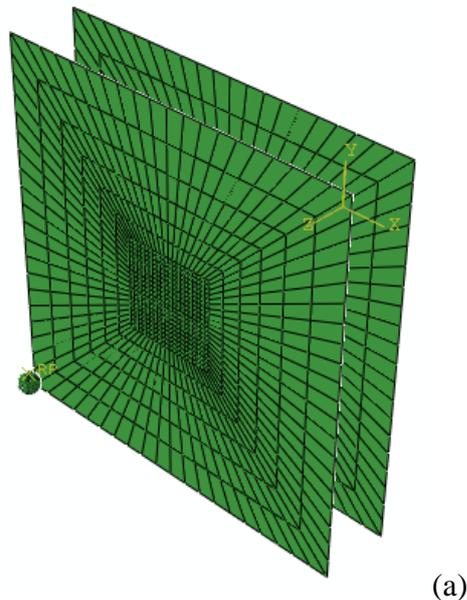
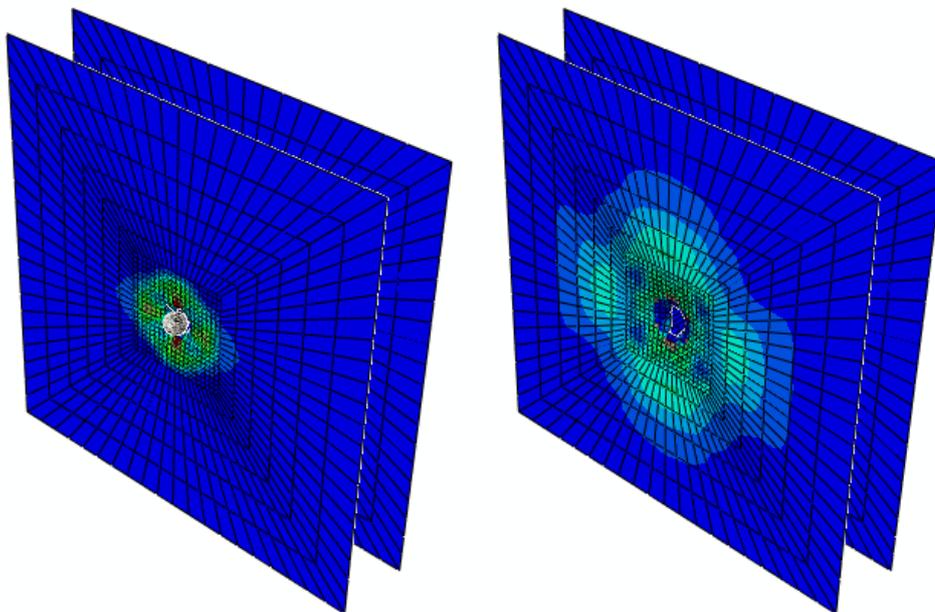


Figura 7.8 (a) Modelo numérico de las placas espaciadas de fibra de vidrio de 3 mm de espesor. (Mallado).



(b)

Figura 7.8 (b) Modelo numérico de las placas espaciadas de fibra de vidrio de 3 mm de espesor. (Proceso de Impacto).

En el caso de impactos de alta velocidad sobre estructuras sándwich el percutor se ha modelizado con 3840 elementos rígidos tipo placa (shell) tridimensionales de cuatro nodos (R3D4 en la librería de Abaqus) y 256 elementos rígidos tipo placa (shell) tridimensionales de tres nodos (R3D3 en la librería de Abaqus) que hacen un total de 3974 nodos, además de un mallado estructurado. Se estableció un punto de referencia (RP) en parte superior de su superficie para aplicación de propiedades inerciales (masa y momentos de inercia), condiciones de contorno y velocidad. Las pieles se definen compartiendo nodos con el núcleo, modelizadas con 1760 elementos tipo placa de cuatro nodos e integración reducida (S4R en Abaqus) y 921 nodos, con un mallado estructurado con refinación progresiva (biased) hacia el centro de la piel. Los bordes exteriores se empotraron, restringiendo los giros y los desplazamientos, también se ha aplicado la velocidad de impacto sobre el punto de referencia (RP) del proyectil, usando un campo de velocidad predefinido (*predefined velocity field*). Una vez modelizadas las placas espaciadas, se incluye en el modelo numérico el núcleo de espuma de PVC para conformar la estructura sándwich como puede verse en la Figura 7.9.

La Figura 7.10 muestra una comparación entre los resultados experimentales y numéricos de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto para las estructuras de placas espaciadas (Figura 7.8 (a)) y para las estructuras tipo sándwich (Figura 7.9 (a)). Los resultados muestran un buen ajuste entre las predicciones realizadas mediante el modelo numérico y los datos experimentales.

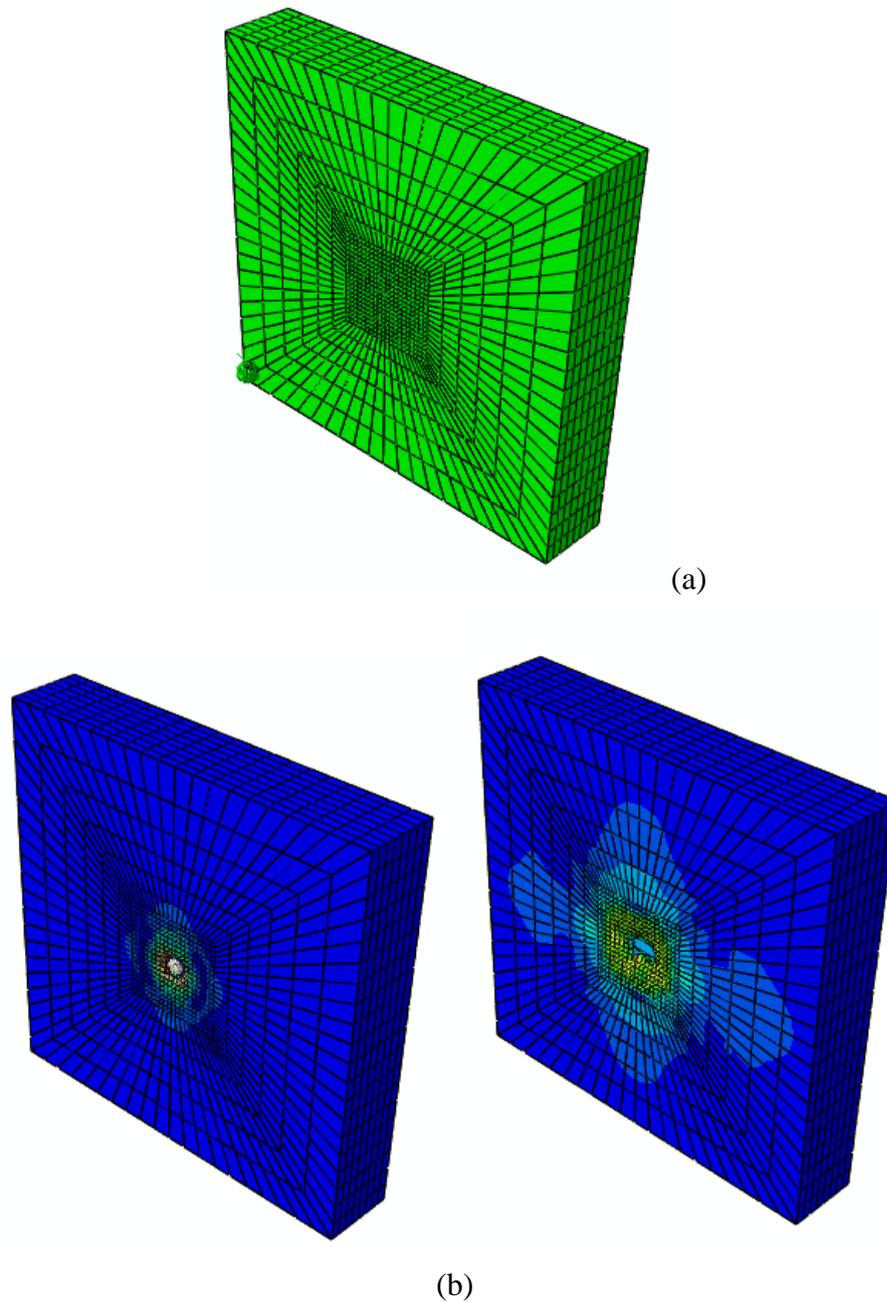
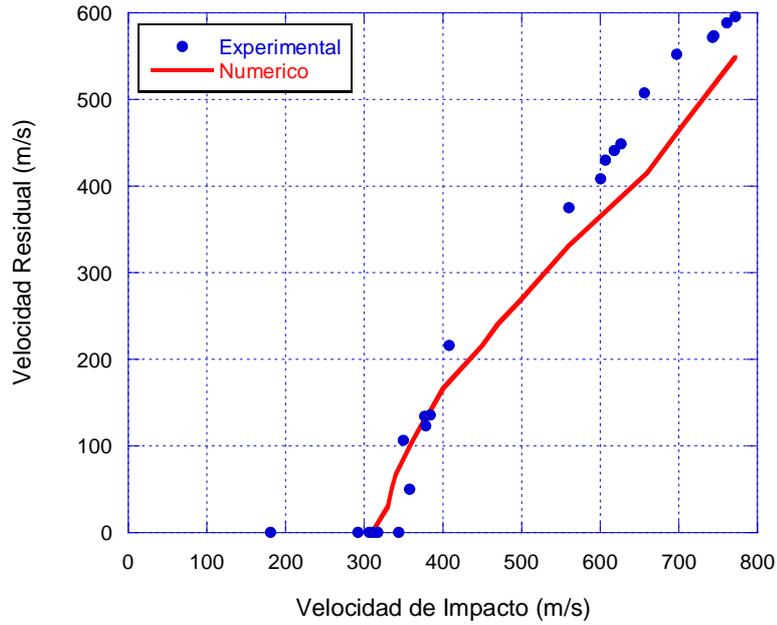
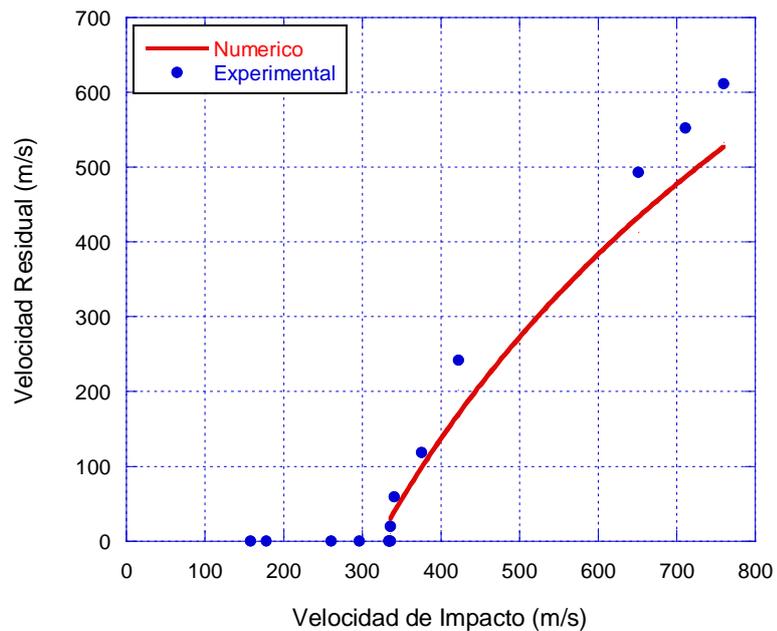


Figura 7.9 Modelo numérico de las estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC. (a) Mallado (b) Proceso de Impacto a alta velocidad



(a)



(b)

Figura 7.10 Velocidad de Impacto y Velocidad residual obtenida mediante el modelo numérico. (a) Placas espaciadas. (b) Estructuras sándwich.

La Tabla 7.3 resume los resultados obtenidos para el límite balístico calculado mediante la simulación numérica y su respectiva comparación con los resultados experimentales, en ambos tipos de estructuras.

Tabla 7.3 Comparación de los resultados del límite balístico experimental y numérico para placas espaciadas y estructuras sándwich de vidrio/PVC/poliéster.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>LÍMITE BALÍSTICO EXPERIMENTAL (m/s)</b>	<b>LÍMITE BALÍSTICO NUMÉRICO (m/s)</b>	<b>DIFERENCIA (%)</b>
Placas espaciadas	334±6	335	≈1
Sándwich PVC	346±4	325	≈7

Se observa que las diferencias entre los resultados obtenidos numéricamente y experimentalmente en el límite balístico tienen buen ajuste y esto junto con los resultados derivados de la comparación de la velocidad residual indican que el modelo es validado para estas condiciones de ensayo. En ambos tipos de estructuras se observa mejor ajuste a bajas velocidades de impacto, mientras que a velocidades de impacto muy altas las diferencias entre los resultados numéricos y experimentales son mayores.

### 7.3.3 IMPACTOS DE BAJA VELOCIDAD EN ESTRUCTURAS SANDWICH

La modelización de los ensayos de impacto de baja velocidad fue desarrollada solo para la configuración de estructuras sándwich, al igual que fue realizada experimentalmente. En este tipo de ensayo se modelizó toda la estructura completa. El percutor, del cual solo se modelizó el extremo fue acotado con 672 elementos rígidos tipo placa (shell) tridimensionales de cuatro nodos (R3D4 en la librería de Abaqus) para un total de 675 nodos con un mallado estructurado. Se estableció un punto de referencia (RP) en el centro para la aplicación de propiedades inerciales (masa y momentos de inercia), condiciones de contorno y la velocidad. El modelo del percutor empleado para este tipo de ensayos se aprecia en la Figura 7.11.

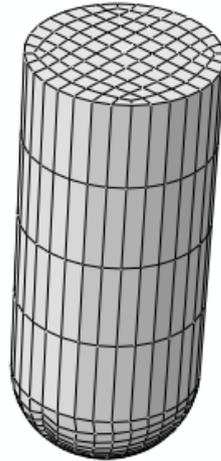


Figura 7.11 Modelo del percutor empleado en impactos de baja velocidad en sándwich de fibra de vidrio/poliéster/PVC

Las pieles de fibra de vidrio de esta estructura sándwich fueron modelizadas cada una con 1320 elementos tipo placa de cuatro nodos e integración reducida (S4R en la librería de Abaqus), para un total de 705 nodos y un mallado estructurado con refinación progresiva (biased) hacia el centro de la piel. El núcleo se conformo de 3960 elementos sólidos (continuos) tridimensionales de geometría hexaédrica, con ocho nodos e integración reducida (C3D8R en la librería de Abaqus), lo que hacen un total de 4935 nodos para el núcleo, el cual fue mallado con refinación progresiva (biased) hacia el centro de la placa. Para las condiciones de contorno se fijaron los bordes exteriores empotrados (restringidos giros y desplazamientos), además se ha aplicado la velocidad de impacto sobre el punto de referencia (RP) del proyectil, usando un campo de velocidad predefinido (predefined velocity field). Con interacciones (contactos) de pieles compartiendo nodos con el núcleo y restricción de cuerpo rígido (rigid body) al percutor, además de un contacto normal tipo duro (hard contact) sin fricción entre el percutor y la piel superior.

A continuación el modelo completo obtenido se muestra en la Figura 7.12, junto con imágenes del proceso de impacto.

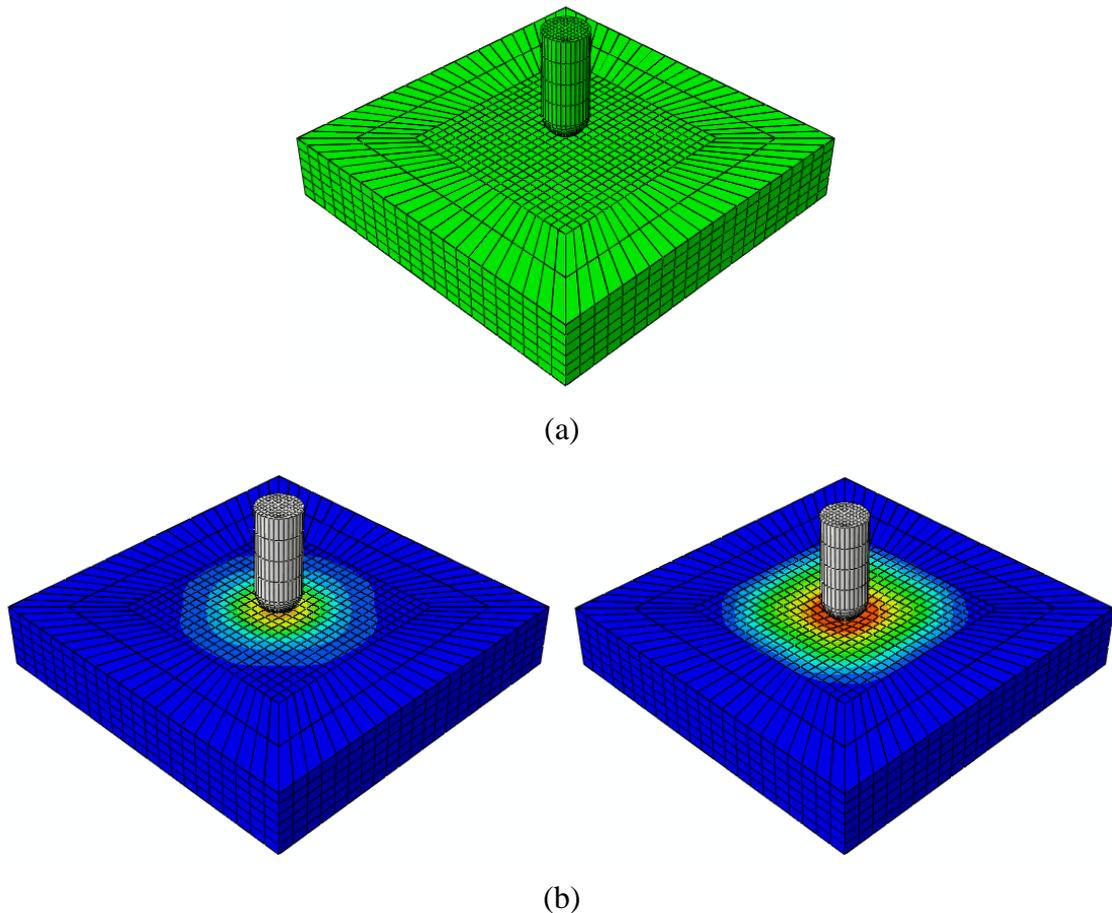


Figura 7.12 Modelo numérico de las estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC. (a) Mallado (b) Proceso de Impacto a baja velocidad

La validación numérica de este tipo de ensayos fue considerada tomando en cuenta la respuesta en las graficas de fuerza de impacto, energía de impacto y energía absorbida a diferentes velocidades de impacto. En el análisis de las simulaciones numéricas se ha seguido el mismo procedimiento que en los ensayos experimentales, es decir, se han calculado los resultados a partir del registro de fuerza-tiempo y la velocidad de impacto del percutor. Se han comparado los ensayos experimentales con la simulación numérica de los mismos atendiendo a los resultados de fuerza máxima. En la grafica mostrada a continuación en la Figura 7.13 se presentan los resultados de los registros de Fuerza de Impacto versus tiempo, obtenidos numérica y experimentalmente para diferentes velocidades de impacto, la línea roja continua corresponde a la simulación y la línea azul con marcadores corresponde a los resultados experimentales.

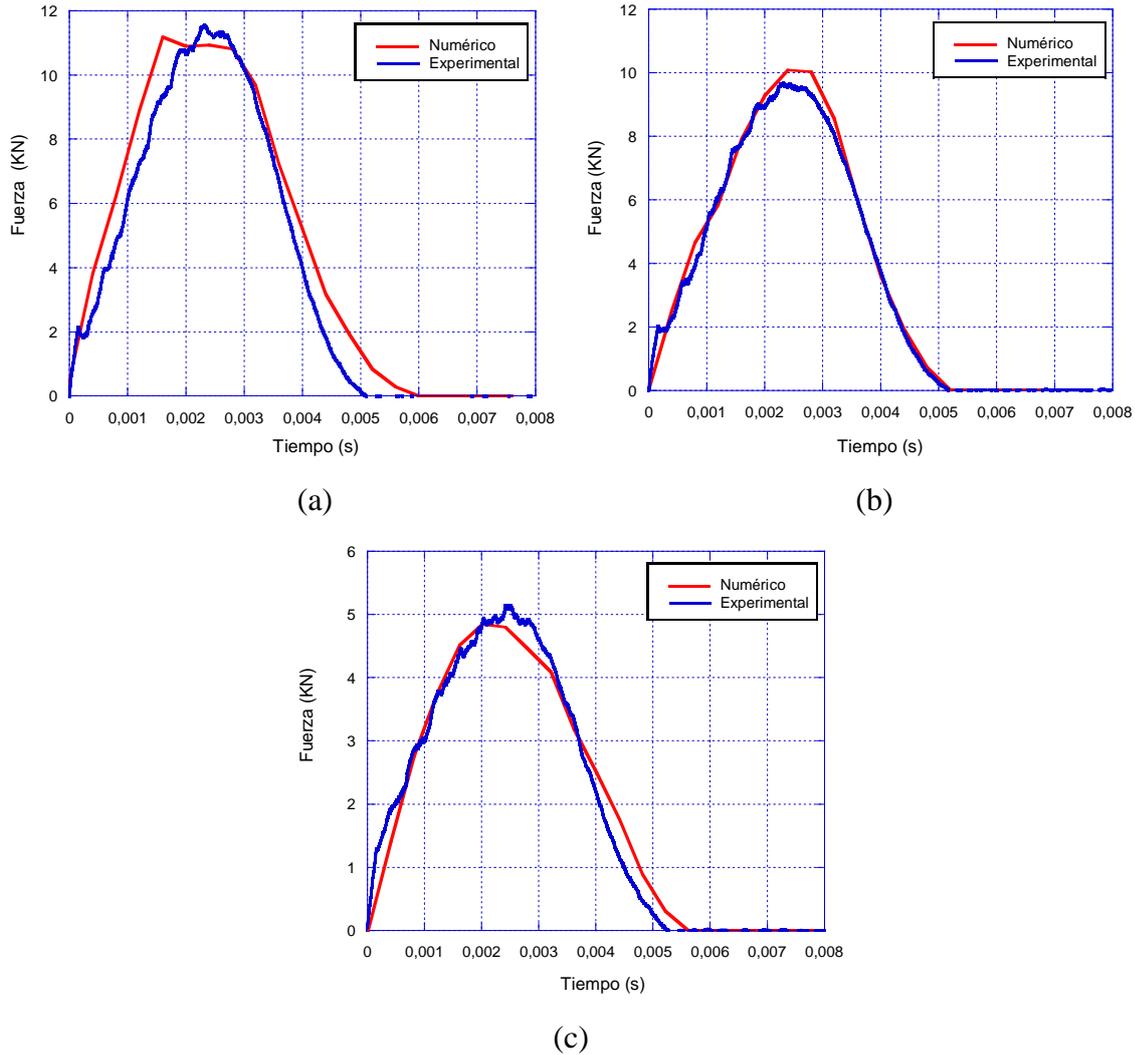


Figura 7.13 Registro de Fuerza de Impacto – tiempo. Velocidad de Impacto (a) 3.99 m/s (b) 3.40 m/s (c) 1.18 m/s.

Se puede observar la en la Figura 7.13 la similitud entre las señales numéricas y las experimentales, no sólo en los resultados más significativos, como son la fuerza máxima o el tiempo de duración del ensayo, sino también en la forma representativa de la curva.

En la grafica mostrada a continuación (Figura 7.14) se presentan los resultados de energía de impacto versus tiempo, obtenidos numérica y experimentalmente para diferentes velocidades de impacto, la línea roja continua corresponde a la simulación y la línea azul con marcadores corresponde a los resultados obtenidos experimentalmente.

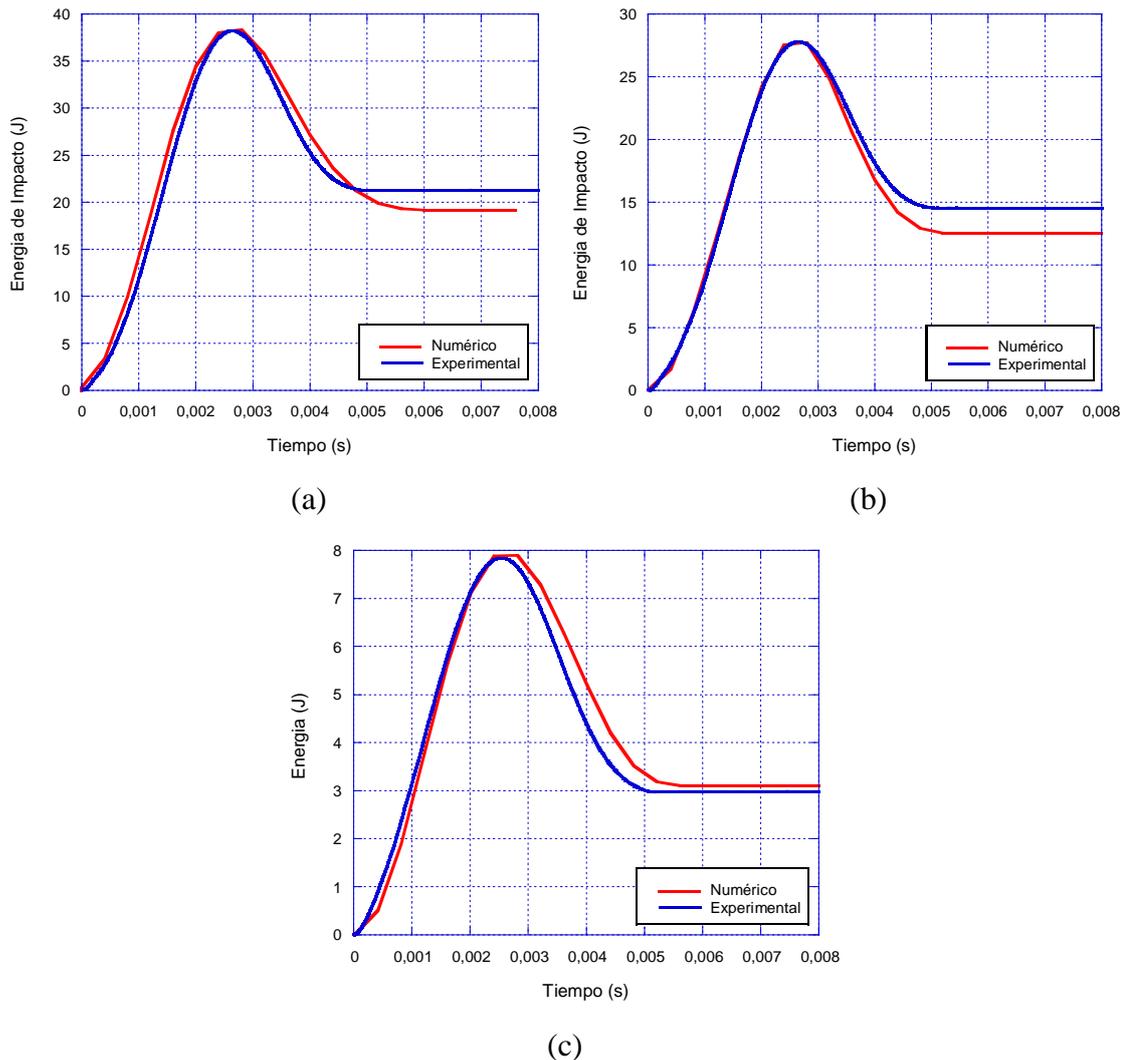


Figura 7.14 Registro de Energía de Impacto tiempo. Velocidad de Impacto (a) 3.99 m/s (b) 3.40 m/s (c) 1.18 m/s.

La Figura 7.15 muestra los resultados obtenidos de la relación entre la fuerza máxima y la energía de impacto para todos los ensayos experimentales y las simulaciones numéricas realizadas en el intervalo empleado en este estudio. La tendencia que muestra ésta figura entre los ensayos experimentales y los resultados obtenidos numéricamente es muy similar, a medida que se incrementa la energía de impacto se incrementa la fuerza máxima en cada caso, no obstante este crecimiento no es completamente lineal, se puede apreciar que a partir de energías de impacto por encima de 30 J hay un cambio en la tendencia de ajuste, el modelo numérico presentado tiene un mejor ajuste a energías de impacto por debajo de 30 J, a partir de ese punto las diferencias comienzan a ser más notables.

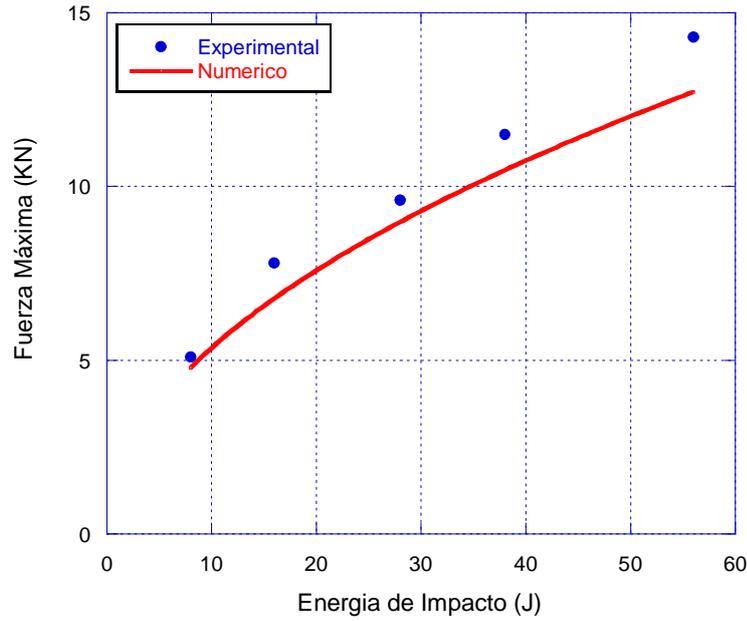


Figura 7.15 Relación de energía de impacto y fuerza máxima para las estructuras sándwich de fibra de vidrio sometidas a impactos de baja velocidad

En la tabla 7.4 mostrada a continuación se resumen los datos generados de la Figura 7.15. En esta tabla se observa que la mayor diferencia entre los valores obtenidos se presenta a energías de impacto superiores a 38 J. Por debajo de este valor los resultados tienen un mejor ajuste. Bajas energía de impacto, por debajo de 10 J tiene el mejor ajuste entre el modelo numérico presentado y los resultados experimentales.

Tabla 7.4 Comparación de la fuerza máxima en la estructura sándwich vidrio/poliéster/PVC.

ENERGÍA DE IMPACTO (J)	FUERZA MAXIMA EXPERIMENTAL (KN)	FUERZA MÁXIMA NUMÉRICA (KN)	DIFERENCIA (%)
56.0	14.3	12.7	11.1
53.0	14.0	11.9	15.0
38.0	11.5	10.1	12.1
28.0	9.60	10.0	4.1
16.0	7.80	6.90	11.5
10.0	5.20	5.10	1.9
8.0	5.10	4.80	5.8

La Figura 7.16 muestra los resultados obtenidos de la relación entre energía de impacto y energía absorbida de las simulaciones numéricas comparadas con los resultados obtenidos experimentalmente.

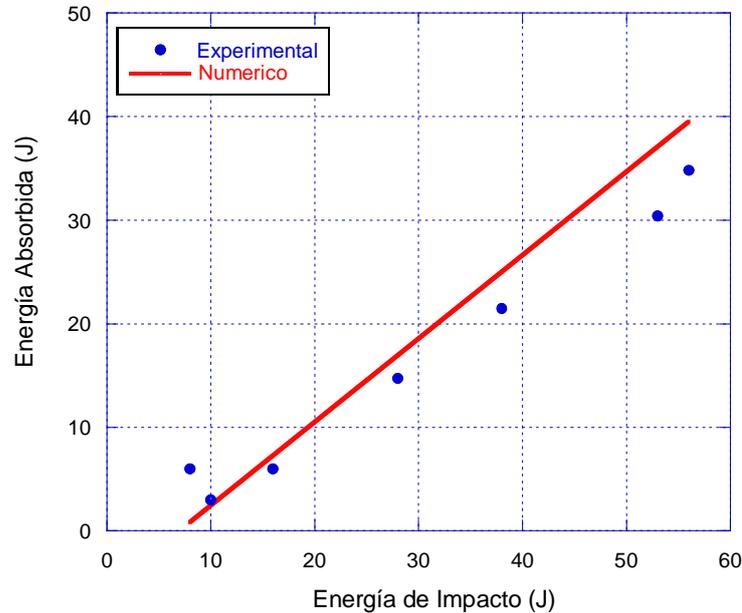


Figura 7.16 Relación de energía de impacto y energía absorbida para las estructuras sándwich de fibra de vidrio sometidas a impactos de baja velocidad.

También en esta figura (Figura 7.16) se muestra que existe una buena correlación entre los datos obtenidos experimentalmente y los generados por el modelo numérico empleado. Se observa que existe una tendencia lineal en el incremento de la energía de impacto con relación a la energía absorbida, aun cuando en los datos experimentales se observa cierto grado de dispersión. La tabla 7.5 presenta un resumen de los valores más importantes de la curva con las diferencias relativas entre los experimentos y el modelo.

La Figura 7.17 presenta los resultados obtenidos de la energía de impacto en función del desplazamiento máximo medido en la piel superior de la estructura sándwich. En la grafica de esta figura se observa que el desplazamiento producido en la probeta en las simulaciones numéricas es muy similar al que se observa de forma experimental.

Tabla 7.5 Comparación de la energía absorbida en la estructura sándwich vidrio/poliéster/PVC.

ENERGÍA DE IMPACTO (J)	ENERGÍA ABSORBIDA EXPERIMENTAL (J)	ENERGÍA ABSORBIDA NUMÉRICA (J)	DIFERENCIA (%)
56.0	34.8	38.9	11.7
53.0	30.4	40.5	33.2
38.0	21.5	19.2	10.6
28.0	14.7	12.5	14.9
16.0	6.0	7.7	28.3
10.0	3.0	3.1	3.3
8.0	6.0	4.2	30.0

En esta grafica (Figura 7.17) se puede apreciar que a bajas energías de impacto, entre los 8 y los 20 J la variación del desplazamiento máximo de la piel superior tiene un crecimiento muy rápido, con una tendencia creciente, luego a partir de energías de impacto por encima de los 30J se observa una tendencia lineal en el incremento del desplazamiento con relación a la energía de impacto.

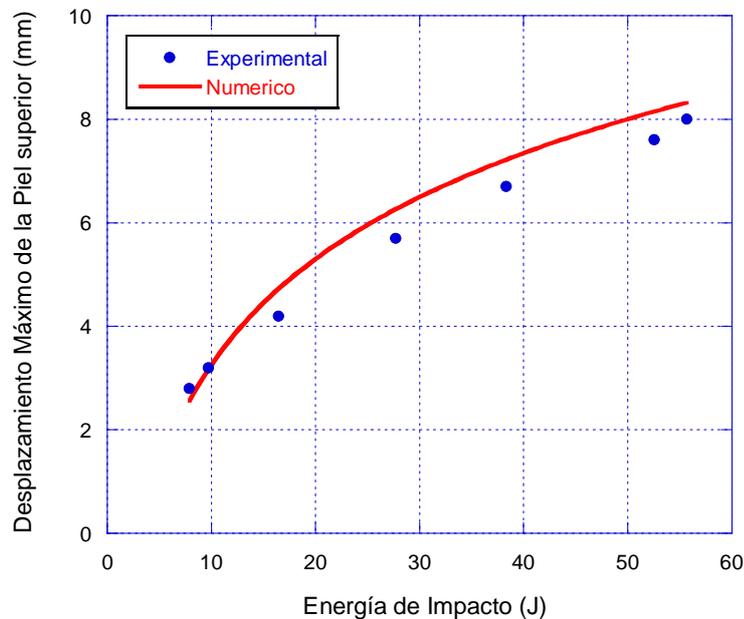


Figura 7.17 Energía de impacto y desplazamiento máximo de la piel superior en las estructuras sándwich de fibra de vidrio sometidas a impactos de baja velocidad.

La tabla 7.6 mostrada a continuación resume los valores principales de desplazamiento que han sido calculados mediante la simulación numérica para diferentes energías de impacto y su comparación con los resultados obtenidos experimentalmente.

Tabla 7.6 Comparación numérica y experimental del desplazamiento máximo de la piel superior de la estructura sándwich vidrio/poliéster/PVC

<b>ENERGÍA DE IMPACTO (J)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO MÁXIMO PIEL SUPERIOR EXPERIMENTAL (mm)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO MÁXIMO PIEL SUPERIOR NUMÉRICA (mm)</b>	<b>DIFERENCIA (%)</b>
56.0	8	8.3	3.6
53.0	7.6	8.1	6.1
38.0	6.7	7.3	8.2
28.0	5.7	6.1	7
16.0	4.2	5.1	17
10.0	2.8	2.7	3.7
8.0	3.2	2.8	14

## 7.4 MODELIZACION DE ESTRUCTURAS DE CARBONO/EPOXI

Al igual que en el caso de los laminados de fibra de vidrio, inicialmente se modelizaron los laminados de fibra de carbono a partir de los cuales se conformaran las estructuras más complejas que se han estudiado en esta tesis, tales como las placas espaciadas y las estructuras sándwich.

### 7.4.1 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN LAMINADOS

La modelización de los ensayos en fibra de carbono se realizó simplificando la geometría a un cuarto de la placa. El proyectil fue modelizado con 3800 elementos sólidos (continuos) tridimensionales de geometría hexaédrica, con ocho nodos e integración reducida, según la librería de Abaqus corresponde a nodos C3D8R, con un

mallado estructurado y un total de 4464 nodos. La velocidad de impacto se ha aplicado al proyectil usando un campo de velocidad predefinido (predefined velocity field). La grafica mostrada en la Figura 7.18 muestra el modelo del proyectil empleado en todos los modelos de alta velocidad con fibra de carbono/epoxi.

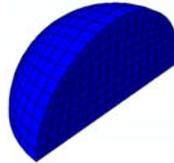


Figura 7.18 Modelo del proyectil para impactos de alta velocidad con laminados de fibra de carbono/epoxi.

Los laminados de fibra de carbono se han modelizado con 5439 elementos tipo placa de cuatro nodos e integración reducida (denominados en Abaqus S4R), para un total de 5569 nodos, en este caso el mallado ha sido estructurado con refinación progresiva (biased) hacia el centro de la placa. Las condiciones de contorno en los bordes exteriores consideraron restringido todos los desplazamientos, mientras que en los bordes interiores, con respecto a los cuales hay simetría, se ha restringido solo el desplazamiento en la dirección de simetría de cada borde y giros con respecto a la normal a esta. Los ensayos experimentales de un laminado de fibra de carbono para impactos de alta velocidad han sido modelizados numéricamente según se muestra en la Figura 7.19.

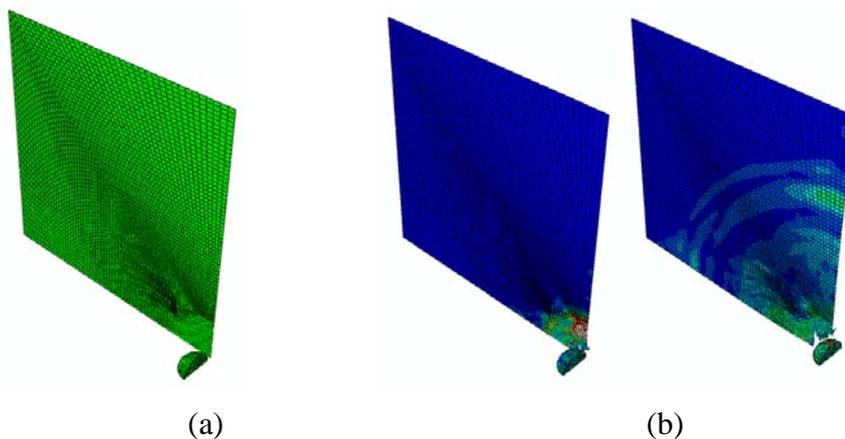


Figura 7.19 Modelo numérico del laminado de fibra de carbono de 2 mm de espesor. (a) Mallado (b) Proceso de Impacto.

La Figura 7.20 se muestran los resultados obtenidos del modelo planteado para laminados de fibra de carbono y matriz epoxi.

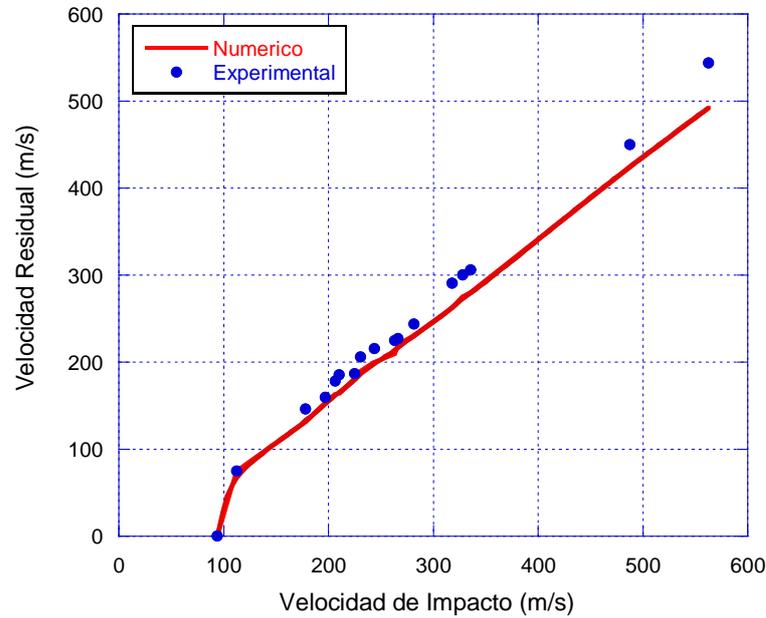


Figura 7.20 Velocidad de Impacto y velocidad Residual para laminados de fibra de carbono de 2 mm de espesor utilizando el modelo numérico.

Los resultados muestran un buen ajuste en los datos obtenidos numéricamente, tanto para el límite balístico como para los valores de velocidad residual a diferentes energías de impacto. La Tabla 7.7 resume los datos importantes obtenidos de esta curva.

Tabla 7.7 Comparación numérica y experimental del límite balístico en laminados de carbono/epoxi.

ESTRUCTURA	LIMITE BALÍSTICO EXPERIMENTAL (m/s)	LIMITE BALÍSTICO NUMÉRICO (m/s)	DIFERENCIA (%)
Laminado monolítico de 2 mm	100.2±3	103.8	≈4

En el límite balístico las diferencias entre los resultados experimentales y los obtenidos mediante el modelo son muy bajas. En el caso de la velocidad residual, se observa que para bajas velocidades de impacto, por ejemplo para 112 m/s las diferencias alcanzan

un 2% mientras que para velocidades de impacto muy altas, como es el caso de 586 m/s las diferencias llegan a ser de un 7 %.

## 7.4.2 IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD EN PLACAS ESPACIADAS Y ESTRUCTURAS SANWICH

Considerando que en este trabajo se estudia la influencia que tiene en núcleo en las estructuras sándwich cuando estas son sometidas a impactos de alta velocidad, se han realizado además de los ensayos experimentales, la modelización de las estructuras de placas espaciadas. El proyectil empleado en esta sección corresponde al mismo del punto 7.4.1, con el mismo número de elementos, nodos y mallado. Las placas espaciadas se modelizaron como dos elementos, separando a una distancia tal que no permita la interacción entre ellas mediante el contacto con el proyectil, empleando en cada una de ellas un total de 5439 elementos tipo placa (shell) e integración reducida (S4R en la librería de Abaqus) con 5569 nodos y un mallado estructurado con refinación progresiva (biased). En los bordes exteriores de las placas espaciadas se consideraron restringidos los desplazamientos, mientras que en los bordes interiores solo se ha restringido el desplazamiento en la dirección de simetría de cada borde y los giros con respecto a la normal a ésta. Este modelo se presenta a continuación en la Figura 7.21.

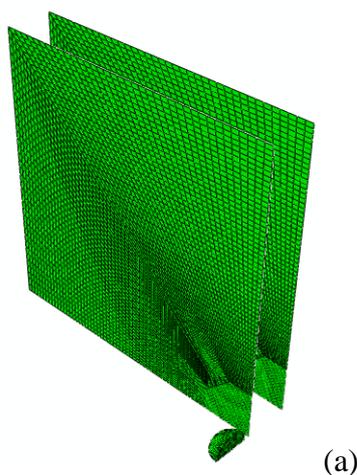


Figura 7.21(a) Modelo numérico las placas espaciadas de fibra de carbono de 2mm espesor. (Mallado)

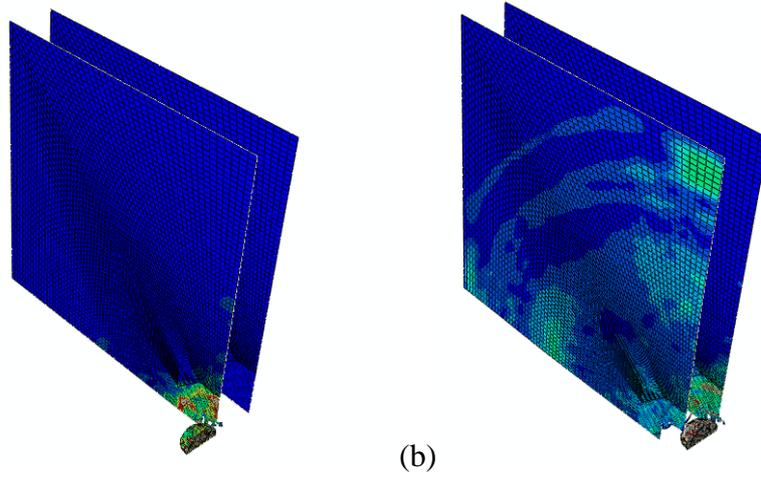


Figura 7.21 (b) Modelo numérico las placas espaciadas de fibra de carbono de 2mm espesor (proceso de impacto).

La comparación de los valores obtenidos de la relación de velocidad de impacto y velocidad residual de los datos experimentales y los obtenidos numéricamente se muestra a continuación en la Figura 7.22.

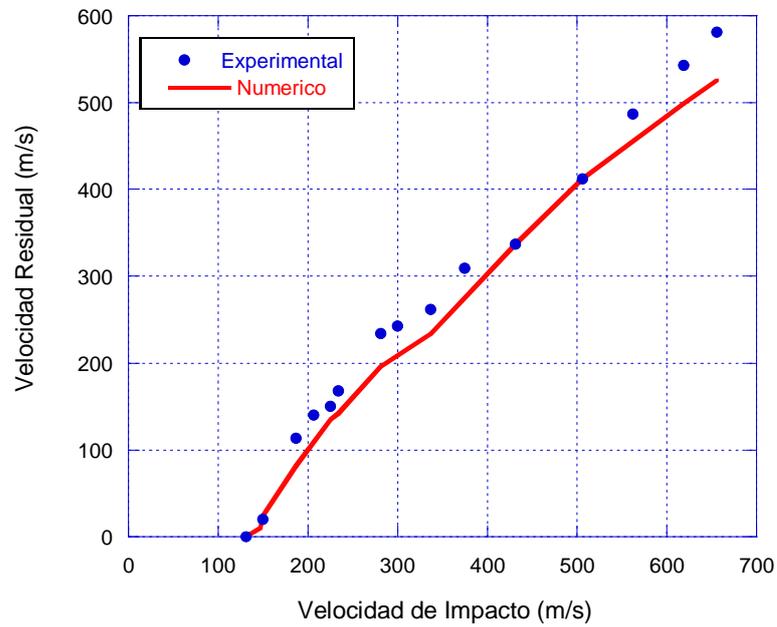


Figura 7.22 Velocidad de Impacto y velocidad residual en placas espaciadas de carbono/epoxi

En el caso de los impactos de alta velocidad sobre estructuras sándwich de fibra de carbono/epoxi/panal de abeja, también se ha modelizado solo un cuarto de la geometría del problema.

El proyectil fue modelizado con 864 elementos sólidos (continuos) tridimensionales de geometría hexaédrica, con ocho nodos e integración reducida (C3D8R en la librería de Abaqus) para un total de 1119 nodos y un mallado estructurado. Además se ha aplicado la velocidad de impacto a todo el proyectil, usando un campo de velocidad predefinido (predefined velocity field). Las pieles fueron modelizadas cada una con 1827 elementos tipo placa de cuatro nodos (S4 en la librería de Abaqus), para un total de 1903 nodos con un mallado estructurado con refinación progresiva (*biased*) hacia el centro de la placa.

Si bien el núcleo de panal de abeja se pudiera modelizar con elementos sólidos lejos de la zona de impacto [Santiuste et al 2010], por simplicidad y con el propósito de reducir el número de grados de libertad del modelo, con la consiguiente reducción de carga computacional, se ha modelizado el núcleo de nido de abeja con elementos tipo placa con un total de 11025 elementos de cuatro nodos (S4 en la librería de Abaqus) con un mallado estructurado, reproduciendo igualmente la geometría hexagonal tal y como se observa en la Figura 7.23 Esta propuesta de usar elementos tipo “shell” tanto para las pieles como para el núcleo ha sido aplicado anteriormente como se puede apreciar en el trabajo de Nguyen et al. (2005).

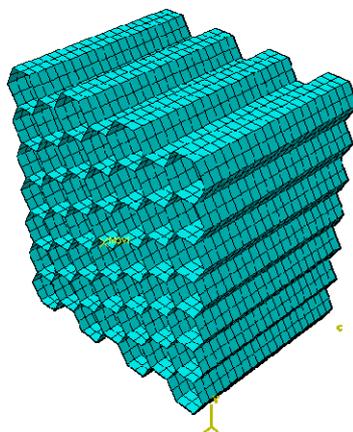


Figura 7.23 Modelización del núcleo de panal de abeja de aluminio.

En las condiciones de contorno se consideraron los bordes exteriores (lado exterior de la placa completa) empotrados (restringidos giros y desplazamientos), en los bordes interiores (con respecto a los cuales hay simetría) se ha restringido sólo el desplazamiento en la dirección de simetría de cada borde y los giros con respecto a la normal a ésta. Las interacciones (contactos) se establecieron como de tipo “tie” aplicada entre las pieles y núcleo para simular su unión. Además de un contacto normal tipo duro (hard contact) con fricción de 0.3, entre el proyectil y las pieles y entre el proyectil y el núcleo.

El ensamblaje de las pieles de tejido de fibra de carbono, junto con el núcleo mostrado, da lugar a un modelo de elementos finitos como el mostrado en la Figura 7.24(a) que representa la estructura sándwich considerada una vez que ha sido definida la malla. Luego en la Figura 7.24 (b) se aprecia el proceso de impacto en este material.

Este modelo contiene menos elementos que el modelo usado en Santiuste et al. (2010) el cual contiene 125000 elementos tridimensionales usados para predecir la respuesta de esta misma configuración estructural frente a impactos de alta velocidad, y esto implica un coste computacional menor para llegar a resultados similares al ser implementados.

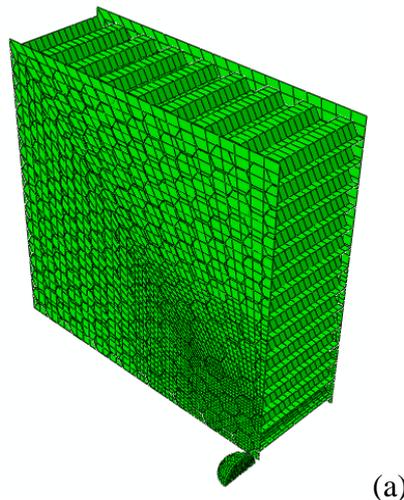


Figura 7.24 (a) Modelo numérico de la estructura sándwich de fibra de carbono y núcleo de panel de abeja de aluminio. (Mallado).

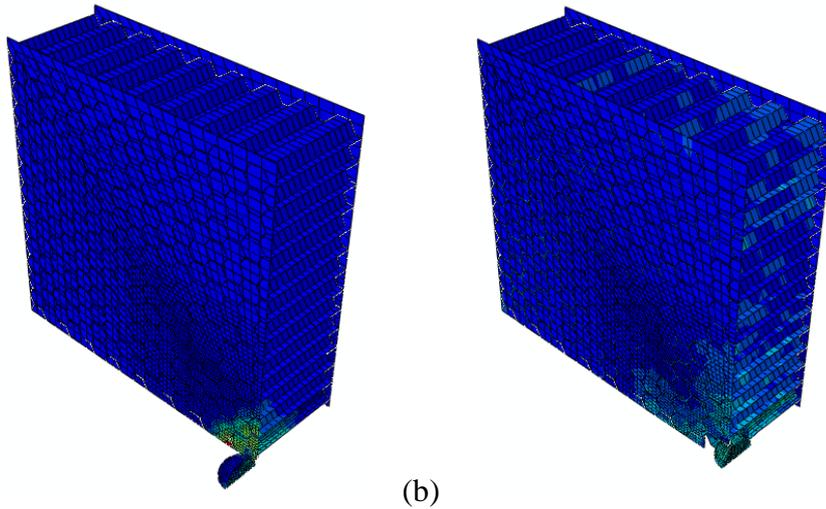


Figura 7.24 (b) Modelo numérico de la estructura sándwich de fibra de carbono y núcleo de panel de abeja de aluminio (Proceso de Impacto).

En la grafica mostrada en la Figura 7.25 se observa la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual sobre la estructura sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja de aluminio.

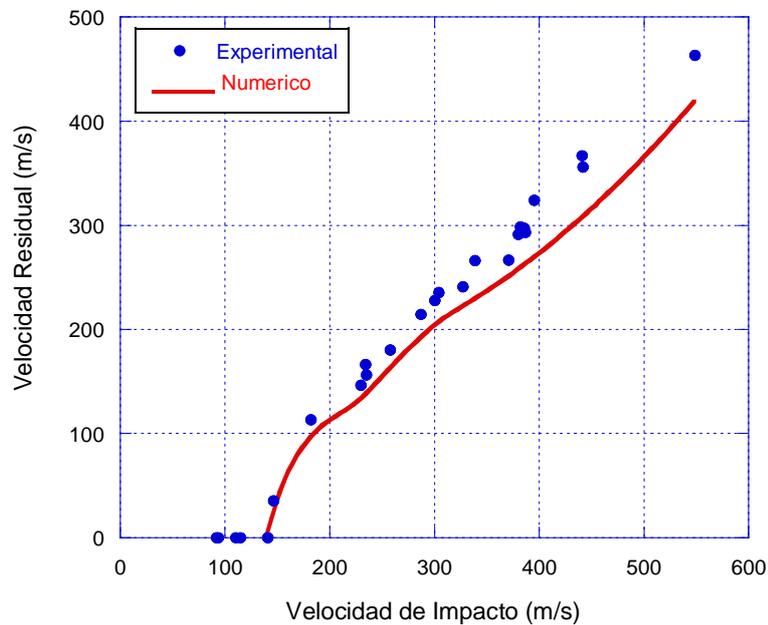


Figura 7.25 Relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual sobre la estructura sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja de aluminio.

La tabla 7.8 mostrada a continuación muestra la comparación entre los resultados experimentales y numéricos con los cuales se ha validado el modelo propuesto.

Tabla 7.8 Comparación de los resultados del límite balístico experimental y numérico para placas espaciadas y estructuras sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja.

<b>ESTRUCTURA</b>	<b>LIMITE BALÍSTICO EXPERIMENTAL (m/s)</b>	<b>LIMITE BALÍSTICO NUMÉRICO (m/s)</b>	<b>DIFERENCIA (%)</b>
Placas espaciadas de fibra de carbono	146±2	143	2
Sándwich carbono/epoxi/panel de abeja de aluminio	139±4	140	<1

### 7.4.3 IMPACTOS DE BAJA VELOCIDAD

El percutor de impacto de baja velocidad en estructuras sándwich de fibra de carbono/epoxi/panel de abeja fue modelizado con 192 elementos rígidos tipos placa (shell) tridimensionales de cuatro nodos y orden lineal (R3D4 en la librería de Abaqus) con un total de 217 nodos y con mallado estructurado. Así mismo se estableció un punto de referencia exterior (RP) para la aplicación de las propiedades inerciales (masa y momento de inercia), las condiciones de contorno y la velocidad, de esta manera también se han impedido todos los giros y dos desplazamientos del proyectil, permitiendo únicamente el desplazamiento en la dirección de impacto. El modelo del percutor se presenta en la Figura 7.26.

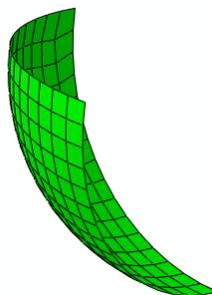


Figura 7.26 Percutor para baja velocidad en estructuras sándwich carbono/epoxi/panel de abeja.

En cuanto a la estructura sándwich, ésta fue conformada con tres elementos: 2 pieles y un núcleo. Ambas pieles se modelizaron de la misma manera cada una por separado, con 1656 elementos tipo placa (shell) de cuatro nodos e integración reducida (S4R en la librería de Abaqus), para un total de 1730 nodos por placa y un mallado estructurado con refinación progresiva hacia el centro de la placa. Por su parte el núcleo fue conformado por 25380 elementos tipo placa de cuatro nodos e integración reducida (S4R en la librería de Abaqus), para un total de 23467 nodos y el mismo tipo de mallado estructurado.

En cuanto a las condiciones de contorno, los bordes exteriores (lado exterior de la placa completa) fueron empotrados, es decir, restringidos los giros y los desplazamientos, mientras que los bordes interiores (con respecto a los cuales hay simetría) se ha restringido sólo el desplazamiento en la dirección de simetría de cada borde y los giros con respecto a la normal a ésta.

La modelización numérica de impactos de baja velocidad tiene muchas dificultades porque debe llevarse a cabo un análisis no lineal debido al contacto que debe ser definido entre el percutor y la estructura sometida a prueba. Además la interacción entre las pieles y el núcleo debe ser definida apropiadamente, en este caso se asume un contacto tipo “tie” aplicada entre las pieles y el núcleo para simular su unión, una restricción de cuerpo rígido al proyectil, y un contacto normal tipo duro (hard contact) con fricción de 0.3, entre el proyectil y las pieles y entre el proyectil y el núcleo. El modelo de elementos finitos para este estudio se muestra en la Figura 7.27.

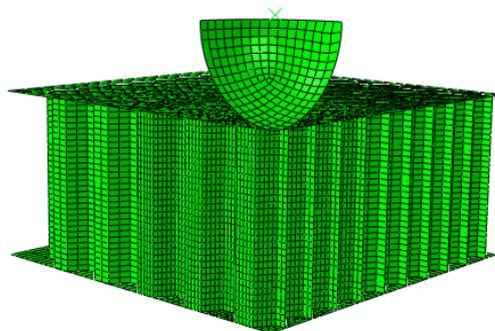


Figura 7.27 (a) Modelo numérico.

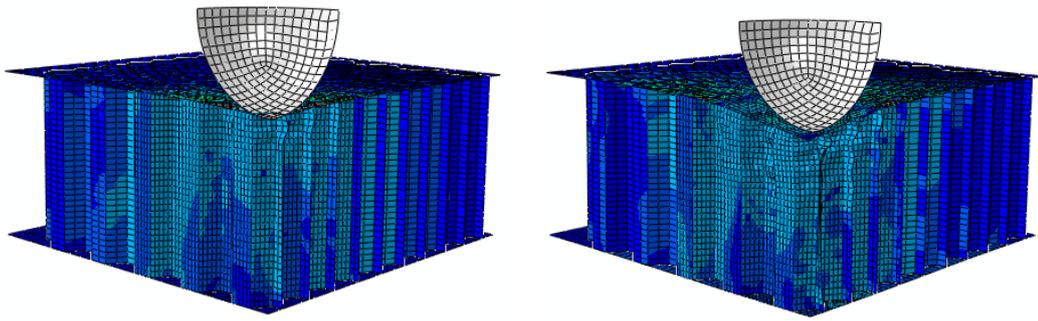


Figura 7.27 (b) Proceso de Impacto.

La Figura 7.28 muestra una secuencia más amplia del proceso de impacto en una simulación con una energía de 13J, en el cual por conveniencia se ha eliminado la imagen del percutor, a fin de apreciar mejor la deformación que presenta la estructura del núcleo y la propagación del daño en la piel de la estructura.

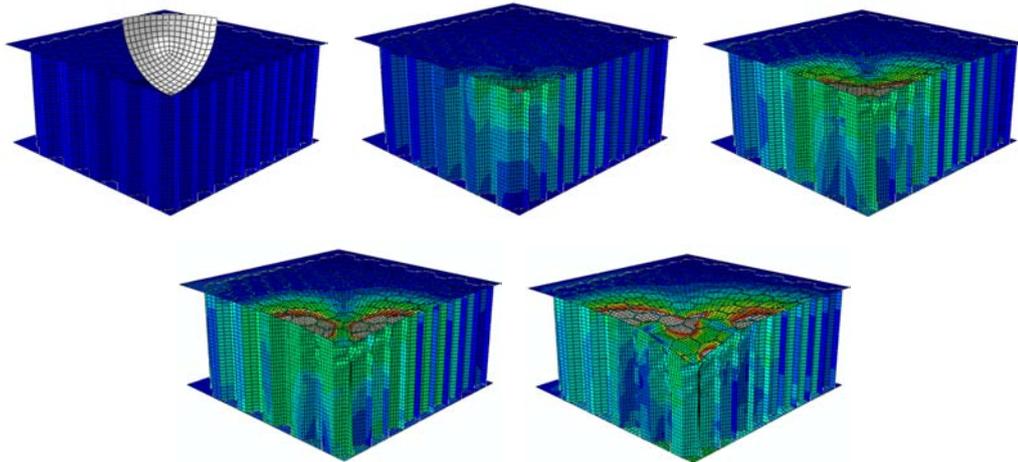
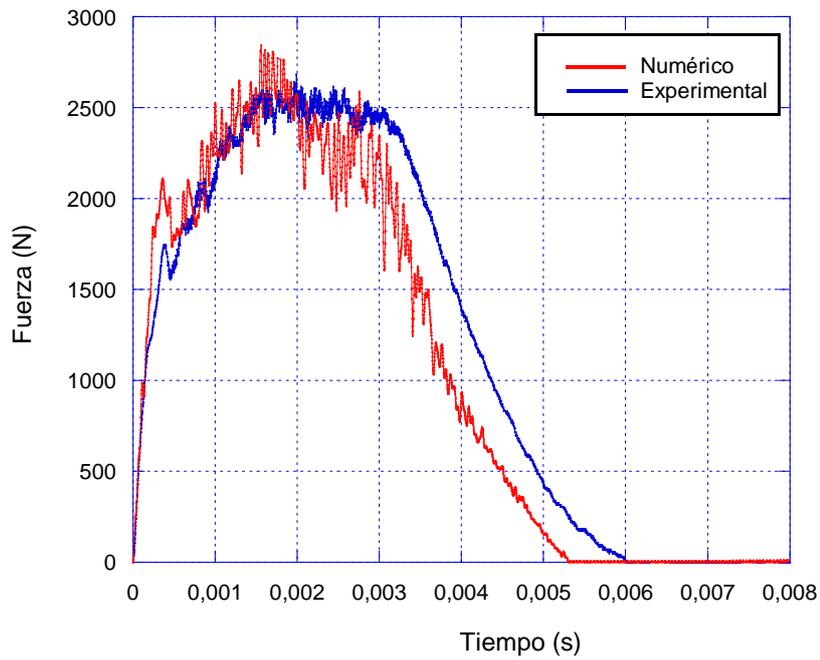
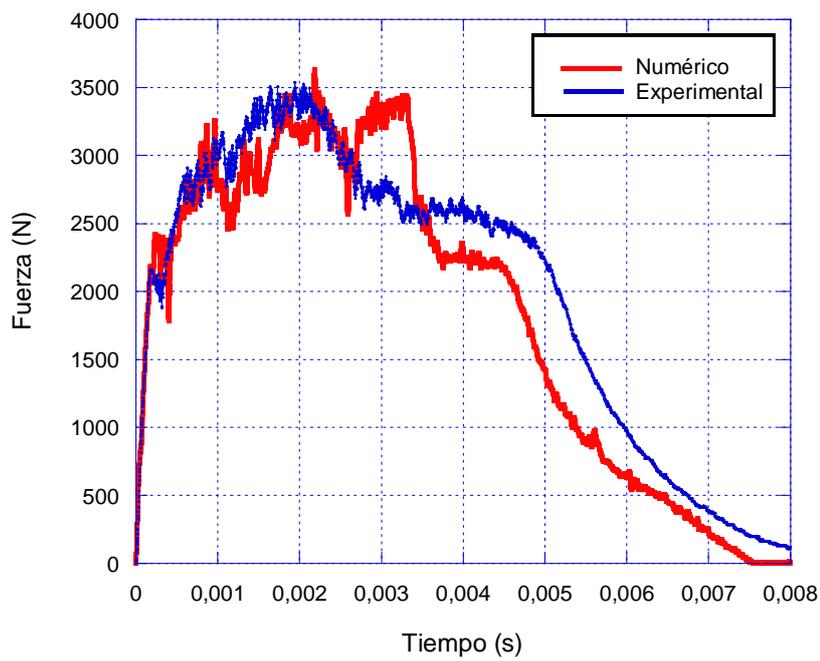


Figura 7.28 Secuencia del daño en un impacto de baja velocidad.

A continuación se presentan los resultados obtenidos de la comparación de los ensayos experimentales realizados a baja velocidad de impacto sobre estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja de aluminio con relación a las simulaciones que se han realizado con el Abaqus 6.9. Para los ensayos de baja velocidad se consideraron como parámetros de validación del modelo, la fuerza de impacto, la energía absorbida y la relación entre la energía de impacto y la energía absorbida.

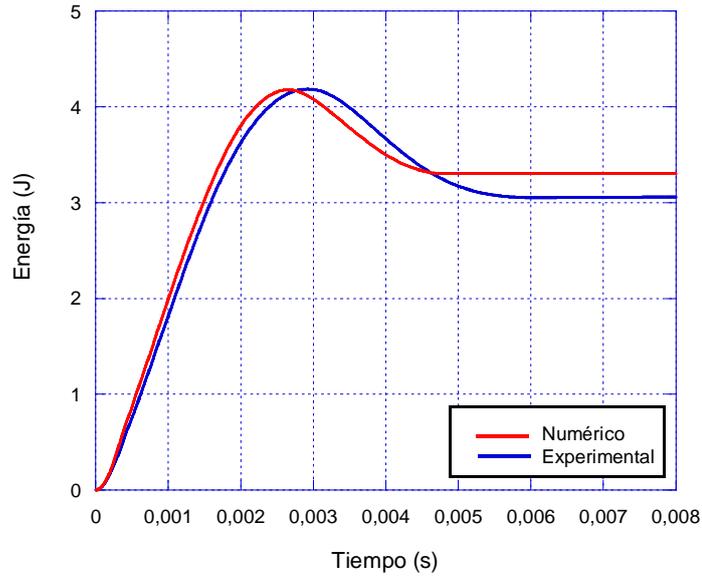


(a)

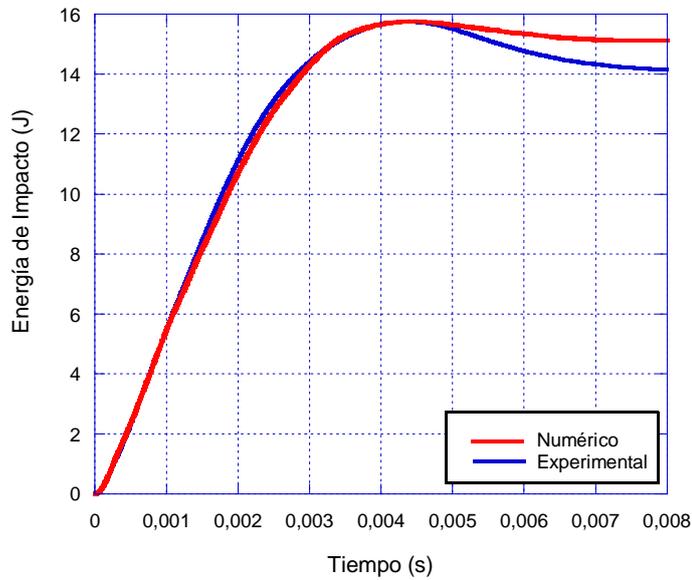


(b)

Figura 7.29 Registro de fuerza de impacto- tiempo . Velocidad de Impacto: (a) 1.33 m/s  
(b) 2.59 m/s.



(a)



(b)

Figura 7.30 Registro de Energía de Impacto-tiempo. Velocidad de Impacto (a) 1.33 m/s  
(b) 2.59 m/s.

La grafica mostrada a continuación en la Figura 7.31 muestra los resultados obtenidos de la energía de impacto en función de la energía absorbida por la estructura. Los puntos indican los resultados obtenidos experimentalmente y la línea continua representa los resultados obtenidos de la modelización numérica.

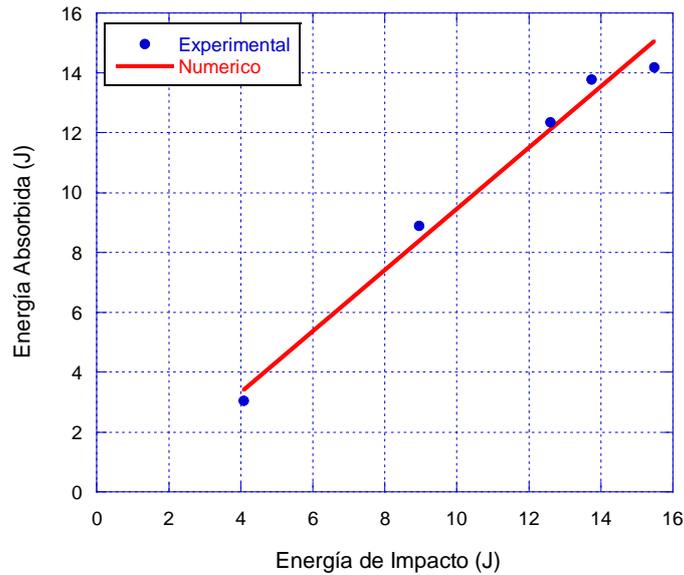


Figura 7.31 Relación entre energía de impacto y energía absorbida para estructuras sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja de aluminio.

En general se observa un buen ajuste en la tendencia de los datos experimentales con relación a los resultados obtenidos numéricamente que se presentan en la Figura 7.31. La tabla 7.9 mostrada a continuación resume los valores más importantes de este estudio y evidencia las diferencias en términos porcentuales de los valores obtenidos experimental y numéricamente.

Tabla 7.9 Comparación numérica y experimental de la energía absorbida en estructuras sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja de aluminio.

<b>ENERGÍA DE IMPACTO (J)</b>	<b>ENERGÍA ABSORBIDA EXPERIMENTAL (J)</b>	<b>ENERGÍA ABSORBIDA NUMÉRICA (J)</b>	<b>DIFERENCIA (%)</b>
4.08	3.05	3.30	8
8.96	8.90	8.60	3.4
12.6	12.35	12.19	1.3
13.77	13.17	13.07	1
15.48	14.18	15.09	6.4

En la Figura 7.32 se observa la energía de impacto en función del desplazamiento máximo de la piel superior.

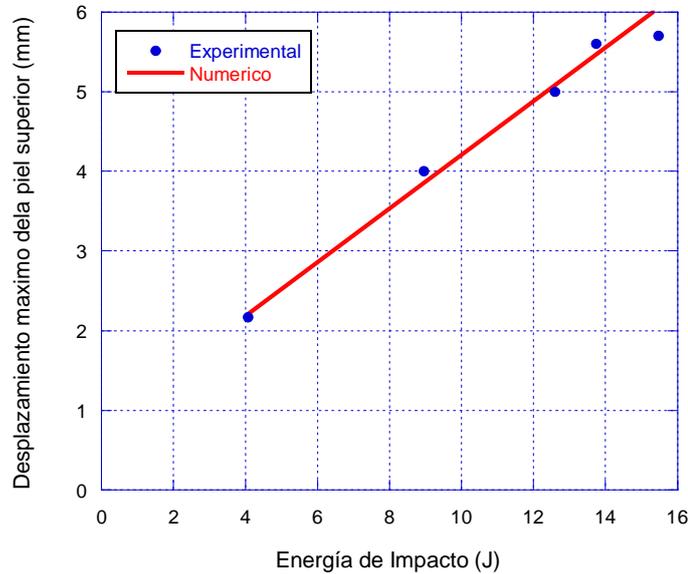


Figura 7.32. Relación entre la energía de impacto y el desplazamiento máximo de la piel superior en estructuras sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja de aluminio.

En la Figura 7.32 se observa un buen ajuste de los resultados obtenidos para el desplazamiento máximo de la piel superior en las estructuras sándwich. Este desplazamiento sigue una tendencia lineal y a medida que se incrementa la energía de impacto, la deflexión de la piel superior se incrementa igualmente.

La tabla 7.10 muestra un resumen de los valores específicos de energía de impacto/desplazamiento en la cual se aprecia mejor la correlación que existe en los resultados obtenidos para validar el modelo propuesto.

Las diferencias observadas en los diferentes niveles de energía de impacto son bajas y se acoplan muy bien a los resultados obtenidos experimentalmente.

Tabla 7.10 Comparación numérica y experimental del desplazamiento máximo de la piel superior en estructuras sándwich de carbono/epoxi/panal de abeja de aluminio.

<b>ENERGÍA DE IMPACTO (J)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO MÁXIMO PIEL SUPERIOR EXPERIMENTAL (mm)</b>	<b>DESPLAZAMIENTO MÁXIMO PIEL SUPERIOR NUMÉRICO (mm)</b>	<b>DIFERENCIA (%)</b>
4.0	2.17	2.07	4.6
9	4.0	4.2	2
12.5	5.0	5.3	6.0
13	5.6	5.5	1.7
15.5	5.7	5.8	1.7

## **7.5 VALIDACION DEL MODELO NUMERICO PROPUESTO CON OTROS DESARROLLADOS PARA IMPACTOS DE ALTA VELOCIDAD**

Una vez validado el modelo numérico que ha sido aplicado con el programa comercial Abaqus 6.9 utilizando el criterio de Hashin implementado en dicho programa para materiales compuestos, y los criterios de daño asociados a los núcleos de las estructuras tipo sándwich, con los resultados obtenidos de los ensayos experimentales de esta tesis, se ha realizado un estudio comparativo entre los resultados que se obtienen de la simulación numérica y los resultados obtenidos por otros autores tanto con modelizaciones numéricas de ensayos realizados en las mismas condiciones y con las mismas estructuras.

### **7.5.1 COMPARACION DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS EN LOPEZ-PUENTE ET AL. (2003)**

Para comprobar la buena correlación del modelo numérico aplicado en esta tesis, se realizó una comparación entre los datos obtenidos del trabajo realizado por López-

Puente et al (2003), el cual investigo sobre impactos de alta energía en laminados tejidos de fibra de carbono/epoxi sometidos a impactos de alta velocidad con un proyectil esférico de 1.7 gr. de masa. En su trabajo [López-Puente et al.2003] se aplica un modelo numérico basado el modelo de Chang-Chang utilizando el código de elementos finitos Abaqus con una subrutina desarrollada en Fortran por los autores.

La grafica de la Figura 7.33 muestra una comparación de los resultados obtenidos de la aplicación del modelo numérico propuesto por J. López-Puente et al. (2003) y de los resultados obtenidos con la aplicación del modelo numérico utilizado en esta tesis.

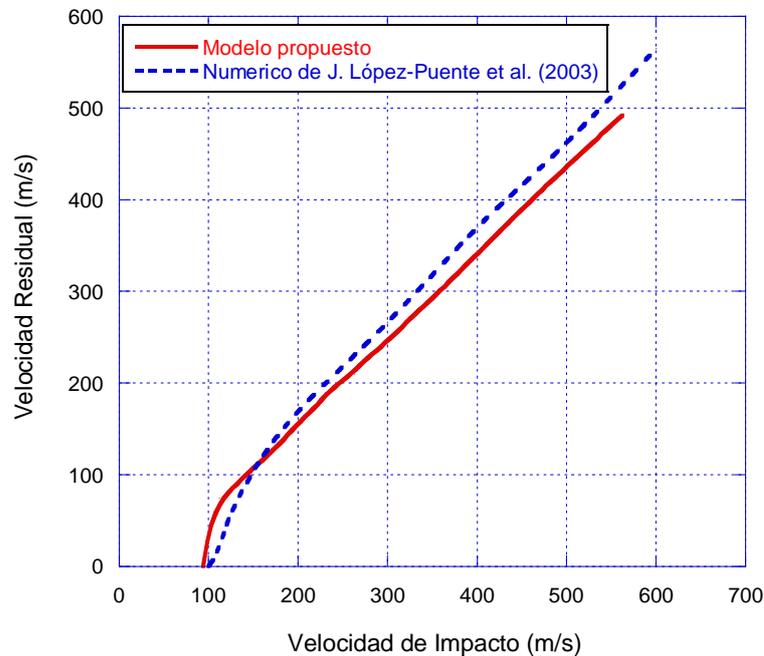


Figura 7.33 Relación entre velocidad de impacto y velocidad residual comparando modelos numéricos.

Las curvas de ambos modelos presentados en la figura muestran una gran similitud en cuanto a los resultados obtenidos de la velocidad residual, por otro lado según el trabajo de [López-Puente et al.,2003], el límite balístico obtenido numéricamente tiene la misma tendencia del logrado experimentalmente, siendo el valor de este de  $\approx 100$  m/s, el cual si se compara con el obtenido numéricamente con el modelo aplicado en esta tesis, el cual corresponde a 103.8 m/s, las diferencias son pequeñas y llegan a ser de  $\approx 4\%$ .

## **7.5.2 COMPARACION DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS EN SANTIUSTE ET AL. (2010)**

El trabajo presentado por Santiuste et al. (2010) consiste en la implementación mediante el código de elementos finitos Abaqus/explicit en un estudio del comportamiento frente a impacto de alta velocidad sobre estructuras sándwich de fibra de carbono/epoxi y núcleo de panal de abeja de aluminio, en este caso las pieles de la estructura fueron modelizadas mediante una subrutina VUMAT en la cual se definen las propiedades mecánicas y el criterio de fallo de Hou, que propone cuatro modos de fallo: fallo de fibra, rotura de matriz, aplastamiento de la matriz, y delaminación. Para el núcleo, en este trabajo se plantea dividir esta región en dos zonas, la zona cercana a la sección de impacto es modelizada reproduciendo las celdas hexagonales del aluminio mientras que las zonas distantes al impacto son modelizadas utilizando un material homogéneo equivalente.

En la Figura 7.34 se presentan los resultados obtenidos de la simulación numérica con el modelo que esta implementado en Abaqus y que se aplica en esta tesis y los resultados obtenidos de una modelización numérica de Santiuste et al. (2010). Para comparar los resultados, se han seleccionado como variables la velocidad del límite balístico y la velocidad residual.

En la curva se observa un buen ajuste entre los dos modelos aplicados, aun cuando en ambos modelos se aplican criterios de fallo distintos. Se observa que a velocidades próximas a la del límite balístico existe un mejor ajuste mientras que a velocidades muy por encima de este valor existen diferencias más importantes. La tabla 7.11 que se muestra a continuación resume los valores de límite balístico obtenidos con la aplicación de ambos modelos y su comparación con los resultados experimentales obtenidos en el capítulo cinco.

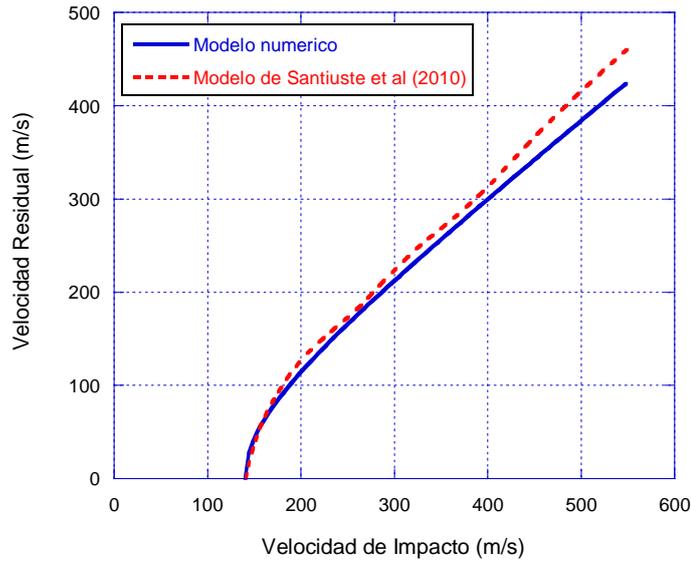


Figura 7.34 Relación entre velocidad de impacto y velocidad residual comparando el modelo numérico propuesto en esta tesis y el modelo de Santiuste et al. (2010).

Tabla 7.11 Comparación del límite balístico entre el modelo propuesto en esta tesis y el modelo Santiuste et al. (2010).

ESTRUCTURA	LIMITE BALÍSTICO (m/s)		
	Experimental	Modelo propuesto	Santiuste et al. (2010)
Estructura sándwich	139±4	140	142
Diferencias (%)		≈1	≈3

Se observan muy pocas diferencias entre el valor del límite balístico, tanto entre los dos modelos aplicados como en la comparación de ambos con los resultados experimentales obtenidos. En cuanto a la velocidad residual, el ajuste del modelo es mejor a velocidades de impacto en torno al límite balístico mientras que por encima de este valor la tendencia tiende a incrementar las diferencias entre ambos modelos.

### 7.5.3 COMPARACION DE LOS RESULTADOS OBTENIDOS EN I IVAÑEZ ET AL. (2011)

En el trabajo de I Ivañez et al (2011) se estudio la respuesta frente al impacto de alta

velocidad de estructuras sándwich de fibra de vidrio/poliéster y núcleo de espuma de PCV, utilizando para ello un modelo de elemento finitos desarrollado en el código de Abaqus/explicit. El criterio de fallo para las pieles fue el de Hou utilizando una subrutina (VUMAT). El núcleo fue modelizado de la misma forma en la que se propone en esta tesis.

En esta sección se comparan los resultados numéricos obtenidos de I Ivañez et al (2011) y los numéricos obtenidos de la modelización de toda la estructura, aplicando para las pieles el criterio de Hashin implementado en Abaqus. Los parámetros de comparación seleccionados han sido la velocidad residual y el límite balístico. Al igual que en otros casos el limite balístico fue definido como la minima velocidad de impacto requerida por el proyectil para completar la perforación de la estructura completamente.

La Figura 7.35 muestra los resultados de la comparación del modelo implementado en por Ivañez et al (2011) y la propuesta que se realiza en esta tesis para la velocidad residual como una función de la velocidad de impacto en las estructuras sándwich de vidrio/poliéster/PVC (Figura 7.37(a)) y también para las placas espaciadas de vidrio/poliéster/ respectivamente (Figura 7.37 (b)).

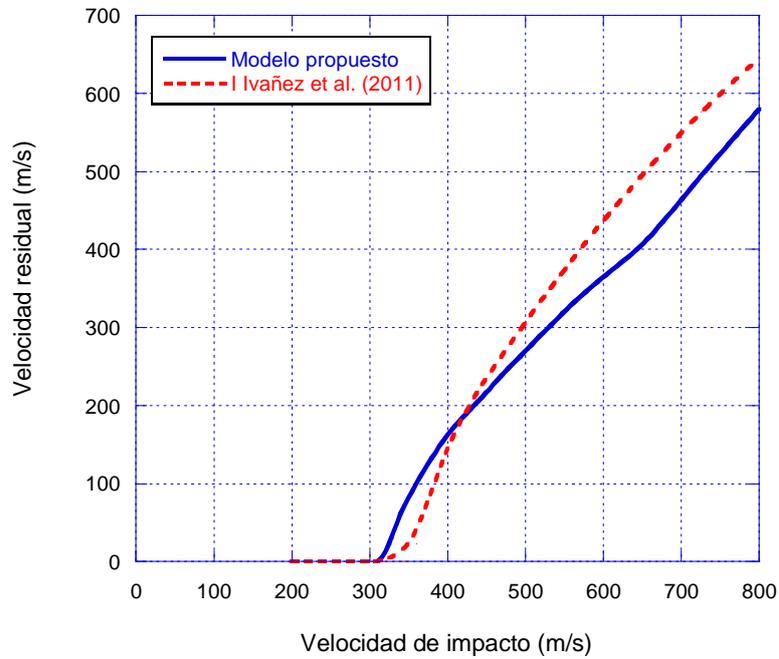
Las principales observaciones que se pueden generar de estas figuras pueden ser resumidas en la siguiente tabla.

Tabla 7.12 Comparación del límite balístico entre el modelo propuesto en esta tesis y el modelo Ivañez et al. (2011).

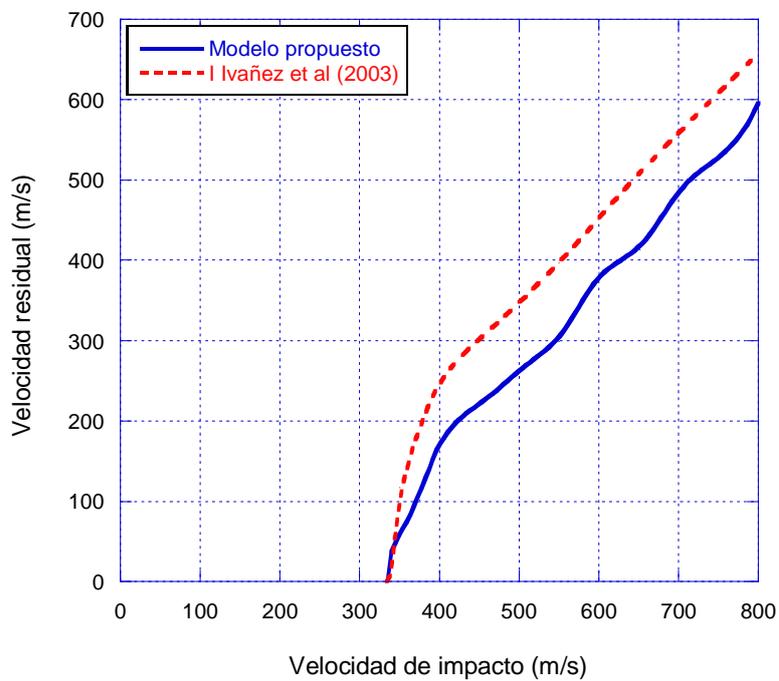
ESTRUCTURA	LIMITE BALÍSTICO (m/s)			
	Experimental	Modelo propuesto	I Ivañez et al (2011)	Diferencias %
Estructuras sándwich	344±	324	360	≈7
Placas espaciadas	335±	338	345	≈2

Para el caso del límite balístico, se observa que este parámetro tiene muy buena correlación con respecto a los resultados experimentales, las diferencias entre ambos modelos aplicados son un poco más importantes. Con respecto a las estructuras

sándwich, las diferencias entre ambos modelos aplicados están en torno al 12% mientras que en el caso de las placas espaciadas, los resultados obtenidos para el limite balístico tienen una diferencia del 3% aproximadamente.



(a)



(b)

Figura 7.35 Relación entre velocidad de impacto y velocidad residual comparando modelos numéricos. (a) Placas espaciadas (b) Estructuras sándwich.

Para la velocidad residual, la situación es diferente, se observa en general una buena correlación en torno a velocidades de impacto próximas a la velocidad del límite balístico, no obstante cuando la velocidad de impacto se incrementa, tanto para el caso de las estructuras sándwich como para el caso de las placas espaciadas, las diferencias en los valores de velocidad residual son más notorias.

# **CAPÍTULO VIII**

## **8. ANÁLISIS DE RESULTADOS**

En esta sección de la tesis se recoge el estudio de las estructuras sándwich desde un punto de vista global empleando todas las técnicas utilizadas, los resultados experimentales y los obtenidos numérica y analíticamente. El estudio se basa en analizar tanto el efecto de las pieles como el efecto del núcleo empleando para ello las técnicas disponibles de análisis analítico y numérico según sea favorable en cada caso y utilizando los resultados experimentales disponibles. Para estudiar la contribución de las pieles al comportamiento de la estructura sándwich se estudian estas por separado considerando un laminado y se analiza el efecto del espesor tanto en el límite balístico como en la velocidad y diferentes mecanismos de absorción de energía. Una vez estudiados los laminados se procede con las dos pieles que forman una placa espaciada. Finalmente se estudia la estructura sándwich en su conjunto y se obtienen los resultados del análisis efectuado.

### **8.1 EFECTO DE LAS PIELES**

El estudio inicial consiste en evaluar la información disponible sobre los laminados

tanto de vidrio/poliéster como de carbono/epoxi, los cuales constituyen elementos importantes en las diferentes configuraciones estructurales empleadas en esta tesis. Se comparan los resultados de los modelos analíticos, numéricos y experimentales y se estudia el efecto del espesor de las pieles en la variación del límite balístico y en la variación de cada mecanismo de absorción de energía.

### **8.1.1 LAMINADOS DE VIDRIO/POLIESTER**

En principio se compararon conjuntamente los resultados en capítulos anteriores de forma separada. En este punto, se muestran simultáneamente dado que pueden brindar información adicional de los procesos estudiados. En la Figura 8.1 se presenta los resultados obtenidos experimentalmente en el trabajo de García-Castillo et al., (2006) con la aplicación de su modelo analítico y la propuesta del modelo numérico presentada en esta tesis.

La grafica de la Figura 8.1 muestra una buena aproximación entre los resultados experimentales, analíticos y numéricos de los parámetros empleados de comparación, los cuales se refieren a la velocidad residual y al límite balístico. García-Castillo et al., (2006) reporta un límite balístico de  $212 \pm 4$  m/s, empleando su modelo analítico se obtiene un valor de 208 m/s y con la implementación del modelo numérico realizado en esta tesis se obtiene un valor de 209 m/s. Estos resultados implican unas diferencias de alrededor de 1% entre el modelo analítico y el experimental y de un 2% entre el numérico y el experimental. En cuanto a la velocidad residual, este parámetro también tiene muy buena correlación siendo esta mejor a velocidades de impacto alejadas del límite balístico, por ejemplo para una velocidad de impacto de 512 m/s, los resultados experimentales fueron de 444 m/s, los analíticos fueron de 437 m/s y los numéricos alcanzaron un valor de 458 m/s siendo las diferencias en torno al 2% con relación a los analíticos y de aproximadamente 3% con relación al modelo numérico.

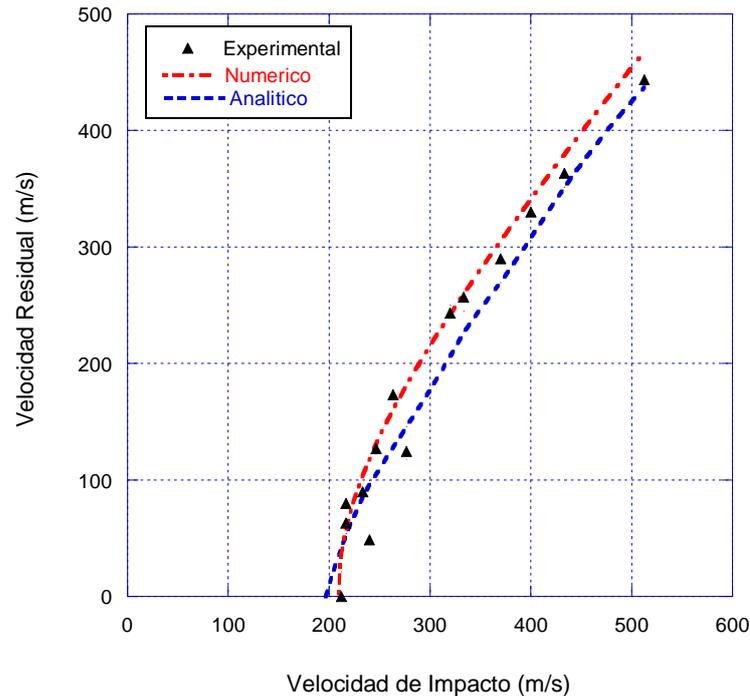
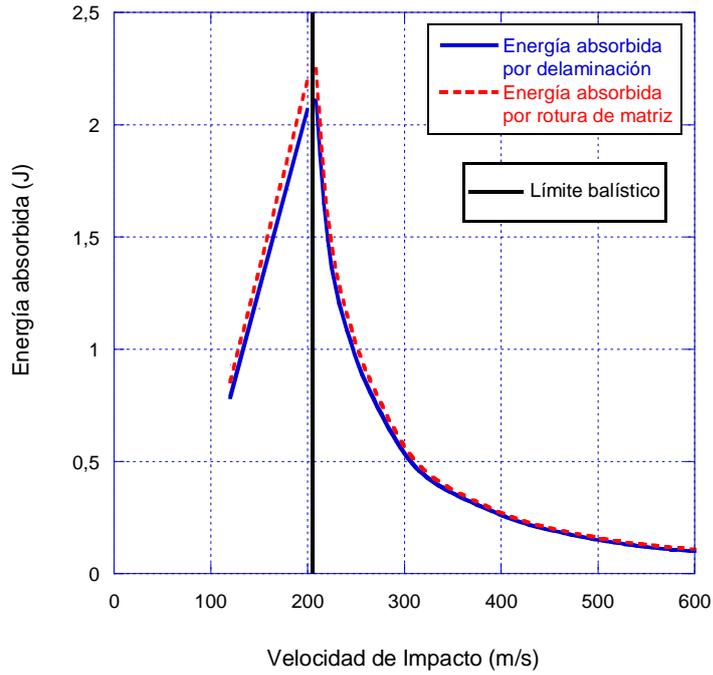


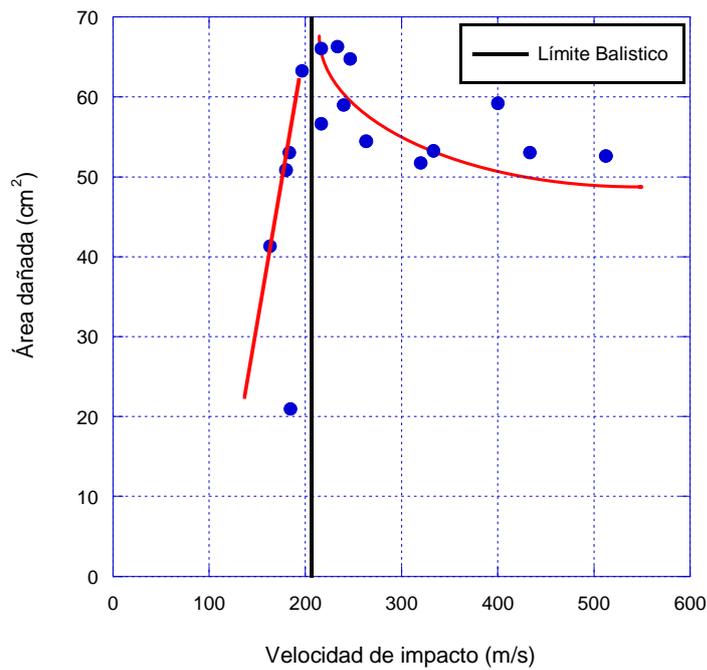
Figura 8.1 Relación numérica, experimental y analítica entre velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de fibra de vidrio/poliéster.

Dado que el área dañada está asociada al daño producido principalmente por delaminación y rotura de matriz, también se ha comparado la tendencia que existe entre el área dañada medida experimentalmente y la energía absorbida por estos mecanismos de absorción de energía aplicando el modelo analítico propuesto por García-Castillo et al. (2006) para laminados en fibra de vidrio/poliéster de 3 mm de espesor.

La Figura 8.2 muestra la comparación de las tendencias. En ambos casos de la figura se observa más o menos la misma disposición. En la Figura 8.2 (a) se aprecia que antes del límite balístico, los mecanismos de absorción de energía se van incrementando linealmente conforme se incrementa la velocidad de impacto. A partir del límite balístico se observa un decremento de los valores de energía absorbida tanto por delaminación como por rotura de matriz, esta disminución es mucho más fuerte hasta llegar a un punto en el que prácticamente estos mecanismos no absorben energía.



(a)



(b)

Figura 8.2 Comparación de las tendencias de la energía absorbida por delaminación y el área dañada en laminados de fibra de vidrio/poliéster de 3 mm de espesor.

En la Figura 8.2 (b) se observa la misma tendencia lineal por debajo del límite balístico para el área dañada y un incremento por encima de este valor que luego va decreciendo

según la tendencia de la curva. La variación de la energía absorbida tiene una tendencia exponencial a partir del límite balístico con un factor de correlación  $R^2$  de 0.96 tanto para la absorción de energía por delaminación como por rotura de matriz. El área delaminada sigue la misma tendencia aunque con un factor  $R^2$  de 0.73. Este valor aunque menor se debe a la dispersión de los datos experimentales que se pueden observar en la figura 8.2 (b).

### **8.1.2 LAMINADOS DE CARBONO/EPOXI**

En la Figura 8.3 se muestra la relación entre los resultados obtenidos experimentalmente y aquellos resultados producto de la aplicación del modelo analítico y numérico propuesto en esta tesis en el caso de laminados de carbono/epoxi de 2 mm de espesor. Se observa un buen ajuste entre los resultados experimentales, analíticos y numéricos de la velocidad residual y al límite balístico. Experimentalmente se encontró en esta tesis que el límite balístico de  $100.2 \pm 3$  m/s mientras que analíticamente el valor fue de 109 m/s y 103.8 m/s numéricamente. A la vista de los resultados obtenidos, se pueden establecer diferencias en torno a un 9% entre los valores obtenidos experimental y analíticamente y de un 4% entre los valores experimentales y numéricos. Siendo por tanto estas diferencias aceptables permitiendo asegurar que es posible estimar con ambos modelos el límite balístico de manera precisa.

En cuanto a la velocidad residual si se considera por ejemplo una velocidad de impacto de 281 m/s tomada de un ensayo experimental, se obtiene una velocidad residual de 244 m/s, con relación a la obtenida analíticamente que corresponde a 262 m/s, las diferencias alcanzan un valor de 7%, mientras que numéricamente se obtuvo un resultado de 230 m/s lo cual implica unas diferencias de aproximadamente un 6% con relación a los datos obtenidos experimentalmente.

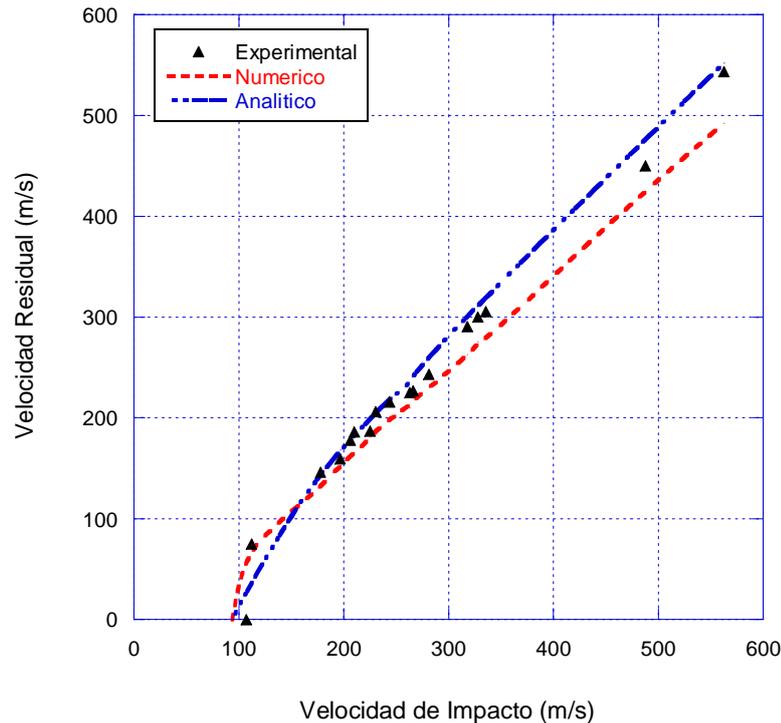
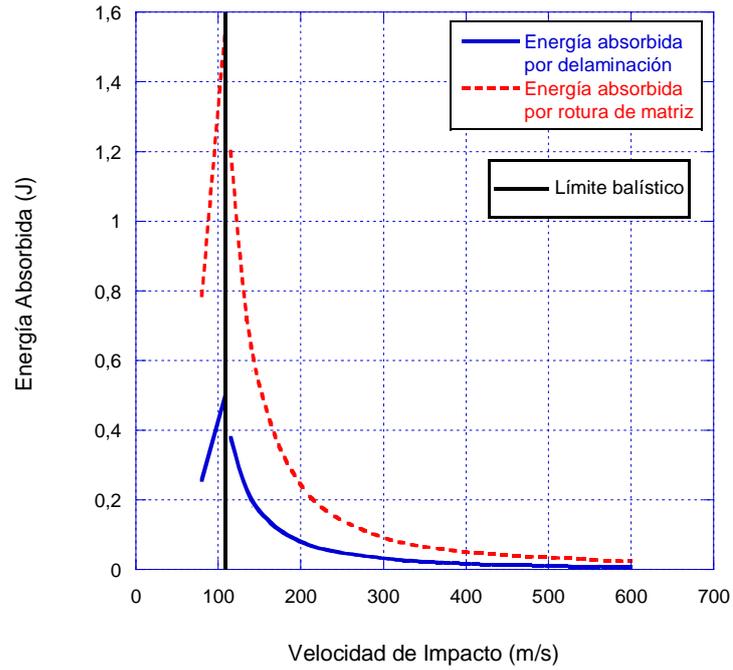


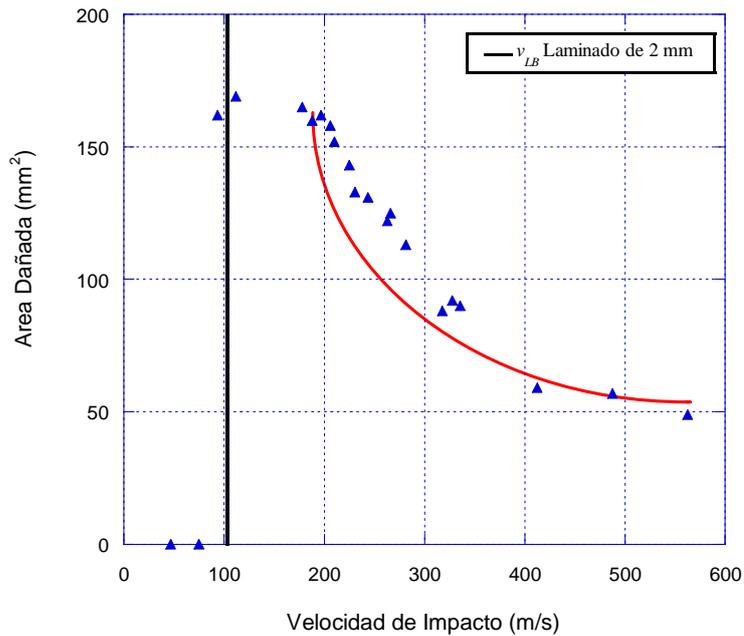
Figura 8.3 Relación numérica, experimental y analítica entre velocidad de impacto y velocidad residual para laminados de fibra de carbono/epoxi.

Considerando el mismo caso que en los laminados de fibra de vidrio, tomando en cuenta que de los mecanismos propuestos en el modelo se consideran como los que están más asociados a la generación de daño corresponde a la delaminación y a la rotura de matriz, se evaluó en comportamiento de estos parámetros de absorción de energía a fin de comparar las tendencias con el área dañada medida mediante técnicas experimentales. La Figura 8.4 (a) muestra la tendencia de la delaminación y la rotura de matriz en la absorción de energía con relación a la velocidad de impacto, mientras que la Figura 8.4 (b) presenta el área dañada en función de la velocidad de impacto.

Se observa en la Figura 8.4 (a) que justo antes del límite balístico hay un incremento lineal tanto de la energía absorbida por delaminación como la energía absorbida por rotura de matriz, sin embargo es importante destacar que este último es el mecanismo que más energía absorbe en comparación con la delaminación, no obstante la tendencia entre estos dos mecanismos es más o menos la misma, en ambos casos a partir del límite balístico siguen una tendencia de decaimiento exponencial.



(a)



(b)

Figura 8.4 Comparación de las tendencias de la energía absorbida por delaminación y el área dañada en laminados de fibra de carbono/epoxi de 2 mm de espesor.

En la Figura 8.4 (b) se observa a partir del límite balístico una tendencia exponencial de decrecimiento del área dañada con relación a la velocidad de impacto, es interesante

hacer notar que en este caso, tanto para los mecanismos de absorción de energía asociados al daño (delaminación y rotura de matriz) observados en la Figura 8.4 (a) y el área dañada como se muestra en la Figura 8.4 (b) como tal siguen la misma tendencia claramente en la sección de la curva a partir del límite balístico, dicha tendencia se adapta a un exponencial con crecimiento negativo el cual ajusta con un factor de correlación  $R^2$  de 0.92 y 0.93 para el caso de la energía absorbida por delaminación y rotura de matriz respectivamente y de 0.98 para el área dañada.

Si se toman en cuenta las Figuras 8.2 y 8.4 se puede observar que en términos de absorción de energía, en el vidrio tanto la delaminación como la rotura de matriz tienen un comportamiento bastante similar, pero en el caso del laminado de fibra de carbono, es dominante la rotura de matriz sobre la delaminación. En cuanto a las tendencias, en ambas estructuras ocurre un incremento lineal del área dañada justo antes del límite balístico y una disminución de dicha área con una tendencia exponencial negativa.

## **8.2 ANÁLISIS DE LA INFLUENCIA DEL ESPESOR DE LAS PIELES**

En esta sección se estudia la variación del espesor de los laminados aplicando los modelos analíticos disponibles tanto de vidrio/poliéster como los de carbono/epoxi.

### **8.2.1 LAMINADOS DE VIDRIO/POLIÉSTER**

Aplicando el modelo propuesto por García-Castillo et al. (2006) se consideró la variación de espesores sólo por debajo 3 mm, este espesor fue empleado para la validación del modelo, con ello fue posible obtener los resultados que se presentan en la Figura 8.5 en la que se muestra la relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para 5 espesores diferentes. En esta figura se observa que si bien el límite balístico es diferente según el espesor al que corresponda el laminado, en todos los

casos estudiados se aprecia que a altas velocidades de impacto por encima de los 400 m/s la curva tiene un crecimiento lineal y todos los espesores estudiados tienen la misma tendencia.

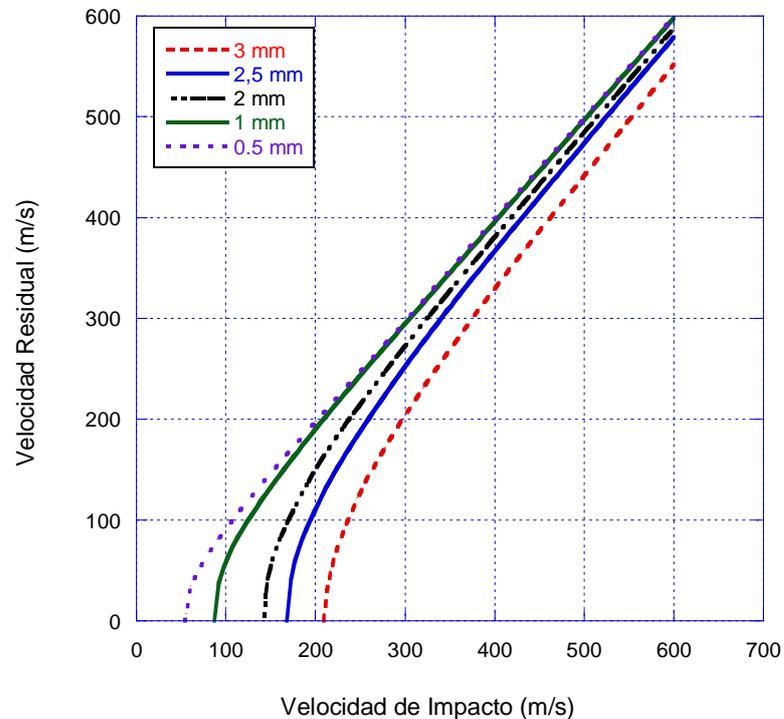


Figura 8.5 Relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para espesores variables en laminados de fibra de vidrio/poliéster.

La variación del límite balístico en función del espesor en el intervalo estudiado se muestra en la Figura 8.6, en esta figura se observan dos tendencias de crecimiento para este parámetro, en un primer caso se aprecia que entre 0.5 mm y 2 mm el incremento es lineal y a partir de 2 mm el límite balístico aumenta rápidamente separándose de la tendencia lineal. Con los resultados obtenidos se puede decir que dependiendo del intervalo de estudio bien la relación entre límite balístico/espesor del laminado puede tratarse de un crecimiento lineal o de un crecimiento exponencial dependiendo de la sección del rango de espesor del laminado con el que esté trabajando. Otros autores han encontrado relaciones lineales para matrices de Kevlar.

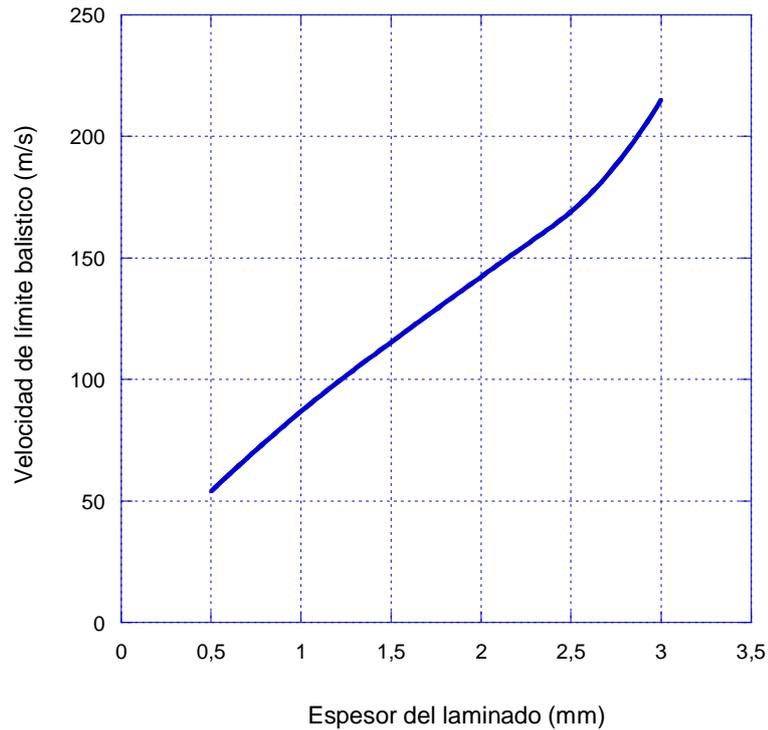


Figura 8.6 Variación del límite balístico en función del espesor del laminado de vidrio/poliéster.

### 8.2.2 LAMINADOS DE CARBONO/EPOXI

La velocidad de impacto en función de la velocidad residual se presenta en la Figura 8.7 para laminados de carbono/epoxi en un rango de espesores que va desde los 0.5 mm hasta los 2 mm, este intervalo de espesores permite que se asegure inicialmente el cumplimiento de todas las hipótesis planteadas en el modelo. En la figura se observa que a velocidades por encima del límite balístico las líneas prácticamente se superponen, siguiendo a partir de una velocidad de impacto de 300 m/s un incremento con una tendencia lineal en todos los casos.

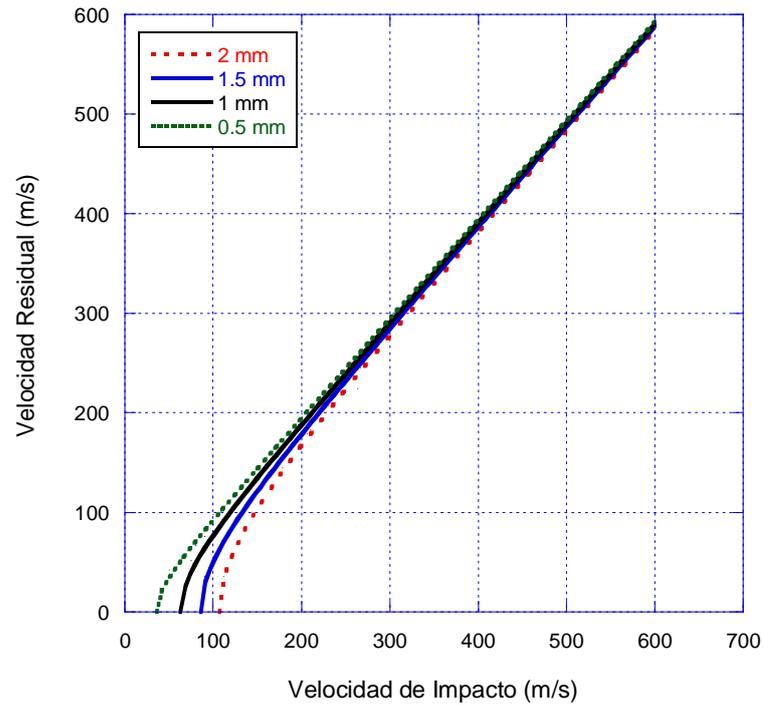


Figura 8.7 Relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para espesores variables en laminados de fibra de carbono/epoxi.

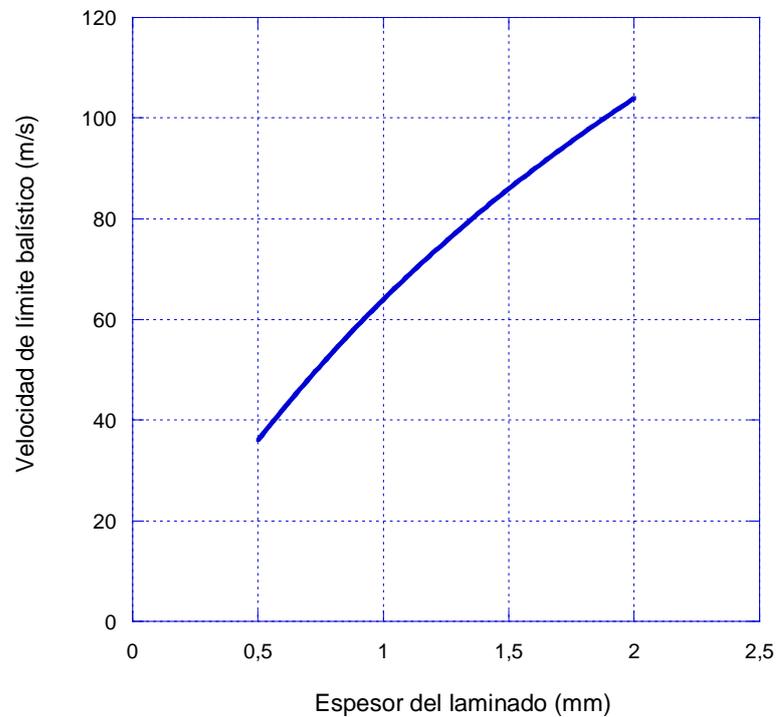


Figura 8.8 Variación del límite balístico en función del espesor del laminado de carbono/epoxi.

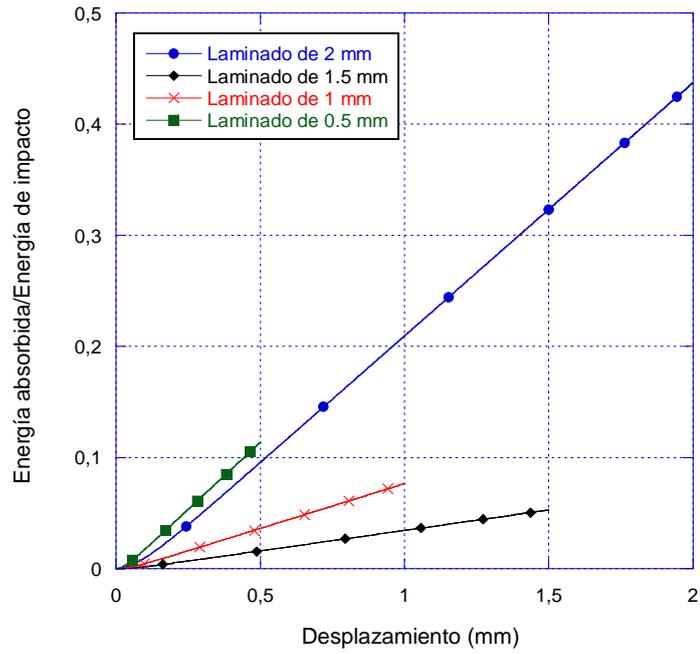
La variación del límite balístico en función del espesor para laminados de fibra de carbono se aprecia en la Figura 8.8 en la cual se observa que, a diferencia de lo que ocurre en los laminados de fibra de vidrio claramente no existe un cambio de tendencia en el rango de trabajo que ha sido seleccionado para este estudio, solamente puede decirse que el límite balístico aumenta conforme se incrementa el espesor del laminado con una tendencia no lineal.

### **8.3 INFLUENCIA DEL ESPESOR EN LA ABSORCIÓN DE ENERGÍA**

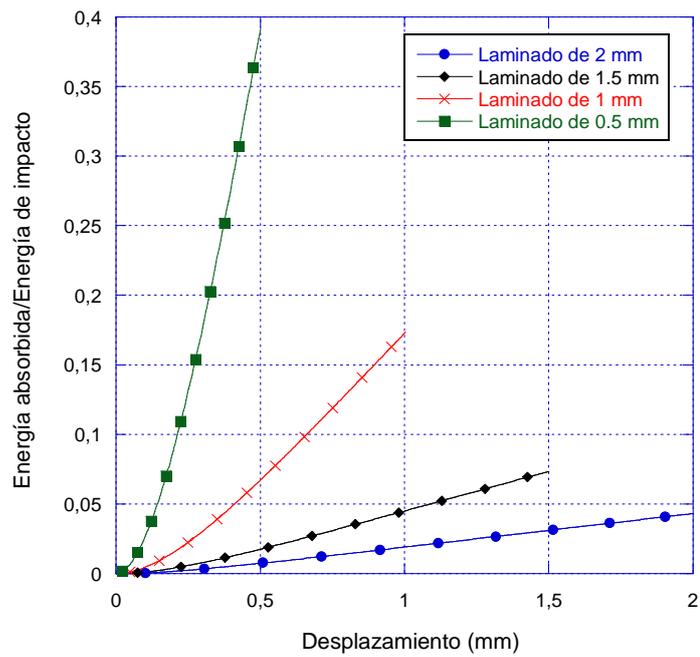
En esta sección se estudia la variación de los diferentes mecanismos de absorción de energía planteados en el modelo analítico propuesto considerando ahora la variación del espesor en laminados de fibra de carbono. Este estudio es realizado para una velocidad próxima al límite balístico en cada caso, la cual corresponde a 112 m/s para el espesor de 2 mm, 90 m/s para el espesor de 1,5 mm, 70 m/s para el espesor de 1 mm y 40 m/s para el espesor de 0,5 mm y en todos los casos también se estudiaron todos los espesores con una velocidad de impacto de 300 m/s que es superior al límite balístico en todos los casos.

#### **8.3.1 VARIACIÓN DE ENERGÍA ABSORBIDA POR ROTURA A TRACCIÓN DE LAS FIBRAS ( $E_{TF}$ )**

Se muestra en la Figura 8.9 la variación de la energía absorbida por rotura a tracción en las fibras en función del desplazamiento para un intervalo de espesores que van desde 0.5 mm a los 2 mm, en la Figura 8.9 (a) se presenta para una velocidad próxima al límite balístico en cada caso dicha velocidad es diferente debido al espesor. En este caso se observa que el incremento en todos los espesores sigue una tendencia lineal, no obstante para cada espesor la pendiente de dicha tendencia es diferente.



(a)



(b)

Figura 8.9 Variación de energía absorbida por rotura a tracción de las fibras ( $E_{TF}$ ) (a) Velocidad próxima al límite balístico en cada caso (b) Velocidad de impacto 300 m/s.

En la Figura 8.9 (b) se presenta el estudio para una velocidad de impacto de 300 m/s. Se observa en este caso que la tendencia de incremento de la absorción de

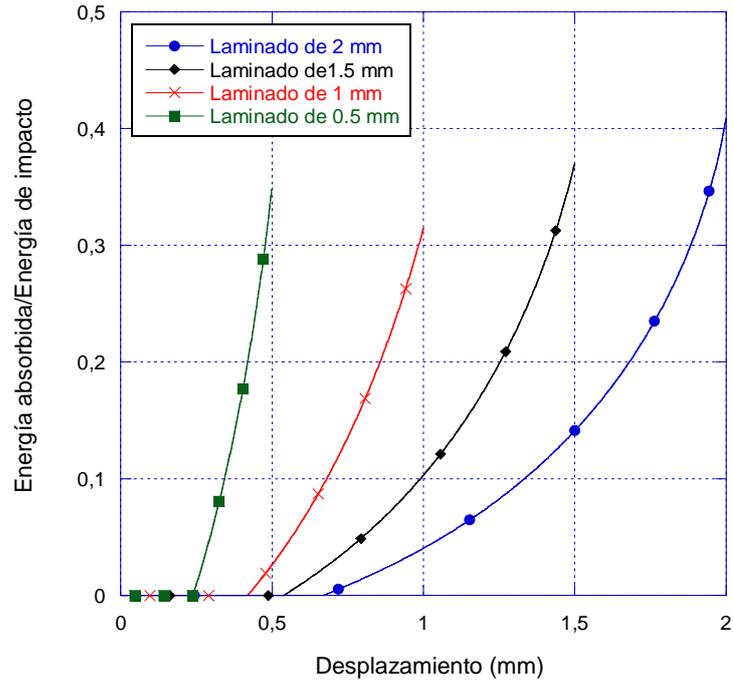
energía no es lineal. A altas velocidades de impacto se aprecia que conforme se incrementa el espesor la contribución de este mecanismo de absorción de energía va disminuyendo. Por debajo de 1 mm el incremento sigue una tendencia cuadrática con un factor de correlación  $R^2$  de 0.99 mientras que por encima de 1 mm la tendencia es lineal con el mismo factor de correlación.

### **8.3.2 VARIACIÓN DE ENERGÍA ABSORBIDA POR DEFORMACIÓN ELÁSTICA DE LAS FIBRAS ( $E_{ED}$ )**

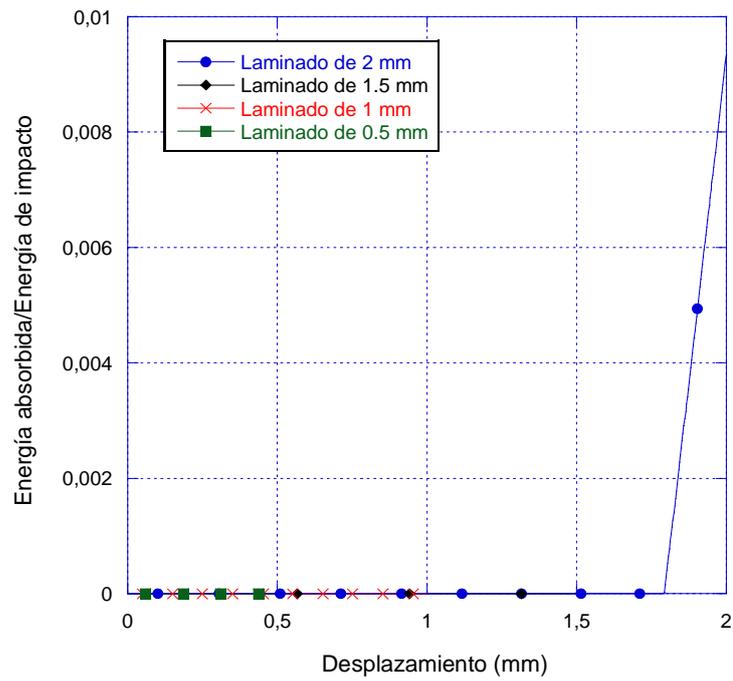
La variación de la energía absorbida por deformación elástica de las fibras se presenta en la Figura 8.10, tanto a velocidades próximas al límite balístico como a 300 m/s, la cual se ha considerado como una alta velocidad de impacto en todos los casos.

La Figura 8.10 (a) muestra que la energía absorbida por la deformación elástica de las fibras es un mecanismo de absorción de energía que no aparece desde el mismo instante en el que se inicia el desplazamiento del proyectil dentro de la placa. La tendencia que sigue el incremento en cada caso de espesor estudiado es de tipo cuadrático siendo mayor en un laminado de 2 mm de espesor.

Si se toma en cuenta que en el modelo se considera que las fibras que se encuentran dentro del cono formado durante el impacto y que no se encuentran directamente impactadas por el proyectil, solo se deforman elásticamente sin llegar a romper entonces a muy altas velocidades y muy bajos espesores la propagación de las ondas elásticas no supera el diámetro del proyectil por lo tanto no existe región en la que considerar deformación elástica, por lo que la contribución de este mecanismo es nula tal y como puede apreciarse en la Figura 8.10 (b).



(a)



(b)

Figura 8.10 Variación de energía absorbida por deformación elástica de las fibras ( $E_{ED}$ )  
 Velocidad próxima al límite balístico en cada caso (b) Velocidad de impacto 300 m/s.

Se observa que a altas velocidades de impacto, la contribución de este mecanismo de absorción de energía es tan baja que puede llegar a considerarse despreciable, por el mismo motivo que se ha indicado anteriormente, solo comienza a ser importante a partir de un espesor de 2 mm, con lo cual la deformación elástica de las fibras es un mecanismo de absorción de energía que puede ser despreciado en laminados de espesores muy delgados y a velocidades por encima del límite balístico.

### **8.3.3 VARIACIÓN DE ENERGÍA ABSORBIDA POR MOVIMIENTO DEL CONO ( $E_{KC}$ )**

La variación de la energía absorbida por el movimiento del cono se muestra en la Figura 8.11, en la cual se observa de forma general que a medida que aumenta el espesor de las pieles, de la misma forma se incrementa la energía absorbida por el movimiento del cono.

A velocidades de impacto cercanas al límite balístico, como ocurre en la Figura 8.11 (a) se puede apreciar que a medida que el espesor aumenta, los valores máximos de absorción de energía por formación del cono se incrementan. Esto es debido a que el cono posee una mayor masa al ser esta directamente proporcional al espesor, no obstante es conocido que este mecanismo de absorción de energía no aparece cuando el espesor del laminado es grueso.

En el caso de la Figura 8.11 (b) la velocidad está muy por encima del límite balístico y esto permite apreciar el alcance que tiene la energía absorbida por el cono en diferentes espesores de laminados. La energía que se absorbe por la formación del cono es una energía cinética y en la medida en que el proyectil se desplaza y transcurre el tiempo la masa del cono crece pero su velocidad disminuye cuadráticamente por esta razón se observan ciertas variaciones en los máximos alcanzados en este caso.

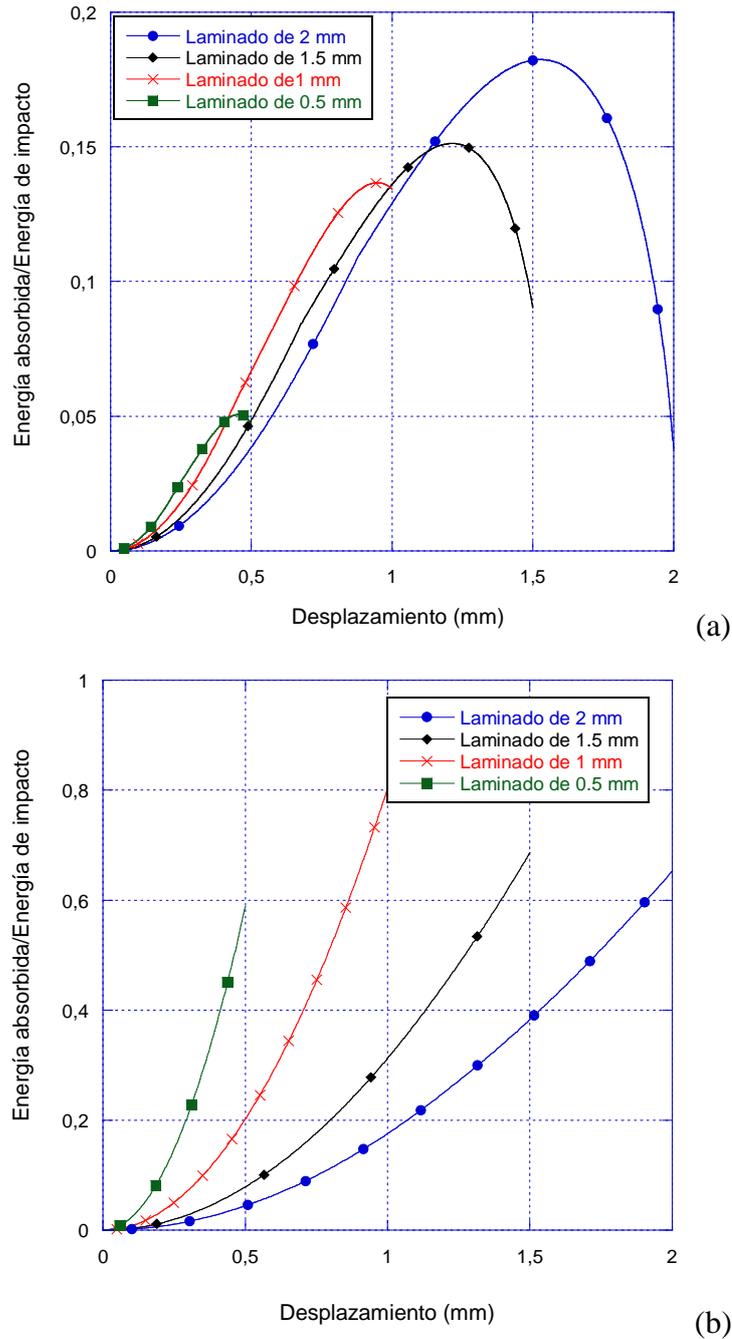


Figura 8.11 Variación de energía absorbida por el movimiento del cono ( $E_{KC}$ ) (a) Velocidad próxima al límite balístico en cada caso (b) Velocidad de impacto 300 m/s.

### 8.3.4 VARIACIÓN DE ENERGÍA ABSORBIDA POR DELAMINACIÓN ( $E_{DL}$ )

La energía absorbida por delaminación se presenta en la Figura 8.12.

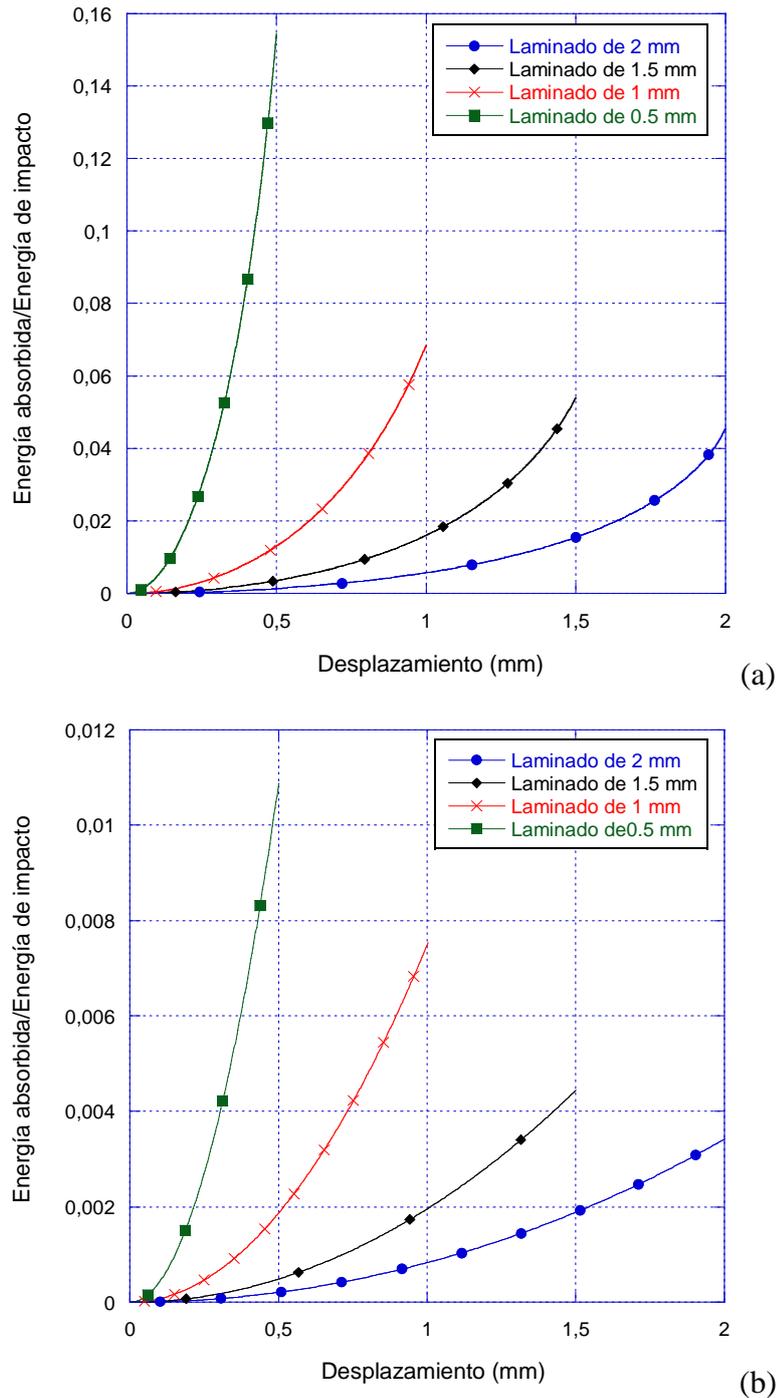


Figura 8.12 Variación de energía absorbida por delaminación ( $E_{DL}$ ) (a) Velocidad próxima al límite balístico en cada caso (b) Velocidad de impacto 300 m/s.

En esta figura (Figura 8.12), en la imagen mostrada en (a) se aprecia que conforme el espesor de la placa aumenta, la energía absorbida por delaminación disminuye, esto ocurre también a velocidades por encima del límite balístico, pero con una caída más fuerte cuanto

más próxima al límite balístico es la velocidad de impacto. En ambos casos el incremento que se presenta en ambas figuras de la energía en función del desplazamiento sigue una tendencia cuadrática con una buena correlación de  $R^2$  de 0.99.

### 8.3.5 VARIACIÓN ENERGÍA ABSORBIDA POR ROTURA DE MATRIZ ( $E_{MC}$ )

La energía absorbida por rotura de matriz en función del espesor se muestra en la Figura 8.13. En el caso de este mecanismo de absorción de energía se observa que a partir de un espesor de 1 mm (Figura 8.13 (a)), el máximo de energía absorbida aumenta con el espesor, esto ocurre básicamente a velocidades de impacto próximas al límite balístico.

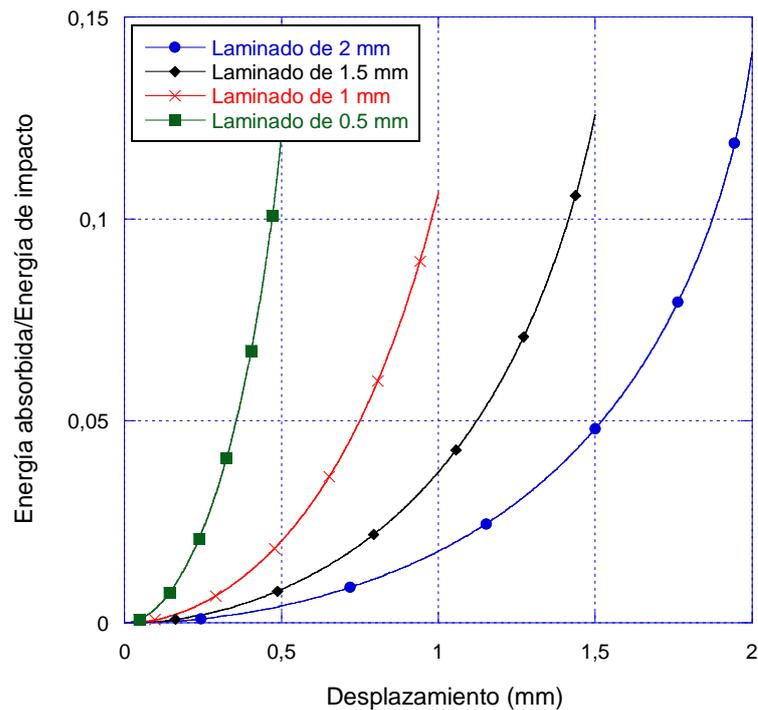


Figura 8.13 (a) Variación energía absorbida por rotura de matriz ( $E_{MC}$ ) (Velocidad próxima al límite balístico).

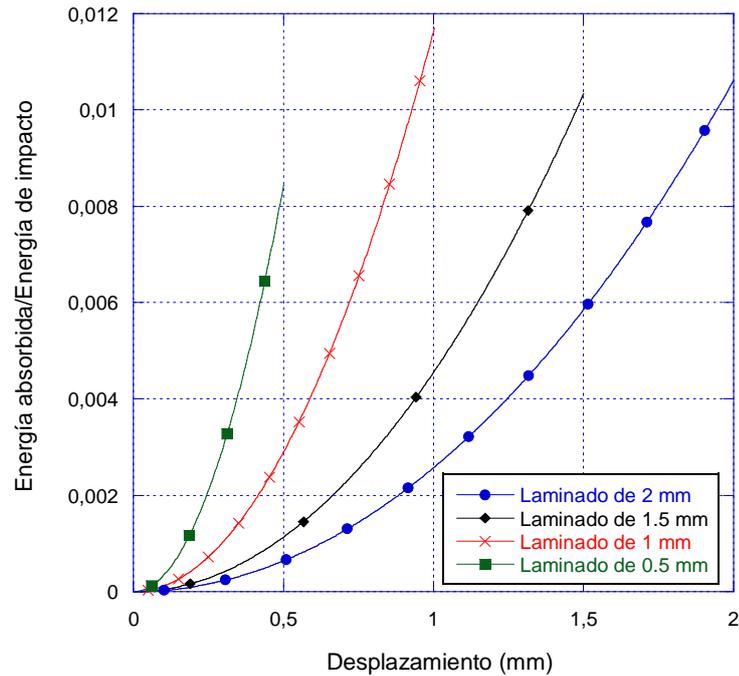
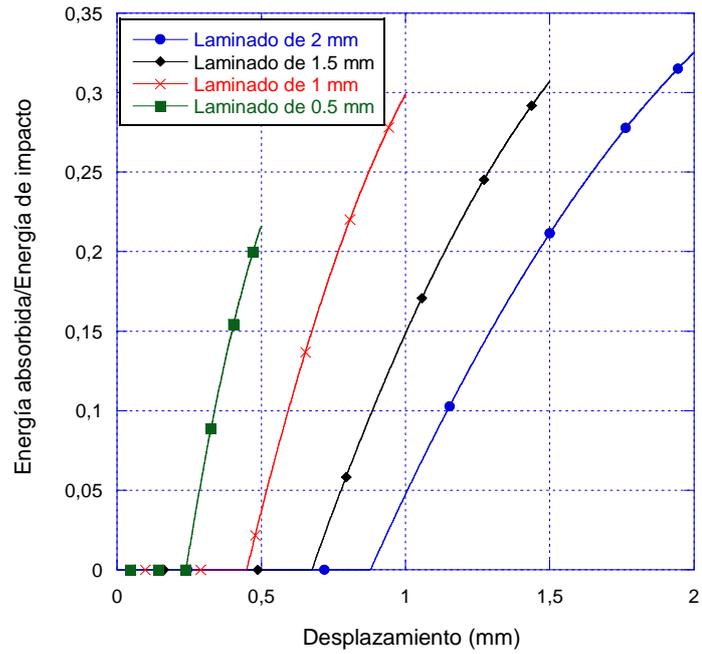


Figura 8.13 (b) Variación de la energía absorbida por rotura de matriz ( $E_{MC}$ ) (b) 300 m/s.

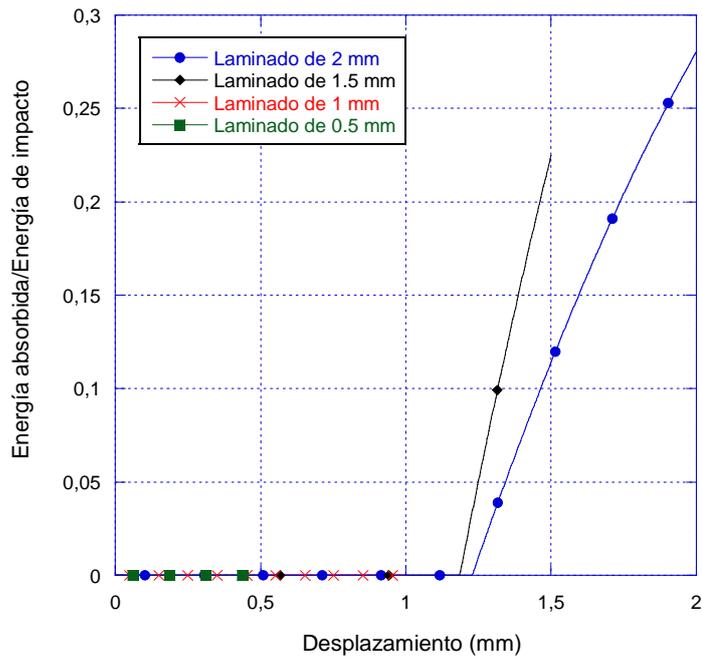
En general se observa que la variación de la energía con el desplazamiento varía de acuerdo a una forma cuadrática, aun cuando los valores máximos no siguen una clara tendencia que podría evidenciar que a determinados espesores y velocidades de impacto las hipótesis aplicadas en el modelo no apliquen.

### 8.3.6 VARIACIÓN DE ENERGÍA ABSORBIDA POR FORMACIÓN DEL TAPÓN DE CORTADURA ( $E_{SP}$ )

La energía absorbida debido a la formación del tapón de cortadura se muestra en la Figura 8.14. Como puede apreciarse en la figura (a), este mecanismo comienza a ser representativo a partir de cierto desplazamiento del proyectil dentro de la placa, esto se debe a que es un mecanismo que aparece justo cuando la resistencia a cortadura de la estructura es superada, esta misma tendencia ha sido observada cuando otros autores han considerado este mecanismo de absorción de energía en el proceso de impacto [Naik et al. 2008].



(a)



(b)

Figura 8.14 Variación de energía absorbida por formación del tapón de cortadura ( $E_{SP}$ )

(a) Velocidad próxima al límite balístico en cada caso (b) Velocidad de impacto 300 m/s.

En la Figura 8.14 (b) se puede observar que la energía absorbida por la formación del tapón de cortadura es un mecanismo que puede ser significativo en velocidades de

impacto muy altas a partir de cierto espesor de laminado, en esta caso, para laminados de fibra de carbono se considera importante a partir de un espesor de 1.5 mm, siendo por debajo de este espesor un mecanismo despreciable, no obstante hay que tomar en cuenta también que para espesores de 0.5 y 1 mm, la velocidad de impacto considerada está muy por encima del límite balístico y efectivamente esto puede influenciar este comportamiento y las hipótesis consideradas.

## **8.4 PLACAS ESPACIADAS**

El estudio de las placas espaciadas se ha orientado a la comparación de los resultados obtenidos experimental, analítica y numéricamente en torno a velocidad residual y límite balístico y a la aplicación del modelo analítico a fin de determinar la energía absorbida por cada una de las pieles que conforman la estructura definida como placa espaciada, esto debido a que este tipo de información no es posible obtenerla directamente de los ensayos experimentales.

### **8.4.1 PLACAS ESPACIADAS DE VIDRIO/POLIÉSTER**

La relación entre velocidad de impacto y velocidad residual mostrada en la Figura 8.15 permite apreciar un buen ajuste entre los resultados obtenidos de forma experimental, analítica y numéricamente. Tal y como en otros casos los parámetros empleados para la comparación de estas técnicas han sido la velocidad residual y el límite balístico. Experimentalmente el valor del límite balístico de  $334 \pm 4$  m/s, con la aplicación del modelo analítico de García-Castillo et al. (2006) se obtuvo un valor de 336 m/s y con la implementación del modelo numérico se obtuvo un valor de 335 m/s. Estos resultados implican unas diferencias de alrededor de 1% entre el modelo analítico y el experimental y también de casi un 1% entre el numérico y el experimental. En cuanto a la velocidad residual, este parámetro también tiene muy buena correlación. Obsérvese que prácticamente los resultados experimentales se encuentran dentro del intervalo que conforman los resultados numéricos y los obtenidos analíticamente. A velocidades de

impacto más próximas las limite balístico el ajuste es mucho mejor, no obstante a altas velocidades, por ejemplo para un impacto a 760 m/s, los resultados experimentales de la velocidad residual fueron de 611 m/s, los resultados con la aplicación del modelo analítico fueron de 662 m/s y los obtenidos con el modelo numérico fueron de 533 m/s siendo las diferencias en torno al 8% con relación a los analíticos y de aproximadamente 14% con relación al modelo numérico. Se observa en términos generales que la aplicación del modelo analítico sobreestima el valor de velocidad residual, mientras que el modelo numérico aplicado subestima dicho valor.

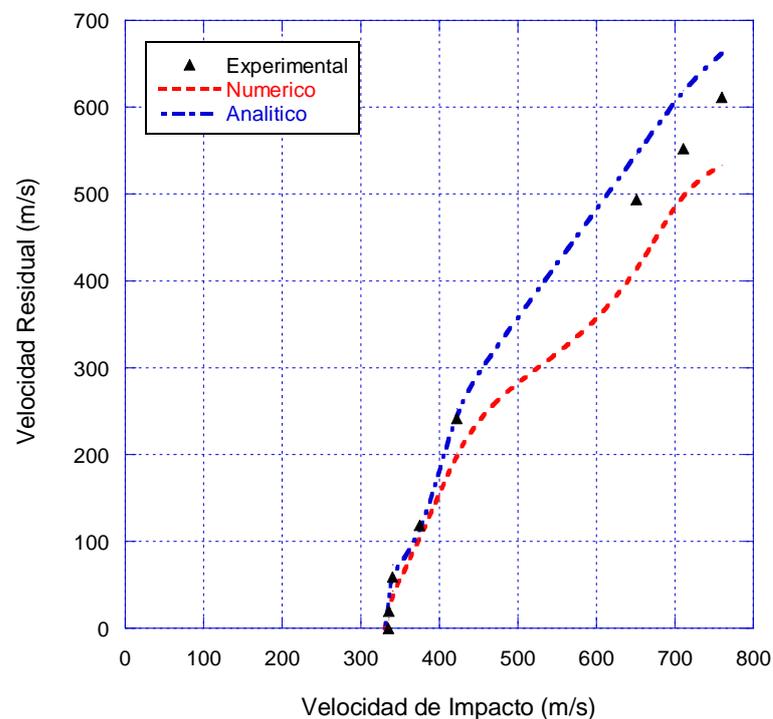
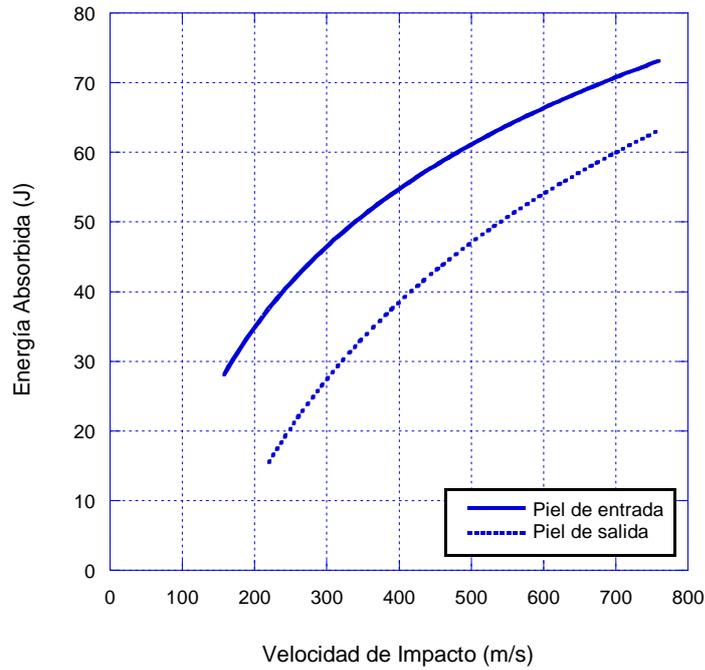


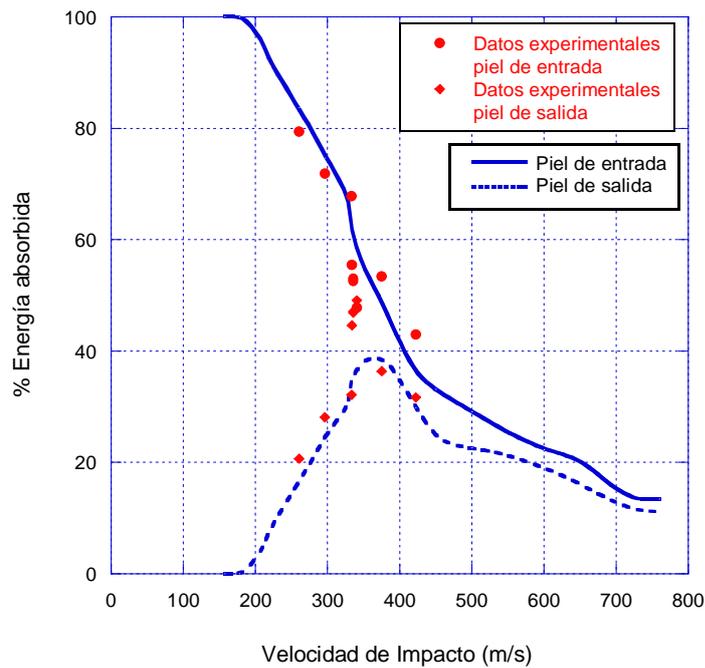
Figura 8.15 Relación numérica, experimental y analítica entre velocidad de impacto y velocidad residual para placas espaciadas de fibra de vidrio.

### Energía absorbida por las pieles de la estructura

La relación obtenida de energía absorbida por cada una de las pieles que conforman la estructura de placa espaciada, tanto en valores absolutos como en valores relativos en función de la velocidad de impacto se muestra a continuación en las siguientes figuras.



(a)



(b)

Figura 8.16 Velocidad de impacto vs. Energía absorbida en placas espaciadas de fibra de vidrio (a) Valores absolutos (b) Valores relativos.

En la Figura 8.16 (a) se hace evidente que la piel de entrada absorbe mayor cantidad de energía, en ese punto la velocidad de impacto es mayor y no hay mayor interacción que

la del proyectil con el laminado que conforma dicha piel de entrada. Al disminuir la velocidad por efecto de la perforación de la primera placa, el impacto sobre la segunda ocurre a menor velocidad y por tanto absorbe menos energía. A medida que la velocidad de impacto se incrementa, también aumenta la energía absorbida por cada una de las pieles. Es de hacer notar que las diferencias entre la piel de entrada y la piel de salida son mayores en velocidades próximas al límite balístico llegando a ser las diferencias de casi un 100% mientras que a velocidades de impacto muy altas alcanzan un 16%.

En el caso de la Figura 8.16 (b), donde se representa en términos porcentuales la absorción de energía de cada piel, se aprecia que a velocidades próximas al límite balístico las diferencias son más notables, en el rango de velocidades de impacto entre los 300 y 400 m/s se observa una disminución drástica del porcentaje de energía absorbida tanto en la piel de entrada como en la piel de salida, a partir de allí la tendencia cambia y estas diferencias tienden a ser más discretas conforme se incrementa la velocidad de impacto, teniendo un comportamiento más o menos constante conforme la energía de impacto aumenta a partir de 700 m/s. Para una velocidad de impacto de 754 m/s las diferencias son de un 20% entre la energía absorbida por la piel de impacto y la piel de salida, mientras que a velocidades en torno al límite balístico, por ejemplo de 338 m/s las diferencias son de más de un 70%. Los puntos en la grafica que se encuentran dispersos corresponden a datos obtenidos experimentalmente, dada la limitación de la cámara, a altas velocidades no fue posible medir la velocidad entre las dos placas por lo que solo se presentan aquellos puntos en el intervalo de velocidades de impacto más bajas, pero que demuestran la validez del modelo para diferenciar la energía absorbida en cada piel de la estructura.

#### **8.4.2 PLACAS ESPACIADAS DE CARBONO/EPOXI**

La comparación entre los resultados experimentales, analíticos y numéricos de los parámetros empleados para la validación, se muestran en la Figura 8.17, los cuales se refieren a la velocidad residual y al límite balístico en placas espaciadas de fibra de carbono a las cuales les fue aplicado el modelo analítico propuesto en esta tesis tal y

como se explico en el capítulo seis. Experimentalmente el límite balístico se estableció en  $146 \pm 2$  m/s, analíticamente se obtuvo un valor de 152 m/s y con la implementación del modelo numérico se obtuvo un valor de 143 m/s. Estos resultados implican unas diferencias de alrededor de 4% entre el modelo analítico y el experimental y de un 2% entre el numérico y el experimental. En cuanto a la velocidad residual, este parámetro también tiene muy buena correlación. Se observa mejor ajuste entre los resultados numéricos y experimentales que entre los resultados analíticos y experimentales, sin embargo las diferencias siguen siendo relativamente bajas, lo que indica una buena aplicación de estas herramientas de análisis. Por ejemplo para una velocidad de impacto de 619 m/s, los resultados experimentales de la velocidad residual fueron de 543 m/s, los analíticos fueron de 598 m/s y los numéricos alcanzaron un valor de 499 m/s siendo las diferencias en torno al 10 % con relación a los analíticos y de aproximadamente 9 % con relación al modelo numérico. Al igual que en el caso de los materiales de fibra de vidrio, los datos experimentales están entre los numéricos y los analíticos.

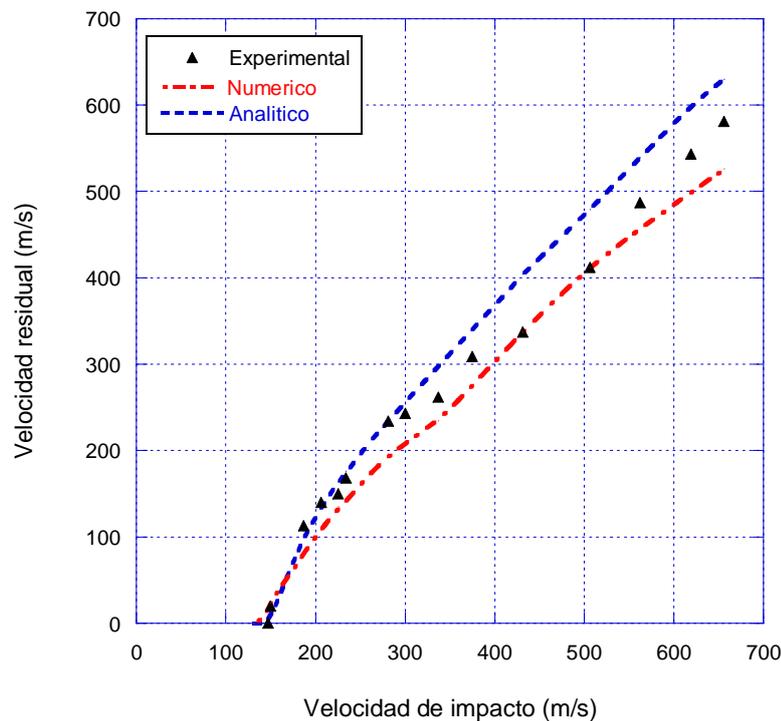


Figura 8.17 Relación numérica, experimental y analítica entre velocidad de impacto y velocidad residual para placas espaciadas de fibra de carbono.

### Energía absorbida por las pieles de la estructura

La grafica de la Figura 8.18 muestra la energía absorbida por cada una de las pieles de la estructura de placas espaciadas de fibra de carbono.

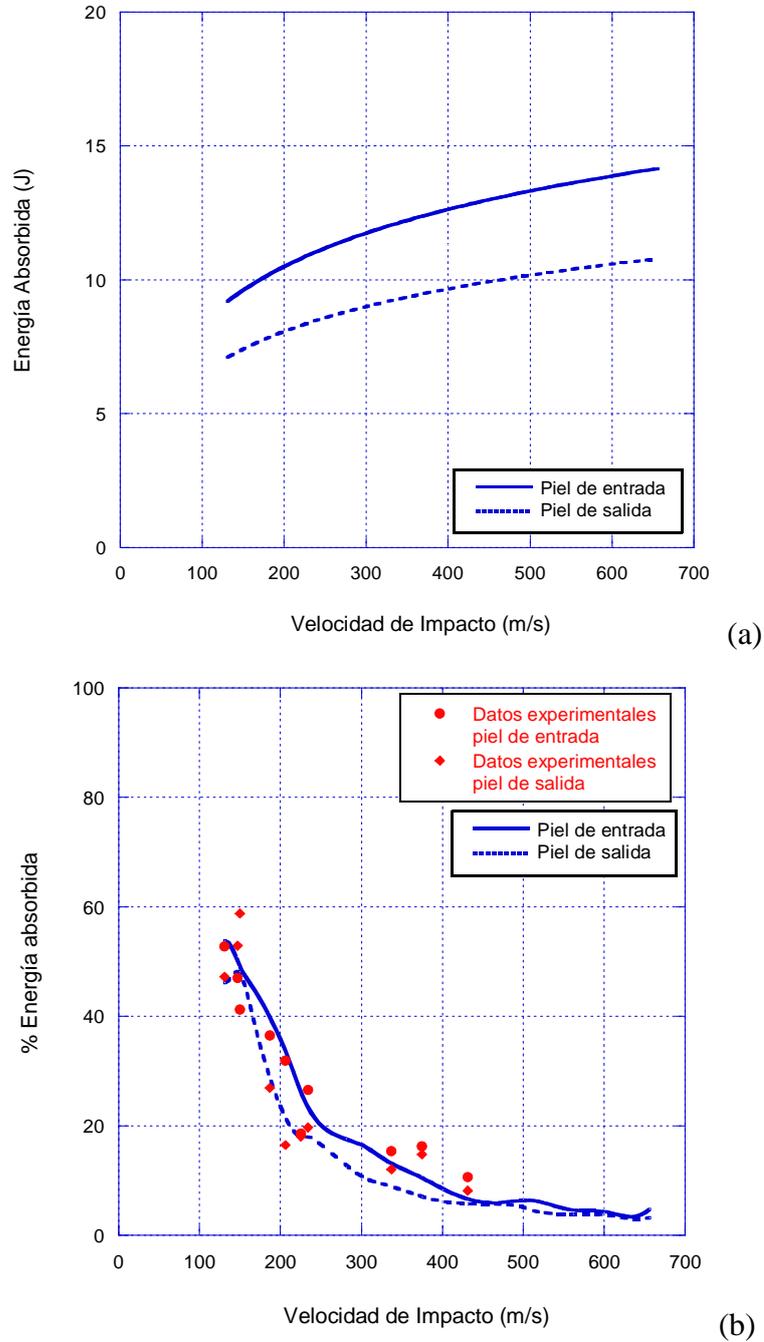


Figura 8.18 Velocidad de impacto vs. Energía absorbida en placas espaciadas de fibra de carbono (a) Valores absolutos (b) Valores relativos.

En el caso de la Figura 8.18 (a) se observa que la piel de entrada de la estructura absorbe siempre la mayor energía de impacto independientemente de la velocidad del proyectil y conforme se incrementa dicha velocidad, la energía absorbida es siempre mayor. En este caso las diferencias entre la energía absorbida por la piel de entrada y la energía absorbida por la piel de salida es mayor a velocidades muy altas llegando a ser dichas diferencias de hasta un 40% mientras que en el entorno al límite balístico las diferencias llegan a ser de un casi un 30%.

La Figura 8.18 (b) muestra en términos porcentuales la absorción de energía en cada una de las pieles de las placas espaciadas, se observa que existe una variación de la proporción de energía absorbida por cada una de ellas, en todo caso siempre absorbe mayor energía la piel de entrada, sin embargo a partir de un intervalo de velocidades entre los 500 y 650 m/s el porcentaje de energía absorbida tiende a permanecer aproximadamente constante con la velocidad de impacto, tanto en la piel de entrada como en la piel de salida.

Al igual que en el caso de las estructuras de placas espaciadas de fibra de vidrio, en la Figura 8.18 (b) se presentan algunos puntos dispersos correspondientes a datos obtenidos experimentalmente a partir del valor de velocidad que fue posible medir en algunos casos entre las pieles de las placas espaciadas, lo cual demuestra una buena aproximación del modelo con relación a los datos obtenidos experimentalmente.

## **8.5 ESTRUCTURAS SÁNDWICH**

La modelización numérica de los ensayos experimentales permite explorar la sensibilidad de diversas variables geométricas y propiedades del material que influyen en el comportamiento de las estructuras de material compuesto. Además, ante la posibilidad de realizar ensayos a distintas velocidades de impacto, la simulación numérica puede generar información que directamente de los ensayos experimentales es imposible obtener. En esta sección se ha estudiado numéricamente la estructura sándwich tanto de vidrio/poliéster/pvc como la de carbono/epoxi/panel de aluminio.

### 8.5.1 SÁNDWICH DE FIBRA DE VIDRIO/POLIÉSTER/PVC

En este apartado se han analizado los perfiles de velocidad que se han obtenido mediante la modelización numérica del proceso de impacto en estructuras sándwich de fibra de vidrio y además a partir de este modelo se presenta un estudio paramétrico que permite establecer las variaciones del límite balístico en función de la variación del espesor de las pieles que conforman la estructura.

#### Perfil de velocidad

El perfil de velocidad del proyectil durante el proceso de impacto es una información que solo puede ser obtenida mediante herramientas numéricas. En el caso de estructuras sándwich, se observan variaciones importantes en el perfil de velocidad que están asociadas a la forma de la arquitectura de este tipo de estructura. Por ejemplo en la Figura 8.19 se presenta el perfil de velocidad para tres velocidades de impacto diferentes de 500, 600 y 700 m/s.

En los tres perfiles se aprecian claramente tres zonas características, este tipo de representaciones han sido observadas en el trabajo de Santiuste et al. (2010) y en el de Ivañez et al. (2011), de estas zonas se puede distinguir en la primera una variación en la pendiente de reducción de velocidad que ocurre entre los 0 y los 25 $\mu$ s, este cambio se debe al impacto del proyectil con la piel frontal de la estructura, a continuación se observa una zona en la que velocidad tiene una suave reducción, esto ocurre entre los 10 y los 102  $\mu$ s aproximadamente para un impacto de 500 m/s, o entre los 10 y 88  $\mu$ s para un impacto de 600 m/s, o en el caso más rápido entre un intervalo entre los 10 y los 60  $\mu$ s. Seguidamente se presenta de nuevo una zona de fuerte disminución de velocidad, la cual evidencia el paso del proyectil por la piel de salida de la estructura. Esta información es importante porque permite determinar la energía que absorbe cada componente de la estructura en un momento del proceso de impacto y resulta de mucho interés poder obtenerla mediante métodos numéricos dado que experimentalmente no es posible conocer este comportamiento.

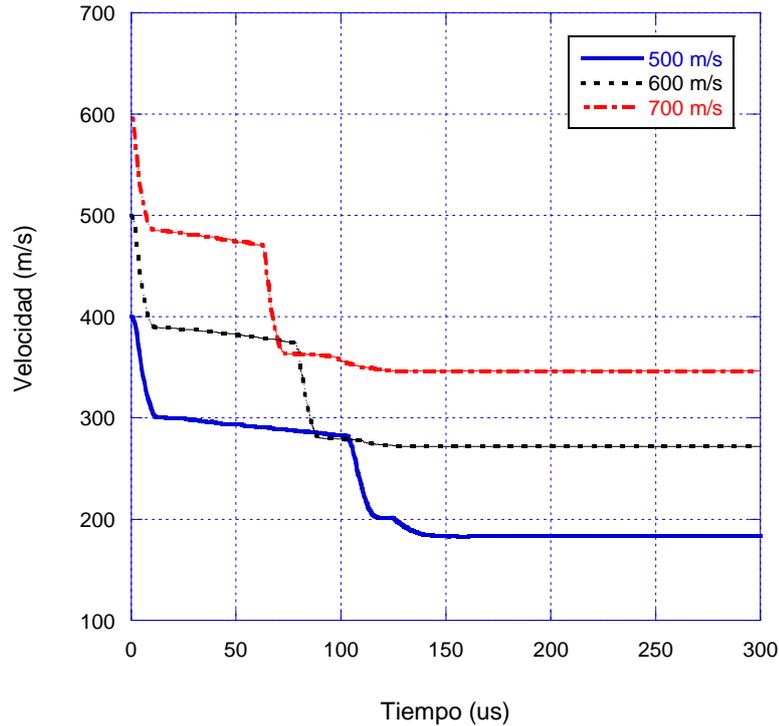


Figura 8.19 Perfil de velocidad en una estructura sándwich de vidrio/poliéster/PVC.

### Estudio paramétrico del espesor de las pieles

En este análisis se ha considerado como variable de estudio el espesor de las pieles de las estructuras sándwich en impactos de alta velocidad, manteniéndose la geometría de la probeta y las condiciones básicas del ensayo, de esta forma se ha introducido la influencia del espesor de las pieles en los resultados de los ensayos. Debido a las limitaciones en la consideración de las pieles como elementos de placa se seleccionaron espesores por debajo del valor considerado para la validación del modelo, es decir por debajo de 3 mm en cada una de las pieles, esto garantiza que los resultados pueden ser aceptados como válidos.

La grafica de la Figura 8.20 muestra los resultados obtenidos para velocidad residual en función de la velocidad de impacto para cuatro espesores de pieles en la estructura que a 3, 2, 1 y 0.5 mm. Se observa que a medida que el espesor aumenta la velocidad mínima que es capaz de perforar la estructura se incrementa.

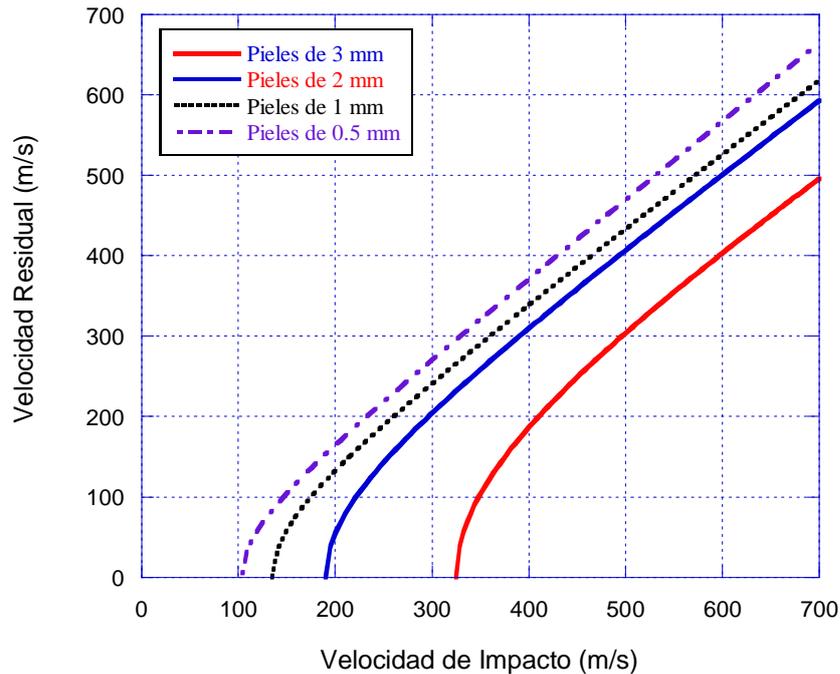


Figura 8.20 Relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual en estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

La Figura 8.21 muestra los resultados obtenidos del límite balístico en función del espesor de las pieles. Se observa que en la medida en que se incrementa el espesor de las pieles en la estructura sándwich de vidrio/poliéster/PVC, el límite balístico tiende a incrementarse. Dicho incremento sigue una tendencia aproximadamente lineal, pero a partir de 2 mm de espesor se observa una variación en la curva donde se aprecia un cambio en la pendiente de la misma. Este fenómeno también fue observado en el estudio analítico realizado a laminados de fibra de vidrio y el cambio en la tendencia ocurre igualmente a partir de un espesor de 2 mm (Ver Figura 8.6).

La gráfica mostrada en la Figura 8.22 muestra un perfil de velocidades para un impacto realizado a 700 m/s pero variando el espesor de las pieles del sándwich. A medida que se incrementa el espesor de las pieles la caída de velocidad en cada una de ellas es más suave y el tiempo en el que ocurre esta variación de la velocidad es más corto.

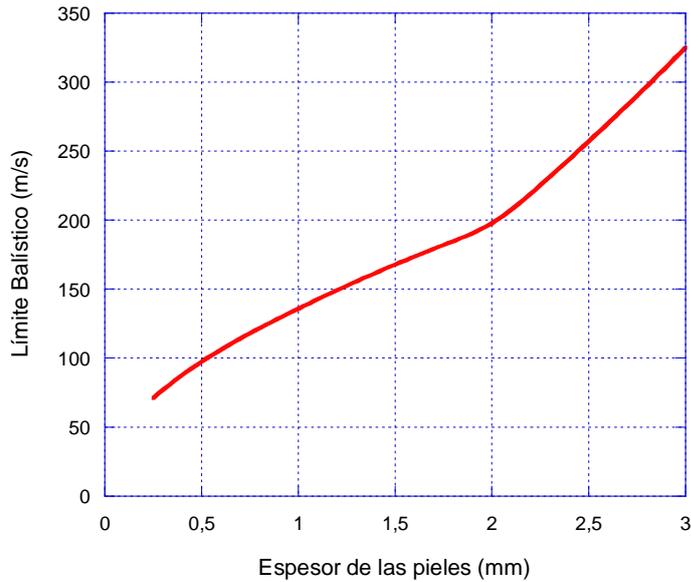


Figura 8.21 Velocidad de límite balístico para diferentes espesores de pieles en estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC.

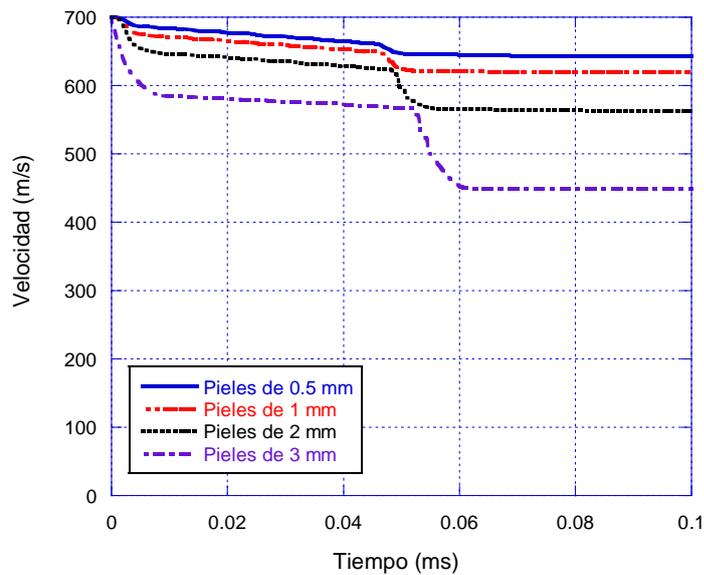
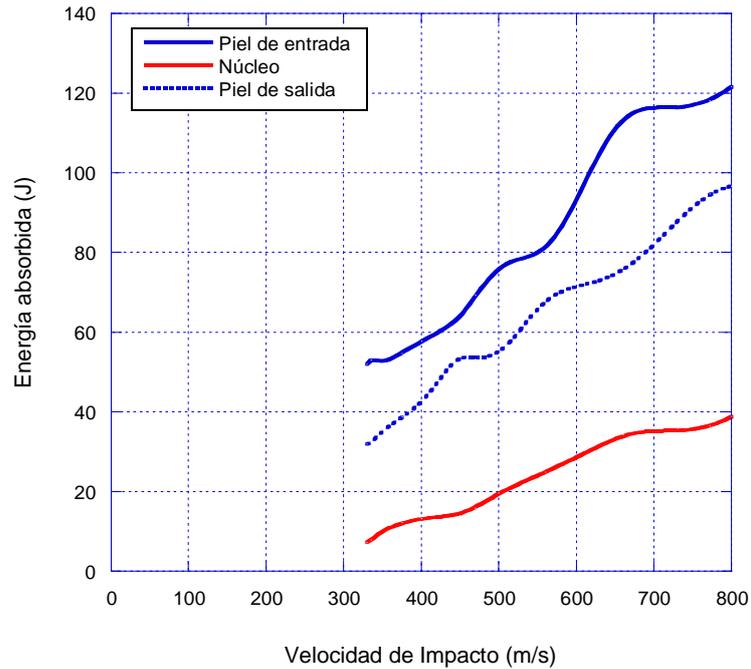


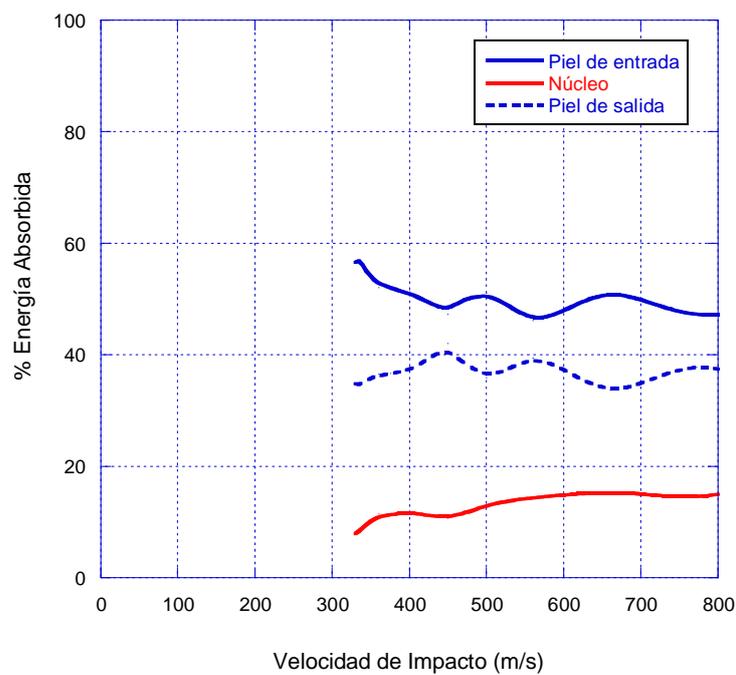
Figura 8.22 Perfil de velocidad en función del espesor de la piel de la estructura.

### Energía absorbida por la estructura sándwich

La grafica mostrada en la Figura 8.23 muestra la energía absorbida por cada elemento de la estructura sándwich según la variación de la velocidad de impacto.



(a)



(b)

Figura 8.23 Energía absorbida vs velocidad de impacto en cada elemento de la estructura sándwich de vidrio/epoxi/PVC (a) Valores absolutos (b) Valores relativos.

En la Figura 8.23 (a) se aprecia como la piel de entrada absorbe mayor energía que la piel de salida del proyectil, y a su vez, ambas pieles más que el núcleo. En la Figura 8.23 (b) se muestran los valores relativos en términos porcentuales de la energía, se observa que independientemente de la velocidad de impacto, el núcleo dentro del rango

de velocidades estudiadas, absorbe más o menos la misma cantidad de energía y a su vez dicha cantidad esta siempre por debajo del 20%. En el caso de las pieles, ambas absorben cierta cantidad de la energía de impacto, pero es evidente que la piel de entrada del proyectil absorbe más energía.

Se puede ver en la Figura 8.23 (b) que en las proximidades al límite balístico inicialmente la piel de entrada absorbe un 56,5 % de la energía, en esa misma velocidad el núcleo absorbe un 7.9% y la piel de salida un 34.7% de la energía de impacto. A medida que la velocidad de impacto se incrementa estos valores no tienen fuertes variaciones, sin embargo es cierto que la piel de impacto absorbe una proporción menor de energía mientras que el núcleo y la piel de salida tienden a un ligero incremento, por ejemplo a una velocidad de impacto de 560 m/s, absorbe 47.1% la piel de entrada, 15.03% el núcleo y 37.4 la piel de salida.

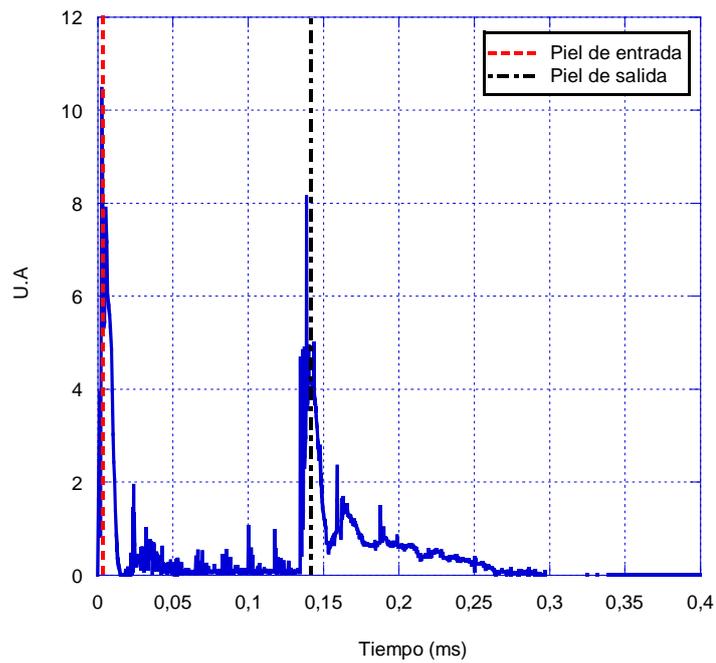
### **Fuerza de Contacto**

Una variable importante que puede ser estudiada mediante métodos numéricos es la fuerza de contacto, ya que es un parámetro que no puede ser estimado directamente de los ensayos experimentales dadas las limitaciones del equipo disponible, por eso este modelo permite profundizar en el proceso de perforación.

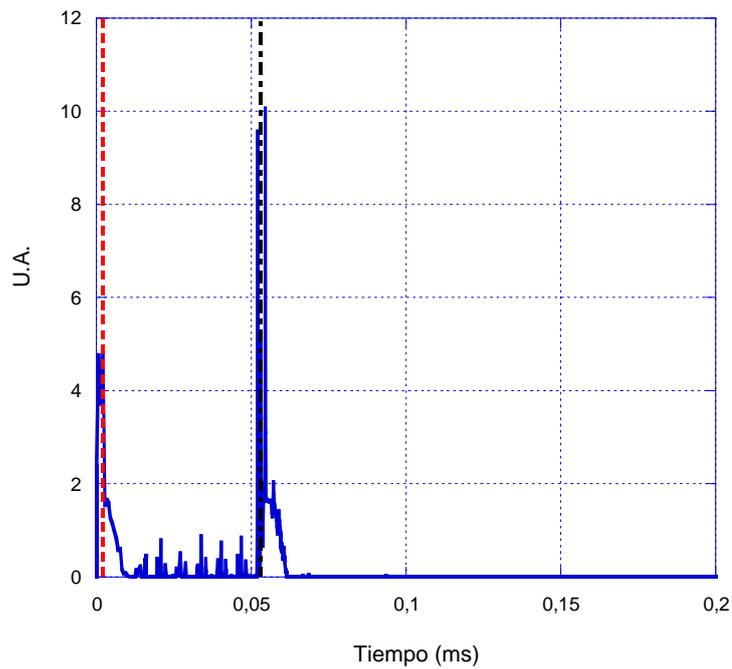
Se ha definido una relación adimensional para la fuerza de contacto para diferentes velocidades de impacto. Esta relación representa en cierto modo el cociente entre la energía cinética que tiene el proyectil y el trabajo realizado por el mismo durante el proceso de perforación.

$$U.A = \frac{2 \cdot F \cdot e}{m_p \cdot V_p^2} \quad (8.1)$$

En la Figura 8.24 se muestra esta relación para estructuras sándwich con pieles de 3 mm de espesor sometidas a impactos de 335 y 700 m/s.



(a)



(b)

Figura 8.24 Comparación de un registro fuerza frente a tiempo para pieles de 3 mm sandwich PVC. (a) Velocidad de impacto: 335 m/s, (b) Velocidad de impacto: 700 m/s.

Considerando los datos obtenidos de las graficas de fuerza de contacto frente al tiempo

(Figura 8.24), se puede establecer que existen dos picos máximos en las curvas que coinciden con el desplazamiento del proyectil a través de la piel de entrada y la piel de salida respectivamente. En las estructuras sándwich este tipo de información permite obtener graficas como la que se muestra a continuación en la Figura 8.25, en donde se aprecia para diferentes velocidades de impacto, la variación de la fuerza máxima en cada una de las pieles, a partir de la velocidad a la cual ocurre la perforación total de la estructura.

Para la piel de impacto, como se muestra en la Figura 8.25 (a) se aprecia en la fuerza inicialmente un incremento en velocidades próximas al límite balístico, sufriendo posteriormente una reducción de la fuerza máxima. En términos generales conforme se incrementa el espesor, las fuerzas de contacto son mayores y a medida que aumenta la velocidad de impacto dicha fuerza tiende a disminuir.

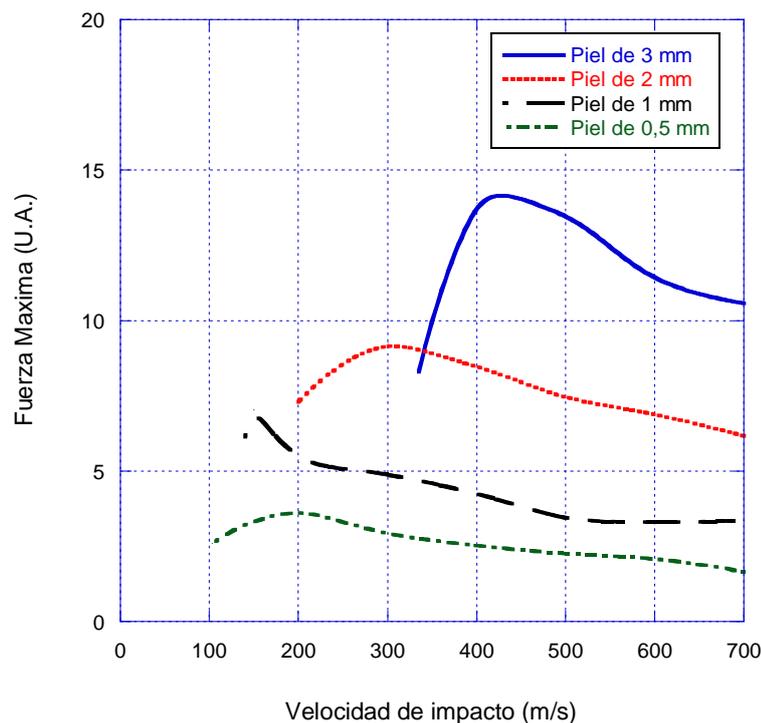


Figura 8.25 (a) Fuerza máxima y velocidad de impacto para estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC. (Piel de entrada).

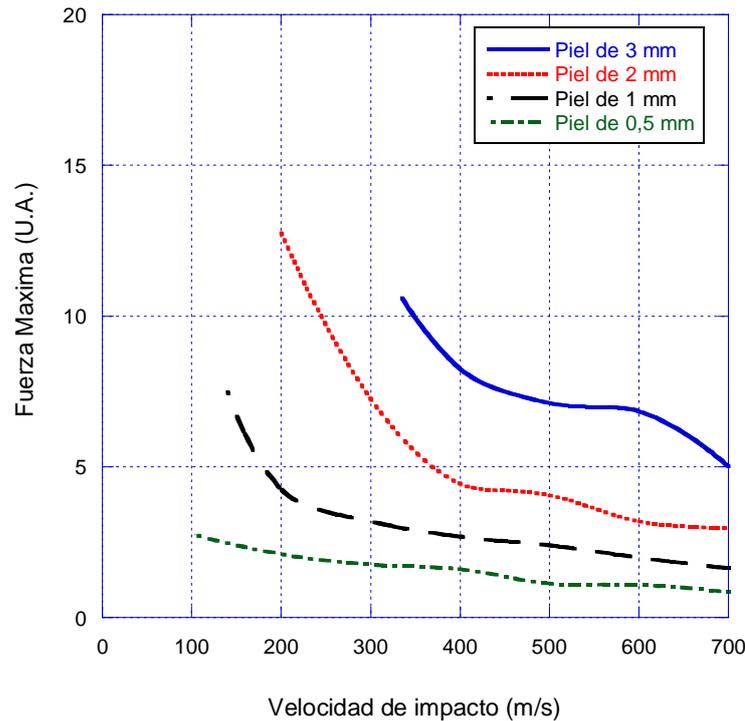


Figura 8.25 (b) Fuerza máxima y velocidad de impacto para estructuras sándwich de fibra de vidrio y núcleo de PVC. (Piel de salida).

En la sección de la piel de salida del proyectil (Figura 8.25 (b)) el comportamiento es diferente, se observa directamente que la fuerza de contacto disminuye conforme se reduce el espesor y se incrementa la velocidad de impacto.

Considerando un caso de estudio como el presentado en la Figura 8.26, para una misma velocidad de impacto, en este caso 700 m/s, se observa como varía la fuerza de contacto según el espesor de las pieles de la estructura, se obtiene una grafica como la que se muestra a continuación en la Figura 8.26. Para impactos a velocidad mayores que el límite balístico la fuerza de contacto es mayor en la piel de salida que en la piel de entrada del proyectil, este comportamiento se ha presentado en todos los espesores que se han estudiado, siendo la fuerza de contacto mayor conforme aumenta el espesor. No obstante las diferencias son más notables a espesores mayores.

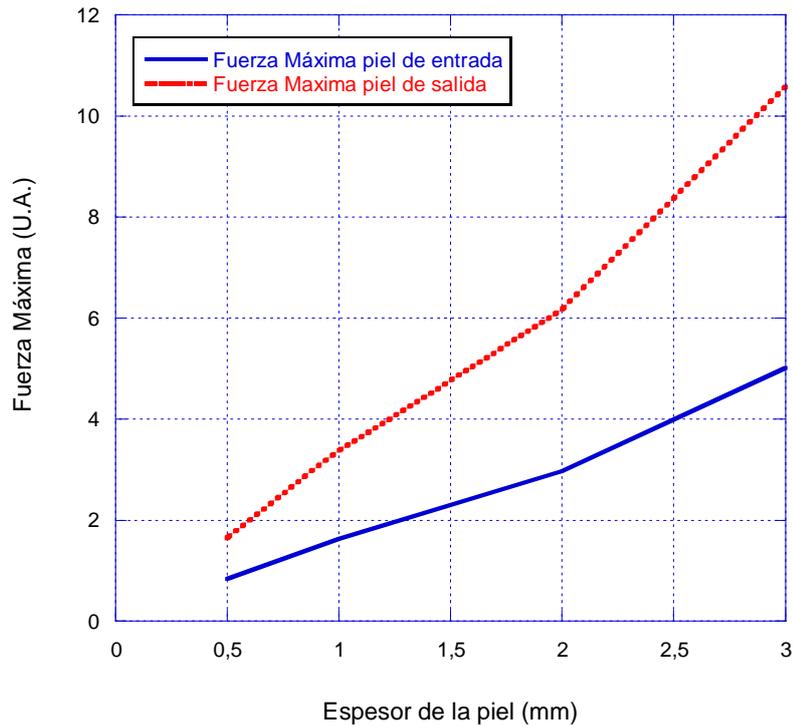


Figura 8.26 Variación de la fuerza de contacto en función del espesor de las pieles para una estructura sándwich a un impacto de 700 m/s.

## 8.5.2 SÁNDWICH DE FIBRA DE CARBONO/EPOXI/PANAL DE ABEJA

En esta sección se presenta el estudio realizado sobre estructuras sándwich en el cual se incluye el perfil de velocidad, el estudio paramétrico de las pieles del sándwich y el análisis de las fuerzas de contacto, todo esto obtenido mediante el modelo numérico aplicado a dichas estructuras.

### Perfil de velocidad

Tal y como se explico previamente la variación de la velocidad del proyectil es particular en cada proceso de impacto y en el caso de estructuras sándwich el comportamiento es característico, dado que pueden observarse claramente las etapas en donde el proyectil atraviesa cada una de las pieles y el núcleo. En la Figura 8.27 se

presenta la curva correspondiente al perfil de variación de velocidad de un impacto realizado sobre una estructura sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja de aluminio a una velocidad de 287 m/s. Se muestran los resultados obtenidos de la modelización numérica planteada en esta tesis y los obtenidos mediante la aplicación de un modelo de fallo y un mallado en 3D en el trabajo de Santiuste et al. (2010).

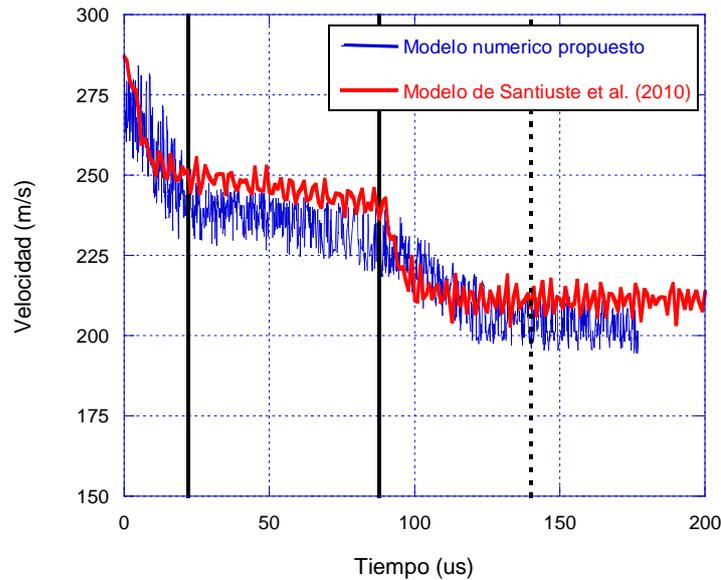


Figura 8.27 Perfil de velocidad de un impacto realizado a 287 m/s.

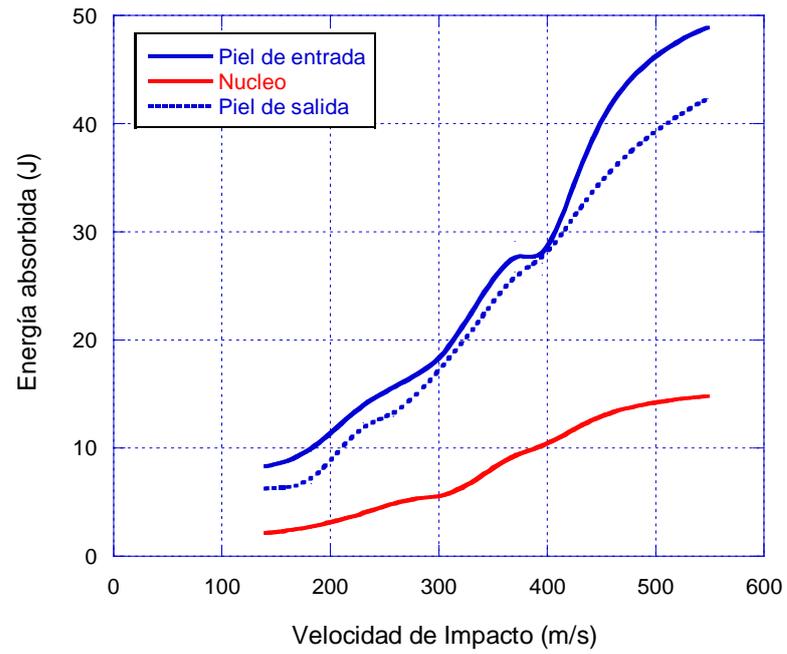
En la Figura 8.27 se observa que de 0 a 25  $\mu\text{s}$ , corresponde a la primera región, la piel de entrada causa una disminución importante de la velocidad, esto corresponde al inicio del proceso de impacto, cuando el proyectil alcanza una velocidad de  $\approx 250$  m/s inicia el desplazamiento dentro de la estructura de panal de abeja de aluminio, en este momento se inicia la segunda etapa del proceso de perforación, en donde se puede apreciar una velocidad más o menos constante, según Santiuste et al. (2010) en esta sección la velocidad permanece en 240 m/s, con el modelo empleado en esta tesis, en esta sección la velocidad es de  $\approx 235$  m/s, esto implica una diferencia de un casi un 3% entre los resultados de ambos modelos, finalmente en un tiempo entre los 90-140  $\mu\text{s}$  se presenta una pérdida de velocidad bastante significativa, esta es la tercera etapa del proceso y corresponde al paso del proyectil por la piel posterior, donde finalmente se obtiene la velocidad residual, en este caso con un valor de 210 m/s según reporta el trabajo de Santiuste et al. (2010) y de 212 m/s según los resultados obtenidos del modelo aplicado.

### **Energía absorbida por la estructura sándwich de fibra de carbono**

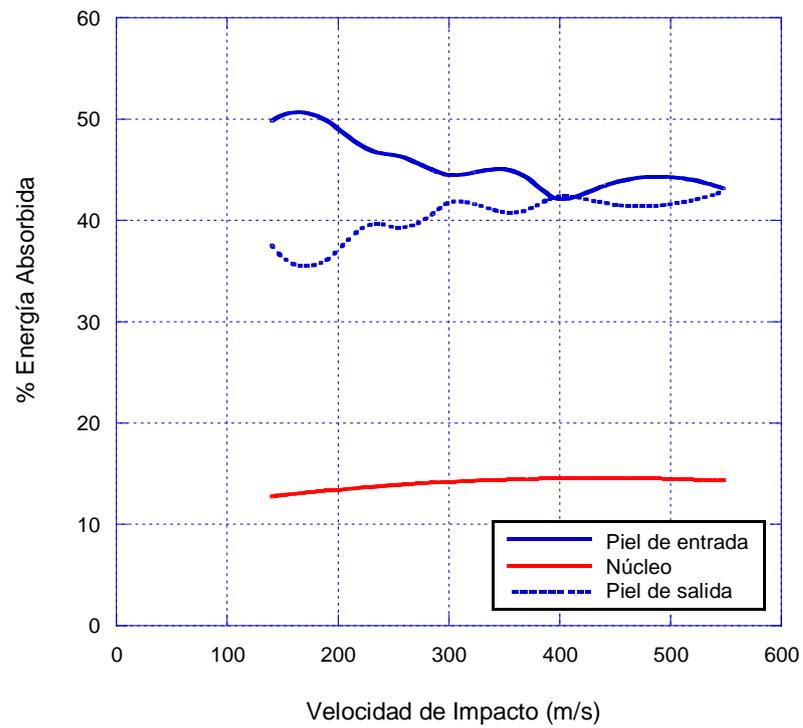
Con los valores obtenidos del análisis de los perfiles de velocidad en cada proceso de impacto fue posible determinar la energía absorbida por cada uno de los elementos que conforman el sándwich, es decir, la energía absorbida por la piel de entrada (impacto), por el núcleo y por la piel de salida de manera tal de poder presentar una grafica como se muestra en la Figura 8.28.

Se observa que las pieles de la estructura sándwich son las responsables de absorber la principal cantidad de energía en el proceso de impacto Figura 8.28 (a), mientras que el núcleo absorbe un hasta 15 J a una velocidad de impacto de 548 m/s. Se observa que independientemente de la velocidad de impacto, el núcleo absorbe más o menos la misma cantidad de energía mientras que en las pieles no sucede de esta manera. La piel de entrada del proyectil o piel de impacto absorbe más energía que la piel de salida y en función de la velocidad de impacto en términos porcentuales hay variaciones significativas a velocidades próximas al límite balístico y a muy altas velocidades de impacto.

En términos porcentuales, como se muestra en la Figura 8.28 (b) se observan mayores diferencias entre la energía absorbida por la piel de impacto y la piel de salida en el límite balístico, llegando a ser dichas diferencias de un casi 33% mientras que a mas altas velocidades las diferencias no sobrepasan un 1%, esto se muestra por ejemplo a una velocidad de impacto de 147 m/s en donde la piel de entrada absorbe el 49.8% de la energía de impacto, el núcleo absorbe un 12.6 % y la piel de salida un 37.5% de la energía. Las variaciones en el núcleo analizando la energía absorbida entre las velocidades más extremas llegan a ser de un 10%.



(a)



(b)

Figura 8.28 Energía absorbida vs velocidad de impacto en cada elemento de la estructura sándwich de carbono/epoxi/panel de abeja (a) Valores absolutos (b) Valores relativos.

### Estudio paramétrico del espesor de las pieles

La grafica mostrada en la Figura 8.29 muestra la variación de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto, para estructuras sándwich en las que se ha variado el espesor de las pieles.

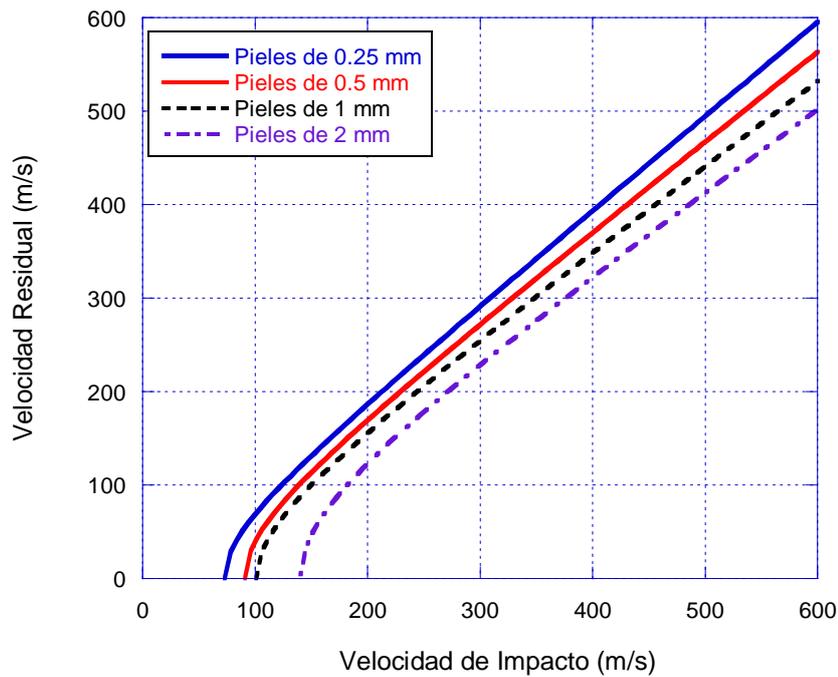


Figura 8.29 Relación entre la velocidad de impacto y la velocidad residual para pieles de diferentes espesores.

La figura permite observar como varia también el límite balístico según el espesor de las pieles de la estructura sándwich, esto permite obtener graficas como la mostrada en la Figura 8.30, en la cual se puede apreciar que para espesores entre 0.25 y 1 mm la relación del límite balístico no es lineal, sin embargo a partir de 1 mm se observa una tendencia de incremento lineal del límite balístico conforme se incrementa el espesor del laminado lo que refleja que existen dos tendencias en el comportamiento de este parámetro.

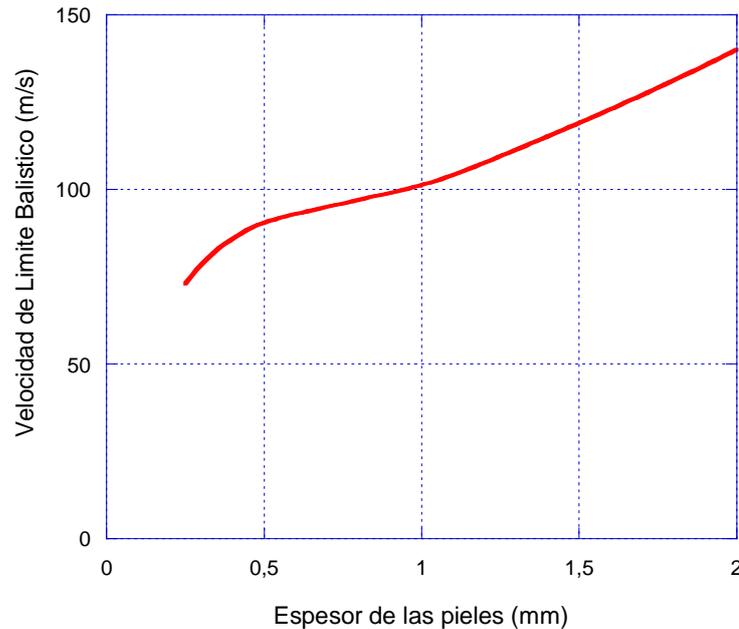


Figura 8.30 Variación del límite balístico en función del espesor de las pieles de las estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de panal de abeja.

### Fuerza de Contacto

Al igual que en el caso de la fuerza de contacto en sándwich de vidrio, se presenta a continuación un estudio similar en estructuras sándwich de fibra de carbono. De la misma forma la fuerza máxima fue adimensionalizada utilizando la ecuación (8.1). En este caso se muestra en la Figura 8.31 la relación adimensional de la fuerza máxima para estructuras sándwich con pieles de 2 mm de espesor sometidas a impactos de 141 y 600 m/s.

Haciendo una comparación general de la Figura 8.24 y la 8.31, se observa que la relación de fuerza máxima de contacto en función del tiempo en estructuras sándwich con pieles de fibra de vidrio/poliéster presenta menor cantidad de picos, es decir, se presenta como una curva con menos ruido, esto se debe a la interacción que tiene el proyectil cuando atraviesa virtualmente el núcleo de cada estructura, espuma de PVC y panal de abeja de aluminio en cada caso.

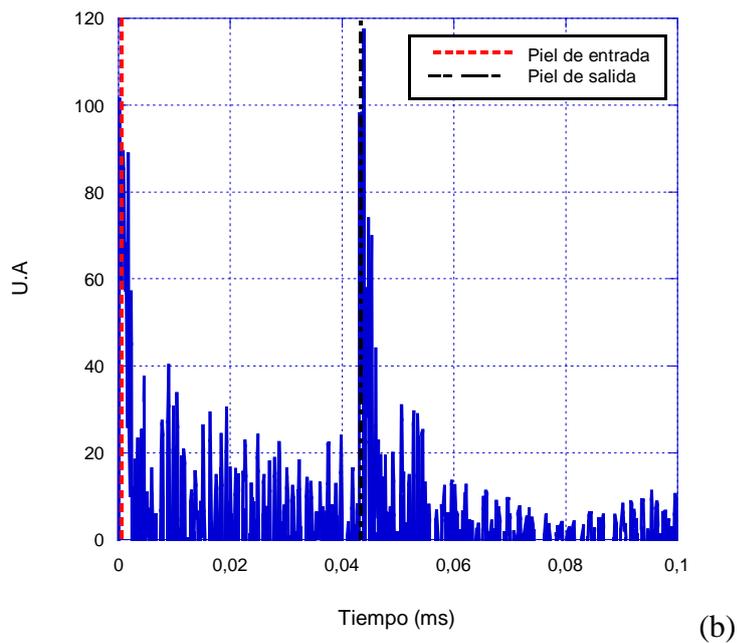
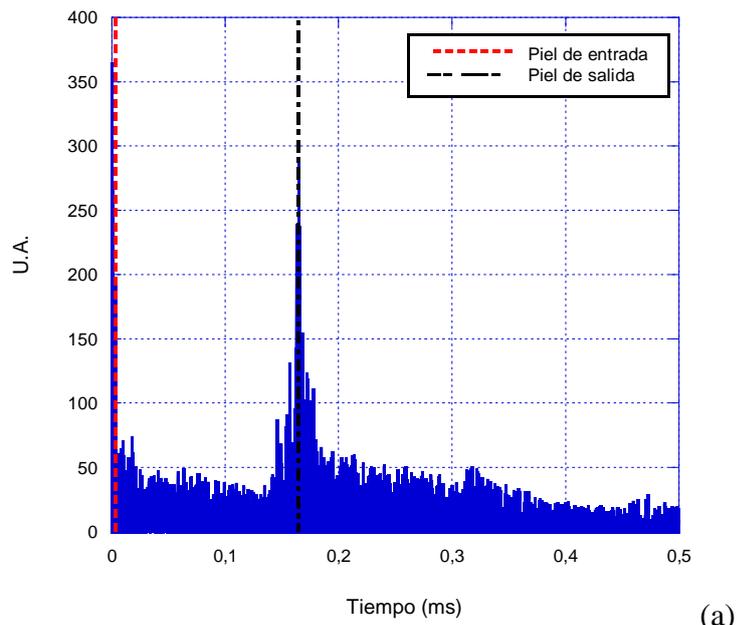
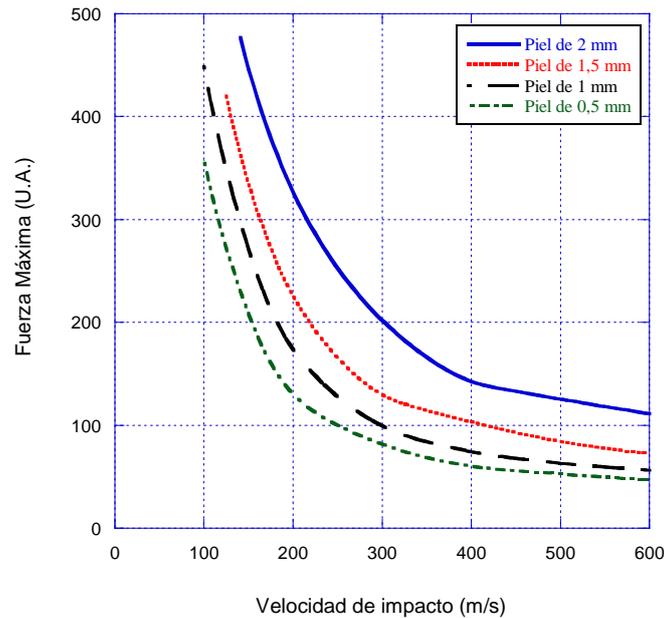


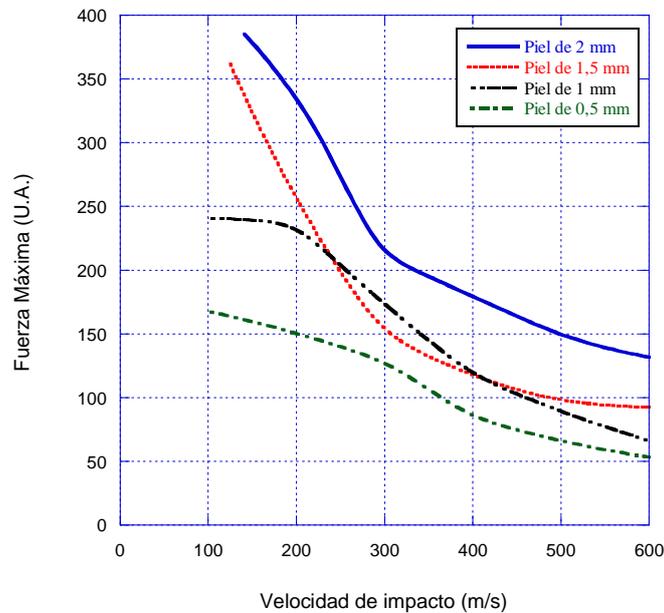
Figura 8.31 Comparación de un registro fuerza frente a tiempo para pieles de 2 mm (a) Velocidad de impacto: 141 m/s, (b) Velocidad de impacto: 600 m/s.

Una vez obtenidos los valores de fuerza máxima para cada espesor de piel considerado, se realizó el estudio correspondiente a evaluar la fuerza máxima a diferentes velocidades de impacto según el espesor correspondiente y para la piel de entrada como para la piel de salida del proyectil.

La Figura 8.32 resume los resultados obtenidos de este estudio, donde cada curva representada tiene como punto de inicio el correspondiente a la velocidad mínima con la que la estructura ha sido perforada. Se observa que a medida que se incrementa el espesor de las pieles, la fuerza máxima es mayor, tanto en la piel de entrada como en la piel de salida. A medida que aumenta la velocidad de impacto ocurre una disminución importante de la fuerza máxima, siendo las diferencias menores a más alta velocidad.



(a)



(b)

Figura 8.32 Fuerza máxima y velocidad de impacto para estructuras sándwich de fibra carbono y núcleo de panel de abeja de aluminio: (a) Piel de entrada, (b) Piel de salida.

A continuación se presenta un ejemplo de la variación de la fuerza máxima de contacto en función de espesor para un impacto a 600 m/s sobre un sándwich de fibra de carbono. En esta grafica se observa que la fuerza máxima es mayor en la piel de salida que en la piel de entrada, y esto se cumple para todos los espesores estudiados, las diferencias relativas entre estos valores de fuerza se encuentran en un 25% para los espesores de 0.5 mm y para un espesor de 2mm alcanza casi un 18%. En relación al ejemplo mostrado para el sándwich de fibra de vidrio (Figura 8.26) se puede apreciar que existen mayores diferencias en ese caso, que en el mostrado en fibra de carbono.

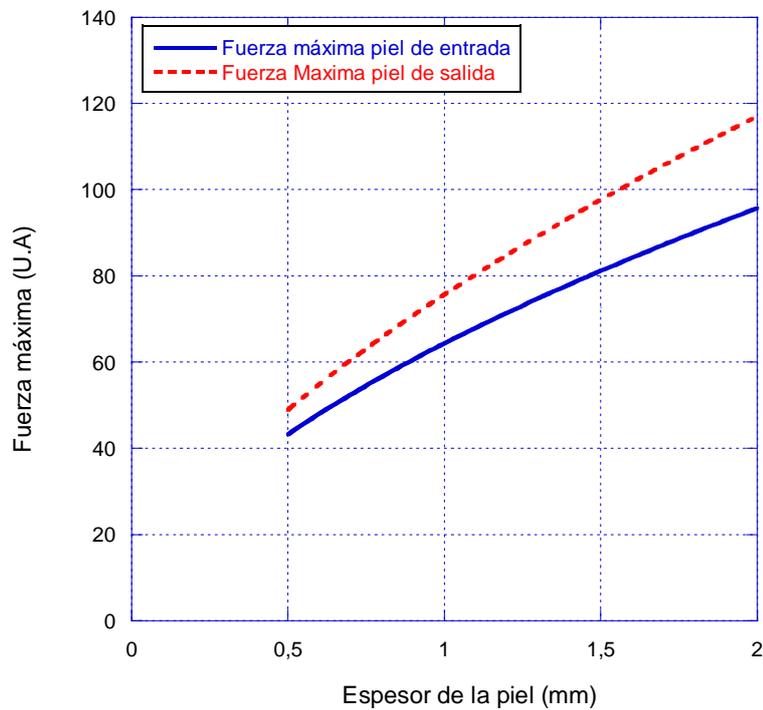


Figura 8.26 Variación de la fuerza de contacto en función del espesor de las pieles para una estructura sándwich a un impacto de 600 m/s.

# **CAPÍTULO IX**

## **9. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS**

### **9.1. RESUMEN Y CONCLUSIONES**

En esta tesis se han realizado un estudio experimental sobre diferentes configuraciones de estructuras de material compuesto mediante ensayos de impacto de baja y alta velocidad los cuales han proporcionado información relevante tanto de la respuesta estructural de dichos elementos así como valores útiles en la validación de las propuestas analíticas y numéricas.

Como parte del estudio experimental, se ha analizado y comparado la aplicabilidad de varias técnicas de inspección no destructivas para el estudio de daño por impacto en laminados monolíticos y estructuras sándwich. Para materiales traslucidos como los de fibra de vidrio, se ha observado que la inspección visual proporciona información precisa, resultando una técnica práctica y económica de aplicar. Para el caso de estructuras monolíticas de fibra de carbono, como laminados de 2 y 6 mm de espesor, y como las placas espaciadas, se considero la técnica de ultrasonido C scan con

acoplamiento de agua como la más idónea para la inspección ya que la inmersión de la probeta es directa, no requiere de preparación preliminar de la misma y el sistema puede llegar a ser tan práctico que permite la evaluación de un componente en muy poco tiempo. En el caso de las estructuras sándwich de fibra de carbono/panal de abeja de aluminio, se considero de mejor calidad y mayor fiabilidad las imágenes obtenidas mediante la técnica de inspección con acoplamiento agua, aun cuando es necesario sumergir en la cuba una estructura tan compleja y que el proceso de preparación de la probeta puede no garantizar la estanqueidad de la pieza, el sistema de transmisión presenta una proyección del daño que no es real, además que el método no permite evaluar por separado cada una de las pieles afectadas por el impacto cuando se presenta perforación total, sino que evalúa en un solo proceso toda la estructura en conjunto.

Como resultado de los trabajos experimentales se ha analizado la influencia del núcleo en el límite balístico en estructuras de fibra de vidrio y fibra de carbono, mediante el análisis de estructuras semejantes con la misma densidad areal, un laminado monolítico de espesor igual a la suma de las dos pieles del sándwich y una estructura multicapa (llamada placa espaciada). No se ha observado una influencia significativa del núcleo, tanto de espuma polimérica como de nido de abeja, en el límite balístico. Para los laminados de 6 mm, placas espaciadas y estructuras sándwich con pieles de 3 mm las diferencias fueron del 3,5% entre las estructuras multicapas (placas espaciadas), mientras que entre el laminado monolítico de 6 mm y las placas espaciadas la diferencia fue mínima, llegando a ser menor al 1%. En el caso de estructuras de fibra de carbono el comportamiento fue similar, siendo las diferencias máximas del 5%. Por el contrario se observó influencia del núcleo en el área dañada por impacto, especialmente significativa para velocidades de impacto cercanas al límite balístico, tanto en los sándwich de núcleo de nido de abeja como en los de espuma. Se midieron mayores áreas dañadas en la piel de entrada en las placas espaciadas que en la estructura sándwich. Por el contrario en la piel de salida el daño el daño fue mayor en las estructuras sándwich. Este fenómeno está asociado al apoyo que supone para la piel de entrada la existencia de un núcleo, reduciendo por tanto su deflexión en la zona de impacto. Por otro lado en la piel posterior la reducción de la velocidad del proyectil que supone la presencia del núcleo, aunque pequeña, reduce el daño generado en dicha piel. Igualmente el daño es

ligeramente superior en el laminado monolítico de espesor doble al de la piel de salida de la placa espaciada.

Además de los trabajos experimentales, se ha estudiado el problema mediante modelos numéricos y analíticos. Numéricamente se ha empleado un modelo basado en un criterio para daño en materiales compuestos implementado en Abaqus/Explicit para todas las arquitecturas estructurales estudiadas en esta tesis, que ha sido validado con los resultados experimentales.

Se ha desarrollado un modelo analítico para laminados delgados de fibra de carbono/epoxi sometidos a impactos de alta velocidad que permite la obtención de la velocidad residual además de la contribución de diferentes mecanismos de absorción de la energía cinética del proyectil. El modelo fue validado con los resultados obtenidos experimentalmente, con modelos numéricos de otros investigadores y con simulaciones realizadas en el marco de esta tesis doctoral. El modelo simplificado desarrollado para laminados también ha sido aplicado a las placas espaciadas, con una buena aproximación en la estimación del límite balístico, la velocidad residual y de la energía absorbida por ambas pieles. La poca influencia del núcleo en la velocidad de impacto que produce la perforación del sándwich ha sugerido que el modelo desarrollado puede ser útil como una herramienta para realizar una primera estimación de dicho valor.

Los estudios numéricos realizados sobre estructuras sándwich sometidos a impactos de baja velocidad indicaron que su comportamiento frente a este tipo de cargas no es estructural. Se observó que el desplazamiento de la piel superior es diferente al de la inferior, siendo este último muy pequeño en el caso de los sándwich de pieles de fibra de vidrio y nulo en los sándwich de pieles de fibra de carbono. En el rango de energías de impacto analizadas también se observa que la fuerza máxima, el desplazamiento de la piel superior y la energía absorbida se incrementan conforme aumenta la energía de impacto, particularmente se observa una relación lineal entre la fuerza y el desplazamiento en la estructura de vidrio/poliéster/PVC, por el contrario en el sándwich de carbono/epoxi/panal de abeja este comportamiento no es lineal. En el caso del área dañada, se muestra que en ambas estructuras la piel posterior no se ve afectada en modo

alguno por el impacto. La modelización de este tipo de ensayos permitió comparar los resultados obtenidos con los experimentales, validando así el modelo y ofreciendo una herramienta de análisis que reduce las necesidades de cálculo y por lo tanto aumenta la rapidez de computación dado que se encuentra implementada en el programa de elementos finitos y con el uso de elementos tipo membrana.

El análisis de los resultados obtenidos permitió realizar una completa comparación del alcance del modelo analítico y la modelización numérica en relación a los resultados experimentales. Fue posible estudiar el comportamiento de la estructura sándwich a partir de la evaluación del espesor de las pieles y su efecto en los parámetros de límite balístico y velocidad residual, luego el estudio paramétrico del espesor de las pieles dio a conocer las tendencias de estos valores asociados al cambio de espesor en el intervalo de velocidades aplicadas mostrando que en la fibra de vidrio la tendencia es muy diferente a la tendencia que sigue la fibra de carbono. También este estudio paramétrico se aplicó con el modelo analítico a fin de observar la variación en los mecanismos de absorción de energía en el proceso de impacto aplicado a laminados de fibra de carbono. Fue posible determinar cuantitativamente la cantidad de energía absorbida por cada una de las pieles que conforman la estructura de placas espaciadas gracias a la aplicación del modelo analítico, observándose que la energía absorbida por la piel de impacto es mayor que la energía absorbida por la piel de salida a partir del límite balístico, no obstante a muy altas velocidades de impacto tienden a absorber casi el mismo porcentaje de energía, este fenómeno ocurre tanto en las placas espaciadas de fibra de vidrio como en las placas espaciadas de fibra de carbono. Un comportamiento similar ocurre en las estructuras sándwich absorbiendo el núcleo un porcentaje de entre 12-15% de la energía.

La modelización numérica permitió conocer los perfiles de velocidad de cada una de las estructuras sándwich en donde se muestra la poca influencia que tiene el núcleo en la disminución de la velocidad de impacto, esto se manifiesta con una tendencia prácticamente constante de la velocidad cuando el proyectil se desplaza por el interior del núcleo. También fue posible obtener la fuerza máxima de impacto en cada una de

dichas pieles en función de la variación del espesor de las pieles, mostrándose que a medida que se incrementa la velocidad de impacto la fuerza de contacto disminuye.

## **9.2 TRABAJOS FUTUROS**

Considerando los resultados obtenidos en el campo experimental, analítico y numérico del estudio realizado en esta tesis, se plantean a continuación líneas de trabajo a futuro que podrían ampliar y complementar este estudio.

Se propone extender su la aplicación del modelo analítico propuesto para laminados delgados de fibra de carbono/epoxi a laminados gruesos añadiendo mecanismos adicionales y simplificando algunos que no sean relevantes. Para ello se consideraría un proceso de perforación dividido en varias fases tal como proponen algunos autores. Este modelo podría ser validado con los resultados experimentales realizados en esta tesis, aunque podría requerir realizar una nueva campaña de ensayos según las hipótesis que se planteen.

Aunque la presencia del núcleo de una estructura sándwich ha demostrado tener una muy pequeña influencia en el límite balístico si existe influencia sobre el daño generado. Se propone también extender el modelo analítico para su aplicación a estructuras sándwich incluyendo el efecto del núcleo. En una primera aproximación se propone modelizar el sándwich como una estructura multicapa formada por dos placas delgadas y una gruesa, añadiendo en una segunda fase el efecto de soporte del núcleo a las dos pieles. Con este modelo se podría analizar la aproximación con los datos de los ensayos realizados en la presente tesis doctoral.

Si bien los trabajos de esta tesis se han centrado dos tipos de estructuras sándwich (vidrio/poliéster con núcleo de espuma y carbono/epoxi con nido de abeja de aluminio) ampliamente utilizadas en la industria, principalmente naval y aeroespacial, se podría implementar un estudio adicional en estructuras con núcleo de nido de abeja de Nomex, muy empleado en la industria aeronáutica. Esto implicaría realizar de nuevo los ensayos

experimentales descritos el capítulo 5. Dado que el comportamiento del Nomex es más frágil que el aluminio sería necesario profundizar en la modelización de este tipo de núcleo.

Una vez aplicado el modelo implementado en Abaqus y aunque se ha observado un buen ajuste con los resultados experimentales, sería interesante desarrollar un modelo de núcleo que incluyera la influencia de la velocidad de deformación. Además se podría incluir elementos cohesivos en la intercara piel-núcleo para modelizar el despegue de la misma, que puede contribuir a la absorción de energía del impacto.

Una vez validado el modelo numérico para los ensayos en estructuras sándwich a baja velocidad se podría profundizar en el estudio del comportamiento de estas estructuras, especialmente en la estimación de la energía de impacto que produce el inicio del daño (energía umbral), que requiere un gran número de ensayos para su determinación experimental. También se podría comparar la capacidad de absorción de energía de estas estructuras con laminados monolíticos de la misma densidad areal o superficial.

Con los resultados obtenidos es posible realizar un estudio paramétrico con el modelo analítico propuesto para laminados de fibra de carbono haciendo variaciones en relación a la masa y diámetro del proyectil, o de cualquier otro parámetro que se considere importante. La relevancia de los parámetros puede ser determinada adimensionalizando las ecuaciones del modelo.

# BIBLIOGRAFÍA

- ABAQUS. Getting Started with Abaqus: Interactive Edition, Version 6.9-2, SIMULIA (Dassault Systèmes). 2009
- Abdullah M.R., Cantwell W.J. The impact resistance of polypropylene-based fibre–metal laminates. *Composites Science and Technology* 66:1682-1693. 2006
- Abrate, S. “Impact on composite structures”. Cambridge University Press. 1998
- Airbus URL <http://www.airbus.com/> 2010 (Mayo)
- Aktay L, Johnson AF, Holzapfel M. Prediction of impact damage on sandwich composite panels. *Comput Mater Sci*; 32:252–60. 2005
- Amaro A. M, Santos J.B, Cirne J.S. Delamination depth in composites laminates with interface elements and ultrasound analysis. *Strain* 47:138-145. doi: 10.1111/j.1475-1305.2008.00491.x
- Amaro A.A, Cirne J.S., Rilo N.F, Vaz M, Monteiro J. Utilización de técnicas de interferometría holográfica en la detección de defectos en compuestos laminados. *Rev. Iberoamericana de Ing. Mecánica*. Vol. 10. 1. Pp.83-91, 2006
- Ben-Dor G, Dubinsky A, Elperin T. On the Lambert–Jonas approximation for ballistic impact. *Mechanics Research Communications* 29:137–139. 2002
- Besant T, Davies G.A.O, Hitchings D. Finite element modeling of low velocity impact of composite sandwich panels. *Composites:Part A* 32: 1189-1196.2001
- Blomme E, Bulcaen D, Declereq F. Air\_coupled ultrasonic NDE: experiments in the frequency range 750kHz-2MHz. *NDT & E International* 35:417-436. 2002
- Boeing URL <http://www.boeing.com/> 2007 (Enero)
- Borum K. K, Berggreen C. Examination of sandwich materials using air-coupled ultrasonics.URL: [http://www.ndt.net/article/wcndt2004/pdf/non-contact\\_ultrasonics/710\\_borum.pdf](http://www.ndt.net/article/wcndt2004/pdf/non-contact_ultrasonics/710_borum.pdf)
- Briotti,G.; Scarponi,C. Acoustic attenuation for ultrasonic NDI detection of delaminations on composite laminates. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. Volume 20 (1): 76, 2001
- Buitrago B, Sánchez-Merino A.L, Irausquín I, Barbero E. Experimental and numerical validation of low-velocity impact tests in composite carbon/epoxy

sandwich structures with Al honeycomb core. 4th International Conference on Advanced Computational Engineering and Experimenting, ACE-X 2010. París (Francia), 2010

- Buitrago Brenda L, García-Castillo Shirley K, Barbero Enrique. Experimental analysis of perforation of glass/polyester structures subjected to high-velocity impact. *Materials Letters* 64:1052–1054. 2010
- Cantwell WJ, Morton J. Impact perforation of carbon fibre reinforced plastic. *Composite Science Technology*; 38:119-141.1990
- Cantwell, W.J. y Morton, J. “Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP”. *Composites*, 20:545-551, 1989
- Caprino G, Lopresto V, Santoro D. Ballistic impact behaviour of stitched graphite/epoxy laminates. *Composites Science and Technology* 67:325–335. 2007
- Chang F., Chang KA. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials* 21:834-855. 1987
- Davies G.A.O., Hitchings D., Ankersen J. Predicting delamination and debonding in modern aerospace composite structures. *Composites Science and Technology*; 66 (6):846-854.2006
- De Freitas M., Reis L. Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. *Composite Structure* 42 (4):365–373.1998
- Dear J.P, Lee H, Brown S.A. Impact damage processes in composite sheet and sandwich honeycomb materials. *International Journal of Impact Engineering* 32:130–154. 2005
- Delfosse, D., Poursartip, A., Coxon, B.R. y Dost, E.F. Non-penetrating impact behaviour of CFRP at low and intermediate velocities. *Composite Materials: Fatigue and Fracture*. 5:333-350. 1995
- Deshpande VS, Fleck NA. Multi-axial yield behavior of polymer foams. *Acta Materials*; 49:1859-66. 2001
- DIAB URL <http://www.diabgroup.com/> 2009 (Junio)

- Ellis RL. Ballistic impact resistance of graphite epoxy composites with shape memory alloy and extended chain polyethylene spectra hybrid components. Master Of Science thesis. Departamento de Ingeniería mecánica. Instituto Politécnico de Virginia. Virginia. Diciembre de 1996
- Fahr A, Kandeil A.Y. Ultrasonic C scan inspection of composite materials. Engineering Journal of Qatar University. Vol. 5. P. 201-222. 1992
- Foo C.C, Chai G.B. and Seah L. K. A model to predict low-velocity impact response and damage in sandwich composites. Composites Science and Technology 68(6):1348-1356. 2008
- Foo C.C, Chai G.B. and Seah L. K. Quasi-static and low-velocity impact failure of aluminium honeycomb sandwich panels. JMDA98 # IMechE Proc. IMechE Vol. 220 Part L: J. Materials: Design and Applications. 2006
- Fujii K, Aoki M, Kiuchi N, Yasuda E, Tanabe Y. Impact perforation behaviour of CFRPs using high-velocity steel sphere. International Journal of Impact Eng. 27:497-508. 2002
- G. Riegert, K. Pfeleiderer, H. Gerhard, I. Solodov, G. Busse. Modern Methods of NDT for Inspection of Aerospace Structures. ECNDT 2006 - We.4.1.4. 2006
- García-Castillo S.K. Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto. Universidad Carlos III de Madrid. 2007
- García-Castillo S.K, Buitrago Brenda L., Barbero Enrique. Behavior of Sandwich Structures and Spaced Plates Subjected to High-Velocity Impacts. POLYMER COMPOSITES. 2010
- García-Castillo SK, Sánchez-Sáez S, Barbero E, Navarro C. Response of preloaded laminate composite plates subject to high velocity impact. Journal de Physique IV;134:1257e63. 2006
- García-Castillo SK, Sánchez-Sáez S, Barbero E. Nondimensional analysis of ballistic impact on thin woven laminate plates. International Journal of Impact Engineering 39:8-15. 2012

- Gellert EP, Cimpoeru SJ, Woodward RL. A study of the effect of target thickness on the ballistic perforation of glass–fibre-reinforced plastic composites. *International Journal of Impact Engineering*. 24:445–56. 2000
- Greve L., Pickett AK. Delamination testing and modelling for composite crash simulation. *Composites Science and Technology* 66: 816-826. 2006
- Gu B. Analytical modelling for the ballistic perforation of planar plain-woven fabric target by projectile. *Composites Part B-Eng.*34:361-371. 2003
- Guild F.J., El-Habti M., Hogg P. Ballistic impact of composite laminate: Experiments and simulations. 16<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials. Japan. 2007
- Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*. 47: 329-334.1980
- Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics* 47: 329-334. 1980
- Hawyees V.J., Curtis P.T., Soutis C. Effect of impact damage on the compressive response of composite laminates, *Composites Part A: Applied Science Manufacturing*; 32(9): 1263–1270. 2001
- Hillger W, Ahrholdt M, Rohling H, Henrich R. Non-contact ultrasonic imaging techniques for composite components. URL: [http://www.ndt.net/article/wcndt2004/pdf/aerospace/656\\_hillger.pdf](http://www.ndt.net/article/wcndt2004/pdf/aerospace/656_hillger.pdf) (2011)
- Hoo Fatt M.S, Park K.S. Perforation of honeycomb sandwich plates by projectiles. *Composites: Part A* 31 : 889–899. 2000
- Hou JP., Petrinic N., Ruiz C. y Hallet SR. Prediction of impact damage in composite plates. *Composites Science and Technology* 60: 445-450. 2000
- Hsu David K, Barnard Daniel J, Peters John J, Dayal Vinay and Vamshi Kommareddy. Nondestructive inspection of composites using air-coupled ultrasound. ASNT Spring Meeting.Orlando, Florida.2003
- Hull D., *Materiales Compuestos*, Editorial Reverté, Barcelona, Spain, 1987.
- Ilcewicz, 2006 Composite Damage Tolerance and Maintenance Safety Issues, FAA, Julio 2006

- Ivañez I, Santiuste C, Barbero E, Sanchez-Saez S. Numerical modelling of foam-cored sandwich plates under high-velocity impact. *Composite Structures* 93 : 2392–2399. 2011
- Ivañez I., Santiuste C., Sánchez-Sáez S. FEM analysis of dynamic flexural behaviour of composite sandwich beams with foam core. *Composite Structures*, 92(9): 2285-2291. 2009
- Johnson G., Cook W. Fracture Characteristics of Three Metals Subjected to Various Strains, Strain rates, Temperatures and Pressures. *Engineering Fracture Mechanics* 21(1):31-48. 1985
- Johnson AF, Holzapfel M. Influence of delamination on impact damage in composite structures. *Composite Science Technology* 66: 807-15. 2006
- Kang Ki Ju and Cho Kyu Zong. An estimation of ballistic limit for ceramic CFRP composite armor. *KSME Journal*, Vo1.5, No.2, pp. 140-148, 1991
- Kim H, Welch DA, Kedward KT. Experimental investigation of high velocity ice impacts on woven carbon/epoxy composite panels. *Compos Part A-Appl S*; 34:25-41. 2003
- Krautkramer J. *Ultrasonic Testing of Materials*, Springer Verlag, Inc. 1969
- Lee S, Sun CT. A quasistatic penetration model for composite laminates. *Journal Composite Materials*; 27:251-271. 1993
- Liu D, Raju B B, Dang X. Size effects on impact response of composites laminates. *Int. J. Impact Eng.* 21: 837–854. 1998
- Lopes C.S, Seresta O, Coquet Y, Gürdal Z, Camanho P.P, Thuis B. Low velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments. *Composite Science Technology*. 38: 119-141. 1990
- Lopes C.S, Seresta O, Coquet Y, Gürdal Z, Camanho P.P, Thuis B.. Low velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations. *Composite Science Tecnology*. 69: 937-947. 2009
- López-Puente J., Zaera R. y Navarro C. High energy impact in woven laminates. *Journal de Physique IV*. 110: 639-644.2003

- López-Puente J., Zaera R., Navarro C. An Analytical model for high velocity impacts on thin CFRPs woven laminated plates. *International of Journal of Solid and Structures*, Vol.44, pp.2837-2851. 2007.
- López-Puente J., Zaera R., Navarro C. The effect of low temperature on the intermediate and high velocity impact response of CFRPs. *Composite:Part B*. Vol.33, pp.559-566. 2002.
- Mamivand M, Liaghat GH. A model for ballistic impact on multi-layer fabric targets. *International Journal of Impact Engineering*;37:806-818. 2010
- Matzenmiller A., Lubliner J., Taylor R.L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites. *Mechanics of Materials*. 20 : 125–152.1995
- Meo M, Morris A.J, Vignjevic R, Marengo G. Numerical simulations of low velocity impact on an aircraft sandwich panel. *Composite Structures* 62 :352-360.2003
- MIL-HDBK-17. Military Handbook. Polymer Matrix Composites. U.S. Department of Defense. 1994
- Miravete A, *Materiales Compuestos*. Cambridge University Press, Zaragoza, Spain, 2000.
- Morye S.S, Hine P.J, Duckett R.A, Carr D.J, Ward I.M. Modelling of the energy absorption by polymer composites upon ballistic impact. *Composites Science and Technology* 60: 2631-2642. 2000
- Muñoz Esque, Pedro. URL: <http://www.foindesa.com/cdtfoindesa/REVISTAS/REVISTA%2001/REVISTA%2001.pdf>.
- Naik N.K, Doshi A.V. Ballistic impact behaviour of thick composites: Parametric studies. *Composite Structures* 82:447–464. 2008
- Naik N.K, Shirao P, Reddy B.C.K.. Ballistic impact behaviour of woven fabric composites: Formulation. *International Journal of Impact Engineering* 32:1521–1552. 2006
- Naik N.K, Shirao P. Composite structures under ballistic impact. *Composite Structures* 66:579–590. 2004

- Naik N.K. Ballistic impact behavior of polymer matrix composites. Proceedings of the International Conference on Aerospace Science and Technology. 26-28, Bangalore, India. June 2008
- Nguyen M.Q, Jacombs S.S, Thomson R.S, Hachenberg D, Scott M.L. Simulation on impact on sandwich structures. *Composite Structures*. 67:217-227. 2005
- Nishikawa, M., Okabe, T. y Takeda, N. Numerical simulation of interlaminar damage propagation in CFRP cross-ply laminates under transverse loading. *International Journal of Solids and Structures*, 44(10), pp3101-3113, 2007
- Niu Michael C.Y. *Composite Airframe Structures*. Hong Kong Conmilit Press Ltd.2005
- Nohyu Kim and J. D. Achenbach. Quantitative characterization of multiple delaminations in laminated composites using the compton backscatter technique. *Journal of Nondestructive Evaluation* Volume 17, Number 2, 53-65. 2006
- Nunes LM, Paciornik S. Evaluation of the damaged area of glassfiber-reinforced epoxy–matrix composite materials submitted to ballistic impacts. *Composites Science and Technology* 64:945–54.2004
- Okafon A.C, Otieno A.W, Dutta A, Rao V.S. Detection and characterization of high-velocity impact damage in advance composite plates using multi-sensing techniques. *Composite Structures*.54:289-297. 2004
- Palazotto A.N, Herup E., Gummadi L.N.B. Finite element analysis of low-velocity impact on composite sandwich plates. *Composite Structures* 49:209-227. 2000
- Park J.H, Ha S.K, Kang K.W, Kim C.W, Kim H.S. Impact damage resistance of sandwich structure subjected to low velocity impact. *Journal of materials processing technology*. 201:425-430. 2008.
- Reddy, J.N. “Mechanics of laminated composites plates”. CRC Press. 1997.
- Rizov, V.I. Low velocity localized impact study of cellular foams. *Materials and Design*, 2006, IN PRESS

- Samata Sutanu y Datta Debasis. Experimental and numerical simulation based assessment of kevlar composite specimens under ballistic impact. NDT.net URL: <http://www.ndt.net/article/ndtnet/2010/ddatta2.pdf> (2010)
- Santiuste C., Análisis y modelización de vigas de tipo laminado sometidas a cargas impulsivas. Tesis Doctoral. Universidad Carlos III de Madrid. 2007.
- Santiuste Carlos, Buitrago Brenda L., Sánchez-Sáez Sonia, Barbero Enrique, Navarro Carlos. Modelling of composite sandwich structures with honeycomb core subjected to high-velocity impact. *Composite Structures* 92:2090–2096. 2010
- Scarponi C, Briotti G. Ultrasonic technique for the evaluation of delaminations on CFRP, GFRP, KFRP composite materials. *Composites: Part B* 31: 237–243.2000
- Schoeppner G. A., Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates. *Composites:Part A*. Vol. 31, pp 903-915, 2000.
- Schubel PM, Luo J, Daniel IM. Low velocity impact behaviour of composite sandwich panels. *Composite Part A – Applied science and manufacturing* 36(10):1389–96.2005
- Sheikh A.H, Bull O.H, Kepler J.A. Behaviour of multiple composite plates subjected to ballistic impact. *Composites Science and Tecnology*. 69:704-710. 2009.
- Sheikh A.H., Bull P.H., Kepler J.A. Behaviour of multiple composite plates subjected to ballistic impact. *Composites Science and Technology* 69 :704–710.2009
- Shih WK, Jang BZ. Instrumented impact testing of composite sandwich panels. *J Reinforced Plastics Compos*;8:271-98. 1989
- Tomasz Lendze, Rafał Wojtyra, Laurent Guillaumat, Christine Biateau, Krystyna Imielińska. Low velocity impact damage in glass/polyester composite sandwich panels.2010.
  - URL: <http://www.pg.gda.pl/mech/kim/AMS/012006/AMS01200603.pdf>
- Torre L, Kenny J.M. Impact testing and simulation of composite sandwich structures for civil transportation. *Composite Structures* 50: 257-267.2000

- Vaidya U.K, Pillay S, Magrini M. and Mantena P.R. Ballistic impact testing of balsa, pvc foam, glass reinforced polyurethane core sandwich structures. URL: <http://www.iccmcentral.org/Proceedings/ICCM17proceedings/Themes/Behavior/DYNAMIC%20FAILURE%20&%20BLAST/F10%20%20Vaidya.pdf>
- Velmurugan R, Ganesh Babu M, and Gupta N. K, International Journal of Crashworthiness:11 2 .2006
- Vinson JR, Walter JM. Ballistic impact of thin-walled composite structures. AIAA J.35(5):875–8. 1997
- Zabihpoor M., Moslemian R., Afshin M., Nazemi M. Failure analysis of bolted joints on foam-core sandwich composites. Journal of reinforced plastics and composites 27: 1635-1647. 2008
- Zenkert D, Shipsha A, Bull P, Hayman B. Damage tolerance assessment of composite sandwich panels with localized damage. Composites Science and Technology 65: 2597–2611. 2005
- Zhou D.W., Stronge W.J. Ballistic limit for oblique impact on thin sandwich panels and spaced plates. International Journal of Impact engineering. 35:1339-1354.2008.



# **PUBLICACIONES DERIVADAS DE ESTA TESIS DOCTORAL**

## **REVISTAS**

- Brenda L. Buitrago, Shirley K. García-Castillo, Enrique Barbero. Experimental analysis of perforation of glass/polyester structures subjected to high-velocity impact. *Materials Letters*. 64 (2010) 1052–1054.
- Shirley K. García-Castillo, Brenda L. Buitrago, Enrique Barbero. Behavior of Sandwich Structures and Spaced Plates Subjected to High-Velocity Impacts. *Polymer Composites*. (2010)
- Brenda L. Buitrago, Carlos Santiuste, Sonia Sánchez-Sáez, Enrique Barbero, Carlos Navarro. Modeling of composite sandwich structures with honeycomb core subjected to high-velocity impact. *Composite Structures* 92 (2010) 2090–2096.

## **CONGRESOS**

- B. L. Buitrago, C. Santiuste, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro. Modeling of composite sandwich structures with honeycomb core subjected to high velocity impact. *International Conference on Composite Structures*. Oporto (Portugal), 2009

- S. K. García-Castillo, B. L. Buitrago, E. Barbero. Ballistic behaviour of PVC-foam sandwich plates”. 15th International Conference on Composite Structures. Oporto (Portugal), 2009
- Ivañez, B. L. Buitrago, S.K. García-Castillo, C. Santiuste, S. Sanchez-Saez, E. Barbero. “Behaviour of sandwich structures with foam core subjected to high velocity impact”. 9th International Conference on Sandwich Structures (ICSS 9). Pasadena, (California, Estados Unidos), 2010
- B. Buitrago, A.L. Sánchez-Merino, I. Irausquín, E. Barbero. Experimental and numerical validation of low-velocity impact tests in composite carbon/epoxy sandwich structures with Al honeycomb core. 4th International Conference on Advanced Computational Engineering and Experimenting, ACE-X 2010. París (Francia), 2010