UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS

Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS

TESIS DOCTORAL

ANÁLISIS DE LAMINADOS DE MATERIALES COMPUESTOS CON PRECARGA EN SU PLANO Y SOMETIDOS A IMPACTO

Autora: **SHIRLEY KALAMIS GARCÍA CASTILLO**

Ingeniero de Materiales

Directores: **Prof. Dr. D. ENRIQUE BARBERO POZUELO**

Prof. Dr. D. CARLOS NAVARRO UGENA

Leganés, 2007

TESIS DOCTORAL

ANÁLISIS DE LAMINADOS DE MATERIALES COMPUESTOS CON PRECARGA EN SU PLANO Y SOMETIDOS A IMPACTO

Autora: Shirley Kalamis García Castillo

Directores: Prof. Dr. D. Enrique Barbero Pozuelo

Prof. Dr. D. Carlos Navarro Ugena

Tribunal Calificador: Firma

Presidente:

Vocal:

Vocal

Vocal:

Secretario:

Calificación:

Leganés, a de de 2007

A los que están cerca,
a los que están lejos,
pero sobre todo a los
que ya no están.

Shirley Kalamis

AGRADECIMIENTOS

A mis directores, los profesores Enrique Barbero Pozuelo y Carlos Navarro Ugena, por su dedicación y apoyo prestado durante el desarrollo de esta Tesis Doctoral.

A la Comisión Interministerial de Ciencia y Tecnología, CICYT, por la financiación de esta investigación a través del proyecto MAT2001-0735 titulado: Estudio de los procesos de deformación y rotura de láminas sometidas a tensión en su plano e impacto transversal.

Al profesor José Fernández Sáez por haberme brindado la oportunidad de iniciar mi carrera docente e investigadora en esta Universidad.

A la profesora Sonia Sánchez Sáez por su colaboración constante durante la realización de esta investigación.

A mis compañeros del Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras: Carlos Santiuste y Jorge López por sus valiosos consejos a lo largo de la realización de esta investigación, Sergio Puerta y Pepe Puerta por su disposición y ayuda en todo el trabajo desarrollado en el laboratorio, José Luís Pérez Castellanos y Ramón Zaera por su disposición, y al resto de compañeros del Departamento: Ignacio Villa, Jorge Zahr, David Varas, José Antonio Loya, Guadalupe Vadillo, Rolando Guzmán y David Fernández porque siempre me brindaron su colaboración.

A mi familia, Daniel, Santiago de Jesús, José, María y Álvaro por su compresión, cariño y apoyo incondicional.

A mis padres y hermanos, pues aun en la distancia sus palabras de apoyo siempre están presentes.

RESUMEN

En esta Tesis Doctoral se ha estudiado el comportamiento frente impacto de alta velocidad de elementos estructurales fabricados con materiales compuestos que trabajan con precarga en su plano. Para la realización de este estudio se consideraron tres laminados de materiales compuestos: un laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio "E" en matriz viniliester, un laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono en matriz epoxi (AS4/8552) y un laminado de tejido de fibra de vidrio "E" en matriz poliéster.

Para determinar el comportamiento frente a impacto de alta velocidad de estos laminados se evaluaron experimentalmente: la velocidad residual del proyectil, el límite balístico y la extensión del área dañada. A partir de estos ensayos se estableció una metodología para la realización de ensayos de impacto sobre laminados precargados, que incluye un estudio para el diseño óptimo de la geometría de probeta a utilizarse en los ensayos de impacto sobre laminados precargados.

Mediante la modificación de modelos analíticos existentes en la literatura en abierto se desarrolló un modelo ingenieril basado en criterios energéticos que considera la presencia de una precarga en el plano y que permite estimar la velocidad residual, el límite balístico, el tiempo de contacto entre el proyectil y el laminado, la fuerza de contacto máxima y las contribuciones de los diferentes mecanismos de absorción de energía que actúan en el fenómeno de impacto. Este modelo fue validado con los resultados experimentales, y ha permitido analizar la influencia de la precarga en el comportamiento frente a impacto al evaluar la velocidad residual, el límite balístico y el tiempo de contacto.

ABSTRACT

In this Ph.D. thesis the behavior of structural elements with preload in the plane has been studied under impact of high velocity. For the realization of this study three laminate of composite materials were considered; specifically: a quasi-isotropic laminate of glass fibre "E" reinforced with vinylester resin, a quasi-isotropic laminate of carbon fibre (AS4/8552) reinforced with epoxi resin and a woven laminate of of glass fibre "E" reinforced with polyester resin.

To determine the behaviour under impact of high velocity of these laminates preload were evaluated experimentally: the residual velocity, the ballistic limit and the extension of damage area. With the development of these tests a methodology was established for the realization of high velocity impacts in preloading laminate, that it includes a study for the design of the specimen geometry for the impact test in laminates in preloading.

By means of the modification of existent analytic models found in the literature, in this Ph.D thesis a simplified model was developed, which is based in approaches energy. This model considers the presence of a preload in the plane and allowed to estimate: the residual velocity, the contact time between the projectile and the laminate, the maximum force of contact and the contributions of the different energy mechanisms that play role in the impact phenomenon. This model was contrasted with the experimental results, evaluating: the residual speed, the ballistic limit and the projectile-laminate contact time.

ÍNDICE

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1. MOTIVACIÓN…… 7

1.2. OBJETIVOS……. 10

1.3. APORTACIONES DE LA TESIS……. 11

1.4. CONTENIDO…….. 11

CAPÍTULO 2. ANTECEDENTES

2.1. INTRODUCCIÓN…… 14

2.2. MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA Y REFUERZO DE FIBRA……. 14

2.2.1. Matrices……. 15

2.2.2. Refuerzos…….. 18

2.2.3. Tipos de laminados……. 21

2.3. COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO…….. 23

2.3.1. Impactos de baja velocidad…….. 24

2.3.2. Impactos de alta velocidad……... 26

2.3.3. Modelización del fenómeno de impacto…….. 29

2.4. TOLERANCIA AL DAÑO…… 32

2.5. IMPACTOS SOBRE PLACAS PRECARGADAS…… 34

CAPÍTULO 3. DESARROLLO EXPERIMENTAL

3.1. INTRODUCCIÓN…… 39

3.2. MATERIALES…… 39

3.2.1. Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/vinilester…….. 42

3.2.2. Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi…….. 43

3.2.3. Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster……..…… 44

3.3. ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN……. 45

3.3.1. Dispositivos experimentales…….. 46

3.3.2. Probetas……. 48

3.3.3. Procedimiento experimental…….. 49

3.4. ENSAYOS DE IMPACTO SOBRE LAMINADOS PRECARGADOS……. 50

3.4.1. Dispositivos experimentales…….. 50

3.4.2. Geometría de las probetas……. 53

3.4.3. Procedimiento experimental…….. 53

3.4.4. Tratamiento de datos…….. 59

3.5. ENSAYOS DE INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA…… 60

3.5.1. Dispositivos experimentales…….. 60

3.5.2. Procedimiento experimental…….. 62

3.5.3. Tratamiento de datos……..……. 63

CAPÍTULO 4. DISEÑO DE LA GEOMETRÍA DE LA PROBETA PARA LOS LAMINADOS CON PRECARGA

4.1. INTRODUCCIÓN…… 65

4.2. REQUISITOS DE DISEÑO……. 65

4.3. DISEÑO DE PROBETAS SOMETIDAS A PRECARGA UNIAXIAL Y SIN PRECARGA…. 66

4.4. DISEÑO DE PROBETAS SOMETIDAS A PRECARGA BIAXIAL…… 68

4.4.1. Resultados de las simulaciones numéricas sobre las placas de aluminio 7075…… 72

4.5. VALIDACIÓN DE LA GEOMETRÍA DE LA PROBETA BIAXIAL SOBRE MATERIALES COMPUESTOS……. 77

4.5.1. Simulación numérica……... 77

4.5.2. Verificación experimental…….. 79

4.5.3. Resultados de la verificación experimental……. 80

CAPÍTULO 5. RESULTADOS EXPERIMENTALES

5.1. INTRODUCCIÓN…… 84

5.2. CARACTERIZACIÓN MECÁNICA……... 84

5.3. INFLUENCIA DE LA PRECARGA EN LA VELOCIDAD RESIDUAL……. 88

5.3.1. Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/vinilester…….. 90

5.3.2. Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi…….. 93

5.3.3. Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster……..…… 95

5.4. INFLUENCIA DE LA PRECARGA EN EL ÁREA DAÑADA ……. 99

5.4.1. Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/vinilester…….. 100

5.4.2. Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi…….. 105

5.4.3. Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster……..…… 110

5.5. ANÁLISIS DE RESULTADOS EXPERIMENTALES…….. 113

CAPÍTULO 6. DESCRIPCIÓN DEL MODELO ANALÍTICO

6.1. INTRODUCCIÓN…… 120

6.2. DESCRIPCIÓN DEL MODELO…….. 121

6.3. DESCRIPCIÓN DEL MOVIMIENTO DEL PROYECTIL…… 127

6.4. MECANISMOS DE DAÑO …….. 131

6.4.1. Energía absorbida debido al fallo de las fibras primarias…….. 132

6.4.2. Energía absorbida debido a la deformación elástica de las fibras secundarias..…….. 133

6.4.3. Energía absorbida debido a la formación y movimiento del cono er el lado posterior del laminado de tejido……..…… 136

6.4.4. Energía absorbida debido a la deslaminación……. 137

6.4.5. Energía absorbida debido a la rotura de la matriz…….. 138

6.4.6. Energía absorbida por cortadura……..……. 139

CAPÍTULO 7. RESULTADOS DEL MODELO ANALÍTICO

7.1. INTRODUCCIÓN…… 141

7.2. VALIDACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO……... 141

7.2.1. Descripción del material de validación…… 142

7.2.2. Resultados de la validación…… 144

7.3. RESULTADOS DEL MODELO ANALÍTICO…….. 150

7.4. APLICACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO…… 159

CAPÍTULO 8. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

8.1. RESUMEN Y CONCLUSIONES……. 165

8.2. TRABAJOS FUTUROS…….. 167

PUBLICACIONES REALIZADAS DURANTE EL DESARROLLO DE ESTA TESIS DOCTORAL 169

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS 170

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

1.1. MOTIVACIÓN

Ciertos elementos estructurales, como pueden ser el fuselaje de los aviones de pasajeros, el módulo habitable de una estación espacial, los depósitos de almacenamiento de gases y las tuberías, etc. (Figura 1.1) se encuentran presurizados durante su funcionamiento. En el diseño de estos elementos deben considerarse las diferentes solicitaciones a las cuales van a estar sometidos y una serie aspectos que pueden afectar su vida en servicio, entre los que se encuentran el impacto de proyectiles de poca masa y alta velocidad, que pueden ser los producidos por el granizo durante el vuelo de un avión (Herszberg y Weller, 2006) o pequeños fragmentos que impacten durante el aterrizaje y despegue de una aeronave.

Un alto porcentaje de los materiales utilizados en la fabricación de los componentes estructurales mencionados son materiales compuestos, debido a que poseen unas elevadas propiedades mecánicas con la ventaja de un menor peso que el de los materiales convencionales (acero, aluminio, hormigón, etc.,). De la gran variedad de materiales compuestos que existen en el mercado, los formados por matrices orgánicas (epoxi, vinilester, poliéster,…) y fibras de alta resistencia (vidrio, carbono, aramida,…) son los más desarrollados y utilizados a nivel industrial.

Los materiales compuestos de fibra de vidrio en matriz polimérica se emplean en la industria del transporte, química, de la construcción y del deporte, debido a su baja densidad, buen comportamiento mecánico, estabilidad química, prolongada vida útil, su bajo coste de fabricación, instalación y mantenimiento. De forma general, estos materiales son muy utilizados en la fabricación de tuberías para la industria petrolera, así como en el transporte y almacenaje de combustibles y agua.

Los materiales compuestos de fibra de carbono en matriz polimérica, tienen actualmente un amplio campo de aplicaciones, en la industria aeronáutica, aeroespacial, del transporte y militar. Entre los más recientes avances en la utilización de los materiales compuestos se encuentra el avión comercial Boeing 787 (Figura 1.2) , el cual tiene un 50 % de su peso estructural fabricado en materiales compuestos, repartidos entre el fuselaje, los estabilizadores y el ala (Roeseler et al., 2007).

(a)

(b)

Figura 1.1. Ejemplo de elementos estructurales presurizado. a) Fuselaje del Boeing 78. Fuente: www.boeing.com b) Tubería de fibra de vidrio/vinilester. Fuente: www.chemicals-technology.com

El fuselaje de un avión o un depósito de almacenamiento de gases son estructuras cilíndricas presurizadas, que en una primera aproximación se pueden modelizar como elementos planos de pequeño espesor, que soportan exclusivamente carga en su plano. Además, de esta carga se encuentran expuestos durante su vida en servicio, montaje o mantenimiento a impactos de baja o alta velocidad. Esto hace necesario estudiar su comportamiento frente a estas situaciones, así como su tolerancia al daño, con respecto a la extensión del daño producido y las propiedades mecánicas residuales, las cuales se ven afectadas de forma negativa ante cargas de tipo dinámico.

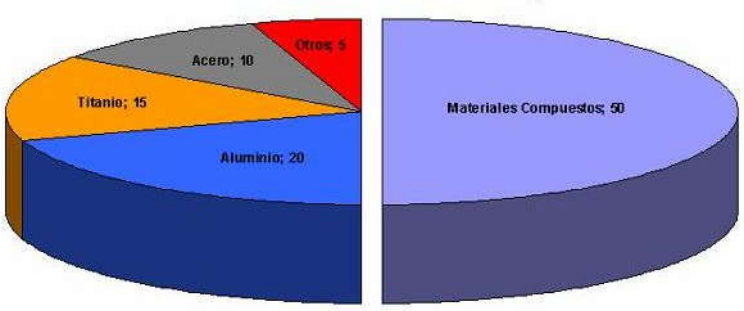


Figura 1.2. Materiales empleados en la fabricación del Boeing 787. Fuente: www.boeing.com

En la década de los 70 la NASA dirigió una investigación (Herszberg y Weller, 2006 y Tweed et al., 1996), en la cual se estudiaba el efecto de la precarga en placas sometidas a impacto. Sin embargo, a pesar de haber transcurrido más de treinta y cinco años, los trabajos realizados sobre este problema son escasos, ya que la mayoría de las investigaciones se centran en impactos sobre placas sin precarga, bien sea a bajas velocidades o altas velocidades de impacto (Abrate, 1998, Kasano 1999 y Richardson et al., 1996). Incluso en 1991 la NASA durante una de sus conferencias determinó que una de las líneas de investigación que necesitaba mayor desarrollo era el estudio de estructuras de materiales compuestos precargadas y sometidas a impacto (Herszberg y Weller, 2006).

La mayoría de trabajos realizados sobre elementos estructurales de materiales compuestos precargados y sometidos a impacto se encuentran limitados a impacto de baja velocidad (Nettles et al., 1995, Sheng-Tsong et al., 1997, Kelkar et al., 1998 y Whittingham et al., 2004). Mientras que, para velocidades de impacto intermedias (40-200 m/s), los estudios son aún más escasos (Tweed et al., 1996 y Herszberg y Weller, 2006). Para altas velocidades de impacto sobre placas precargadas, sólo se ha encontrado en la literatura en abierto un trabajo sobre aluminio (Veldman et al., 2007).

Considerando la bibliografía existente y la necesidad optimizar los criterios de diseño, se puede afirmar que existe la necesidad de conocer el comportamiento frente a impacto de alta velocidad sobre estructuras de material compuesto que se encuentren sometidas a precarga en su plano, así como sus propiedades residuales.

1.2. OBJETIVOS

El objetivo general de esta Tesis Doctoral es conocer el comportamiento frente a impacto de alta velocidad de elementos estructurales presurizados fabricados en materiales compuestos. Estos elementos se modelizaran de forma simplificada como placas sometidas a precarga en el plano.

Para cumplir con el objetivo general, se han planteado una serie de objetivos parciales que se presentan a continuación:

- Establecer una metodología que permita la realización de ensayos de impacto transversal de alta velocidad sobre placas de material compuesto precargadas, dedicando una atención especial al diseño de la geometría de la probeta a utilizar en los ensayos y a la medición de las velocidades antes y después del impacto.

- Desarrollar un modelo ingenieril que permita predecir el comportamiento frente a impacto de un laminado de tejido sometido a diferentes niveles de precarga, analizando la velocidad residual, el límite balístico y el tiempo de contacto. Este modelo será validado con los resultados de los ensayos experimentales.

- Estudiar experimentalmente la influencia de la precarga en laminados de material compuesto de diferentes configuraciones y constituyentes, con respecto a la velocidad residual, el límite balístico y la extensión del área dañada.

- Analizar teóricamente la influencia de la precarga sobre un laminado de tejido de fibra de vidrio, en relación con la velocidad residual, el límite balístico, el tiempo de contacto, la fuerza de contacto máxima y las contribuciones de cada uno de los mecanismos de daño a la absorción de la energía del impacto.

- Estudiar la resistencia a impacto en las placas de material compuesto, evaluando la influencia de la precarga en la extensión del área dañada.

1.3. APORTACIONES DE LA TESIS

Las principales aportaciones realizadas en esta Tesis Doctoral se presentan a continuación:

- Se ha establecido una metodología que describe el procedimiento a seguir para la realización de impactos de alta velocidad sobre laminados de material compuesto precargados y que además también puede aplicarse a materiales isótropos, en específico metales, dado que, la puesta a punto de la técnica experimental se realizó sobre un aluminio 7075.

- Se ha determinado experimentalmente la influencia que tiene la presencia de una precarga en el plano, sobre laminados de material compuesto, evaluando la velocidad residual, el límite balístico y la extensión del área dañada.

- Basándose en modelos analíticos existentes, se ha desarrollado un modelo ingenieril que permite determinar el comportamiento frente a impacto de placas de material compuesto sometidas a diferentes niveles de precarga. Este modelo permite estimar la velocidad residual, el límite balístico, el tiempo de contacto, la fuerza de contacto máxima y las contribuciones de cada uno de los mecanismos de daño al proceso de absorción de energía. Adicionalmente, permite un ahorro importante en cuanto al tiempo y coste asociado a la realización de ensayos experimentales.

1.4. CONTENIDO

La presente Tesis Doctoral de estructuró en ocho capítulos que se describen a continuación:

En este primer capítulo se recogen los diferentes motivos que justifican la realización de este trabajo, los objetivos planteados, las principales aportaciones realizadas con su desarrollo y la estructura general de la Tesis Doctoral.

El capítulo 2, denominado antecedentes, muestra una recopilación de las investigaciones realizadas por diferentes autores, que se encuentran relacionadas con el tema desarrollado en esta Tesis Doctoral.

En el capítulo 3 se presenta la metodología desarrollada para la realización de los ensayos de impacto de alta velocidad sobre laminados de material compuesto sometidos a diferentes estados de precarga, así como, la evaluación de la extensión de área dañada.

El capítulo 4 describe el trabajo realizado para la definición de la geometría óptima de la probeta a utilizar en los ensayos de impacto. Para ello, fue necesario emplear un modelo de elementos finitos sobre las diferentes geometrías de probetas.

En el capitulo 5 se presentan los resultados de los ensayos experimentales sobre los diferentes tipos de laminados estudiados y su correspondiente análisis de resultados.

En el capítulo 6 se describen el modelo ingenieril desarrollado en esta investigación.

En el capítulo 7 se presentan los resultados obtenidos a partir del modelo analítico, que permite evaluar la influencia de la precarga sobre placas de material compuesto sometidas a impactos de alta velocidad, así como su validación con los resultados de los ensayos experimentales.

En el capítulo 8 se recogen las conclusiones a las que se llegaron al finalizar esta Tesis Doctoral y los trabajos futuros que se pueden desarrollar a partir de ésta.

Finalmente, se presentan las publicaciones realizadas durante el desarrollo de esta Tesis Doctoral y las referencias bibliográficas empleadas.

Capítulo 2

ANTECEDENTES

2.1. INTRODUCCIÓN

En el presente capítulo se recoge una síntesis de la revisión bibliográfica que se realizó a lo largo de todo el desarrollo de esta Tesis Doctoral, y que permitió iniciar el estudio del comportamiento de estructuras de tipo laminado con precarga en su plano y sometido a cargas impulsivas. Inicialmente se describe el comportamiento frente a impacto de baja y alta velocidad (Cantwell y Morton 1989, 1990 y 1991 y Kasano 1999), de placas de material compuesto sin precarga en el plano y de diferentes configuraciones, y se describe la evaluación de la tolerancia al daño de este tipo de materiales (Kaczmarek, 1994 y Richardson y Wisheart, 1996).

A continuación se muestran los estudios realizados sobre estructuras de laminados precargados y sometidos a impacto. El número de estos estudios es menor que los realizados sin precarga. Además, la mayor parte de las investigaciones sobre laminados precargados y sometidos a impactos de encuentran restringidos a bajas velocidades de impacto como son los realizados por Sun y Chattopadhyay (1975), Nettles et al. (1995), Sheng-Tsong et al. (1997) y Whittingham et al. (2003), entre otros. Para altas velocidades de impacto en la literatura sólo se dispone del estudio realizado por Veldman et al. (2007) sobre aluminio, el cual, recomienda realizar este tipo de estudio sobre laminados de fibra de carbono en resina polimérica.

Además, se recogen las principales características de los diferentes materiales que conforman los laminados que fueron estudiados en esta investigación, como son: resina poliéster, resina vilnilester, resina epoxi, fibra de carbono y de vidrio, así como las principales configuraciones en las que se pueden presentar.

2.2. MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA Y REFUERZO DE FIBRA

Todos los materiales compuestos de matriz orgánica con refuerzos de fibras, poseen una característica común que consiste en la presencia de un elemento fibroso que proporciona rigidez, resistencia y dureza; y una matriz que tiene como función definir la forma geométrica del material compuesto y transmitir los esfuerzos de una fibra a otra.

2.2.1. Matrices

A nivel industrial principalmente se emplean matrices poliméricas, de los dos tipos de polímeros: termoplásticos y termoestables. De forma general, las resinas termoestables permiten obtener una estructura con forma fija permanente, no se pueden reciclar, no se funden y cuando son sometidas a altas temperaturas se descomponen y degradan. El poliéster, viniléster y epoxi son ejemplos de este tipo de resinas.

Resina poliéster

Las resinas de poliéster forman el grupo más importante de las resinas termoestables utilizadas en la fabricación de materiales compuestos; en concreto se encuentran presentes en el 90 % de los laminados comerciales. La clasificación de las resinas de tipo poliéster de acuerdo con sus constituyente base (ácido o anhídridos insaturados, ácido o anhídrido saturados, glicoles y monómeros), así como sus principales aplicaciones, que se muestran en la Tabla 2.1.

Tipos	**Aplicaciones**
Ortoftálicas	Barcos, placas onduladas y planas
Isoftálicas	Depósitos, ingeniería química
Tereftálicas	Ingeniería química
Tetraftálicas	Depósito para alimentos, cubas
Bisfenólicas	Aplicaciones anticorrosión
Resinas de Tetracloroftálico	Comportamiento a fuego moderado
Resinas de ácido het	Resistencia al fuego, anticorrosión
Resinas de metacrilato metilo	Piezas, cúpulas

Tabla 2.1. Tipos de resinas de poliéster más utilizadas. Fuente: Miravete (1990)

Resina viniléster

La resina de viniléster utilizada en la fabricación de materiales compuestos se encuentra en el grupo de los materiales orgánicos del tipo termoestable, los cuales se caracterizan por presentar una red tridimensional completa formada por cadenas cruzadas.

Actualmente, la resina viniléster está siendo muy utilizada a pesar de presentar un coste del orden de 1,5 a 2 veces superior a los de las resinas de poliéster clásicas, debido a sus propiedades, entre las que se encuentran:

- Buenas propiedades mecánicas, en especial alta resistencia a fatiga.
- Excelente fluidez, que facilita su impregnabilidad y moldeo.
- Buena adhesión de la resina a la fibra de refuerzo.
- Resistencia a la corrosión, incluso en agua caliente.
- Buena resistencia al fuego, que puede incluso mejorarse por modificación de la molécula de viniléster mediante átomos de boro o cloro, obteniendo resina auto-extinguibles.

Algunas de las propiedades de la resina viniléster se recogen en la Tabla 2.2.

Propiedad Mecánica	
Resistencia a tracción (MPa)	80
Módulo de elasticidad (GPa)	3,39
Deformación a rotura (%)	4,0
Resistencia a flexión (MPa)	140
Módulo a flexión (GPa)	3,72

Tabla 2.2.Principales propiedades mecánicas de la resina viniléster. Fuente: ASM Handbook (1984-2006)

Resina epoxi

Al igual que la resina viniléster, la epoxi es una resina de tipo termoestable. Entre las principales características de este tipo de resinas se encuentran:

- Alta resistencia mecánica, superior a la de la resina poliéster.
- Mayores temperaturas de trabajo que las de la resina poliéster.
- Buena adherencia de la resina a la fibra de refuerzo.
- Bajo coeficiente de dilatación térmica, lo cual es muy útil durante la polimerización.
- Estabilidad química, en especial a los álcalis.
- Permite obtener productos de alta calidad y una buena tolerancia dimensional.

Las resinas epoxi se pueden clasificar en tres grupos de acuerdo con su estructura química: TGMDA (dianilina tetraglicidil metileno), DGEBA (diglicidil eter de bisfenol A) y fenolformaldehido epoxi novolaca (Tabla 2.3). En la Tabla 2.4 se recogen los valores de las propiedades mecánicas para las resinas epoxis más utilizados.

Tipo de resina epoxi	**Propiedad característica**
TGMDA	Alto módulo de elasticidad Baja deformación a rotura Alta temperatura de servicio
DGEBA	Menores propiedades mecánicas que la TGMDA Mayor deformación a rotura Menor absorción de agua
Fenolformaldehido epoxi novolaca	Menor deformación a rotura

Tabla 2.3. Principales tipos de resina epoxi. Fuente: Miravete (1990)

Propiedades	TGMDA	DGEBA
Módulo de elasticidad (GPa)	3,8-4,5	2,75-3,45
Deformación a rotura (%)	1-2	5-8
Tg (°C)	175-235	120-175
Absorción de agua (%)	4-6	2-3

Tabla 2.4. Propiedades de las resina epoxi más utilizadas. Fuente: Miravete (1990)

2.2.2. Refuerzos

Fibra de vidrio

La fibra de vidrio es uno los refuerzos más utilizados en la fabricación de materiales compuestos en aplicaciones industriales, debido a su alta disponibilidad, bajo costo y sus buenas propiedades mecánicas. Estos materiales presentan una serie de características que se presentan a continuación y que les permite ser ampliamente utilizadas:

- La resistencia mecánica específica es alta, incluso mayor que la del acero.
- Es un buen aislante eléctrico incluso en espesores delgados, pues posee una buena permeabilidad eléctrica y magnética.
- Es un material cuyos componentes son minerales y es incombustible por naturaleza, por lo que no propaga la llama y no produce calor, humos y/o toxicidad.
- Presenta un bajo coeficiente de dilatación térmica, por consiguiente tiene una alta estabilidad dimensional y es poco sensible a los cambios térmicos e higrométricos.
- Presenta una buena disposición a recibir diversos ensimajes, creando un puente de unión entre las fibras y la matriz, que les permite asociarse a un alto número de resinas sintéticas y matrices minerales.

- Es inerte a la acción biológica, por lo tanto, no sufre alteraciones y no se pudre.

- Presenta una baja conductividad térmica, lo que le permite ser muy utilizada en la construcción, pues posibilita prescindir de los puentes térmicos y por consiguiente un ahorro considerable de calefacción.

- Presenta estabilidad química, por lo que al fabricar materiales compuestos con una resina apropiada, se pueden obtener productos que sean resistentes a agentes químicos.

De los diversos tipos de fibra de vidrio que se encuentran en el mercado (E, A, C, R o S y D), la fibra de vidrio "E" es la más utilizada en la fabricación de materiales compuesto, abarcando un 90% de mercado, pues ofrece la suficiente resistencia mecánica a un bajo precio. En la Tabla 2.5 se detalla la composición química de la mencionada fibra.

Constituyente	**% en peso**
Sílice (SiO_2)	53-54
Alúmina (Al_2O_3)	14-15,5
Cal (CaO)	20-24
Óxido de magnesio (MgO)	
Óxido de boro (B_2O_3)	6,5-9
Fluor (F)	0-0,7
Óxido de sodio (Na_2O)	<1
Óxido de circonio (ZrO_2)	
Óxido de potasio (K_2O)	
Óxido de hierro	

Tabla 2.5. Composición química de la fibra de vidrio "E".Fuente: Antequera et al. (1991)

Fibra de carbono

La fibra de carbono es muy utilizada en aplicaciones estructurales donde se requieren altas resistencia a la fatiga o en aquellas situaciones en la que es necesario un buen comportamiento mecánico bajo condiciones estáticas.

La utilización de la fibra de carbono es menor que la de la fibra de vidrio, debido a que su coste de fabricación es más elevado, aunque actualmente sus costos se han reducido debido al aumento de la demanda por parte de las industrias: aeronáutica, aeroespacial, transporte terrestre, deporte, marina, etc.

Entre las principales características que presenta la fibra de carbono se encuentran:

- Baja densidad, lo que implica que sus propiedades mecánicas específicas por unidad de peso sean muy elevadas.
- Estabilidad dimensional, pues presenta un bajo coeficiente de dilatación térmica y alta resistencia a la abrasión.
- Estabilidad química y biológica.
- Alta resistencia a la fatiga.
- Elevada resistencia a la corrosión y alta conductividad eléctrica.

Los tipos de fibra de carbono pueden clasificarse de acuerdo a la temperatura del tratamiento de calentamiento durante su fabricación; esta clasificación se muestra en la Tabla 2.6.

Tipo de fibra	**Propiedad característica**
HM	Alto módulo de elasticidad
HR	Alta resistencia mecánica
III	Menores propiedades mecánicas, más económica

Tabla 2.6. Tipos de fibra de carbono. Fuente: Miravete (1990)

2.2.3. Tipos de laminados

Los laminados se forman a partir del apilamiento de láminas, cada una de las cuales, es una capa de resina de pequeño espesor reforzada con fibras. Existen dos tipos de láminas: de cinta o de tejido, que forman diferentes tipos de laminados. La principal característica de las láminas de cinta es que todas las fibras se encuentran orientadas en una única dirección y que presentan una isotropía transversal (misma propiedades en direcciones perpendiculares a la fibra).

Los laminados unidireccionales se forman al apilar láminas de cinta, donde las fibras se encuentran orientadas en la misma Figura 2.1.

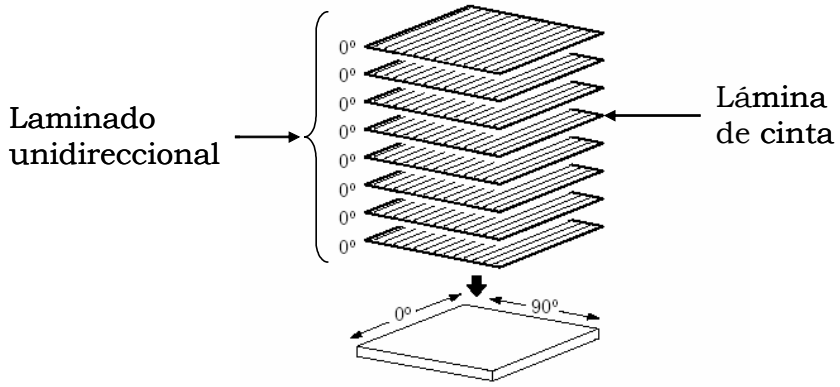


Figura 2.1. Laminado unidireccional. Fuente: www.hexcel.com

Los laminados 0/90 (Figura 2.2) se fabrican a partir del apilamiento de láminas de cinta en dos direcciones ortogonales, cuya principal característica es su comportamiento ortótropo.

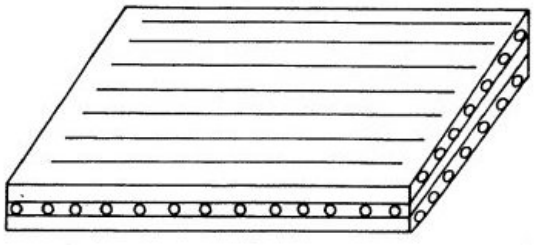


Figura 2.2. Laminado ortótropo.
Fuente:http://digital.library.okstate.edu/oas/oas_htm_files/v56/p104_107nf.html

Los laminados cuasi-isótropos están fabricados a partir del apilamiento de láminas de cinta que encuentran orientadas en diferentes direcciones (0°, 90° y ±45°). Sus propiedades son aproximadamente las mismas en todas las direcciones, debido a las diferentes orientaciones en cada lámina. En la Figura 2.3 se muestra un ejemplo de una configuración cuasi-isótropa que presenta la secuencia de apilamiento [0°, 90°, ±45°]$_s$.

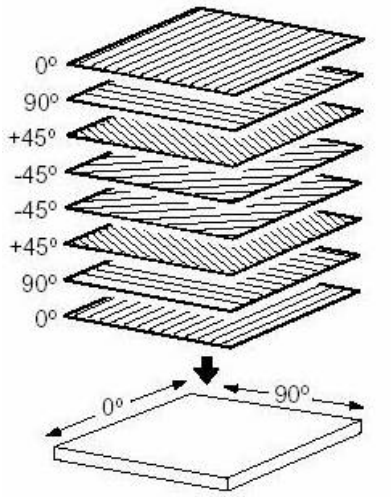


Figura 2.3. Ejemplo de un laminado cuasi-isótropo. Fuente: www.hexcel.com

Los laminados de tejido se fabrican partir del apilamiento de láminas de tipo tejido, las cuales pueden ser de varias configuraciones, pero con un factor en común: la orientación se las fibras se realiza en dos direcciones, perpendiculares entre si, siguiendo una determinada secuencia de enlazado.

Las fibras longitudinales reciben el nombre de urdimbre y se encuentran entrelazadas por fibras transversales, denominadas tramas. De acuerdo, con el porcentaje de fibras en cada dirección se pueden identificar dos diferentes tipos de láminas de tejido. Si en cada dirección existe el 50 % de fibra se habla de un tejido equilibrado, también llamado tafetán, cuya principal característica es la uniformidad en las propiedades mecánicas en las direcciones 0° y 90°. Esta configuración es la más utilizada. En la Figura 2.4 se muestra una lámina de tejido equilibrado o de tipo tafetán.

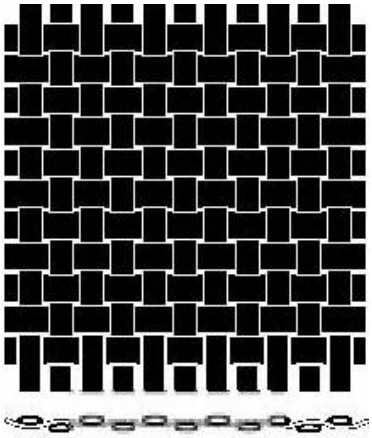


Figura 2.4. Lámina de tejido de tipo tafetán. Fuente: www.hexcel.com

2.3. COMPORTAMIENTO MECÁNICO FRENTE A IMPACTO

Durante la vida en servicio de elementos estructurales fabricados con materiales compuestos, estos pueden encontrarse expuestos a impacto (Abrate, 1998), que pueden variar desde la caída de una herramienta durante las operaciones de montaje y/o mantenimiento, al impacto en la góndola de los motores de los aviones durante el vuelo, el aterrizaje o despegue y o al el impacto de basura espacial en las estructuras de los vehículos espaciales o satélites en órbita (Shoeppner y Abrate, 2000). De acuerdo con las situaciones planteadas, los impactos se pueden clasificar en: impacto de baja y alta velocidad.

Desde el punto de vista experimental, los ensayos dinámicos tratan de representar las situaciones reales a las que pueden estar sometidos los componentes estructurales. Aunque en algunas ocasiones se estudian estructuras completas, generalmente se suelen analizar pequeños elementos representativos del componente real. En las investigaciones realizadas sobre laminados de material compuesto, se suelen emplear elementos en forma de placas para analizar el comportamiento frente a impacto.

En los impactos de baja velocidad, y debido a las duraciones de estos, las ondas de tensión se propagan hasta el contorno del elemento que se considera y se reflejan varias veces durante el proceso de impacto por lo que la respuesta de la estructura es

global, influyendo tanto su geometría como sus condiciones de contorno. Por el contrario en los de alta velocidad, el efecto del impacto está localizado en la zona alrededor de dónde se produce éste, debido a la duración del fenómeno (Cantwell y Morton, 1990).

Existe un gran número de estudios que evalúan el comportamiento frente a impacto de materiales compuestos, (Cantwell y Morton, 1991).

2.3.1. Impactos de baja velocidad

Cuando se realizan estudios de impacto de baja velocidad se busca representar el daño que generaría una masa relativamente grande que impacta sobre una estructura, como sería el caso de la caída de una herramienta sobre un componente estructural durante las operaciones de montaje o mantenimiento. Experimentalmente en este tipo de estudios se utilizan tanto la torre de caída como el péndulo Charpy, como se puede observar en los trabajos realizados por: Cantwell y Morton (1989, 1990 y 1991), Richardson y Wisheart (1996), Bayanador (2003), Hosseinzadeh et al. (2005), entre otros de investigadores.

Los impactos de baja velocidad son considerados como muy peligrosos en los materiales compuestos, porque el daño que producen normalmente reduce significativamente las propiedades residuales (Xiong et al. 1995 y Reis y Freitas 1997), En algunos laminados de materiales compuestos, como es caso de los de fibra de carbono, el daño no puede ser detectado por inspección visual, de aquí la importancia de realizar estudios de este tipo y lo que explica el gran número de trabajos sobre este tema.

En los impactos de baja velocidad sobre materiales compuestos se han identificado tres modos de fallos diferentes: rotura de la matriz, deslaminación y rotura de la fibra (Richardson y Wisheart, 1996 y Bayanador et al. 2003).

La rotura o figuración de matriz es el primer fallo que sucede en los materiales compuestos como producto de un impacto de baja velocidad, generando en el material una concentración de tensiones, que al aumentar hace aparecer una fisura localizada que se propaga en la matriz. En la interfase de la matriz y la fibra también

pueden aparecer fisuras debido a las tensiones, bien sea de tracción, compresión o flexión.

La deslaminación sucede cuando la propagación de las fisuras a través de la matriz, produce el despegue entre láminas adyacentes. En un impacto de baja velocidad una buena parte de la energía es utilizada en la producción de este tipo de fallo (Abrate, 1998). Experimentalmente se ha demostrado que las deslaminaciones tienen lugar entre láminas adyacentes con diferentes orientaciones (Richardson y Wisheart, 1996). La forma que presenta el área deslaminada en cada lámina es similar a una elipse, como se observa en la Figura 2.5. La forma y el tamaño de la deslaminación está influenciado por tres factores: la diferencia en los módulos de elasticidad en las direcciones longitudinal y transversal de cada lámina, el espesor de la lámina o el grupo de láminas y la deflexión del laminado (Henkhaus, 2003).

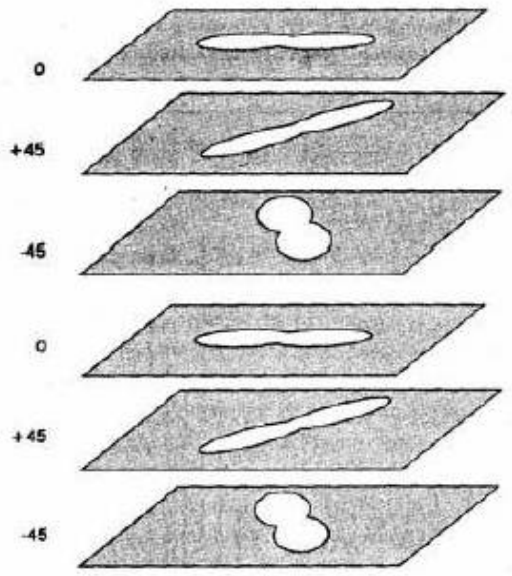


Figura 2.5. Orientación y forma de las deslaminaciones. Fuente: Abrate (1998)

La rotura en las fibras se produce como resultado de la propagación de las fisuras en dirección perpendicular a las fibras, ocurriendo normalmente a continuación de la rotura de la matriz y de la deslaminación. La rotura de las fibras ocurre en la zona de impacto entre el laminado y el percutor, debido a las tensiones y al efecto de indentación en la cara impactada.

2.3.2. Impacto de alta velocidad

Los impactos de alta velocidad producen, generalmente perforaciones, que constituyen un factor crítico en la integridad de los elementos estructurales (Abrate, 1991). Los estudios sobre impacto de alta velocidad en materiales compuestos son relativamente pocos en comparación con los realizados a baja velocidad de impacto (Kasano, 1999).

Experimentalmente se busca simular el impacto que produce una masa pequeña, con velocidad elevada, como sería el caso del impacto que se puede producir por un guijarro sobre la estructura de un avión durante su despegue o aterrizaje. Estos ensayos se suelen realizarse en un cañón de gas, con proyectiles de diferentes formas y tamaños (Cantwell y Morton, 1991, Keisuke et al., 2002 y Nunes et al., 2004). Los aspectos que se pueden estudiar de los ensayos de alta velocidad son: el límite balístico, la velocidad residual, la energía de perforación y el modo de fallo (Kasano, 1999).

El límite balístico es la velocidad por debajo de la cual un proyectil específico no perfora la estructura que es impactada. Comúnmente (Zukas et al., 1992), el límite balístico es expresado en término de probabilidad como V_{50}, lo que indica que existe un 50% de probabilidad de perforación y para su determinación se recurre a técnicas estadísticas.

La velocidad residual es la velocidad con la cual el proyectil atraviesa la probeta y sale de ésta. Desde el punto de vista experimental se ha demostrado que la velocidad residual se incrementa a medida que se aumenta la de impacto. Además, a partir de la velocidad residual se puede determinar la energía absorbida.

La energía de perforación medida es la energía mínima necesaria para perforar una estructura cuando los impactos se realizan a altas velocidades de impacto. Experimentalmente, se puede calcular a partir de la velocidad de impacto más baja con la cual se consigue atravesar las placas de material compuesto. Esta velocidad depende ligeramente de la forma del proyectil, y en mayor medida, del espesor del laminado en estudio (Ulven et al., 2003).

De forma general, el fallo de los materiales compuestos por impacto balístico ocurre en la zona cercana al impacto, pudiendo intervenir diferentes mecanismos de fallo. En los materiales compuestos de fibra de carbono/epoxi, los impactos balísticos de alta velocidad producen una respuesta localizada del material alrededor del punto de impacto, debido a la formación de un tapón por cortadura, que da como resultado la perforación del laminado en forma de agujero casi perfecto (Figura 2.6). Mientras, que a bajas velocidades de impacto dentro del rango de impacto balístico se tiene que la extensión del daño se incrementa con la velocidad de impacto, debido a la deflexión de la placa (Figura 2.6), hasta que se alcanza el límite balístico (López-Puente et al., 2002). En los materiales compuestos de fibra de vidrio en resina polimérica no se ha observado la formación del tapón por cortadura (Naik et al., 2006)

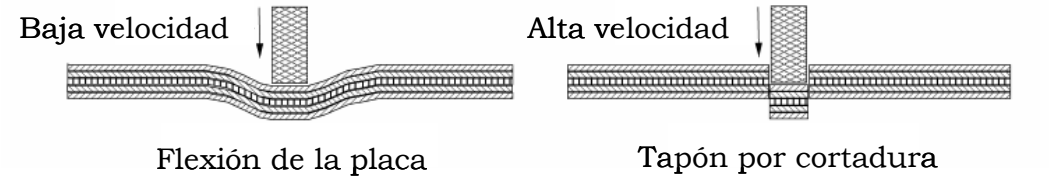


Figura 2.6. Efecto de la velocidad en la respuesta del laminado de fibra de carbono en resina polimérica. Fuente: López-Puente et al. (2007)

Al igual que para los impacto de baja velocidad, la forma del área dañada en los laminados de cinta tiene forma de elipse cuyo eje mayor coincide con la orientación de la fibra en cada lámina, como lo demostró Ishikawa et al. (1995) en laminados de fibra de carbono.

Evaluando la respuesta de las placas de material compuesto a impactos de diferentes velocidades con respecto a la extensión del área dañada, Will et al. (2002) demostró que existe una relación lineal entre la extensión del área deslaminada y la energía de impacto, para impactos por debajo del límite balístico, donde se obtiene el valor umbral de la extensión de área dañada. López-Puente et al. (2002 y 2003) también afirmó lo descrito por Will et al. (2002) y añadió que la extensión del área dañada es inversamente proporcional a ésta para velocidades por encima del límite

balístico, alcanzando el máximo valor de extensión del área dañada en el límite balístico.

Recientemente (Kim et al., 2003) se han realizado estudios experimentales de impactos de alta velocidad sobre laminados de fibra de carbono/epoxi, utilizando como proyectil esferas de hielo en un rango de velocidades desde los 30 m/s a hasta los 200 m/s, que simulan impactos de granizo. En este trabajo los investigadores identificaron cinco tipos diferentes de daño dependientes de la velocidad de impacto: deslaminación (Tipo I), rotura de fibra en lado posterior de la placa (Tipo II), rotura a lo largo del espesor sin penetración (Tipo III), rotura a lo largo del espesor con penetración (Tipo IV) y perforación total (Tipo V) (agujero limpio). Todos estos tipos de daño pueden observarse en la Figura 2.7, donde se presenta un esquema de la variación de tipo de daño con la velocidad de impacto y su respectiva fotografía.

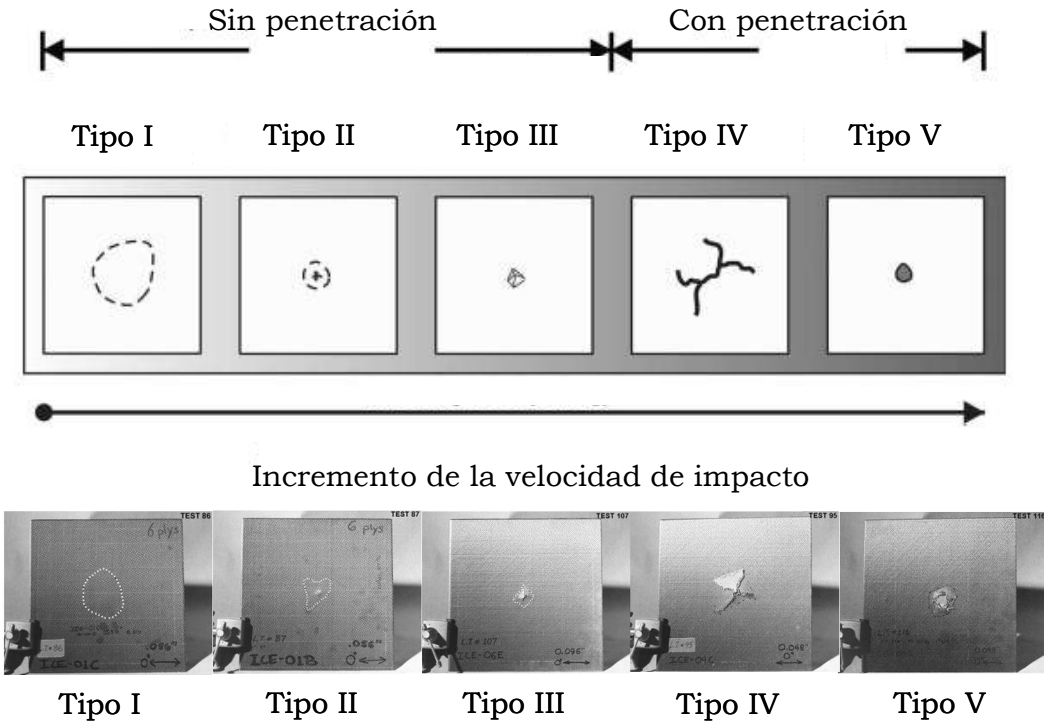


Figura 2.7. Tipos de daño en laminados carbono/epoxi sometido a impacto balístico. Fuente: Kim et al. (2003)

2.3.3. Modelización del fenómeno de impacto

En un diseño eficiente de elementos estructurales fabricados en materiales compuestos, es necesario disponer de modelos que permitan predecir el modo de fallo de un laminado. Existe un importante número de las investigaciones realizadas sobre la modelización de placas sometidas a impactos de alta velocidad. Entre estos estudios se encuentran los realizados por: Taylor y Vinson (1990), Zhu et al. (1992), Vinson y Walter (1997), Navarro (1998), Morye et al. (2000), Wen (2000 y 2001), Gu (2003), Naik et al. (2004, 2005 y 2006) y Lopez-Puente et al. (2007).

Taylor y Vinson (1990) realizaron un modelo analítico para impacto balístico basado en la teoría de placas y aspectos geométricos, que fue validado experimentalmente sobre laminados de tejido de Kevlar 29. El resultado obtenido a partir de la aplicación de este modelo fue el radio de las del cono truncado formado en el lado posterior del laminado, tal como se observa en la Figura 2.8, este resultado fue representado en función del tiempo de contacto entre el proyectil y el laminado.

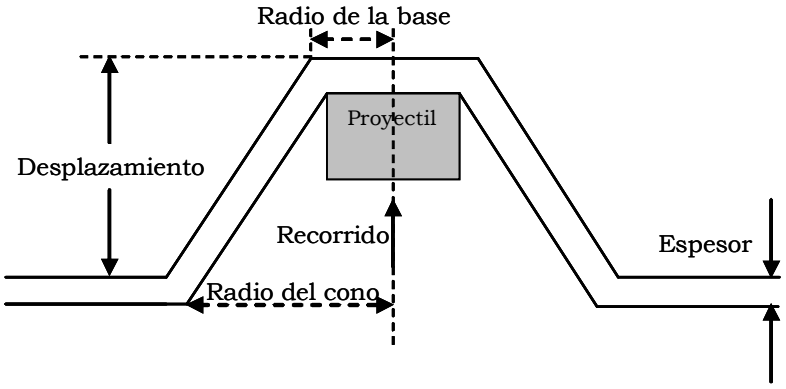


Figura 2.8. Geometría del impacto. Fuente: Taylor et al. (1990)

Zhu et al. (1992) dividió en su modelo el fenómeno de impacto en tres fases consecutivas que no interactúan entre sí y que denominó: indentación, perforación del laminado y salida del proyectil. Identificó cinco mecanismos de daño que son: la indentación, la formación del cono en el lado posterior del laminado, el fallo de fibras, la deslaminación y la fricción. Empleando la teoría de placas determinaron la flecha máxima. Además, evaluaron: la velocidad residual de proyectil, el límite balístico, así como las diferentes variables de la cinemática clásica (desplazamiento,

velocidad y desaceleración) en función del tiempo de contacto. Este modelo fue validado experimentalmente en placas de un laminado de Kevlar 29/poliéster. Otro aspecto que se estudió con este modelo fue la influencia en la velocidad residual del proyectil y en el límite balístico de la velocidad de deformación, dado que las propiedades mecánicas del laminado se ven modificadas con ella. Para ello se realizaron cambios en el modulo de elasticidad, observando una notable influencia en el límite balístico y para velocidades próximas a éste, esta influencia disminuía a medida que se incrementa la velocidad de impacto.

Vinson y Walter (1997) realizaron un modelo analítico basado en la teoría de placas y en consideraciones geométricas que les permite predecir la deformación en la placa, el desplazamiento del cono formado, la velocidad residual y el límite balístico en función del tiempo de contacto entre el proyectil y el laminado de tejido de fibra de carbono (AS4/3501-6). Su modelo requiere la realización de ensayos de impacto a dos velocidades para conocer el comportamiento estructural del material. A partir de este número de ensayos se pueden determinar las variables presentadas previamente para otras velocidades de impacto.

Navarro (1998) desarrolló un modelo analítico simplificado basado en la teoría unidimensional de ondas elásticas, para una fibra que era sometida a un impacto transversal. Este modelo lo extendió a laminados unidireccionales al añadir el efecto de la resina como un peso muerto a las fibras y fue validado en laminados flexible de aramida y polietileno. Considera que el mecanismo de fallo del laminado es por rotura de fibras por lo que, en la detención del proyectil solo participan las fibras directamente impactadas por éste.

Morye et al. (2000) basó su modelo en criterios energéticos, incluyendo tres mecanismos de daño: la rotura de las fibras primarias, la deformación elástica de las fibras secundarias y la formación y movimiento del cono en el lado posterior del laminado de tejido. Este modelo fue validado experimentalmente en laminados de tejido de nylon, aramida y polietileno, evaluando el límite balístico y el radio del cono que se forma en el lado posterior del laminado.

Wen (2000 y 2001) estableció en su modelo unas ecuaciones que permiten estimar la penetración y el límite balístico de diferentes geometrías de proyectil

(plano, cónico, esférico y ojival) en laminados. Esta formulación se basa en las hipótesis de que la deformación está localizada y que la resistencia a la penetración por parte del laminado puede ser divida en dos partes: una que corresponde a la resistencia cuasi-estática cohesiva debido a la deformación elasto-plástica de los laminados y otra que corresponde a la resistencia dinámica que se encuentra relacionada con los efectos de la velocidad. Los resultados obtenidos con el modelo se corresponden con los determinados experimentalmente.

Gu (2003) realizó un estudio analítico y experimental sobre laminado de tejido de Twaron® y Kuralon® impactados a altas velocidades. El modelo analítico considera que la energía absorbida por el laminado viene dada por la energía de deformación y la energía cinética de la parte deformada del material donde se produce el impacto, que presenta forma de rombo, desprecia la energía absorbida debido al calor generado en la interacción entre el proyectil y la placa. Para determinar el instante de rotura consideró el criterio de deformación máxima. Con este modelo el autor estimó la velocidad residual y la energía absorbida por el laminado que, al compararse con los resultados experimentales, permite afirmar que modelo desarrollado es confiable. En este estudio, también se consideró la influencia de la velocidad de deformación en las propiedades mecánicas de los materiales estudiados, para lo que se realizó ensayos de caracterización a velocidades de deformación de 1500 s^{-1}.

Naik et al. (2004, 2005 y 2006) basaron su modelo en criterios energéticos, considerando seis mecanismos de daño: el fallo por rotura de fibras primarias, la deformación elástica de las fibras secundarias, la formación y movimiento del cono en el lado posterior del laminado, la deslaminación, la rotura de la matriz y el calor generado por la fricción entre el proyectil y laminado. El modelo fue evaluado en dos laminados de tejido: uno de fibra de vidrio y otro de carbono, siendo necesario incorporar para este último un mecanismo de daño adicional, que se está asociado a la energía absorbida por cortadura. Las variables estimadas en este modelo fueron: el límite balístico, las contribuciones de cada uno de los mecanismos de absorción de energía y el tiempo de contacto para impactos en el límite balístico y las inmediaciones de éste.

Lopez-Puente et al. (2007) desarrollaron un modelo basado en criterios energéticos para el estudio de laminados de tipo tejidos carbono/epoxi sometidos a un impacto de alta velocidad. Al igual que el modelo de Naik et al. (2004, 2005 y 2006) también considera distintas contribuciones a la energía absorbida por el laminado, que son: la energía absorbida en el proceso de rotura de las fibras, el aplastamiento del laminado y de la energía consumida en acelerar el material aplastado. Utiliza como variable integración la distancia y obtiene una ecuación diferencial que resuelve mediante técnicas de perturbaciones, lo que les permite resolver analíticamente la ecuación y proporcionar una expresión cerrada para la velocidad residual y el límite balístico.

2.4. TOLERANCIA AL DAÑO

La tolerancia al daño es un aspecto importante en el diseño de componentes estructurales fabricados en materiales compuestos de tipo laminado (Sánchez-Sáez, 2005). El estudio de la tolerancia al daño de un elemento estructural fabricado en materiales compuestos se utiliza para evaluar su integridad dado que este tipo de materiales se ven afectados de forma muy negativa por los impactos, tanto de baja como de alta velocidad, al reducirse considerablemte sus propiedades residuales (Xiong et al., 1995) en especial la resistencia a compresión (Zhou G., 1996). En este tipo de estudios se analizan tanto la extensión de área dañada como las propiedades residuales, principalmente: la resistencia residual a compresión, a tracción, a flexión y a fatiga (Richardson y Wisheart, 1996).

En el estudio de la extensión de área dañada, las técnicas de inspección no destructiva tiene un papel fundamental (Kaczmarek, 1994), ya que su utilización garantiza que las probetas no sean alteradas, y permite la realización de los ensayos de estimación de las propiedades residuales que son necesarios para completar el estudio. Existen varias técnicas de inspección no destructiva, entre las que se encuentran (Scott y Scala, 1982): la inspección visual, ultrasonidos, radiografía de R-X y neutrones, holografía óptica y acústica, termografía de IR y la emisión acústica.

De todos estos ensayos, la emisión por ultrasonidos es el más empleado en la detección de daños en los materiales compuestos (Burke et al., 1994). Esta técnica se

basa en la reflexión de una onda ultrasónica (de 1 a 10 MHz) cuando se encuentra un defecto al atravesar un medio continuo (Antequera et al., 1991). En concreto la evaluación por C-SCAN es la técnica por ultrasonidos generalmente utilizada (Burke et al., 1994) en la inspección de laminados de material compuesto.

La inspección visual (Abrate, 1998) es la primera evaluación que se suele realizar para definir la forma y estimar el tamaño del daño provocado por un impacto. Sin embargo, este tipo de estudio sólo es posible realizarlo en materiales compuestos que sean traslucidos, como lo pueden ser el vidrio/epoxi (Da Silva et al., 2004). El análisis digital de imagen es una de las herramientas utilizadas en la inspección visual, en este caso, aprovechando la transparencia de algunos laminados de material compuesto (vidrio/epoxi, vidrio/viniléster, vidrio/poliéster) a la luz blanca. En este tipo de ensayos se obtiene una imagen donde se observan zonas muy claras que corresponden a las áreas no afectada por el impacto y zonas de oscuridad que se generan en las áreas dañadas. De forma general, para cuantificar el porcentaje de área dañada se aplican programas de tratamiento de imagen (Nunes et al., 2004).

De todos los ensayos utilizados en la evaluación de las propiedades residuales, el de compresión después de impacto (CAI) es el más utilizado, pues permite cuantificar la resistencia residual a compresión (Richardson y Wisheart, 1996) de los materiales compuestos, en especial aquellos que son sometidos a impactos de baja velocidad, que producen una importante disminución de esta propiedad, debido a que el principal mecanismo de fallo es la deslaminación. Mientras que los estudios de la resistencia residual a flexión y a fatiga son menos utilizados (Richardson y Wisheart, 1996).

Los estudios que evalúan las propiedades residuales en estructuras de tipo laminado que son impactadas a alta velocidades son relativamente escasos. Da Silva et al. (2004) analizó la resistencia residual a tracción y la resistencia a impacto en laminados de fibra de vidrio impactados a alta velocidad.

2.5. IMPACTOS SOBRE PLACAS PRECARGADAS

En el análisis del comportamiento de un elemento estructural debe considerarse que éste puede encontrarse durante su vida en servicio sometido a precarga en su plano. Un caso representativo de esta situación son las estructuras de pared delgada sometidas a presión interna; tal es el caso, de los depósitos de gas, el fuselaje de los aviones de pasajeros durante el vuelo y el módulo habitable de una estación espacial. Cualquiera de estas estructuras pueden estar expuestas lo largo de su vida en servicio a cargas dinámicas, principalmente a aquéllas derivadas de los impactos a alta velocidad de fragmentos, que pueden disminuir considerablemente la resistencia residual del componente estructural que se considere.

Daniel en 1986 demostró que la respuesta de los laminados de material compuesto sometidos a estados de carga biaxial es muy compleja y difícil de predecir en función de las propiedades mecánicas de la lámina, debido a las interacciones de los diferentes modos de fallo. Además, la aplicación de un estado de tensiones biaxial en el plano puede incluir componentes de tensión, compresión y cortadura que son complejas en los materiales compuestos. En el desarrollo de estos ensayos, el diseño de las probetas es un aspecto muy importante, debiéndose cumplir con las siguientes especificaciones (Daniel, 1986, Welsh et al., 2002 y Smits et al., 2006):

- La zona de las probetas dónde se van a realizar las medidas debe ser lo suficientemente grande como para garantizar un estado tensional homogéneo.
- El inicio del fallo debería producirse en la zona donde se realizan las mediciones.
- El dispositivo de ensayos debe permitir variar las componentes de tensión en el plano independientemente.
- El estado de tensiones debe ser conocido sin necesidad de realizar medidas o un análisis secundario.

Aunque algunos autores utilizan probetas tubulares presurizadas para los ensayos sobre laminados con carga en el plano (Daniel, 1986 y Soden et al., 2002), diversos investigadores (Johnston et al. 2002, Othake et al., 1999, Welsh et al. 2002 y Smits et al., 2006) han determinado que, en caso de placas de espesor delgado, el tipo de probeta más apropiada para los ensayos de carga en el plano es la cruciforme, pues solo presenta estados tensionales de compresión y tracción homogéneos en una amplia área de la probeta, y además el sistema de amarre es sencillo. Sin embargo, este tipo de probeta presenta algunas dificultades especialmente en la determinación del radio de acuerdo entre los brazos de la cruz, lo que implica un cuidadoso proceso de diseño.

El número de estudios que evalúan el efecto de un impacto de baja o alta velocidad sobre estructuras fabricadas con materiales compuestos es bastante grande. Sin embargo, no existen muchos trabajos que analicen los efectos de un precarga uniaxial en placas de material compuesto sometidos a impactos; cuando se considera al caso de precargas biaxiales la información es aun menor. De lo planteado, se puede concluir que existe la necesidad de determinar y conocer los efectos de una precarga uniaxial y/o biaxial sobre laminados de material compuesto sometidos a impacto.

Entre los trabajos que analizan los efectos de una precarga en el plano de laminados sometidos a impacto de baja velocidad se encuentran los realizados sobre laminados de fibra de carbono en matriz epoxi por: Nettes et al. (1995) que emplea una precarga de tracción y Sheng-Tsong et al. (1997) que utiliza una de compresión. En ambos casos el dispositivo experimental empleado para producir el impacto fue una torre de caída. A partir de sus resultados se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- La fuerza máxima de impacto sobre las placas de material compuesto se incrementa con la precarga.

- Existe una estrecha relación entre el daño que se produce en los laminados y la precarga aplicada sobre ellos; de forma general puede establecerse que: a medida que se incrementa la precarga sobre las placas, el daño aumenta hasta llegar al fallo catastrófico del componente.

La investigación realizada por Whittingham et al. (2003) recoge resultados diferentes a los registrados por los autores anteriores (Nettles et al., 1995 y Sheng-Tsong et al., 1997), pues afirma que presencia la una precarga de tracción uniaxial o biaxial, en componentes estructurales fabricados de laminados cuasi-isótropos de fibra de carbono/epoxi, no tiene una influencia significativa en la fuerza máxima, la energía absorbida y la flecha máxima, para precargas similares a las que se producen en una cabina presurizada de aviones comerciales (1500με).

Tweed et al. en 1996 estudiaron el comportamiento de laminados precargados a tracción y compresión de fibra de carbono/epoxi, de fibra de vidrio/epoxi y kevlar e impactados a velocidades bajas (< 30 m/s) e intermedias (30-200 m/s). Entre sus conclusiones más importantes se pueden citar las siguientes:

- A bajas velocidades de impacto se observó, un ligero incremento de la extensión de área dañada cuando los laminados estaban sometidos a una precarga de tracción. En las placas de fibra de carbono el área dañada aumentó significativamente bajo la presencia de una precarga a compresión.

- Para velocidades intermedias solo se presentaron incrementos significativos en la extensión del daño cuando las placas de material compuesto se encontraban precargadas a compresión.

Recientemente, Veldman y sus colaboradores (2007) realizaron una investigación sobre placas de aluminio presurizadas a 41,4 kPa e impactadas con cargas explosivas. Este nivel de presión fue seleccionada para simular la precarga que experimenta una cabina presurizada de un vuelo comercial. Al finalizar esta investigación, una de las recomendaciones realizadas fue la de ampliar la investigación a los materiales compuestos que se utilizan en la fabricación del fuselaje de los aviones, como pueden ser, los laminados de fibra de carbono en resina polimérica.

En la bibliografía también existen estudios teóricos que analizan el comportamiento de placas sometidas a precarga en el plano e impacto transversal. Sin embargo, son pocos y se encuentran restringidos a impactos de baja velocidad, como los realizados por Sun y Chattopadhyay en 1975, quienes presentaron un

modelo analítico no lineal que combina la fuerza de contacto de Hertz y la teoría de placas, para estudiar la fuerza de contacto, la energía absorbida y la respuesta dinámica (flecha máxima y tensiones) de placas de material compuesto sometidas a una precarga biaxial y a impacto de baja velocidad. Entre los resultados más destacados se encuentran: el incremento de la fuerza máxima de contacto con el aumento de la precarga inicial, mientras que disminuyen la flecha máxima, el tiempo de contacto, las tensiones producidas y la energía transferida del percutor a la placa.

Khalili et al. (2007) desarrollaron un modelo para placas de laminado unidireccional de fibra de carbono/ epoxi precargados en dirección uniaxial y biaxial y sometido a impactos de baja velocidad. Para estudiar la interacción entre el percutor y la probeta utilizaron la teoría de contacto de Sveklo para materiales ortótropos. El estudio de la precarga se realizó evaluando, la fuerza de contacto, el tiempo de contacto y la flecha máxima de la probeta. Los principales resultados de esta investigación se encuentran relacionados con la mínima influencia de la precarga en la fuerza de contacto, la disminución de la flecha máxima y el tiempo de contacto con el incremento de la precarga biaxial. Con respecto a las placas con precarga uniaxial se obtuvo una mayor influencia cuando la precarga era aplicada en dirección perpendicular a las fibras.

Por todo lo expuesto se puede concluir que resulta de interés tecnológico conocer si las conclusiones planteadas por estos autores se pueden extender a materiales compuestos con otros tipos de fibra y matriz, así como a otras secuencias de apilamiento; y además ampliar el estudio a cargas biaxiales y velocidades de impacto más altas.

Capítulo 3

DESARROLLO EXPERIMENTAL

3.1. INTRODUCCIÓN

En este capítulo se proporciona una explicación de todos los ensayos que fueron necesarios realizar en el desarrollo de la presente Tesis Doctoral.

En primer lugar se presentan los materiales utilizados en el estudio y, a continuación, se exponen los diferentes ensayos realizados: ensayos de tracción, ensayos de impacto de alta velocidad sobre placas de material compuesto sometidas a precarga (uniaxial y biaxial) y sin precarga. Finalmente, se presenta una descripción del procedimiento de inspección no destructiva realizado sobre todos los laminados de material compuesto dañados por el impacto.

3.2. MATERIALES

Para este estudio se seleccionaron tres laminados de material compuesto que son usados en la fabricación de componentes estructurales que operan bajo condiciones de precarga en el plano. Además, se consideró que la fibra y resina que los conforman, así como sus distintas configuraciones (laminados de cinta o de tejido), fuesen ampliamente utilizadas en la industria aeronáutica y del transporte en general. Los tres materiales compuestos utilizados en el desarrollo de la investigación fueron:

- Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio en resina viniléster.
- Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono en resina epoxi.
- Laminado de tejido de fibra de vidrio en resina poliéster.

El laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono en resina epoxi fue seleccionado por ser un material ampliamente utilizado en la fabricación de elementos estructurales de aviones comerciales y militares, como pueden ser: el Airbus 380 (Figura 3.1) y el Eurofighter Typhoon (Figura 3.2 y 3.3).

Figura 3.1. Imagen del avión Airbus 380

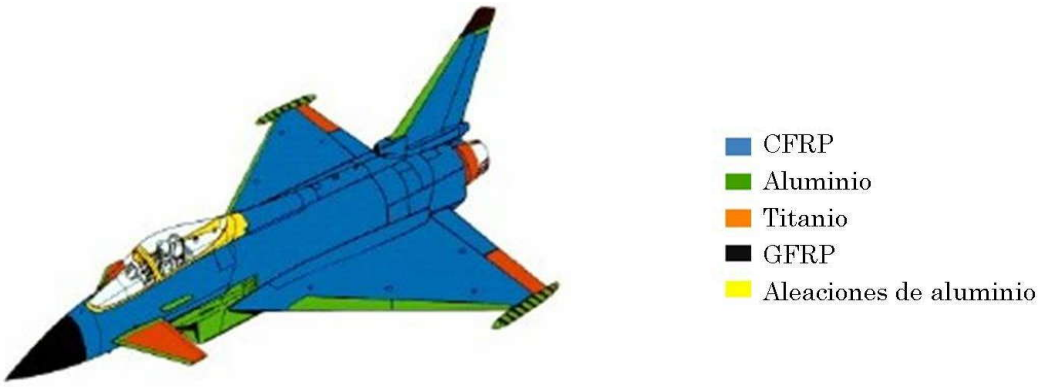


Figura 3.2. Componentes del avión Eurofighter fabricados en materiales compuestos

Figura 3.3. Detalle del fuselaje del Eurofighter fabricado en fibra de carbono/ epoxi

El laminado de fibra de vidrio en resina viniléster fue elegido por su amplia utilización en la industria ferroviaria y del transporte, así como por su empleo en la

industria recreativa, la industria química en general: tuberías o recipientes de fluidos a presión (Figura 3.4 y 3.5) e, incluso, en la industria aeronáutica (Figura 3.2).

Figura 3.4. Tubería de fibra de vidrio que puede se fabricada en resina viniléster o epoxi. Fuente: www.fiberdur.com

Figura 3.5. Tubería fabricada en fibra de vidrio y resina polimérica

Además, se incluyó un laminado de tejido equilibrado por ser muy empleado en la industria del transporte y en la fabricación de recipiente para fluidos que trabajan bajo condiciones de precarga en el plano (Figura 3.6) y por presentar una arquitectura diferente a la de los otros laminados, lo que implica un comportamiento frente a impacto y mecanismos de daño diferentes.

Figura 3.6. Recipiente para fluidos fabricado en fibra de vidrio/poliéster

3.2.1. Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster

El laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio en resina polimérica, tiene como refuerzo una fibra de vidrio de tipo "E", y la matriz es una resina de tipo viniléster. La cinta unidireccional de fibra de vidrio posee una densidad de 0,26 kg/m^2, con hilo "roving" de 600 Tex. Las principales propiedades físicas del refuerzo, proporcionadas por el fabricante, se muestran en las Tabla 3.1.

Propiedades Mecánicas	
Densidad (kg/m^3)	2540
Resistencia a tracción (MPa)	3400
Módulo de elasticidad (GPa)	73
Deformación a rotura (%)	4,8
Propiedades Higrotérmicas	
Humedad (%)	< 0,1
Conductividad térmica $\left(W/_{m\cdot^o K}\right)$	1,0

Tabla 3.1. Propiedades de la fibra de vidrio "E" del laminado vidrio/viniléster. Fuente: ROGA Racing Boats

La resina de viniléster empleada en la fabricación del laminado cuasi-isótropo, es una resina de aplicación general en laminados de fibra de vidrio utilizados en la industria, y que ofrece, como principales ventajas: una alta resistencia química, una

fácil manipulación y unas buenas propiedades de curado, que permiten garantizar la repetición del proceso de fabricación de los laminados. Las principales características de la resina utilizada se recogen en la Tabla 3.2.

Propiedades	
Viscosidad a 23 ºC (mPa .s)	400-500
Contenido de agua (ppm)	600
Tiempo de curado a 25 ºC (minutos)	46-61
Densidad a 23 ºC (kg/m^3)	1074
Temperatura de transición vítrea (ºC)	132
Resistencia a tracción (MPa)	83
Deformación a rotura (%)	4,2
Color	Amarillo

Tabla 3.2. Especificaciones de la resina viniléster ATLAS 580. Fuente: DSM

El laminado estaba formado por siete laminas con la siguiente secuencia de apilamiento: [0º, ±45º, 0º; ±45º, 90], y fue fabricado por la empresa ROGA en placas de 500 mm x 500 mm y 2,2 mm de espesor, realizándose su fabricación de forma manual, superponiendo las láminas unidireccionales de fibra de vidrio que eran impregnadas con la resina viniléster (ATLAS 580). Una vez realizado el laminado se procedió a la aplicación de un prensado ligero cuyo objetivo era equilibrar la relación entre la resina y la fibra y reducir al máximo las burbujas de aire que, habitualmente, se forman en el laminado como consecuencia de este proceso de fabricación. Los laminados fueron sometidos a un proceso de curado en un horno a 40 °C.

3.2.2. Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

Este laminado cuasi-isótropo está constituido por fibra de carbono AS4 y resina epoxi 8552 y la siguiente secuencia de apilamiento fue: $[\pm 45/0/90]_{2s}$. Su fabricación la

realizó la empresa SACESA en paneles de 500 mm x 500 mm y 3 mm de espesor, siguiendo las mismas especificaciones y controles de calidad que requiere la industria aeronáutica. El preimpregnado utilizado en la fabricación del laminado descrito fue realizado por HEXCEL COMPOSITE MATERIALS, cuyas propiedades se presentan en la Tabla 3.3.

Propiedades Físicas	
Densidad de la fibra (kg/m^3)	1790
Densidad de la resina (kg/m^3)	1300
Espesor de la lámina (mm)	0,130
Volumen de la fibra (%)	57,42
Densidad de la lámina (kg/m^3)	1580
Propiedades Mecánicas a 25º C	
X_t (MPa)	2207
Y_t (MPa)	81
X_c (MPa)	1531
E_1 (GPa)	141
E_2 (GPa)	10
S (MPa)	114

Tabla 3.3. Principales propiedades de la lámina de AS4/8552. Fuente: HEXCEL

3.2.3. Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster

El laminado de tejido fue fabricado con láminas de tejido equilibrado de fibra de vidrio "E" en matriz poliéster, y se encontraba constituido por cinco láminas de tejido equilibrado (tafetán). Su fabricación fue realizada por la empresa SISTEMAS Y PROCESOS AVANZADOS en placas de 500 mm x 500 mm y 3,19 mm de espesor.

Las láminas de tejido de fibra de vidrio (RT 800) presentaban una densidad areal de 0,80 kg/m^2 y fue fabricado por SAINT-GOBAIN VETROTEX. Este tipo de refuerzo es altamente compatible con una amplia variedad de resinas, presentando una buena estabilidad dimensional y unas excelentes propiedades mecánicas.

La matriz utilizada para este tipo de laminados fue la resina de tipo poliéster AROPOL FS6902, fabricada por la empresa ASHLAND. Esta resina se caracteriza por presentar una buena flexibilidad, lo que la convierte en una matriz idónea en la preparación de laminados que van a estar sometidos a esfuerzos mecánicos. Adicionalmente, su óptima mojabilidad permite una unión perfecta con los refuerzos de fibra. Las principales propiedades mecánicas de esta resina se muestran en la Tabla 3.4.

Propiedades	
Viscosidad (cps)	500-700
Resistencia a tracción (MPa)	55
Resistencia a flexión (MPa)	105
Deformación a rotura (%)	1,9

Tabla 3.4. Propiedades de la resina poliéster curada, AROPOL FS6902. Fuente: ASHLAND

La densidad del laminado de tejido empleado en esta Tesis Doctoral fue de 1980 kg/m^3, y fue determinada en el Laboratorio de Ciencia de Materiales de la Universidad Carlos III de Madrid, utilizándose la metodología descrita en la Norma 42 de MPIF.

3.3. ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN

Se realizaron ensayos de tracción a baja velocidad de deformación para caracterizar los diferentes materiales compuestos seleccionados. Estos ensayos de caracterización tenían como finalidad determinar las propiedades mecánicas de los materiales compuesto y, con posterioridad, el porcentaje de la carga de rotura que se aplicaba en los ensayos de impacto sobre los laminados precargados en el plano. Para

la realización de los ensayos de tracción se siguieron las especificaciones de la norma ASTM 3039 para materiales compuestos con refuerzo de fibra y matriz polimérica.

3.3.1. Dispositivos experimentales

Para la realización de los ensayos de tracción se utilizaron una máquina de ensayos universal INSTRON, un extensómetro de la misma empresa y un sistema de adquisición de datos y bandas extensométricas. Dichos equipos son descritos a continuación.

Máquina universal de ensayo

La máquina universal de ensayos es el modelo 8802 de INSTRON (Figura 3.7), con una fuerza máxima de 250 kN y un recorrido máximo del pistón de ±75 mm. Este tipo de máquina permite la realización de diferentes ensayos de caracterización mecánica a los materiales, si se dispone del utillaje adecuado.

Figura 3.7. Máquina de ensayos universal INSTRON 8802

Extensómetro

Para realizar las medidas de desplazamiento de las probetas de material compuesto durante los ensayos de tracción se empleó un extensómetro marca INSTRON, modelo 2620-601 (Figura 3.8), que está diseñado para ser usado con materiales metálicos y polímeros termoplásticos, y que tiene una longitud base de 12,5 mm y un recorrido máximo de ±5 mm, y que puede trabajar en un rango de temperatura desde los -80 ºC hasta los 200 ºC.

Este tipo de extensómetro lleva asociado una serie de amarres propios que pueden ser usados dependiendo de las dimensiones de las probetas que se ensayen.

Figura 3.8. Extensómetro INSTRON, modelo 2620-601

Bandas extensométricas

En la realización de los ensayos de tracción, además de medir el desplazamiento entre dos puntos de la probeta en dirección longitudinal a la aplicación de la carga con un extensómetro, se pegaron bandas extensométricas sobre la probeta. La deformación producida en la probeta como consecuencia de la aplicación de carga fue medida mediante dos bandas extensométricas perpendiculares entre sí, y con una de ellas en la dirección paralela a la de aplicación de la carga; a partir de estos resultados se determinó el coeficiente de Poisson.

Las bandas extensométricas utilizadas CEA-06-125WT-350, fueron fabricas por VISHAY-MEASUREMENTS GROUP, INC. y sus principales características se presentan en la Tabla 3.5.

Propiedades	
Resistencia a 24 °C (Ω)	350,0 ± 0,3%
Factor de banda a 24 °C	2,10 ± 0,5%

Tabla 3.5. Principales características de las bandas extensométricas uniaxiales. Fuente: VISHAY

La adquisición de datos proveniente de las bandas extensométricas se realizó con un equipo acondicionador de señal STRAINSMART SYSTEM 5000.

3.3.2. Probetas

En la realización de los ensayos de caracterización estática se utilizaron probetas con la geometría y dimensiones recomendadas en la norma ASTM D3039. Para evitar la concentración de tensiones, y el posible daño en las zonas de amarre de las probetas se utilizaron talones de aluminio (ASTM D3039 y Frövel et al., 1999).

Las dimensiones de las probetas de material compuesto, así como la de los talones de aluminio empleados, se presentan en la Tabla 3.6.

Material	**Dimensiones (mm)**		
	Largo	**Ancho**	**Espesor**
Laminado de fibra de vidrio/viniléster	250	25	2,2
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	250	25	3,19
Laminado de fibra de carbono/ epoxi	250	25	3,0
Talones de aluminio	40	25	1,5

Tabla 3.6. Dimensiones de las probetas para los ensayos de tracción estática de los laminados en estudio y de los talones de aluminio

La unión de los talones a las probetas se realizó con el adhesivo ARALDIT Standard, que resulta recomendado por su alta resistencia mecánica. El tiempo necesario para el curado de este adhesivo fue de tres días a 20 °C. Además, previamente al pegado de los talones a las probetas, las áreas en contacto fueron lijadas ligeramente para evitar los posibles desprendimientos de los talones en las probetas y limpiadas con etanol, para eliminar cualquier residuo de grasa que pudiese afectar las uniones. El aspecto general de una probeta utilizada se recoge en la Figura 3.9.

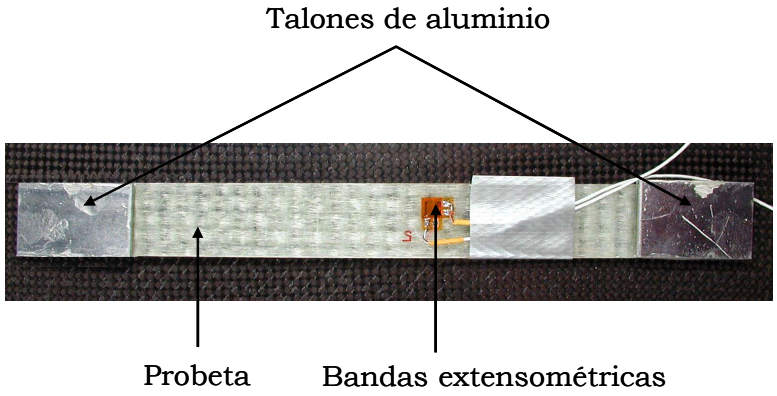


Figura 3.9. Probeta de vidrio/poliéster preparada para ensayar a tracción

3.3.3. Procedimiento experimental

En la realización de los ensayos de tracción, para asegurar el correcto alineamiento de la probeta, se utilizó un útil de centrado que acompaña a la máquina universal de ensayos.

Se ensayaron ocho probetas por cada material, siendo la velocidad de desplazamiento del cabezal inferior 0,02 mm/s y la presión en las mordazas 4 MPa.

De los ensayos realizados se obtuvieron los registros de la fuerza y del desplazamiento proporcionado por el extensómetro, de manera que, de los mismos, se dedujeron las curvas tensión-deformación. A partir de estas se calcularon: el módulo de elasticidad, la resistencia a tracción y la deformación a rotura. Para el cálculo de la deformación se emplearon los datos registrados por el extensómetro, ya que las bandas extensométricas se despegaban antes de la rotura, por lo que, las

medidas registradas con las bandas extensométricas sólo se utilizaron para determinar el coeficiente de Poisson.

3.4. ENSAYOS DE IMPACTO SOBRE LAMINADOS PRECARGADOS

A continuación se describe el procedimiento utilizado en la realización de los ensayos de impacto sobre placas de material compuesto sometidos a tres estados de precarga: con precarga uniaxial, biaxial y sin precarga.

3.4.1. Dispositivos experimentales

Para la realización de ensayos de impacto sobre laminados precargados en su plano se utilizaron los siguientes equipos: un cañón de gas, una máquina de precarga y una cámara de alta velocidad, los cuales se describen a continuación:

Cañón de gas

Los ensayos de impacto se realizaron en un cañón de gas fabricado por SABRE BALLISTIC. En este dispositivo se pueden diferenciar tres partes (Figura 3.10):

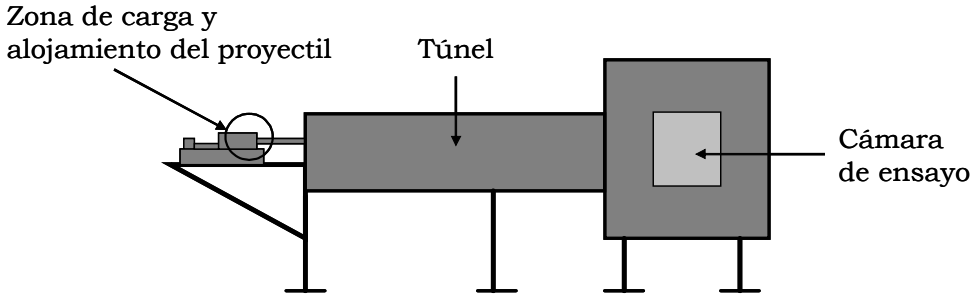


Figura 3.10. Esquema del cañón de gas

- Zona de carga y alojamiento del proyectil: formada por la cámara de presión del proyectil, dónde se alcanzaron las presiones necesarias para impulsar los proyectiles hasta las velocidades requeridas (Figura 3.11). Esta parte del dispositivo se encuentra conectada a un tubo intercambiable que puede ser de 12,7 mm y 7,7 mm de calibre.

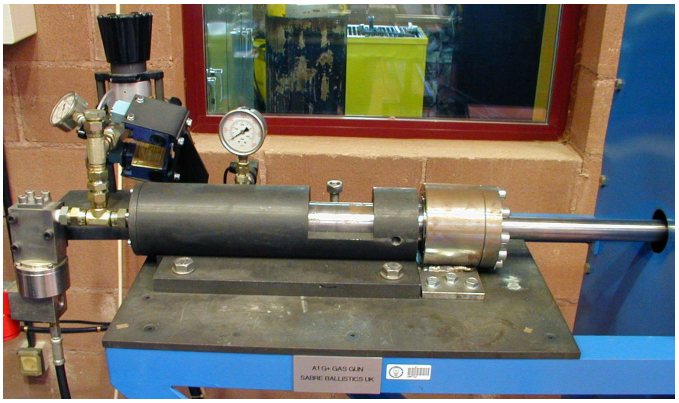


Figura 3.11. Zona de carga y alojamiento del proyectil del cañón de gas

- Túnel: es la zona a través de la cual viaja el proyectil una vez que es impulsado. Se encuentra totalmente cerrado, lo que permite eliminar los posibles efectos, sobre la trayectoria del proyectil, de las condiciones medioambientales. Sólo presenta un orificio por donde se introduce el tubo del cañón.

- Cámara de ensayos: es un recinto cúbico de 1 m^3, donde se colocó el marco de sujeción y aplicación de la precarga sobre las placas de material compuesto. Dicha cámara tiene una ventana de metacrilato que permitió la observación del impacto, con la ayuda de la cámara de vídeo de alta velocidad.

Máquina de precarga

Para la aplicación de la precarga (uniaxial y biaxial) en las probetas fue necesario diseñar y fabricar un dispositivo experimental, que fue desarrollado por la empresa SERVOSIS, cumpliendo los requerimientos específicos e instrucciones que fueron determinados en esta investigación:

- Fácil instalación dentro de la cámara de ensayos del cañón de gas

- Mínimas dificultades en la movilización del dispositivo experimental.

- Proporcionar los máximos niveles de precarga posible.

- Independencia en el trabajo de cada uno de ejes de aplicación de la carga.

- Permitir ensayar placas de hasta 5 mm de espesor, sin necesidad de utilizar talones que eviten el deslizamiento de las mismas.

Teniendo en cuenta estos requisitos, el dispositivo experimental fabricado para la aplicación de la precarga en las probetas, está constituido por dos partes (Figura 3.12):

- El marco de sujeción y aplicación de precarga: está formado por los dos actuadores (vertical y horizontal), que aplican una carga de hasta 51 kN y que pueden operar de forma conjunta o independiente. Este marco dispone de cuatro mordazas que sujetan la probeta y que evitan su deslizamiento debido a la superficie dentada que presentan.

Figura 3.12. Máquina de precarga biaxial

- El equipo hidráulico mediante el cual se controla la carga aplicada a las probetas de forma independiente o conjunta, en cada uno de los ejes.

Cámara de alta velocidad

En la realización de los ensayos de impacto se utilizó una cámara de vídeo de alta velocidad PHOTRON FASTCAM-ultima APX, que permitió grabar una secuencia de imágenes antes y después del impacto, y, a partir de éstas, se determinó la velocidad de impacto y la residual del proyectil. Esta cámara, puede llegar a grabar una secuencia de hasta 120.000 fotogramas por segundo.

3.4.2. Geometría de las probetas

Para definir la geometría de las probetas sometidas a precarga biaxial se realizó un estudio numérico que se describe en el Capítulo 4, cuyos resultados fueron contrastados con ensayos experimentales. En la Figura 3.13 se presentan las geometrías de probeta utilizadas en la ensayo de impacto transversal de alta velocidad.

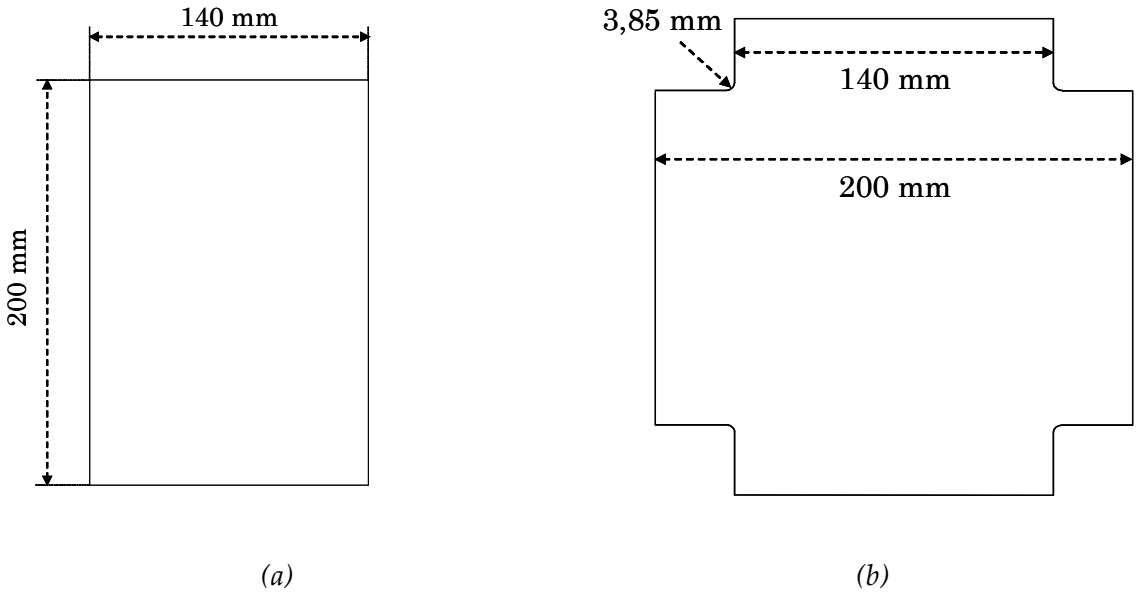


Figura 3.13. Geometría de probeta utilizada para los tres estados de precarga. a) Sin precarga y precarga uniaxial y b) Con precarga biaxial.

3.4.3. Procedimiento experimental

La metodología diseñada para la realización de ensayos de impacto sobre placas precargadas de material compuesto fue inicialmente puesta a punto sobre un material metálico específicamente, un aluminio 7075. Debido a que éste es un material más económico y los estudios preliminares para el diseño de las probetas (Capitulo 4) se realizaron sobre este tipo de material.

La metodología diseñada en esta investigación es valida para los tres estados de precarga utilizados: sin precarga y con precarga uniaxial y biaxial.

El procedimiento a seguir para la realización de los ensayos de impacto sobre placas de material compuesto con y sin precarga, se inició en todos los casos con la definición de la geometría de las probetas (Capítulo 4), una vez seleccionada la geometría más adecuada para el estado de precarga a aplicar, las probetas de material compuesto para cada uno de los estados estudiados eran colocadas en el marco de sujeción y precarga. En el caso de probetas con precarga uniaxial y biaxial, éstas eran sujetadas con los amarres necesarios para evitar su deslizamiento. Una vez que la probeta se encontraba correctamente sujetada, se procedía a la aplicación de la precarga de acuerdo con los tipos de material y el estado de precarga, tal como se recoge en la Tabla 3.7. Para los estados con precarga y laminados estudiados se aplicó el máximo nivel de carga que permitía obtener la máquina de precarga biaxial, excepto en el laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster con precarga biaxial, en el cual solo se aplicó 37,5 kN en cada eje, pues para cargas superiores a ésta la probeta empezaba a presentar roturas en la zona cercana a las mordazas, tal como se observa en la Figura 3.14, donde se observan dos probetas sometidas a una precarga biaxial de 51 kN, la primera de ellas presenta una placa sin ser impactada con el inicio de rotura en el radio de acuerdo y además tiene evidencias del deslizamiento de la probeta. La segunda probeta corresponde a una placa impactada que también presenta rotura en la zona del radio de acuerdo.

Material	**Estado de precarga (kN)**		
	Sin carga	**Uniaxial**	**Biaxial**
Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster	0	51	37,5
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	0	51	51
Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi	0	51	51

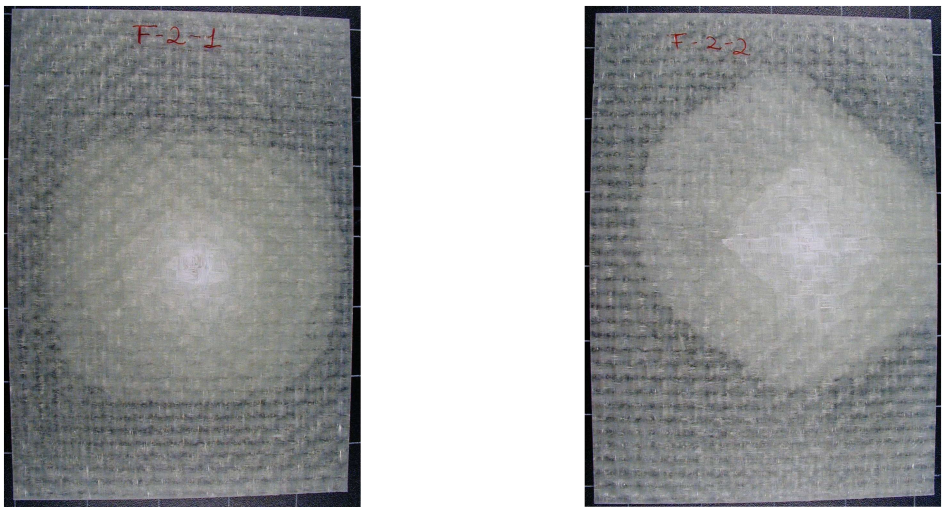
Tabla 3.7. Estados y niveles de precarga aplicado a cada material

Se emplearon proyectiles esféricos, de acero e indeformables, utilizándose uno de 12,5 mm de diámetro y 8,33 g de masa para los laminados cuasi-isótropos y otro

de 7,5 mm de diámetro y 1,725 g de masa para el laminado de tejido, ya que con el proyectil de mayor tamaño la extensión del área dañada alcanzaba los bordes de las probetas, como se puede observar en la Figura 3.15 y era imposible utilizar probetas de mayor tamaño por las limitaciones físicas de la máquina de precarga.

(a) *(b)*

Figura 3.14. Probetas de fibra de vidrio en matriz viniléster, sometidas a 51 kN de precarga en cada eje: a) Probeta sin impactar y b) Probeta impactada



(a) *(b)*

Figura 3.15. Probetas de tejido de fibra de vidrio impactadas con el proyectil de 12,5 mm de diámetro: a) Velocidades superiores a 365 m/s y b) Velocidades inferiores a 115 m/s

Para realizar los impactos sobre las probetas, los proyectiles eran colocados zona de carga y alojamiento del proyectil, e impulsados con un gas a presión (Figura 3.16). Para velocidades de impacto inferiores a los 300 m/s se utilizó una mezcla de argón y CO_2 y, para velocidades mayores, se empleó helio. En la Figura 3.17 se muestran a modo de ejemplo la relación entre la presión empleada y la velocidad alcanzada por el proyectil de 7,5 mm de diámetro cuando se utilizaba el helio para impulsar los proyectiles.

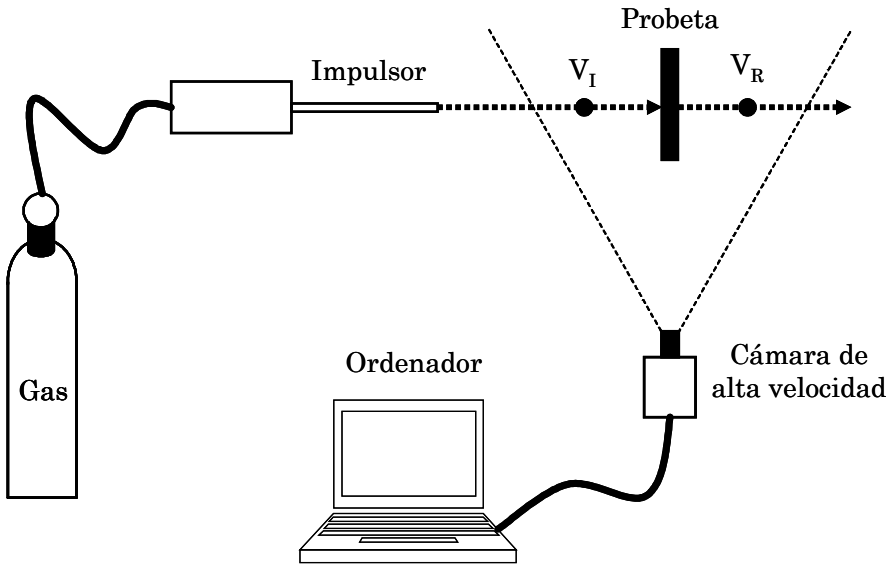


Figura 3.16. Esquema del dispositivo experimental utilizado en los ensayos de impacto

Los intervalos de velocidades empleados para los ensayos de impacto y el número de ensayos por laminado y estado de precarga se muestran en la Tabla 3.8, la diferencia en el número de ensayos es debida a la alta dispersión que existe entre la presión utilizada y la velocidad alcanzada por el proyectil como se observa en la Figura 3.17.

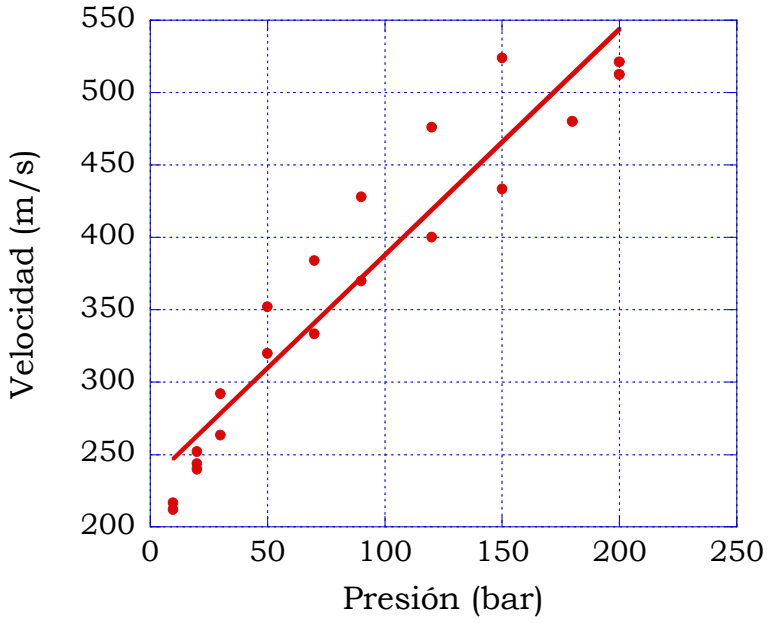


Figura 3.17. Relación entre la presión utilizada con el helio y la velocidad alcanzada por el proyectil

Material	**Estado de precarga**	**Intervalo de velocidad (m/s)**	**Número de ensayos**
Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster	Sin tensión	108-293	15
	Uniaxial	83-363	11
	Biaxial	97-364	12
Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi	Sin tensión	85-394	18
	Uniaxial	95-385	16
	Biaxial	93-375	18
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	Sin tensión	163-513	18
	Uniaxial	148-514	20
	Biaxial	171-522	20

Tabla 3.8. Intervalo de velocidades y número de ensayos por material y estado de precarga

Para grabar la secuencia de impacto, la cámara de vídeo de alta velocidad, era colocada frente a la ventana de metacrilato de la cámara de ensayos del cañón de gas a una distancia de aproximadamente 1,50 m del punto por el cual pasa el proyectil antes y después del impacto. La cámara era conectada a un ordenador para grabar la secuencia del impacto (Figura 3.18). La activación de la misma era manual en el instante que se realizaba la descarga de gas sobre el proyectil. Además, para mejora la calidad de la imagen que se grababa se colocó un foco de 1200 Watios, que proporcionaba la iluminación adecuada.

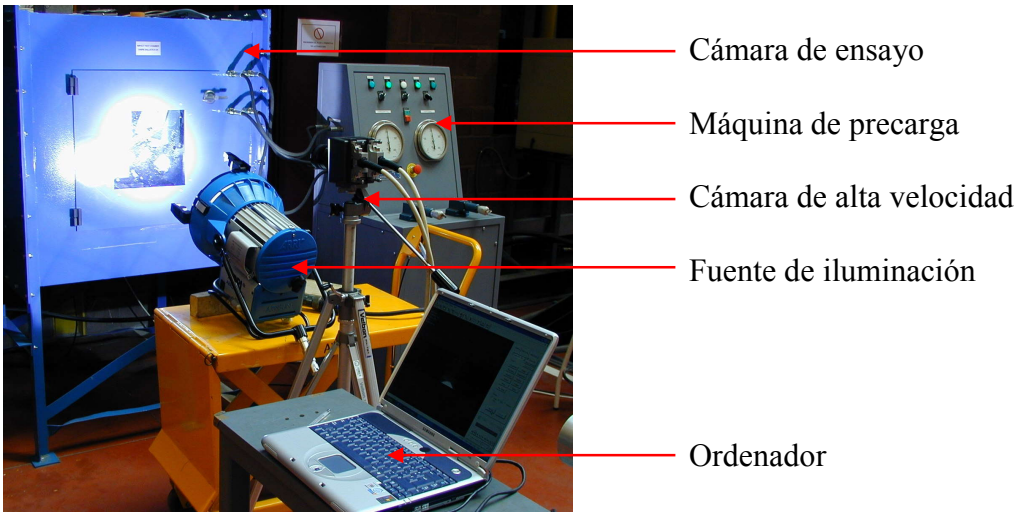


Figura 3.18. Disposición de los equipos utilizados en la grabación de la secuencia de impacto

La secuencia de impacto grabada por la cámara se realizó, con carácter general, a una velocidad de 8000 a 15000 fotogramas por segundo. De esta forma, se obtuvieron varios fotogramas consecutivos antes y después del impacto (Figura 3.19) que se utilizaron en la determinación de la velocidad de impacto y la residual. En la Figura 3.19 se observa el marco donde fueron colocadas las placas de material compuesto sometido a precarga e impacto y también se puede identificar el proyectil y avance de éste de un fotograma a otro.

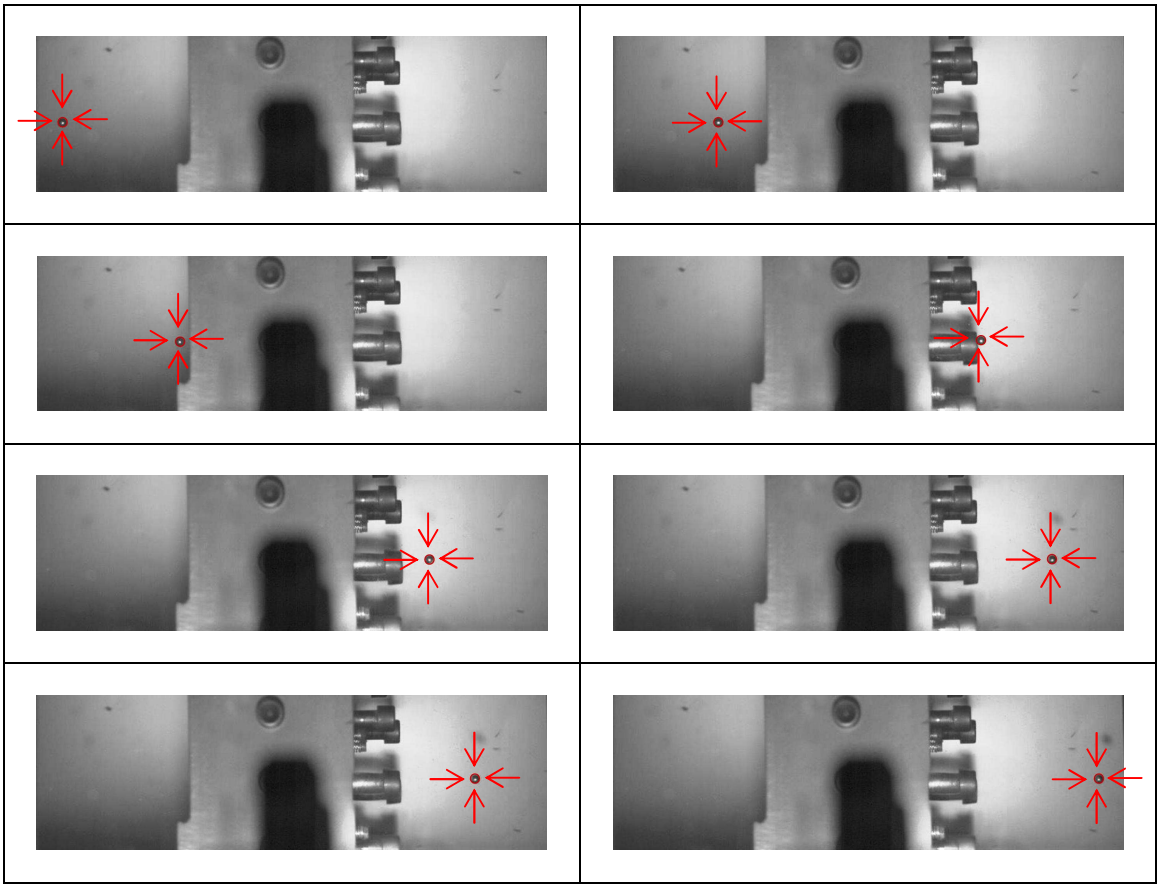


Figura 3.19. Secuencia de imágenes grabada por la cámara de alta velocidad, para el impacto realizado a 217 m/s sobre el laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster

3.4.4. Tratamiento de datos

A partir de los ficheros grabados con la cámara de alta velocidad, y utilizando el programa de almacenamiento y tratamiento de datos que este equipo incorpora, se determinaron el desplazamiento del proyectil y el tiempo de recorrido. Con estos datos se calculó la velocidad de impacto y la residual del proyectil en cada ensayo realizado, empleando la ecuación fundamental del movimiento uniformemente rectilíneo.

De esta forma, se utilizaron entre dos y cuatro fotogramas consecutivos antes, y después del impacto (Figura 3.19), que se emplearon en la determinación del desplazamiento del proyectil entre fotogramas. Una vez conocido el tiempo empleado por el proyectil en dicho recorrido, se calculó la velocidad de impacto y la residual. La selección de este número de fotogramas se basó en estudios realizados

en el Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, en los cuales se concluyó que la utilización de dos, tres o más fotogramas en la determinación de la velocidad de impacto y la residual no afecta a los resultados obtenidos

También se determinó la energía de impacto para el proyectil, haciendo uso de la siguiente ecuación:

$$E_0 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_0^2$$

ecuación3.1

donde:

E_0 = energía de impacto

m = masa del proyectil

V_0 = velocidad de impacto

3.5. ENSAYOS DE INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVA

La extensión del área dañada en las probetas impactas fue determinada a partir de la técnica de inspección no destructiva de C-Scan, utilizando un sistema automático de inspección por ultrasonidos en inmersión.

3.5.1. Dispositivos experimentales

Equipo de inspección por C-Scan

El equipo de inspección no destructiva utilizado fue fabricado por la empresa TECNITEST, modelo NC serie 04/005, de pulso eco, de placas reflectantes y barrido automático.

El equipo de inspección por C-Scan se encuentra formado por las siguientes componentes:

- Tanque de inmersión (Figura 3.20): está fabricado con perfiles de aluminio y placas de metacrilato de 15 mm de espesor. Al tratarse de un equipo de inspección que se basa en la emisión y reflexión de ondas ultrasónicas, se requiere un medio de transmisión de las mismas cuya impedancia sea conocida, en este caso el medio empleado fue el agua. Dentro del tanque se encontraban dos cilindros de apoyo de la misma altura donde se colocan las probetas a inspeccionar y una placa reflectante de vidrio, de 10 mm de espesor (Figura 3.21).

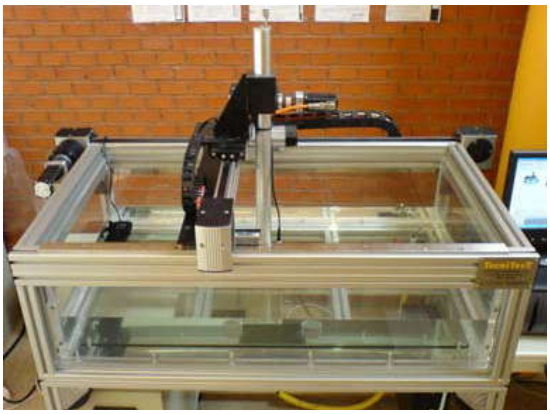


Figura 3.20. Imagen del tanque de inmersión del equipo de C-Scan

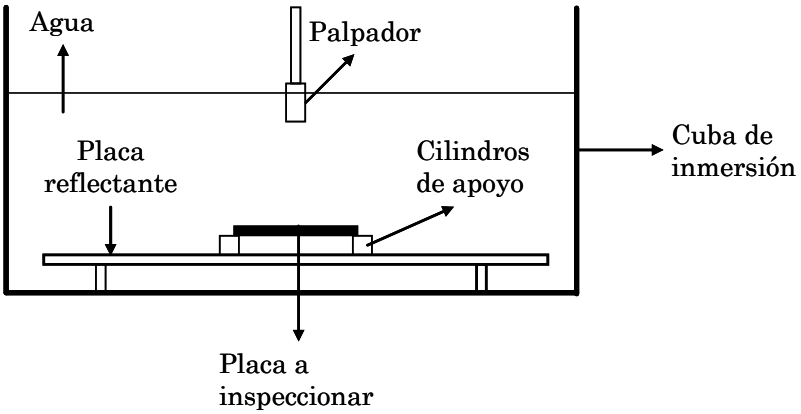


Figura 3.21. Esquema de colocación de las placas de material compuesto a inspeccionar por C-Scan

- Equipo de control: es un ordenador que dispone de un programa denominado Visual Scan, desarrollado por TECNITEST que funciona bajo MS Windows y que permite controlar distintos parámetros de inspección, como son: la zona de inspección, velocidad de barrido, tamaño del paso, la ganancia del transductor como receptor y la posición, anchura y nivel de la

puerta electrónica de adquisición de datos (porcentaje de la amplitud máxima), así como la evaluación de los resultados de la inspección.

- Palpadores: fueron fabricados por SONATEST y son del tipo monocristal de haz recto para inmersión. En este caso, el palpaldor que emite también tiene la función de ser receptor de la onda reflejada. Se utilizaron dos frecuencias dependiendo del material a inspeccionar: en el caso de los laminados de fibra de vidrio fue empleado el de frecuencia igual 1 MHz, mientras que para el laminado de fibra de carbono se utilizó el de 5 MHz.

- Motores: son los encargados del movimiento del palpador en dos direcciones, mediante un sistema de cremalleras. Se emplean en la fase de posicionamiento y durante el barrido de la inspección.

3.5.2. Procedimiento experimental

Para la realización de las inspecciones no destructivas en el equipo de C- Scan, las probetas de material compuesto fue necesario realizar un estudio previo, a partir del cual se optimizaron los parámetros de inspección en cada material compuesto estudiado, los resultado de dicho estudio se muestran en la Tabla 3.9.

Parámetros de inspección	**Laminados**		
	Fibra de vidrio/viniléster	**Fibra de carbono/epoxi**	**Fibra de vidrio/poliéster**
Frecuencia del palpador	1 MHz	5 MHz	1 MHz
Velocidad de inspección	80 mm/s		
Paso de inspección	1 mm		
Nivel de la puerta	10 %		
Ganancia del transductor	26 dB	7 dB	29 dB

Tabla 3.9. Parámetros óptimos para la inspección no destructiva por C-Scan

Para la inspección de las probetas se procedió a colocarlas sobre los dos cilindros de metacrilato, tal como se observa en la Figura 3.21. Los parámetros de inspección fueron escogidos de acuerdo al siguiente orden: zona de inspección, ganancia, colocación de la puerta, tamaño de paso y velocidad de barrido.

A medida que se iba realizando el barrido de la probeta impactada se generaba en el ordenador una imagen en la que se observaba un mapa de colores, correspondientes a las distintas atenuaciones de la onda de ultrasonido recogida por el receptor.

3.5.3. Tratamiento de datos

Una vez realizadas las inspecciones se obtuvo la imagen de cada una de las probetas, de las que fue posible cuantificar la extensión del área dañada producto del impacto, utilizando el programa de control del equipo de C-Scan, que permite encerrar en una curva la superficie de interés y proporciona directamente el valor del área dentro de la curva (Figura 3.22).

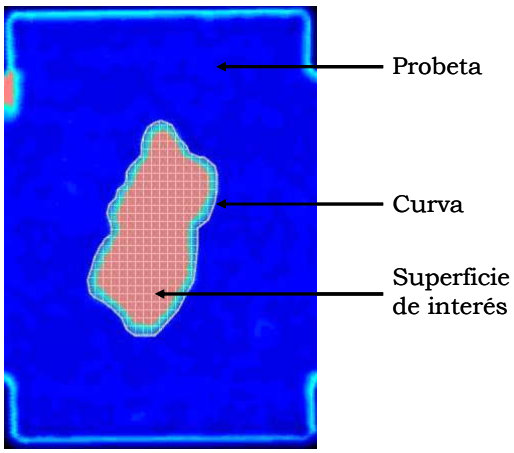


Figura 3.22. Imagen de C-Scan de una placa de laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster, sin tensión e impactada a una velocidad de 108 m/s

Capítulo 4

DISEÑO DE LA GEOMETRÍA DE LA PROBETA PARA LOS LAMINADOS CON PRECARGA

4.1. INTRODUCCIÓN

En esta investigación el diseño de la geometría a utilizarse en los ensayos de impacto sobre laminados precargados fue aspecto de importante que requirió un estudio detallado, ya que la máquina de aplicación de la precarga disponía de dos actuadores en lugar de cuatro, lo que tenía como consecuencia que en la probetas no existiese un estado de precarga biaxial puro, además, las dimensiones de la probeta estaba condicionada por el dispositivo de ensayo. Para establecer la geometría óptima de las probetas se realizó un estudio que se describe en este capítulo.

A continuación se expone en detalle los requisitos de diseño, las diferentes geometrías de probetas propuestas para los tres estados de precarga (sin precarga, uniaxial y biaxial), el estudio numérico realizado sobre las geometrías de probetas que serían sometidas a precarga biaxial en un material isótropo y, finalmente, se muestra la validación experimental de la geometría seleccionada sobre un laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono en resina epoxi.

4.2. REQUISITOS DE DISEÑO

La probeta a emplear en los ensayos de impacto debe cumplir la serie de requisitos que se presentan a continuación:

- Asegurar una zona de impacto lo suficientemente grande, que permita garantizar que el daño producido por el impacto no alcance los bordes de la misma, con los máximos niveles de precarga en la zona de impacto de la probeta.

- Garantizar en el caso de las probetas sometidas a precarga biaxial que exista una área lo suficientemente amplia que se denominará zona de impacto, en la que se presente un estado de tensiones biaxiales uniforme (Smits, 2006) y tenga lugar el impacto transversal de alta velocidad. Este requisito se basa en el hecho de que la máquina de aplicación de precarga de la que se dispone únicamente tiene dos actuadores.

- Permitir un máximo aprovechamiento del material disponible, considerando que fue suministrado por parte del fabricante en placas de 500 mm x 500 mm.

- Ajustar el tamaño de la probeta al marco de sujeción y precarga de la máquina biaxial.

- Garantizar que el tamaño de la zona de amarre de las probetas, permite la perfecta sujeción de las probetas y prescindir de la utilización de talones en la zona de amarre.

Se estudiaron diversas geometrías que cumplían estos criterios y que permitieron definir la geometría más adecuada en las probetas sometidas a precarga e impacto transversal de alta velocidad.

4.3. DISEÑO DE PROBETAS SOMETIDAS A PRECARGA UNIAXIAL Y SIN PRECARGA

En el caso de las placas que fueron sometidas a precarga uniaxial y sin precarga se estudiaron dos geometrías de probetas, que se describen a continuación:

- La primera geometría (A-1) que se consideró presentaba una forma rectangular, cuyas dimensiones fueron de 200 mm x 140 mm (Figura 4.1) y tenía una zona de amarre que ocupa toda el área de las mordazas, la cual presenta una dimensiones 140 mm x 26,15 mm.

- La segunda geometría (A-2) estudiada presentaba forma de hueso con una reducción en la zona de impacto de impacto de 40 mm y al igual que en la primera geometría la zona de amarre coincide con la del área de las mordazas.

En el caso de los ensayos de impacto sobre placas de material compuesto precargadas uniaxialmente y sin precarga la geometría de probeta seleccionada fue la A-1 debido a las siguientes consideraciones:

- La geometría A-1 presenta una mayor área de impacto y permite garantizar que la extensión de área dañada no alcanza los bordes de la probeta, como se observa en la Figura 4.2, donde se muestra una comparación entre las dos geometrías de probetas y el alcance de la extensión del área dañada para un impacto a 233 m/s en una probeta sin precarga, comprobándose que en la geometría A-1 no se alcanza los borde de la misma, como sí ocurre en la geometría A-2.

- El procedimiento de corte es más sencillo y se requiere un menor número de operaciones para su fabricación.

- La geometría A-2 no permite un ahorro considerable del material.

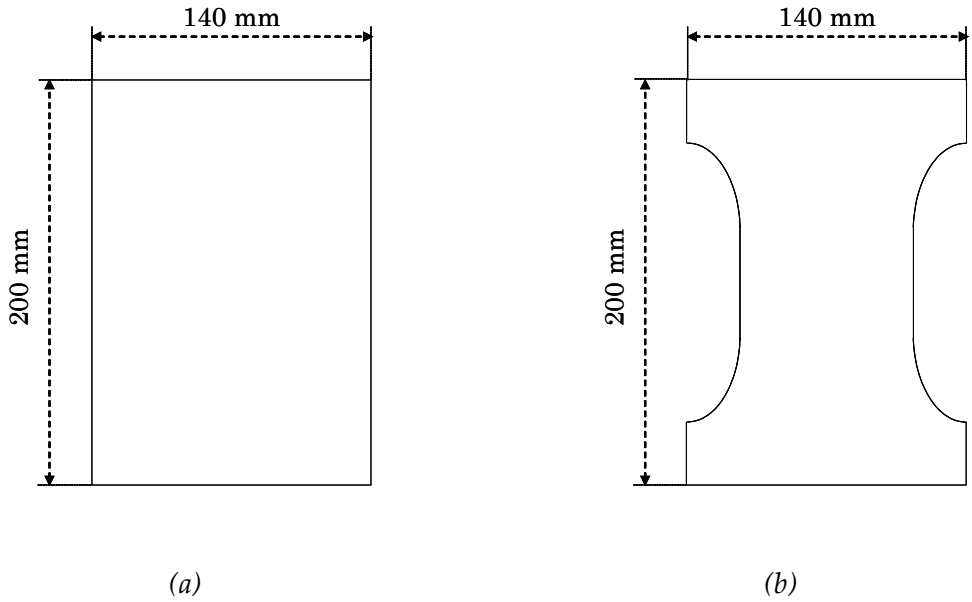


Figura 4.1.Geometría de probetas para ensayos sin precarga y con precarga uniaxial: a) Geometría A-1 y b) Geometría A-2

La única ventaja de la geometría A-2 era el mayor nivel de precarga que se alcanzaba en la zona de impacto de la probeta, llegando hasta un 50 % de la tensión de rotura comparada con el 38% de la geometría A-1. Sin embargo, la extensión del área dañada fue el factor determinante para seleccionar la geometría A-1.

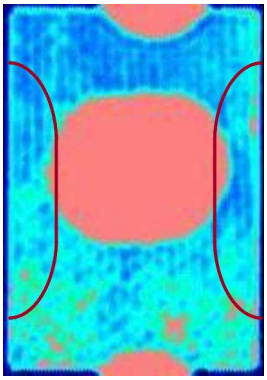


Figura 4.2.Comparación entre la probetas A-1 y A-2 con respecto a la extensión del área dañada, para un impacto de 233 m/s sin precarga

4.4. DISEÑO DE PROBETAS SOMETIDAS A PRECARGA BIAXIAL

Para establecer la geometría de probeta más adecuada en las placas de material compuesto sometido a precarga biaxial se estudiaron cuatro geometrías de probetas que se observan en la Figura 4.3 y que se describen a continuación:

- La primera geometría de probeta (B-1) estudiada fue un cuadrado de 200 mm x 200 mm, que corresponde al tamaño máximo de probeta que se podía ensayar en el marco de sujeción y precarga y que era la geometría más sencilla de fabricar.

- La segunda geometría de probeta (B-2) estudiada presentó una forma cruciforme, donde todos los vértices forman un ángulo de 90° y al igual que la B-1 es sencilla de fabricar.

- Las dos últimas geometrías de probetas al igual que la anterior presentaron forma de cruz, sin embargo en estas últimas las uniones entre los brazos de la misma se realizó con un radio de acuerdo. En el caso de la geometría B-3 el radio de acuerdo empleado era de 8,46 mm y en la B-4 fue de 3,85 mm. Estas dos geometrías fueron consideradas dado que, en la B-2, se produce una alta concentración de tensiones debido a la presencia de esquinas agudas.

En las cuatro geometrías de probetas estudiadas, para la definición de la geometría óptima a utilizarse en los ensayos de impacto sobre placas precargadas, la

zona de amarre de la probeta coincide con el área total de las mordazas (140 mm x 26,15 mm).

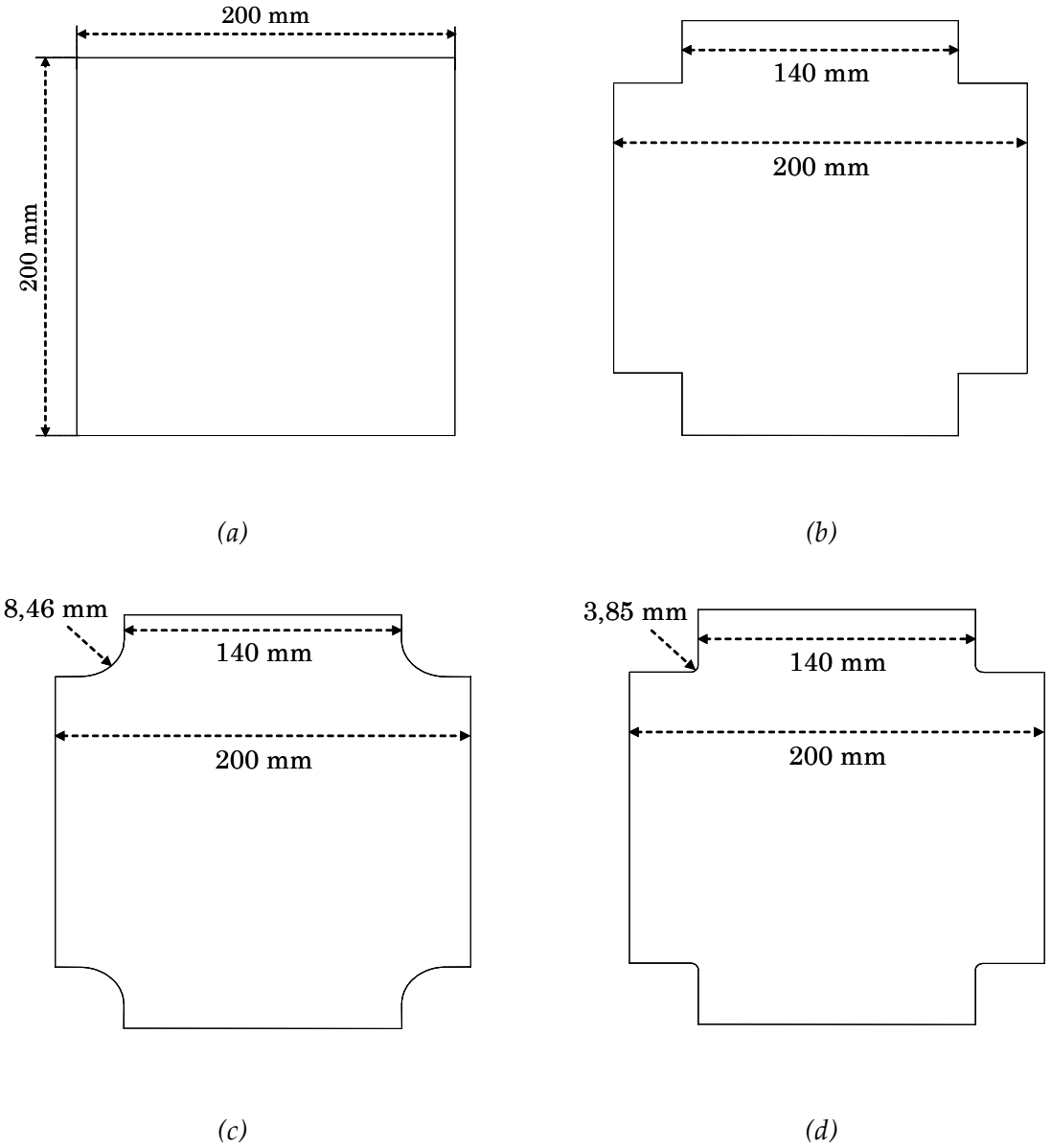


Figura 4.3. Geometría de probetas sometidas a una precarga biaxial: a) Geometría B-1, b) Geometría B-2, c) Geometría B-3 y d) Geometría B-4

En la primera simulación numérica simplificada sobre las cuatro geometrías descritas, se consideró un material isótropo para el estudio, en concreto el aluminio 7075. La decisión de utilizar ese material isótropo en lugar de emplear el material compuesto que se utilizó en el desarrollo experimental se debió a la necesidad de

simplificar el proceso de simulación numérica y la disposición de todas sus propiedades mecánicas, que fueron determinadas a partir de ensayos de tracción realizados en esta Tesis Doctoral, según la norma ASTM E 8M-94a y que se recogen en la Tabla 4.1.

Propiedades mecánicas	**Aluminio 7075**	**Desviación típica**
Modulo de elasticidad (GPa)	66,05	±1819
Límite elástico (MPa)	520	±13
Resistencia a rotura (MPa)	646	±10
Resistencia mecánica (MPa)	650	±10
Deformación a rotura	0,1097	±0,0043
Coeficiente de Poisson	0,3	--------

Tabla 4.1. Propiedades mecánicas del aluminio 7075

En el estudio realizado con el código de elementos finitos ABAQUS/Standard, se consideró que el material presentaba un comportamiento elástico-lineal y que las condiciones de contorno eran las mismas que la de los ensayos experimentales. En este modelo tridimensional se emplearon elementos cúbicos de integración reducida de ocho nodos, cuya denominación en el programa ABAQUS es C3D8R. El número de elementos utilizado por geometría se muestran en la Tabla 4.2.

Geometría de probeta	**Número de elementos**
B-1	1782
B-2	1698
B-3	1716
B-4	1684

Tabla 4.2. Numero de elementos utilizados en las simulaciones numéricas en cada una de las geometrías de probetas estudiadas

Las simulaciones permitieron determinar las tensiones y deformaciones en las direcciones de la aplicación de la precarga (11 y 22), de ciertos puntos característicos que se muestran en la Figura 4.4. Los puntos estudiados se encuentran ubicados en el centro geométrico de la probeta y en una circunferencia de 30 mm de radio alrededor de este punto, para ángulos de 0°, ± 45°, ± 90°, ±135° y 180°. La selección de estos puntos de estudio se realizó en base al punto de impacto de los proyectiles esféricos descritos en lo ensayos experimentales y la posible desviación que estos pudiesen tener en su recorrido, de tal forma que el impacto siempre tuviese lugar en una zona con una distribución de tensiones uniforme.

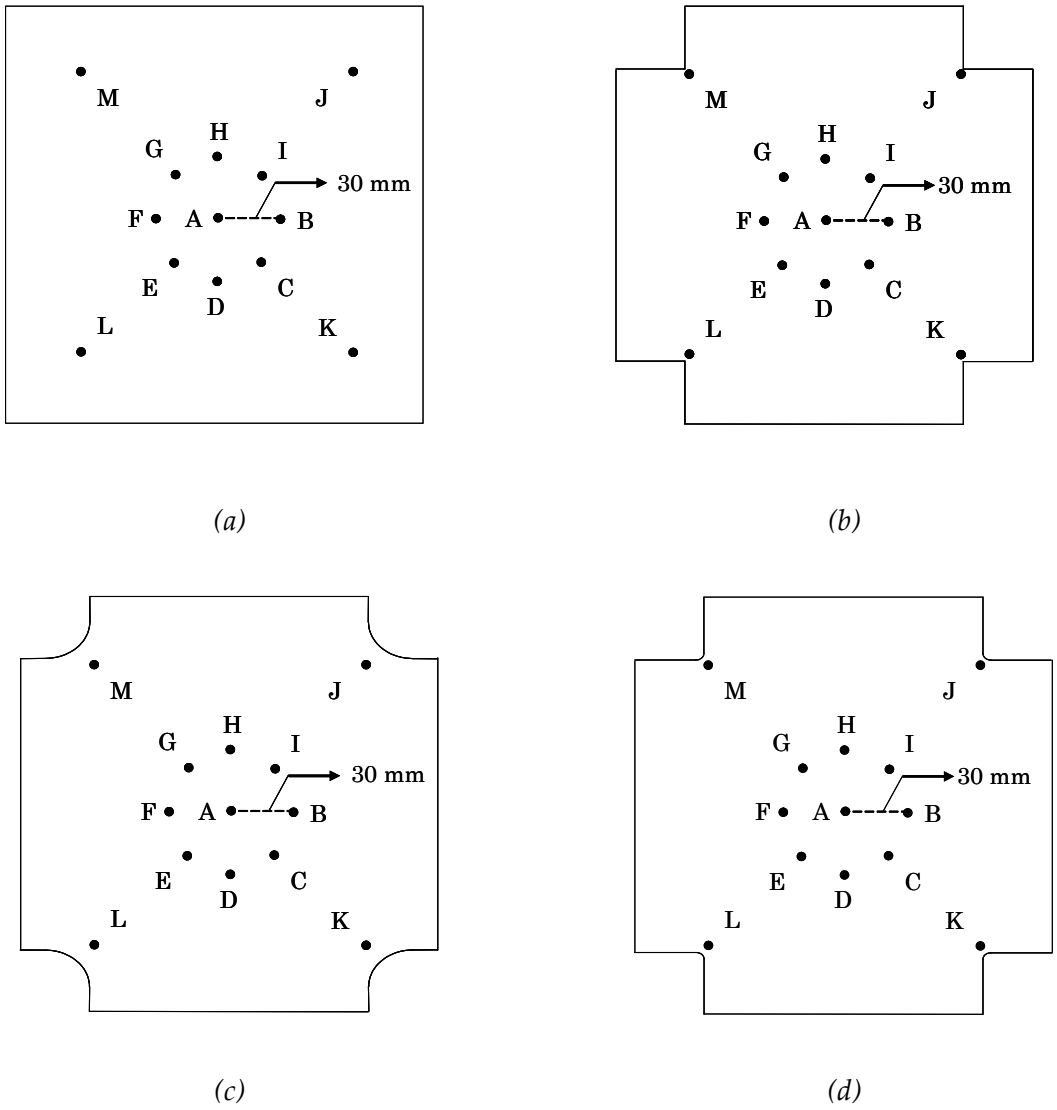


Figura 4.4. Localización de los puntos donde se midieron las tensiones y deformaciones principales en los modelos numéricos: a) Geometría B-1, b) Geometría B-2, c) Geometría B-3 y d) Geometría B-4.

4.4.1. Resultados de las simulaciones numéricas sobre las placas de aluminio 7075

En los diferentes modelos numéricos estudiados para establecer la geometría óptima de probeta biaxial se consideraron inicialmente las tensiones que se producían en el punto medio de la placa (A) y en la esquina de probeta en la que se produce la de mayor tensión (punto M). En la Tabla 4.3 se observa que, para la máxima precarga aplicada, las menores diferencias entre los dos puntos considerados se presenta en la geometría B-1; en el caso de la geometría B-3 la tensión registrada en el centro de la probeta es aproximadamente un 75% de la existente en el punto de mayor concentración de tensiones (punto M) y para las geometría B-2 y B-4 es casi un 50%. Sin embargo, en el punto A (punto de impacto) de la geometría B-2 se alcanzan los mayores niveles de tensiones como se recoge en la Tabla 4.4.

Probetas	σ_A / σ_M	
	Dirección 11	**Dirección 22**
B-1	1	0,98
B-2	0,41	0,48
B-3	0,75	0,74
B-4	0,47	0,45

Tabla 4.3. Relación de las tensiones entres los punto A y M

Considerando que uno de los requisitos planteados en el diseño de la geometría de probeta era asegurar una zona de impacto lo suficientemente amplia donde existiese un estado de tensiones biaxiales uniforme, se puede afirmar que los puntos de interés para este estudio fueron los correspondientes al intervalo entre A e I, pues los otros puntos corresponden a las esquinas, donde se supone existen las mayores concentraciones de tensiones.

Probetas	$\sigma_A / \sigma_{A_{(B-2)}}$	
	Dirección 11	**Dirección 22**
B-1	0,96	0,97
B-2	1	1
B-3	0,97	0,97
B-4	0,99	0,99

Tabla 4.4. Relación de las tensiones de las geometrías con respecto a la B-2 en el centro de la probeta

Para realizar la selección definitiva de la probeta, se calculó la relación de la deformación y tensión en cada punto de interés entre la deformación y tensión promedio de la zona de impacto (puntos de interés).

En la Tabla 4.5 se recogen los resultados de la relación de la tensión en cada punto de estudio *(σ)* y la tensión promedio de la zona de impacto *(σ_p)*, observándose que las menores diferencias en la desviaciones típica se presentan en las geometrías B-2 y B-4.

De igual forma que para tensiones, en la Tabla 4.6 se muestran los resultados de la relación de la deformación en cada punto de estudio *(ε)* con respecto a la deformación promedio de la zona de impacto *(ε_p)*, obteniéndose los mismos resultados que para la tensión y observándose una mínima diferencia de la desviación típica en la geometría B-2 y B-4, lo que índica que una de estas geometrías es la más indicada para realizar los estudios experimentales de impacto de alta velocidad sobre placas precargadas de forma biaxial.

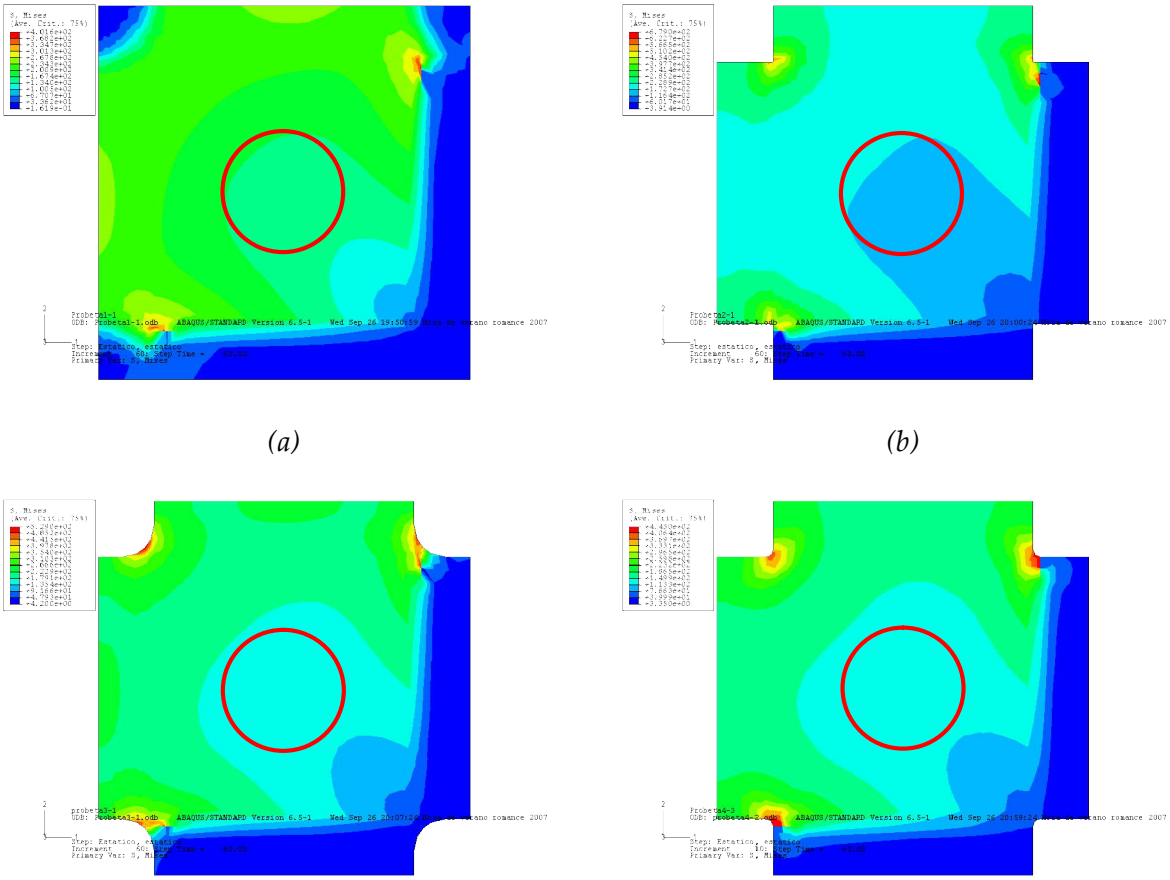
Puntos de estudio	**Geometrías-** σ/σ_p							
	B-1		**B-2**		**B-3**		**B-4**	
Direcciones	**11**	**22**	**11**	**22**	**11**	**22**	**11**	**22**
A	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
B	0,95	0,82	0,95	0,83	0,95	0,82	0,95	0,83
C	0,84	0,83	0,84	0,83	0,83	0,83	0,84	0,83
D	0,82	0,94	0,83	0,95	0,82	0,95	0,82	0,95
E	1,00	1,00	0,99	1,03	1,00	1,02	0,99	1,02
F	1,18	1,06	1,12	1,10	1,16	1,08	1,14	1,09
G	1,15	1,15	1,14	1,14	115	1,15	1,14	1.,15
H	1,06	1,18	1,10	1,12	1,08	1,16	1,10	1,14
I	1,01	1.01	1,03	0,99	1,01	0,99	1,02	0,99
Desviación típica	0,123	0,124	0,115	0,116	0,120	0,123	0,117	0,117

Tabla 4.5. Relación entre la tensión en los puntos de estudio y la tensión promedio de la zona de impacto

Puntos de estudio	**Geometrías-** $\varepsilon/\varepsilon_p$							
	B-1		**B-2**		**B-3**		**B-4**	
Direcciones	**11**	**22**	**11**	**22**	**11**	**22**	**11**	**22**
A	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,01	1,00	1,00
B	1,01	0,76	1,01	0,77	1,01	0,76	1,01	0,78
C	0,84	0,83	0,84	0,83	0,84	0,83	0,84	0,83
D	0,76	1,01	0,77	1,01	0,76	1,00	0,77	1,01
E	1,00	1,01	0,97	1,05	0,99	1,02	0,98	1,04
F	1,23	1,00	1,14	1,09	1,19	1,04	1,16	1,07
G	1,15	1,15	1,14	1,14	1,15	1,15	1,14	1,14
H	1,00	1,24	1,08	1,13	1,04	1,20	1,07	1,16
I	1,00	1,01	1,05	0,97	1,02	0,98	1,04	0,98
Desviación típica	0,142	0,144	0,126	0,129	0,135	0,138	0,129	0,128

Tabla 4.6. Relación entre la deformación en los puntos de estudio y la deformación promedio de la zona de impacto

En la Figura 4.5 se observa una representación de la distribución de tensiones de Von Mises para cada geometría estudiada. En la geometría B-4 existe, en la zona de impacto de la probeta, un área más amplia con una distribución uniforme de tensiones, que no se alcanza en ninguna de las otras geometrías estudiadas, aunque los niveles de tensiones que se alcancen en éstas sean mayores que en la geometría seleccionada.



(a) *(b)*

(c) *(d)*

Figura 4.5. Mapa de tensiones de Von Mises: a) Geometría B-1, b) Geometría B-2, c) Geometría B-3 y d) Geometría B-4

Es importante remarcar el hecho de que la distribución de tensiones en la probeta no es simétrico para ninguno de los casos estudiados, dado que se modelizó la situación real que se presentaba en los ensayos experimentales, en la que la precarga es aplicada a través de dos actuadores de las cuatro mordazas que posee la maquina de precarga y sujeción, es decir, que no existe un estado de precarga biaxial puro.

4.5. VALIDACIÓN DE LA GEOMETRÍA DE LA PROBETA BIAXIAL SOBRE MATERIALES COMPUESTOS

Una vez realizadas las simulaciones numéricas sobre el aluminio 7075 y definida la geometría de probeta que sería sometida a precarga biaxial e impacto transversal, se procedió a realizar una validación de dicha geometría para el caso de material compuesto, mediante una simulación numérica y su respectiva verificación experimental.

4.5.1. Simulación numérica

Una vez definida la geometría óptima de probeta (B-4) para la realización de los ensayos de impacto sobre laminados precargados, se procedió a realizar la simulación numérica sobre el laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi descrito en el capítulo 3. Al igual que para el caso del aluminio 7075, el estudio se realizó con el código de elementos finitos ABAQUS/Standard, considerándose que el material presentaba un comportamiento elástico-lineal y que las condiciones de contorno eran las mismas que las presentadas en los ensayos experimentales. Se utilizó el mismo tipo de elemento empleado en las simulaciones con el aluminio 7075, evaluándose los resultados de la deformación y tensión en las direcciones de aplicación de la carga.

En la Tabla 4.7 y 4.8 se observan los resultados de las principales variables estadísticas para la deformación y la tensión en la probeta biaxial del laminado de carbono/ epoxi, observándose una diferencia mínima entre cada una de las variables para las direcciones de aplicación de la precarga.

En la Figura 4.1 se observa el mapa de tensiones de Von Mises obtenido de la simulación numérica sobre el laminado de fibra de carbono/epoxi sometido a una precarga biaxial, el cual presenta un comportamiento similar al descrito en la geometría B-4 al ser evaluada sobre el aluminio 7075.

Variable estadística	Dirección 11	Dirección 22
Deformación máxima (x 10^{-6})	1721	1724
Deformación mínima (x 10^{-6})	1100	1099
Deformación promedio (x 10^{-6})	1428	1428
Desviación típica	217,48	217,95

Tabla 4.7. Valores de las principales variables estadísticas en las direcciones principales de la aplicación de la precarga en la probeta biaxial de laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

Variable estadística	Dirección 11	Dirección 22
Tensión máxima (MPa)	81,32	81,33
Tensión mínima (MPa)	53,67	53,64
Tensión promedio (MPa)	68,38	68,34
Desviación típica (MPa)	10,04	10,04

Tabla 4.8. Valores de las principales variables estadísticas en las direcciones principales de la aplicación de la precarga en la probeta biaxial de laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

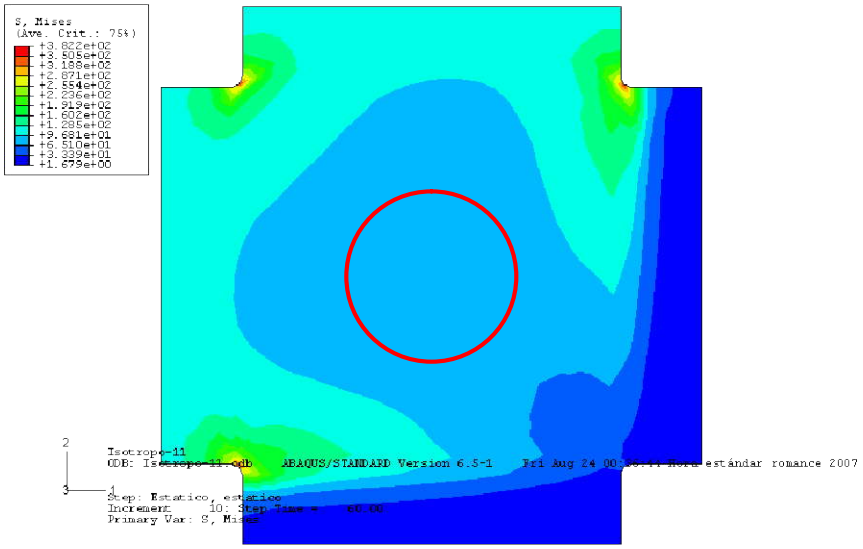


Figura 4.6. Mapa de tensiones de Von Mises para la geometría de probeta biaxial seleccionada, sobre el laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

4.5.2. Verificación experimental

La comprobación experimental se realizó sobre una probeta de laminado cuasi-isótropo de fibras de carbono en matriz epoxi, que fue descrito en el capítulo 3 y que presentaba la geometría establecida (B-4). Ésta fue instrumentada en trece puntos (Figura 4.4-d) con rosetas biaxiales en direcciones perpendiculares entre sí, que permitieron medir la deformación en las direcciones de aplicación de la precarga, la cual fue aplicada con la máquina biaxial diseñada y fabricada para la realización de esta tesis doctoral y que fue descrita previamente en el capítulo 3.

En los ensayos de precarga biaxial se utilizó la máquina de precarga biaxial, un equipo de adquisición de datos que permitió registrar las deformaciones que se producían en la zona de medida y las bandas extensométricas.

La deformación producida en la probeta cruciforme como consecuencia de la aplicación de la precarga biaxial, fue medida con bandas extensométricas biaxiales o rosetas, fabricas por VISHAY-MEASUREMENTS GROUP, INC., con la siguiente denominación CEA-06-125WT-350, que permiten medir en dos direcciones perpendiculares y cuyas principales características se presentan en la Tabla 4.9.

Propiedades	
Resistencia a 24 ºC (Ω)	350,0 ± 0,5%
Factor de banda a 24 ºC	2,12

Tabla 4.9. Principales propiedades de las rosetas. Fuente: VISHAY

El sistema de adquisición de datos para las bandas extensométricas utilizado en los ensayos de precarga biaxial fue el mismo que se empleó en los ensayos de caracterización estática, el cual fue descrito previamente en el capítulo 3.

Procedimiento experimental

Para la realizar la validación experimental de la probeta biaxial definida en la simulación numérica se procedió a realizar el corte de la probeta sobre el laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono en resina epoxi, con la forma de la geometría B-4.

Una vez cortada la probeta, ésta se instrumentó en los siguientes puntos (Figura 4.4-d): una en el centro de la probeta, ocho a los largo de una circunferencia de 30 mm de radio, separadas entre ellas por ¼ de arco y las últimas cuatro muy próximas a los radios de acuerdo de la probeta. La probeta instrumentada fue colocada en el marco de sujeción y se le aplicó la precarga en cada uno de los ejes de forma simultánea hasta los 51 kN.

A partir del ensayo realizado, se obtuvieron la deformación en las dos direcciones de aplicación de la precarga para cada uno de los puntos instrumentados en la probeta.

4.5.3. Resultados de la verificación experimental

En la Figura 4.7 se muestran los resultados de las deformaciones en los puntos de la zona de impacto en las direcciones principales de la aplicación de precarga, para la simulación numérica y los ensayos experimentales. En la representación de los ensayos experimentales se muestra en línea discontinua roja la deformación promedio en la dirección 11 y en azul en la dirección 22, por lo que se puede afirmar que los valores de deformaciones son prácticamente constantes, y en la simulación numérica se representa mediante una línea verde, observándose en este caso que existe diferencia mínimas en la deformación para ambas direcciones.

En la Tabla 4.10 se recogen los valores de las principales variables estadísticas para la tensión en cada dirección de la aplicación de la precarga para el ensayo biaxial sobre una probeta del laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi, obtenidos a partir de la simulación numérica; estos últimos resultados confirman los presentados en la Figura 4.7. Además, se observa que la máxima diferencia en las variables estadísticas para las dos direcciones de aplicación de la precarga apenas alcanza una diferencia máxima del 4%.

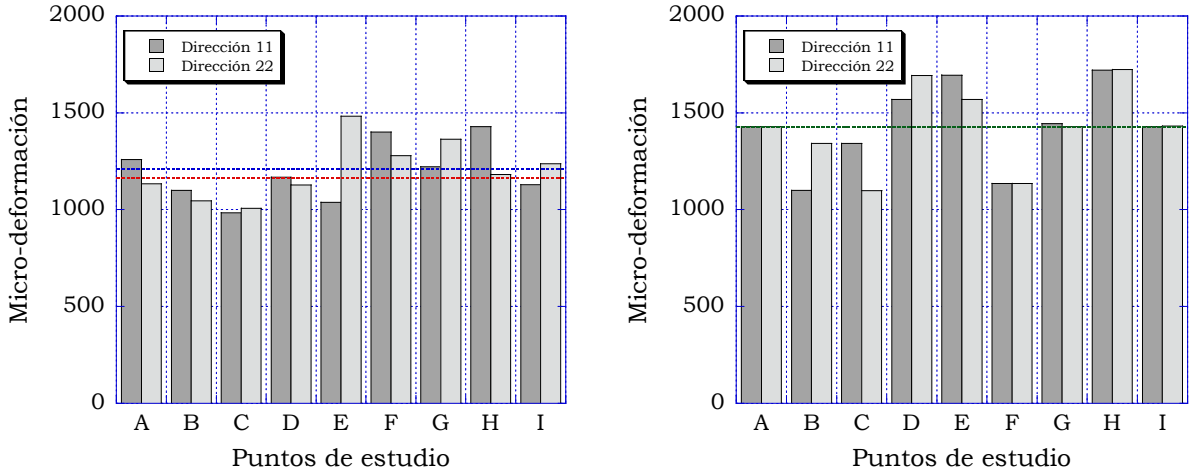


Figura 4.7. Deformación en las direcciones 11 y 22 para un ensayo de precarga biaxial sobre las placas del laminado de carbono/epoxi. a) Experimental y b) Simulación numérica

Variable estadística	**Dirección 11**	**Dirección 22**
Deformación máxima (x 10^{-6})	1428	1483
Deformación mínima (x 10^{-6})	985	1007
Deformación promedio (x 10^{-6})	1168	1181
Desviación típica	151,70	152,06

Tabla 4.10. Valores de las principales variables estadísticas para la tensión en las direcciones de la aplicación de la precarga para la probeta biaxial carbono/epoxi

De forma similar a lo realizado con las simulaciones numéricas, a continuación se presenta el cociente entre la deformación producida por la precarga y la deformación promedio de la zona de impacto (Tabla 4.11).

A la vista de los resultados se puede afirmar que la geometría seleccionada es valida, presentando una zona de impacto de 707 mm^2 en la que las deformaciones promedios, en las direcciones de la aplicación de la precarga, varían apenas en un 1%. Por lo tanto, se puede decir que la zona de impacto presenta una distribución de

tensiones homogénea y es lo suficientemente grande para garantizar que el proyectil impacte en ésta.

Puntos de estudio	$\varepsilon / \varepsilon_p$	
	Dirección 11	**Dirección 22**
A	1,06	0,94
B	0,92	0,87
C	0,83	0,83
D	0,98	0,93
E	0,87	1,23
F	1,17	1,06
G	1,03	1,13
H	1,20	0,98
I	0,95	1,02

Tabla 4.11. Relación entre la deformación en los puntos de estudio y la deformación promedio de la zona de impacto, para la verificación experimental

Capítulo 5

RESULTADOS EXPERIMENTALES

5.1. INTRODUCCIÓN

En el presente capítulo se exponen los resultados obtenidos de los ensayos experimentales descritos en el capítulo 3, así como, su respectivo análisis.

En primer lugar se presentan los resultados correspondientes a la caracterización mecánica a baja velocidad de deformación de los materiales utilizados en esta investigación, a continuación se evalúa de forma individual la influencia de la precarga en el plano sobre las placas sometida a impacto transversal de alta velocidad, con respecto a la velocidad residual, el límite balístico y la extensión de área dañada. Finalmente, se presenta un resumen en el que se comparan los comportamientos frente a impacto de los materiales estudiados en los diferentes estados de precarga.

5.2. CARACTERIZACIÓN MECÁNICA

En la Figura 5.1, 5.2 y 5.3 se recogen la curva tensión-deformación para cada uno de los materiales que fueron estudiados, obtenidas a partir de los ensayos de tracción. En estas figuras, también se observa en línea discontinua la recta de ajuste que permitió determinar el modulo de elasticidad. Para todos los materiales estudiados esta curva es aproximadamente lineal, salvo un primer tramo que se encuentra asociado al ajuste del extensómetro y no corresponde a un comportamiento mecánico real del material.

Los resultados de los ensayos de tracción ponen de manifiesto que los comportamientos de los materiales considerados es en todos los casos, elástico-lineal hasta rotura.

A partir de la curva tensión-deformación de cada material estudiado se determinaron sus propiedades mecánicas, las cuales se recogen en la Tabla 5.1, 5.2 y 5.3.

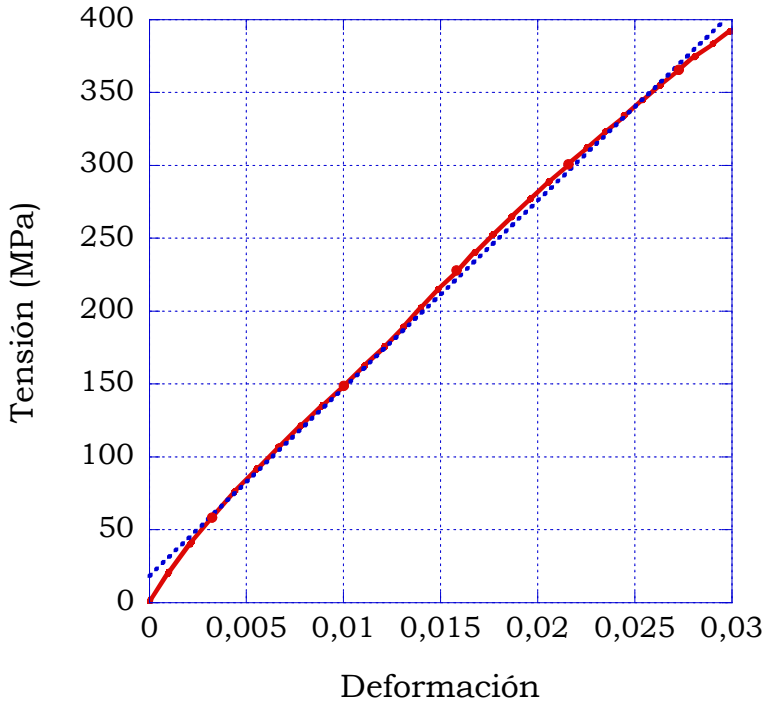


Figura 5.1. Curva tensión-deformación, para el laminado de fibra de vidrio/viniléster

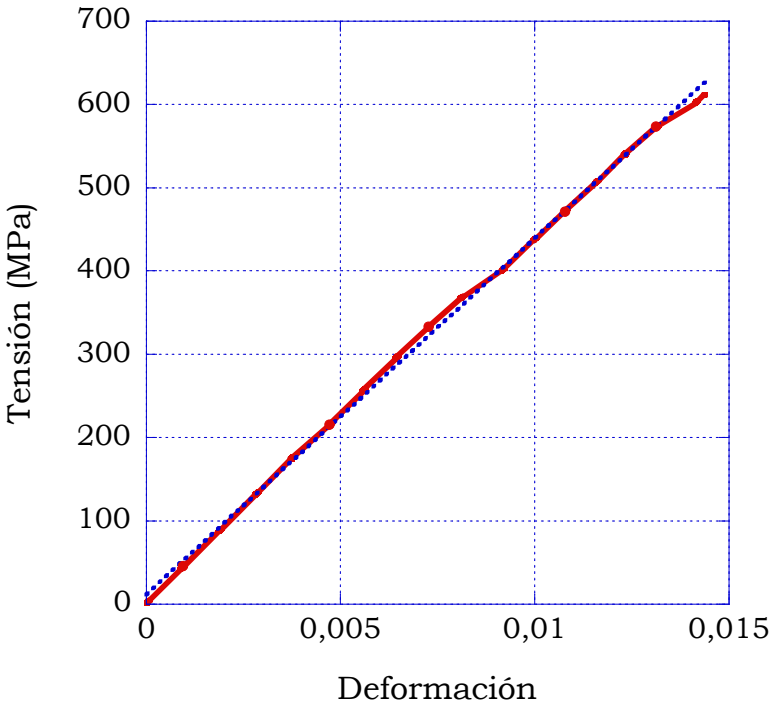


Figura 5.2. Curva tensión-deformación, para el laminado de fibra de carbono/epoxi

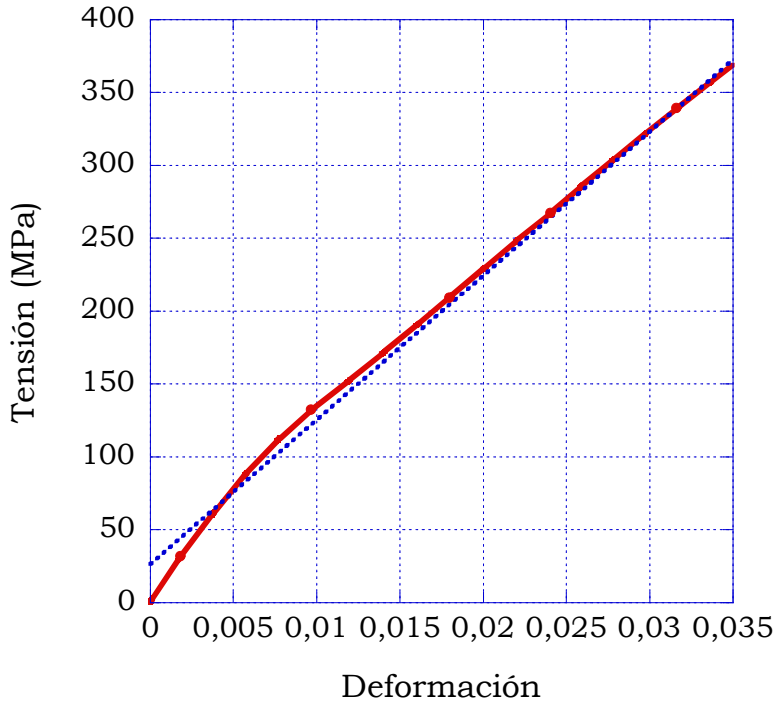


Figura 5.3. Curva tensión-deformación, para el laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster

Las propiedades mecánicas medidas permiten afirmar que el laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono en resina epoxi presenta la mayor resistencia mecánica (620 MPa) y el mayor módulo de elasticidad (42,99 GPa). Las mínimas desviaciones típicas en las propiedades mecánicas para este laminado, y por consiguiente los mínimos porcentajes de variación, indican que, de los tres materiales empleados, es el que presenta la menor cantidad de defectos (burbujas, inclusiones, exceso de resina, etc.).

El tejido de fibra de vidrio en resina poliéster presenta los mayores valores de deformación a rotura. También, presenta elevadas desviaciones típicas y por consiguientes los mayores porcentajes de variación, lo que implica una menor uniformidad en el laminado, dado que todas las probetas utilizadas para los ensayos de tracción se cortaron de una misma placa de material compuesto.

Propiedad Mecánica	Valor medio	Desviación típica	Coeficiente de variación (%)
Modulo de elasticidad	12,48 GPa	1,17 GPa	9,37
Resistencia mecánica	369 MPa	41,60 MPa	11,27
Deformación a rotura	0,02919	0,00184	6,30

Tabla 5.1. Propiedades mecánicas del laminado de fibra de vidrio/viniléster

Propiedad Mecánica	Valor medio	Desviación típica	Coeficiente de variación (%)
Modulo de elasticidad	42,99 GPa	0,82 GPa	1,90
Resistencia mecánica	620 MPa	33,76 MPa	1,66
Deformación a rotura	0,01466	0,00063	4,30

Tabla 5.2. Propiedades mecánicas del laminado de fibra de carbono/epoxi

Propiedad Mecánica	Valor medio	Desviación típica	Coeficiente de variación (%)
Modulo de elasticidad	10,13 GPa	1,02 GPa	10,07
Resistencia mecánica	367 MPa	37,83 MPa	10,30
Deformación a rotura	0,03568	0,00361	10,12
Coeficiente de Poisson	0,16	0,025	15,38

Tabla 5.3. Propiedades mecánicas del tejido de fibra de vidrio/poliéster

La resistencia mecánica de los materiales compuestos con refuerzo de fibra de vidrio es similar en las dos configuraciones estudiadas, mientras que el modulo de elasticidad y la deformación a rotura son más elevadas en el tejido de fibra de vidrio/poliéster, presentando entre ambos materiales compuestos una diferencias de, aproximadamente, un 18 %.

De las propiedades mecánicas obtenidas en los ensayos de tracción y de los niveles de precarga aplicado que se observan en la Tabla 3.9, se determinó el porcentaje de la resistencia mecánica aplicada en cada uno de los laminados para los ensayos de impacto, recogiéndose dichos valores en la Tabla 5.4.

Los porcentajes de tensión de rotura aplicados en las placas de material compuesto quedaron limitados por la capacidad del grupo hidráulico de la máquina de precarga utilizada, que puede aplicar un máximo de 51 kN en cada uno de sus ejes. Además, en le caso del laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster sometido a precarga biaxial, la aplicación de la máxima precarga que proporciona la máquina de precarga producía una concentración de tensiones en la zona del radio de acuerdo y el deslizamiento de la probeta, como ya se indicó en el capítulo 3, por lo que fue necesario disminuir el nivel de precarga.

Material	**Porcentaje de la resistencia mecánica aplicado (%)**	
	Uniaxial	**Biaxial**
Laminado cuasi-isótropo de fibra vidrio/viniléster	45	33 en cada eje
Laminado cuasi-isotropo fibra de carbono/epoxi	20	20 en cada eje
Laminado de tejido de fibra vidrio/poliéster	31	31 en cada eje

Tabla 5.4. Porcentaje de la tensión a rotura aplicada a cada uno de los materiales compuestos estudiados en los ensayos de impacto

5.3. INFLUENCIA DE LA PRECARGA EN LA VELOCIDAD RESIDUAL

A partir de los ensayos de impacto sobre laminados precargados y de los diferentes registros realizados con la cámara de alta velocidad se obtuvo la velocidad de impacto y la residual del proyectil, lo que permitió evaluar el comportamiento frente a impacto de las placas de material compuesto con y sin precarga.

Para todos los materiales compuestos estudiados y para los tres estados de precarga se obtuvo la relación existente entre la velocidad residual en función de la de impacto. La curva de ajuste entre las dos variables se encuentra representada por la ecuación 5.1, que corresponde a la propuesta por Lambert y Jonas (1978) y que fue validada experimental y numéricamente por Kasano (1999):

$$V_R = \begin{cases} 0 & ,0 < V_0 \leq V_{LB} \\ A \cdot (V_0^p - V_{LB}^p)^{1/p} & ,V_0 > V_{LB} \end{cases}$$

ecuación 5.1

donde:

V_0 = velocidad de impacto del proyectil

V_{LB} = límite balístico del material estudiado

V_R = velocidad residual del proyectil

A = parámetro empírico de ajuste, que en los casos estudiados toma el valor de la unidad

p = constante, que el caso de proyectiles indeformables y placas de pequeño espesor toma un valor igual a dos, como son los casos estudiados en esta investigación

A partir de la ecuación 5.1 fue posible estimar el límite balístico imponiendo una velocidad residual igual a cero. En esta investigación no fueron utilizadas las técnicas estadísticas para calcular el límite balístico (Zukas et al, 1992), dado que, para ello se necesitaría un mayor número de ensayo en las inmediaciones del límite balístico. En esta Tesis Doctoral, el objetivo era conocer el comportamiento frente a impacto, por lo que fue necesario distribuir los ensayos en un amplio rango de velocidades de impacto. Además, debido a las dimensiones (200 mm x 200 mm) de las probetas, se tenía un gasto considerable del material, lo que limitaba el número de ensayos a realizar, tal como se mostró en la Tabla 3.8.

5.3.1. Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/ viniléster

En la Figura 5.4 se representa la variación de la velocidad residual del proyectil con la velocidad de impacto para cada uno los ensayos realizados sobre el laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster, para los diferentes estados de precarga y para un proyectil esférico de 12,5 mm diámetro. Además, se dibujó la curva de ajuste (ecuación 5.1) para estos resultados.

En los tres gráficos de la Figura 5.4 se puede observar que la curva de ajuste y los valores obtenidos de los ensayos de impacto se encuentran por debajo de la recta con pendiente igual a la unidad, que se dibuja en línea discontinua. Para velocidades de impacto superiores a 200 m/s la curva de ajuste tiende asintóticamente a esta recta.

En los tres gráficos de la Figura 5.4 se observan puntos para los que la velocidad residual es igual a cero, o lo que es lo mismo, que el proyectil fue detenido por las placas y no consiguió atravesarlo. En el caso sin precarga, la velocidad de impacto para la que se produce la detención del proyectil es mayor que las correspondientes a los otros estados de precarga (Tabla 5.5), mientras que su valor mínimo tiene lugar para el estado biaxial.

Es importante destacar que, para todos los casos estudiados, el valor del coeficiente de correlación de la curva de ajuste fue superior a 0,9 (Tabla 5.6), lo cual índica que la ecuación 5.1 representa de forma precisa los resultados experimentales. Se observa una mínima diferencia que existe entre los coeficientes de correlación, siendo el valor mínimo el correspondiente al estado con precarga biaxial, debido a la mayor dispersión que presentan los datos en este caso.

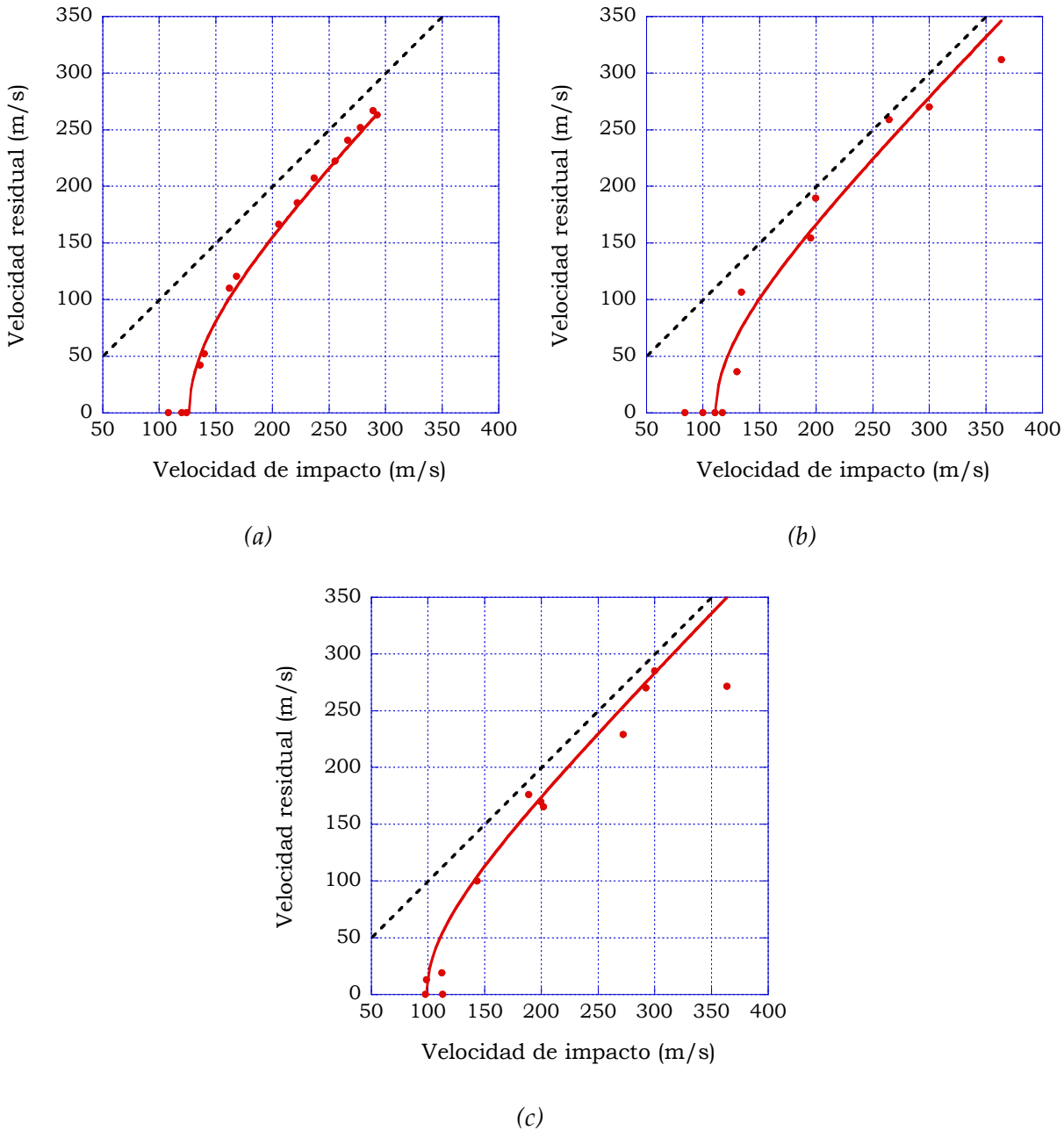


Figura 5.4. Velocidad residual-velocidad de impacto en el laminado de fibra de vidrio/viniléster. a) Sin precarga, b) Precarga uniaxial y c) Precarga biaxial

A partir de las curvas de ajuste expresadas matemáticamente mediante la ecuación 5.1, se estimó el límite balístico para los diferentes estados de precarga estudiados, recogiéndose estos resultados en la Tabla 5.7. De ellos se puede afirmar que el mayor límite balístico se alcanzó en el estado sin precarga, mientras que el mínimo se presentó cuando el laminado estaba sometido a precarga biaxial. Además,

se observa que los límites balísticos de los estados con precarga disminuyen un 22 % y 12 % con respecto al estado sin precarga.

Estado de precarga	**Velocidades (m/s)**	
	Máxima detenida por el laminado	**Mínima que atraviesa el laminado**
Sin carga	124	136
Uniaxial	117	130
Biaxial	113	99

Tabla 5.5. Velocidades de impacto experimentales: máxima detenida y mínima que atraviesa el laminado de fibra de vidrio/vinilléster

Estado de precarga	**R^2**
Sin carga	0,99971
Uniaxial	0,92783
Biaxial	0,90625

Tabla 5.6. Coeficiente de correlación para las curvas de ajuste de la velocidad residual frente a la de impacto, para el laminado de fibra de vidrio/vinilléster

Estado de precarga	**Límite balístico (m/s)**	**Variación del límite balístico (%)**
Sin carga	126	------
Uniaxial	111	-12
Biaxial	99	-22

Tabla 5.7. Límite balístico obtenido partir del ajuste de los datos experimentales y diferencia porcentual con respecto al estado sin de precarga, en el laminado de fibra de vidrio/vinilléster

Los valores de límites balísticos estimados a partir de la ecuación 5.1 se encuentran dentro del intervalo definido experimentalmente (Tabla 5.5), o bien muy

cerca de cualquiera de los límites del intervalo como sucede en el estado de con precarga uniaxial.

5.3.2. Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

El comportamiento frente a impacto del laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi fue similar al descrito para el laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster, como se puede observar en la Figura 5.5 y se recoge en la Tabla 5.8.

En los ensayos de impacto sobre el laminado de fibra de carbono se presentó una dificultad desde el punto de vista operativo, dado que fue imposible con el equipo disponible impulsar el proyectil a velocidades inferiores a los 90 m/s, que para el caso de las placas sometidas a precarga uniaxial o biaxial es una velocidad lo suficientemente alta para atravesarlas, tal como se observa en la Tabla 5.8. Sólo en un caso fue posible impulsar el proyectil a una velocidad de 85 m/s, para las probetas sin precarga, donde se logró detener el proyectil (Figura 5.5-a).

Los resultados de la Tabla 5.8 muestran que el laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono presenta un comportamiento similar al descrito para el laminado de fibra de vidrio, en lo que se refiere a la velocidad mínima necesaria para perforar el laminado, que alcanza su valor máximo en el estado sin precarga y el valor mínimo en el estado con precarga biaxial. Sin embargo, en relación con la velocidad máxima de detención no se puede realizar alguna afirmación, pues no se dispone de información para los estados de precarga uniaxial y biaxial.

En la Tabla 5.9 se presentan los coeficientes de correlación para las curvas de ajuste de la Figura 5.5, resultando valores superiores a 0,9, lo que indica un buen ajuste de la curva (ecuación 5.1) a los resultados experimentales. Además, en este laminado el menor coeficiente de correlación se presenta en el estado sin precarga, lo que indica que estos resultados presentan una dispersión ligeramente más alta.

El límite balístico estimado a partir de ecuación 5.1, para cada uno de los estados de precarga en el laminado de fibra de carbono/epoxi, se presentan en la Tabla 5.10. Al igual que para el laminado de fibra de vidrio, el máximo valor de límite balístico se alcanza en las probetas sin precarga, mientras que el mínimo se

alcanzó en el laminado sometido a precarga biaxial, reduciéndose en un 21 % el límite balístico del estado sin precarga, como se observa en la Tabla 5.10. Entre los dos estados con precarga la diferencia entre los límites balísticos es de un 12%.

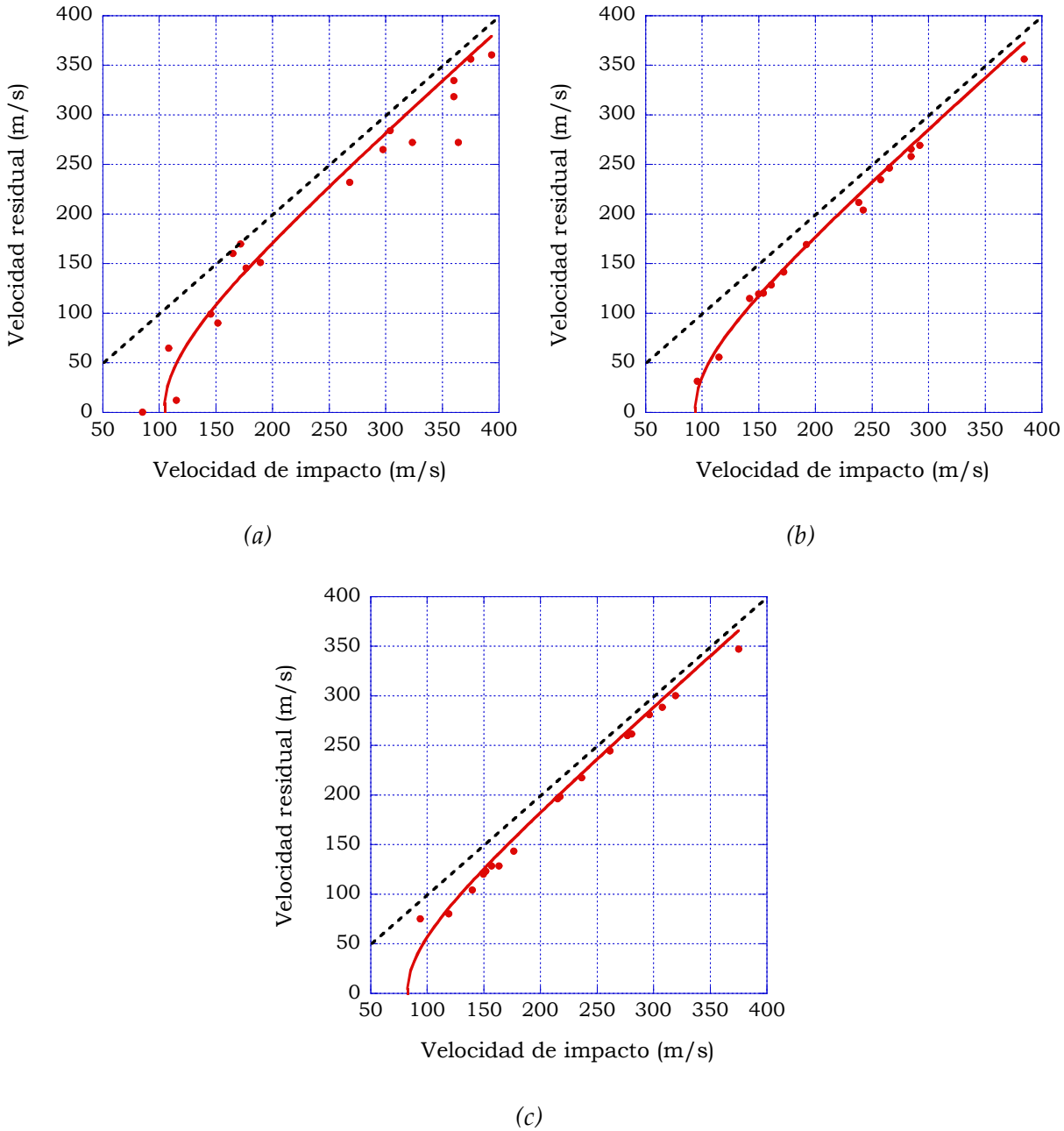


Figura 5.5. Velocidad residual-velocidad de impacto en el laminado de fibra de carbono/epoxi. a) Sin precarga, b) Precarga uniaxial y c) Precarga biaxial

Estado de precarga	Velocidades (m/s)	
	Máxima detenida por el laminado	Mínima que atraviesa el laminado
Sin carga	85	108
Uniaxial	------	96
Biaxial	------	94

Tabla 5.8. Velocidades de impacto experimentales: máxima detenida y mínima que atraviesa el laminado de fibra carbono/epoxi

Estado de precarga	R^2
Sin carga	0,91545
Uniaxial	0,98885
Biaxial	0,98280

Tabla 5.9. Coeficiente de correlación para las curvas de ajuste de la velocidad residual frente a la de impacto, para el laminado de fibra de carbono/epoxi

Estado de precarga	Límite balístico (m/s)	Variación del límite balístico (%)
Sin carga	104	------
Uniaxial	93	-10
Biaxial	82	-21

Tabla 5.10. Límite balístico obtenido partir del ajuste de los datos experimentales y diferencia porcentual con respecto al estado sin de precarga, en el laminado de fibra de carbono/epoxi

5.3.3. Laminado de tejido de fibra de vidrio/ poliéster

Los resultados de los ensayos de impacto a alta velocidad para el laminado de tejido de fibra de vidrio en resina de tipo poliéster, impactado con un proyectil de 7,5 mm de diámetro, se muestran en la Figura 5.6. Al igual que para los materiales

previamente descritos, la curva que mejor ajusta los resultados experimentales se expresa matemáticamente a través de la ecuación 5.1, encontrándose todos los puntos obtenidos a partir de los ensayos de impacto sobre placas precargadas por debajo de la recta con pendiente igual a la unidad.

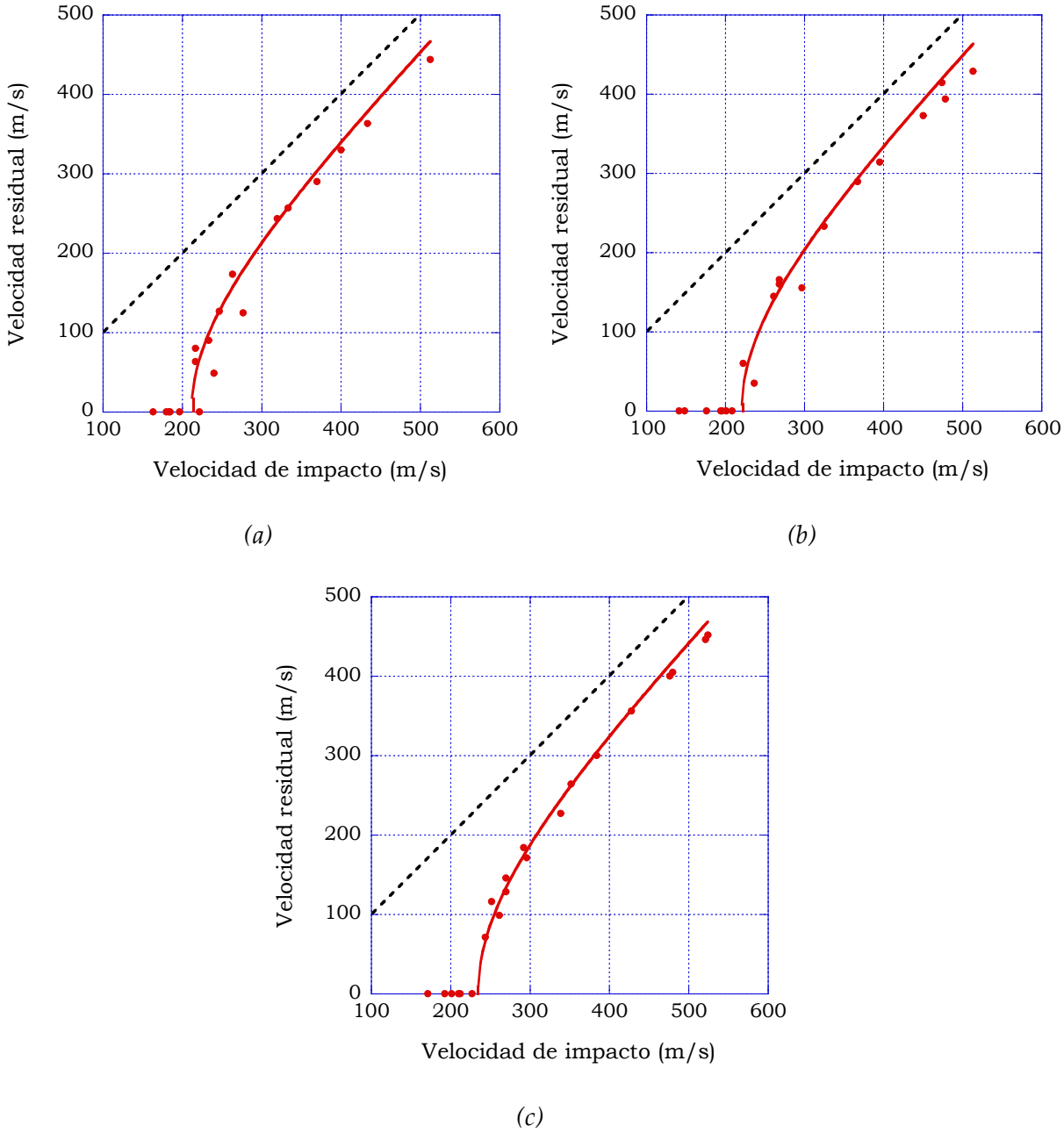
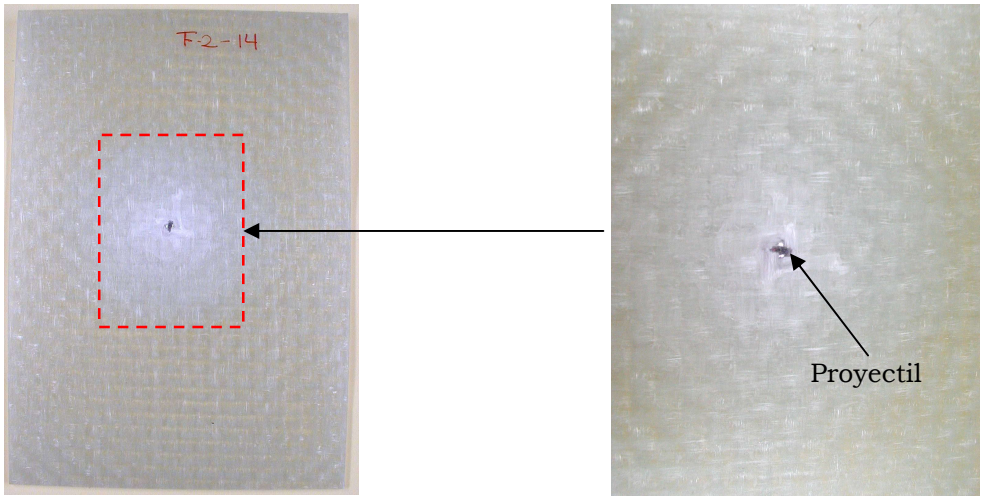


Figura 5.6. Velocidad residual-velocidad de impacto en el tejido de fibra de vidrio/poliéster. a) Sin precarga, b) Precarga uniaxial y c) Precarga biaxial

En este tipo de placas se consiguió detener un mayor número de proyectiles que con los otros laminados estudiados, tal como se muestra en la Figura 5.6. En la Figura 5.7 se muestra una placa del laminado de tejido que fue impactado a una velocidad de 197 m/s y con un proyectil que quedo incrustado en dicha placa.



(a) *(b)*

Figura 5.7. Placa de tejido de fibra de vidrio/poliéster impactada a 197 m/s y sin de precarga: a) Imagen completa y b) Detalle de la placa

Los coeficientes de correlación para la curva de ajuste en este material compuesto, y para los tres estados de precarga, son superiores a 0,9 (Tabla 5.11), lo que indica un buen ajuste de la curva (ecuación 5.1) a los resultados experimentales. Para este laminado el menor coeficiente de correlación se presenta en el estado sin precarga.

Estado de precarga	**R^2**
Sin carga	0,94973
Uniaxial	0,96161
Biaxial	0,98967

Tabla 5.11. Coeficiente de correlación para las curvas de ajuste de la velocidad residual frente a la de impacto, para el tejido de fibra de vidrio/poliéster

Las velocidades de impacto más significativas para el tejido de fibra de vidrio en matriz poliéster se pueden observar el la Tabla 5.12. En este caso, a diferencia de los laminados cuasi-isótropos, la velocidad más alta que es capaz de detener el laminado se obtuvo en estado con precarga biaxial, sucediendo lo mismo con la velocidad mínima que atraviesa el laminado.

Al observar la Tabla 5.12, se puede suponer que el límite balístico experimental para el tejido de fibra de fibra de vidrio/poliéster, se encuentra en un intervalo de velocidades, donde el máximo valor se alcanza cuando las placas de material compuesto se encuentran sometidas a precarga biaxial y el mínimo cuando se encuentran sin precarga.

Estado de precarga	**Velocidades (m/s)**	
	Máxima detenida por el laminado	**Mínima que atraviesa el laminado**
Sin carga	197	216
Uniaxial	208	222
Biaxial	227	244

Tabla 5.12. Velocidades de impacto experimentales: máxima detenida y mínima que atraviesa el tejido de fibra de vidrio/poliéster

La suposición planteada en el párrafo anterior con respecto al límite balístico se ve confirmada al estimar el valor de éste empleando la ecuación 5.1, cuyos resultados se presentan en la Tabla 5.13, donde el mayor valor para el límite balístico se obtuvo en el estado con precarga biaxial y el mínimo en el estado sin precarga, lo que conlleva un incremento de casi un 11 % en el límite balístico cuando las placas de este material compuesto están sometidas a precarga biaxial, con respecto al estado sin precarga.

Es importante destacar que el límite balístico determinado a partir de la ecuación 5.1, se encuentra dentro del intervalo determinado experimentalmente en

todos los estados de carga y que este material presenta un comportamiento en lo relativo al límite balístico diferente al descrito para los laminados cuasi-isótropo.

Estado de precarga	Límite balístico (m/s)	Variación del límite balístico (%)
Sin carga	211	0
Uniaxial	220	+4
Biaxial	234	+11

Tabla 5.13. Límite balístico obtenido partir del ajuste de los datos experimentales y diferencia porcentual con respecto al estado sin precarga, en el tejido de fibra de poliéster

5.4. INFLUENCIA DE DE LA PRECARGA EN EL ÁREA DAÑADA

La inspección no destructiva mediante la técnica de C-Scan permitió determinar la extensión del área dañada para los laminados con y sin precarga, sometidos a impactos transversales de alta velocidad. De este modo se realizó un primer paso en el estudio de tolerancia al daño de los materiales considerados en esta Tesis Doctoral.

Para todos los materiales compuestos y en todos los estados de precarga estudiados se observa que las máximas extensiones de área dañada se obtienen alrededor del límite balístico (Figura 5.12, 5.17 y 5.21). Por debajo de la energía del límite balístico la extensión del área dañada se incrementa de forma aproximadamente lineal con el aumento de la energía de impacto, mientras que, por encima del límite balístico, la extensión del área dañada disminuye con el inverso de la energía de impacto. Este comportamiento ya fue observado por Will et al. (2002) y López-Puente et al. (2002) en placas de material compuesto sin precarga.

En todos los casos estudiados, la relación entre la extensión de área dañada frente a la energía de impacto presenta una curva de ajuste que se encuentra representada por la siguiente ecuación:

$$A_D = \begin{cases} n_0 + m_0 \cdot E, & E \le E_{LB} \quad (a) \\ n_1 + m_1 \cdot \dfrac{1}{E}, & E > E_{LB} \quad (b) \end{cases}$$

ecuación 5.2

donde:

A_D = extensión del área dañada en el laminado

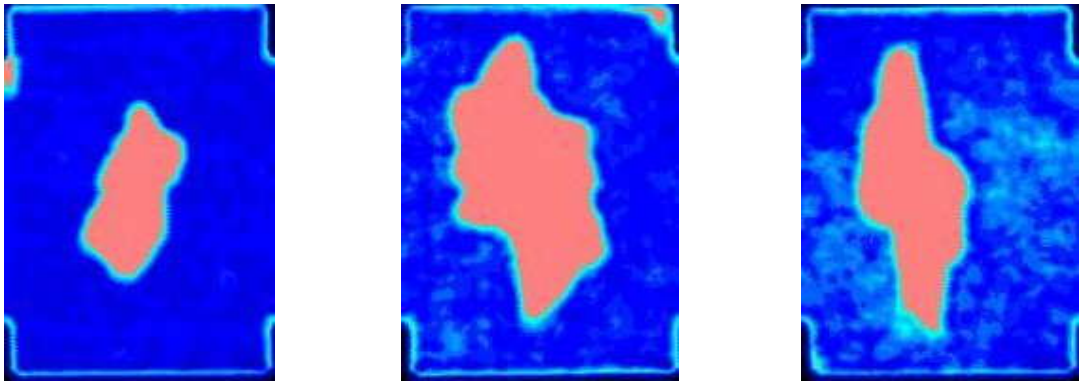
E = energía de impacto

E_{LB} = energía del límite balístico

n_i, m_i = parámetros empírico de ajuste, con i=0,1

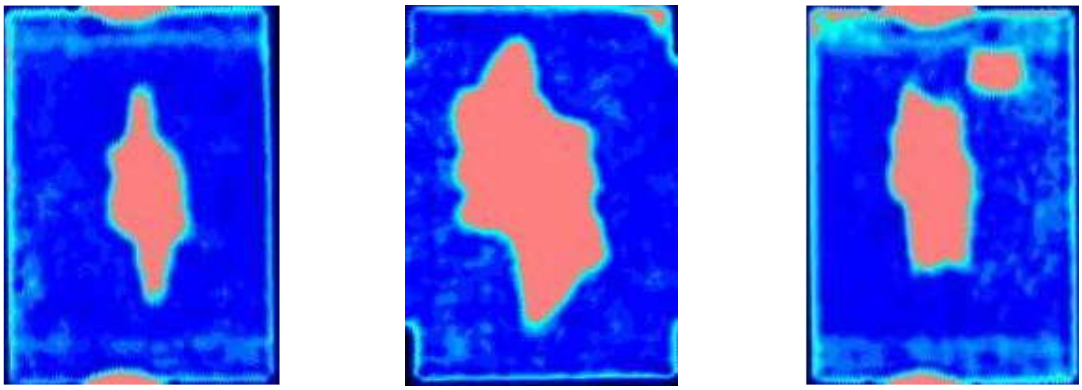
5.4.1. Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/ viniléster

En la Figura 5.8, 5.9 y 5.10 se muestran las imágenes correspondientes a la inspección no destructiva por C-Scan del laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster para los tres estados de precarga y correspondientes a tres velocidades de impacto: en las inmediaciones del límite balístico y para velocidades superiores e inferiores a éste. En el caso de la Figura 5.10 solo se presentan dos imágenes pues desde el punto de vista operativo fue imposible impulsar los proyectiles con velocidades por debajo de los 99 m/s. Las figuras anteriores permite afirmar que, desde un punto de vista cualitativo, las mayores extensiones de área dañada se encuentran en el entorno del límite balístico (Figura 5.8-b, 5.9-b y 5.10-a), mientras que para energías de impacto mayores (Figura 5.8-c, 5.9-c y 5.10-b) y menores (Figura 5.8-a y 5.9-a) a la del límite balístico la extensión del daño disminuye.



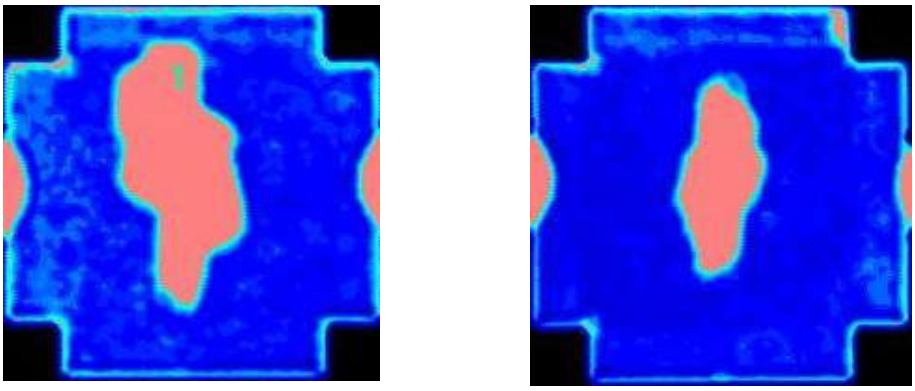
(a) (b) (c)

Figura 5.8. Extensión del daño en el laminado de fibra de vidrio/viniléster sin precarga: a) 108 m/s, b) 136 m/s y c) 278 m/s



(a) (b) (c)

Figura 5.9. Extensión del daño en el laminado de fibra de vidrio/viniléster con precarga uniaxial: a) 111 m/s, b) 134 m/s y c) 364 m/s



(a) (b)

Figura 5.10. Extensión del año en el laminado de fibra de vidrio/viniléster con precarga biaxial: a) 108 m/s y b) 364 m/s

La forma que presenta la zona dañada es semejante a la que tiene lugar en los impactos de baja velocidad sobre un laminado multidireccional o de cinta, la cual tiene forma de elipse y se produce entre dos láminas adyacentes con orientaciones diferentes (Ishikawa et al., 1995 y Abrate, 1998). En las imágenes obtenidas a partir de la inspección por C-Scan de los laminados no puede identificarse esta forma, sino un daño de forma irregular que corresponde a la superposición del área deslaminada en cada una de las láminas adyacentes del laminado cuasi-isótropo, pues lo proporcionado por este tipo de inspección es una proyección del área sobre el plano.

El fenómeno descrito por Isakawa (1998) y Abrate (1998) con respecto a la forma del área deslaminada se puede observar en la imagen óptica que se presenta en la Figura 5.11, gracias a que este material es traslúcido. Esta imagen corresponde al laminado en estudio impactado a una velocidad de 112 m/s y precargado de forma biaxial. En ella se pueden identificar las deslaminaciones en forma de elipse, en dirección de cada uno de los ejes principales y concéntricas al punto de impacto. Este comportamiento se observó en todos los estados de precarga y velocidades de impacto empleadas.

Figura 5.11.Orientación y forma del área deslaminada en una probeta de laminado de fibra de vidrio/viniléster, sometida a precarga biaxial

La evolución de la extensión del daño frente a la energía de impacto, para el laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio en los tres estados de precarga, se observa en la Figura 5.12. En ella se pueden diferenciar dos zonas que se encuentran separadas por una recta paralela al eje de ordenadas, y que corresponde a la energía del límite balístico. Por lo tanto, se puede afirmar que los resultados cuantitativos obtenidos coinciden con los cualitativos presentados previamente.

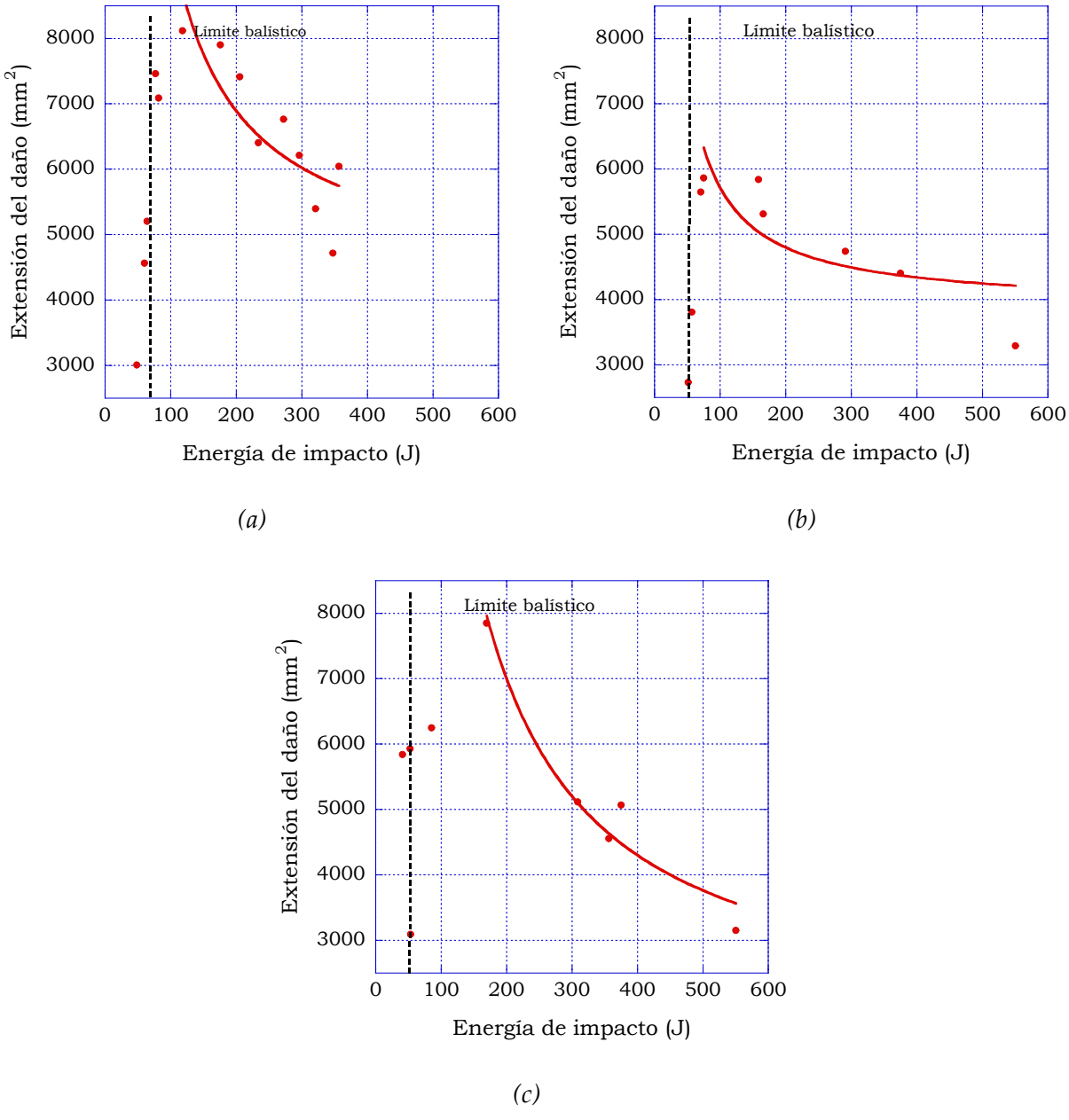


Figura 5.12. Extensión del daño-energía de impacto, para el laminado de fibra de vidrio/viniléster. a) Sin precarga, b) Precarga uniaxial y c) Precarga biaxial

En la Tabla 5.14 se recogen los coeficientes de correlación para la ecuación 5.2 en cada uno de los estados de precarga, excepto para los puntos por debajo del límite balístico, pues no se disponía de datos suficientes para realizar el ajuste. Observando los coeficientes de correlación, se puede decir ecuación 5.2 es un ajuste aceptable de los resultados experimentales obtenidos para la extensión del área dañada en función de la energía de impacto, considerando la alta dispersión que presentaban los resultados experimentales.

Estado de precarga	**R^2**	
	Por debajo del límite balístico	**Por encima del límite balístico**
Sin carga	------	0,70934
Uniaxial	------	0,61292
Biaxial	------	0,95471

Tabla 5.14. Coeficientes de correlación para las curvas de ajuste de la evolución del daño frente a la energía de impacto, para el laminado de fibra de vidrio/viniléster

Las máximas extensiones de área dañada obtenidas a partir de la inspección no destructiva se presentan en la Tabla 5.15. De este resultado se puede afirmar que, para energías de impacto similares la máxima extensión de área dañada se alcanza cuando las placas de laminado cuasi-isótropo se encuentran sin precarga y que la mínima se alcanza en el estado con precarga biaxial. Las diferencias, en porcentaje, de las extensiones máximas de área dañada en los estados de carga uniaxial y biaxial con respecto al estado sin precarga son de 17% y 32%, respectivamente, mientras, que, entre los dos estados con precarga, la diferencia alcanza un 19%.

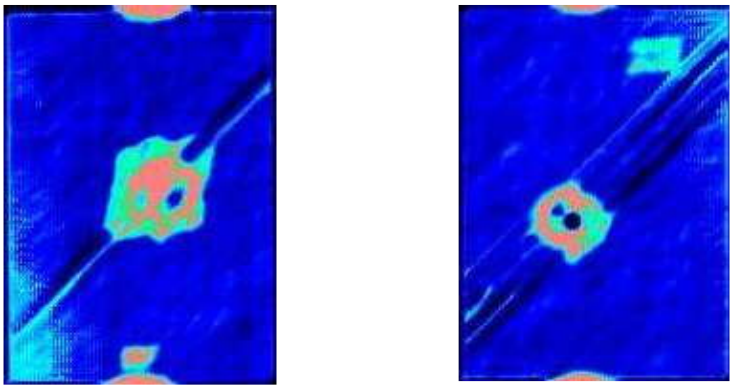
Estado de precarga	Energía de impacto (J)	Extensión de área dañada (mm^2)
Sin carga	59,97	4563
Uniaxial	57,08	3809
Biaxial	53,22	3091

Tabla 5.15. Extensiones de área dañada para el laminado de fibra de vidrio/viniléster, a una determinada velocidad de impacto

5.4.2. Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

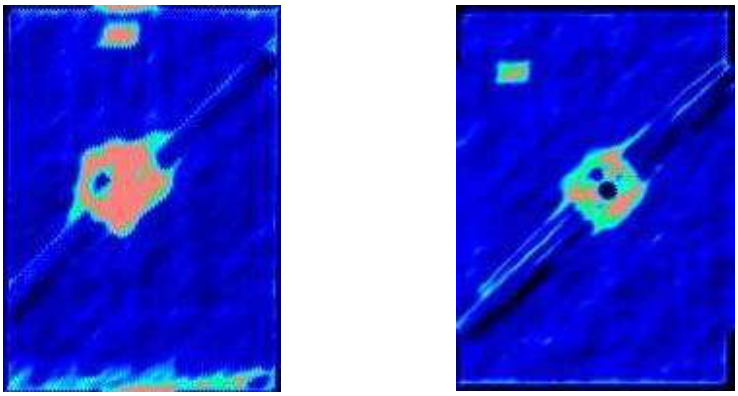
De las inspecciones no destructivas del laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi se obtuvieron las imágenes presentadas en la Figura 5.13, 5.14 y l5.15, donde solo es posible observar dos imágenes para cada estado de precarga, una correspondiente a velocidades próximas a los 150 m/s y la otra para velocidades por encima de los 350 m/s, destacando que la extensión de área dañada siempre fue mayor para velocidades próximas al límite inferior; para velocidades de impacto por debajo del límite balístico no se dispone de datos. Otro aspecto importante de las imágenes obtenidas a partir de la inspección por C-Scan y que también es posible apreciar a través de la inspección visual (Figura 5.16-a) es la presencia del agujero producido por el proyectil para velocidades de impacto superiores, o en el entorno, a los 350 m/s. Este agujero corresponde al tapón que se forma en los laminados de fibra de carbono cuando son impactados a alta velocidad. Este comportamiento ha sido descrito por otros investigadores en placas sin precarga (Kim et al., 2003 y López-Puente et al., 2007).

En las imágenes obtenidas a partir de la inspección no destructiva sobre los laminados de fibra de carbono/epoxi impactados a diferentes velocidades, se observan unas líneas a lo largo de la zona dañada que se extiende hasta los bordes de la placa, que corresponden al arranque de la última lámina, que se encuentra orientada a 45º y que no fue considerada en la determinación de la extensión del área dañada.



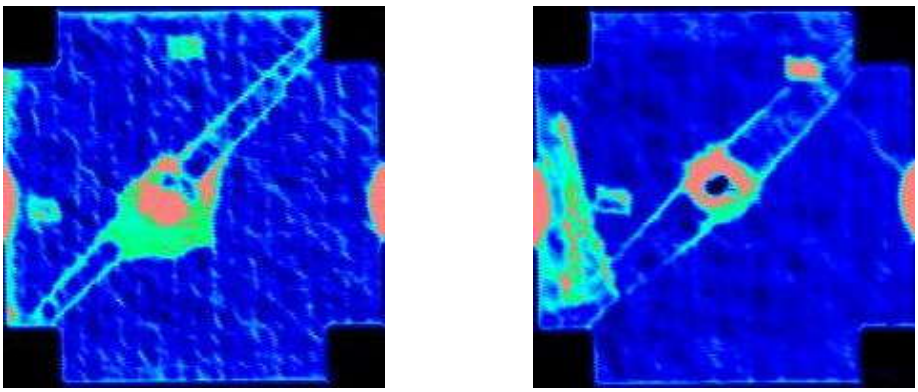
(a) (b)

Figura 5.13. Extensión del daño en el laminado de fibra de carbono/epoxi sin precarga: a) 165 m/s y b) 393 m/s



(a) (b)

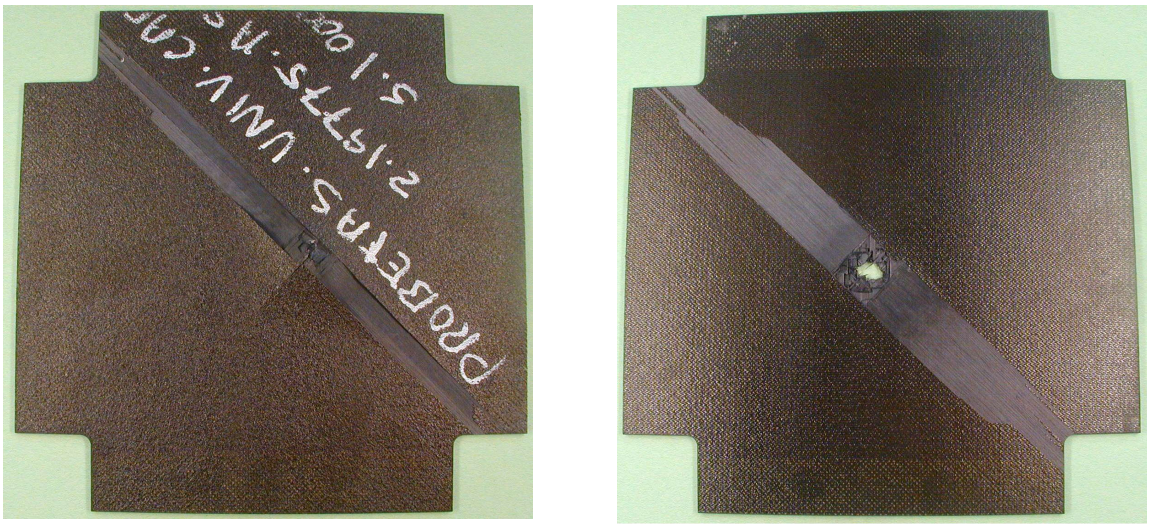
Figura 5.14. Extensión del daño en el laminado de fibra de carbono/epoxi con precarga uniaxial: a) 154 m/s y b) 384 m/s



(a) (b)

Figura 5.15. Extensión del daño en el laminado de fibra de carbono/epoxi con precarga biaxial: a) 164 m/s y b) 375 m/s

La forma del daño en este laminado cambia con la velocidad de impacto, presentando un comportamiento similar al descrito por Kim et al (2003) en su investigación de impactos de alta velocidad con esferas de hielo sobre laminados de fibra de carbono/epoxi sin precarga. Estos investigadores observaron que los tipos de daño que se produce cuando existe perforación son: la rotura a través de espesor del laminado, lo que conlleva que la forma del daño sea muy irregular y la perforación total donde la extensión del daño está muy localizada, aproximándose a una circunferencia, En la Figura 5.16 se muestran la fotografías correspondientes para las imágenes resultante de las inspecciones de C-Scan que se recogen en la Figura 5.15.



(a) *(b)*

Figura 5.16. Tipos de daño, con perforación: (a) Impactado a 164 m/s, rotura a través del espesor y (b) Impactado a 375 m/s, agujero perfecto.

La evolución del área dañada con la energía de impacto en el laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi, presenta un comportamiento similar al descrito para el laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster, como se observa en la Figura 5.17 y se recoge en la Tabla 5.16.

En los ensayos de impacto sobre el laminado de fibra de carbono fue imposible impulsar los proyectiles a velocidades por debajo de los 90 m/s, por ello en las representaciones de la evolución de daño en función de la energía de impacto solo fue posible representar los valores para velocidades por encima del límite balístico y,

por consiguiente, el ajuste realizado se encuentra restringido a sus respectivas energías de impacto, siendo la expresión matemática que representa la curva de ajuste la recogida en la ecuación 5.2-b.

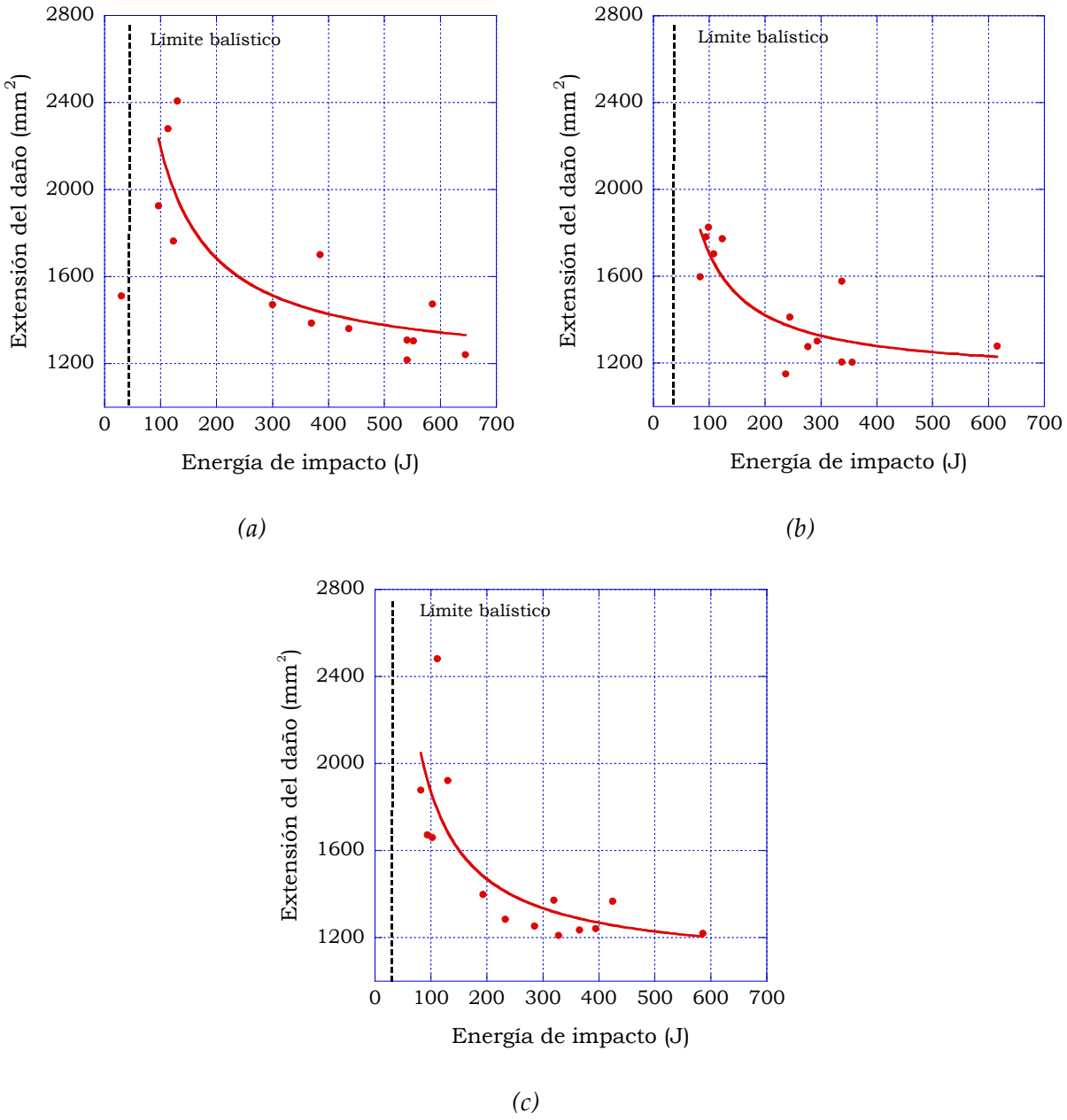


Figura 5.17. Extensión del daño-energía de impacto, para el laminado de fibra de carbono/epoxi. a) Sin precarga, b) Precarga uniaxial y c) Precarga biaxial

Al igual que para el laminado de fibra de vidrio/viniléster, los coeficientes de correlación (Tabla 5.16) para el laminado de fibra de carbono/epoxi son aceptables.

Esta dispersión en los resultados puede estar ocasionada por la existencia de varios mecanismos de daño que actúen simultáneamente durante el fenómeno de impacto, y que una pequeña variación en algunos de ellos puede afectar considerablemente al comportamiento del laminado.

Las extensiones de área dañada que se observan en la Tabla 5.17, permiten afirmar que la mayor extensión de área dañada se alcanza cuando las placas de material compuestos se encuentran sin precarga en el plano, mientras que la menor extensión de área dañada se consigue cuando la placa está sometida a precarga biaxial en el plano, disminuyendo un 8% y 15% en el estado de precarga uniaxial y el biaxial con respecto al estado sin precarga, mientras que para los dos estados con precarga en el plano la diferencia alcanza éste un 8%,

Estado de precarga	**R^2**	
	Por debajo del límite balístico	**Por encima del límite balístico**
Sin carga	------	0,71502
Uniaxial	------	0,66979
Biaxial	------	0,59208

Tabla 5.16. Coeficientes de correlación para los ajustes de las curva de la evolución del daño en función de la energía de impacto, para el laminado de fibra de carbono/epoxi

Estado de precarga	**Energía de impacto (J)**	**Extensión de área dañada (mm^2)**
Sin carga	96,10	1975
Uniaxial	98,97	1825
Biaxial	93,43	1672

Tabla 5.17. Extensiones de área dañada para el laminado de fibra de carbono/epoxi, a una determinada velocidad de impacto

5.4.3. Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster

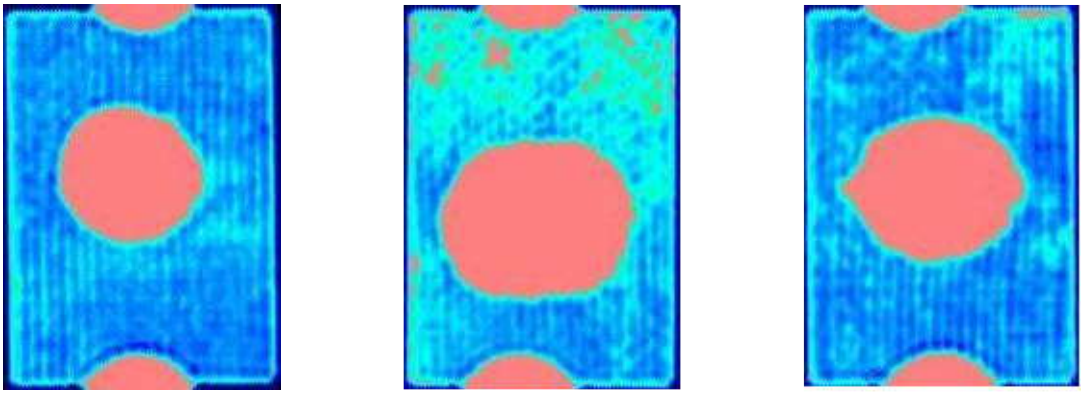
Al igual que para los laminados cuasi-isótropos, las imágenes del laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster obtenidas a partir de la inspección no destructiva (Figura 5.18, 5.19 y 5.20) permiten afirmar que las mayores extensiones de área dañada se alcanzan para velocidades en torno al límite balístico. La forma del área dañada en el laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster se puede aproximar a una circunferencia y, por consiguiente, la extensión de área dañada es proporcional al cuadrado del radio del área dañada. Solo en el caso con precarga uniaxial presenta una forma ligeramente ovalada, pues de forma general, tiene un comportamiento similar en dirección de la trama y la urdimbre.

En la Figura 5.21 se presenta la evolución de la extensión del daño en el laminado de tejido en función de la energía de impacto para un proyectil de 7,5 mm de diámetro, en los tres estados de precarga. Este comportamiento es similar al descrito para el laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio.

Igual que sucede en los materiales ya descritos, en este laminado la curva que mejor ajusta los resultados experimentales se encuentra expresada matemáticamente mediante la ecuación 5.2 y, por lo tanto, se puede afirmar que la extensión de área dañada es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad de impacto para velocidades inferiores al límite balístico e inversamente proporcional para velocidades superiores al límite balístico.

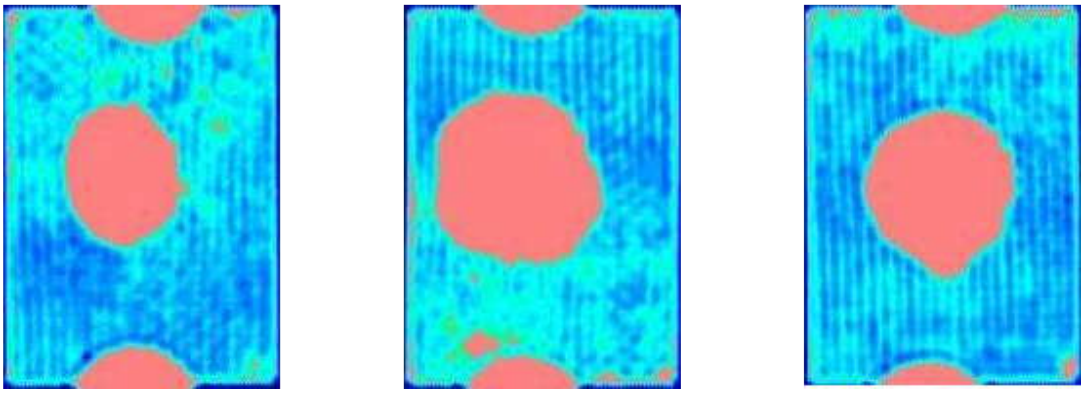
En la Tabla 5.18 se presentan los coeficientes de correlación para las curvas de ajuste de la ecuación 5.2, los cuales indican una alta dispersión en los resultados.

En las placas de material compuesto de fibra de vidrio/poliéster, para velocidades de impacto similares, la máxima extensión de área dañada se consigue cuando las probetas se encuentran sin precarga, mientras que la mínima se consiguió en estado con precarga biaxial. La diferencia para los estados con precarga en relación al estado sin precarga, alcanza un 8% en el estado con precarga uniaxial y un 32% en el biaxial.



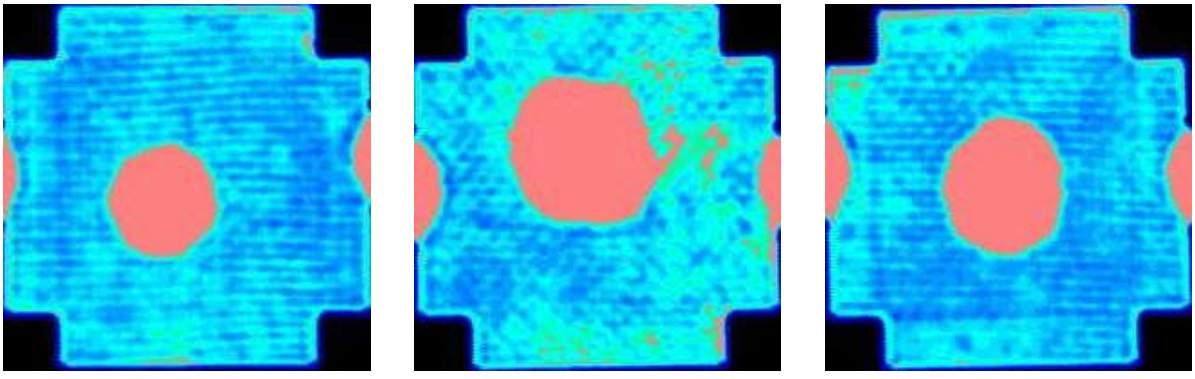
(a) (b) (c)

Figura 5.18. Extensión del daño en el tejido de fibra de vidrio/poliéster sin precarga: a) 163 m/s, b) 233 m/s y c) 513 m/s



(a) (b) (c)

Figura 5.19. Extensión del daño en el tejido de fibra de vidrio/poliéster con precarga uniaxial: a) 176 m/s, b) 236 m/s y c) 513 m/s



(a) (b) (c)

Figura 5.20. Extensión del daño en el tejido de fibra de vidrio/poliéster con precarga biaxial: a) 171 m/s, b) 261 m/s y c) 521 m/s

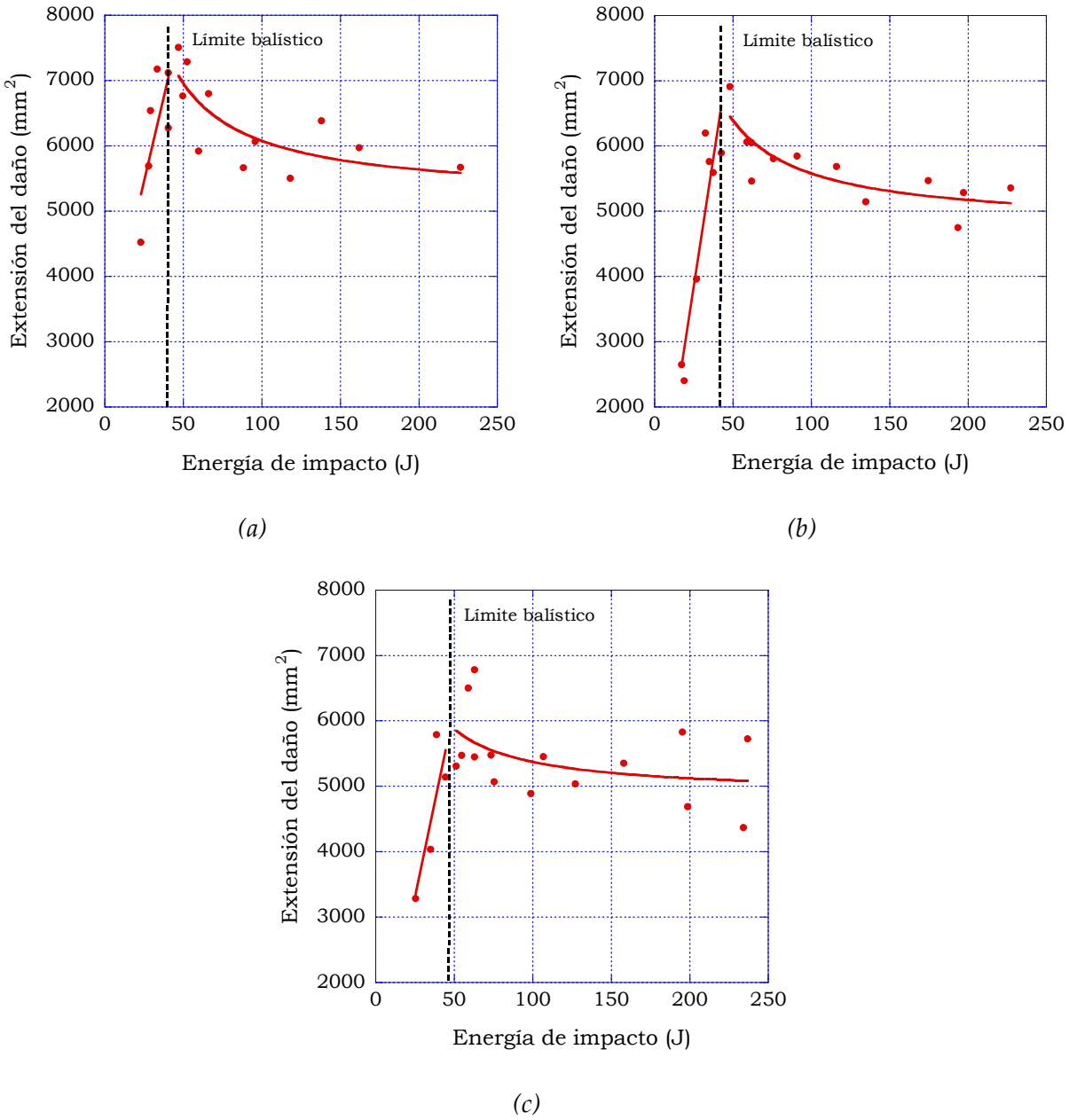


Figura 5.21. Extensión del daño-energía de impacto, para el tejido de fibra de vidrio/poliéster. a) Sin precarga, b) Precarga uniaxial y c) Precarga biaxial

Estado de precarga	R^2	
	Por debajo del límite balístico	Por encima del límite balístico
Sin carga	0,53302	0,59739
Uniaxial	0,85021	0,68558
Biaxial	0,69145	0,19021

Tabla 5.18. Coeficientes de correlación para los ajustes de las curvas de la evolución del daño en función de la energía de impacto, en el tejido de fibra de vidrio/poliéster

Estado de precarga	Energía de impacto (J)	Extensión de área dañada (mm^2)
Sin carga	47,00	7504
Uniaxial	48,23	6906
Biaxial	44,50	5140

Tabla 5.19. Extensiones de área dañada para el tejido de fibra de vidrio/poliéster, a una determinada velocidad de impacto

5.5. ANÁLISIS DE RESULTADOS EXPERIMENTALES

A continuación se presenta un resumen de los diferentes resultados obtenidos en los ensayos y se establecerá una comparación entre los diferentes materiales estudiados, evaluando la influencia de la precarga en la velocidad residual, el límite balístico y la extensión del área dañada.

En las representaciones de velocidad residual frente a la velocidad de impacto se observa que todos los puntos obtenidos a partir de los ensayos experimentales se encuentran por debajo de la recta con pendiente igual a la unidad. La variación de la velocidad residual en función de la velocidad de impacto para todos los materiales estudiados y estados de carga utilizados, se encuentra representada adecuadamente con la ecuación 5.1, dado que los coeficientes de correlación para estos ajustes son superiores a 0,9 (Tabla 5.20).

Material	Estado de precarga/R^2		
	Sin carga	Uniaxial	Biaxial
Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster	0,99971	0,92783	0,90625
Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi	0,91545	0,98885	0,98280
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	0,94973	0,96161	0,98967

Tabla 5.20. Coeficientes de correlación para las curvas de ajuste expresada con la ecuación 5.1

El límite balístico estimado a partir de la ecuación 5.1 se encuentra dentro del intervalo de velocidades determinado experimentalmente. Sólo en el estado con precarga uniaxial del laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster no se presentó esta situación, lo cual podría deberse al menor número de resultados disponibles en el entorno del límite balístico.

En los dos laminados cuasi-isótropos estudiados se observa una disminución en el límite balístico (Tabla 5.21) con respecto al del estado sin precarga, mientras, que para la configuración de tejido de fibra de vidrio en matriz poliéster, lo que se observa es un incremento. Este comportamiento en el tejido puede deberse a la arquitectura de este material, en el que las fibras se encuentran entrelazadas.

En la Tabla 5.22 se recogen los valores del límite balístico, expresado en porcentaje del obtenido para la situación sin precarga correspondiente, para los diferentes tipos de laminados empleados y formas de precarga. Del análisis de estos valores cabe afirmar que, el límite balístico de los laminados cuasi-isótropos se ve afectado (disminución del límite balístico) por la presencia de una precarga actuando sobre ellos; observándose que, para cada uno de los dos estados diferentes de precarga, los valores de las diferencia porcentuales se encuentran muy próximas entre sí. Sin embargo, para el laminado de tejido, se observan valores más altos de límite balístico en relación al obtenido para dicho material sin ningún tipo de precarga en el plano. Es conveniente resaltar, también, que el tipo de condición de

precarga biaxial induce un cambio del límite balístico más alto (aproximadamente el doble) que los correspondientes a las condiciones de precarga uniaxial.

Material	**Estado de precarga/Límite balístico (m/s)**		
	Sin carga	**Uniaxial**	**Biaxial**
Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster	126	111	99
Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi	104	93	82
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	211	220	234

Tabla 5.21. Límite balístico obtenido a partir del ajuste de la ecuación 5.1, para los materiales y estados de carga estudiados

Material	**Estado de precarga / Variación del límite balístico (%)**	
	Uniaxial	**Biaxial**
Laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio/viniléster	-12	-22
Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi	-10	-21
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	+4	+11

Tabla 5.22. Diferencia porcentual del límite balístico con respecto al estado sin de precarga, para los materiales y estados de carga estudiados

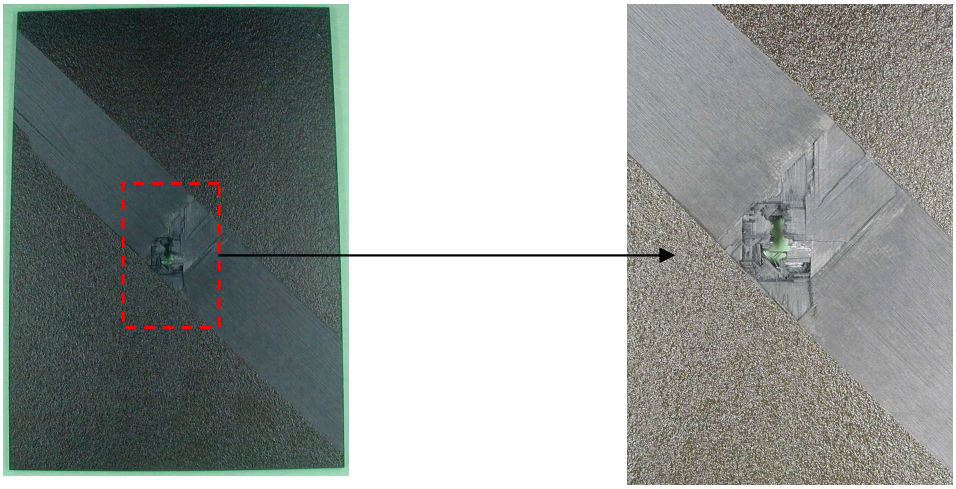
La evolución de la extensión del área dañada en función de la energía de impacto en las placas de material compuesto presenta un comportamiento similar en todos los materiales y estados de precarga estudiados. Sin embargo, la forma del daño producida por el impacto es diferente para cada laminado, incluso para el laminado de fibra carbono/epoxi se presentan cambios con la velocidad de impacto.

Para el tejido de fibra de vidrio/poliéster, se pueden diferenciar dos zonas separadas por una línea recta paralela al eje de ordenadas (Figura 5.21), que indica la ubicación de la energía de impacto asociada al límite balístico; en el lado izquierdo de la recta se ubican la extensión del área dañada en función de la energía de impacto para velocidades por debajo del límite balístico, presentándose una variación lineal en la extensión del área dañada, mientras que, para velocidades de impacto superiores al límite balístico (lado derecho de la recta) se observa que la extensión del daño disminuye a medida que aumenta la velocidad de impacto. En el caso de los laminados cuasi-isótropos no se disponen de datos suficientes, para velocidades inferiores al límite balístico para realizar el ajuste según la ecuación 5.2-a. En todos los casos de precarga y materiales empleados, los coeficientes de correlación son menores de 0,9; la alta dispersión en los resultados puede tener como causa la existencia de diferentes mecanismos de daño actuando simultáneamente durante el fenómeno de impacto.

Para todos los laminados de material compuestos estudiados y estados de precarga empleados, la relación entre la energía de impacto y la extensión de área dañada presenta comportamientos similares al descrito por Zee y Hsieh (1993) y López-Puente et al (2002) en sus investigaciones para laminados sin precarga. Para energías de impacto por debajo del límite balístico, el laminado absorbe parte de la energía de impacto debido a la deflexión de éste en el punto de impacto y en sus zonas adyacentes; por tanto parte de la energía de impacto es disipada por deslaminación de la placa de material compuesto. Sin embargo, para energías de impacto superiores a la del límite balístico se produce en el laminado una respuesta más localizada alrededor del punto de impacto, observándose en el caso del laminado de fibra de carbono/epoxi la formación de un tapón por cortadura, lo que lleva aparejado la disminución de la extensión del área dañada con el incremento de la energía de impacto. La mayor extensión de área dañada se alcanza para velocidad de impacto correspondiente al límite balístico.

Experimentalmente el tapón por cortadura a altas velocidades de impacto sólo fue posible observarlo en el laminado de fibra de carbono/epoxi (Figura 5.22), debido a la alta resistencia a cortadura que presentan este tipo de material. En los laminado

de fibra de vidrio este fenómeno no aparece (Naik et al, 2005), ya que las fibras se cierran entre sí una vez que el proyectil atraviesa el laminado (Figura 5.23 y 5.24).



(a) *(b)*

Figura 5.22. Laminados de fibra de carbono/epoxi sin precarga impactado a 268 m/s, con el tapón por cortadura

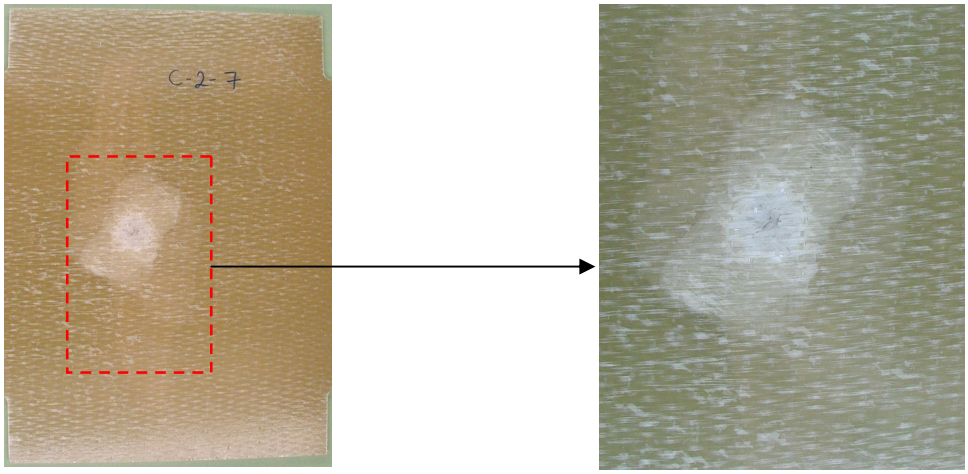
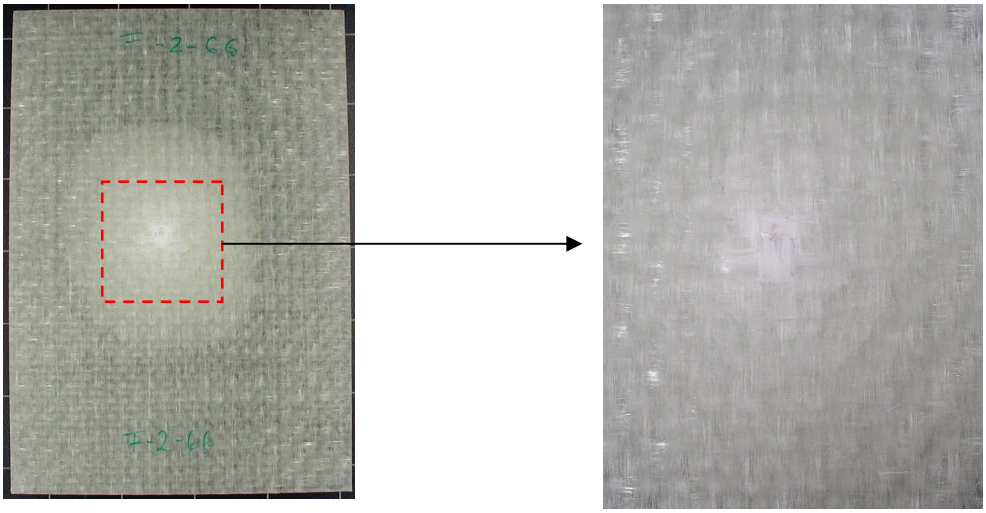


Figura 5.23. Laminado cuasi-isótropo fibra de vidrio/viniléster impactado a 278 m/s

Considerando todos los materiales compuestos estudiados y estados de precarga empleados, las mayores extensiones de área dañada se presentaron en el estado sin precarga y las menores en el estado con precarga biaxial; este último comportamiento se observa con detalle en la Tabla 5.23, en la que se presenta el porcentaje, con respecto al estado sin precarga.



(b)

Figura 5.24. Laminados d tejido de fibra de vidrio/ poliéster, impactado a 277 m/s

Material	**Estado de precarga / Variación (%)**	
	Uniaxial	**Biaxial**
Laminado de fibra de vidrio/vinilléster	-17	-32
Laminado de fibra de carbono/epoxi	-8	-15
Laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster	-8	-32

Tabla 5.23. Variación en porcentaje en la extensión del área dañada con respecto al estado sin de precarga, para los materiales a energías de impacto similares

Capítulo 6

DESCRIPCIÓN DEL MODELO ANALÍTICO

6.1. INTRODUCCIÓN

El presente capítulo describe el modelo ingenieril desarrollado que permite estimar la velocidad residual, el límite balístico, el tiempo de contacto entre el proyectil y la placa de material compuesto, las contribuciones de los diferentes mecanismos de energía y la fuerza máxima de contacto, para laminados de tejido sometidos a dos estados de precarga: sin precarga y con precarga en su plano y expuestos a impactos transversales de alta velocidad.

Entre los diferentes modelos analíticos consultados en la bibliografía que estudian los fenómenos de impacto transversal a altas velocidades sobre placas de material compuesto sin precarga, se encuentran los desarrollados por Taylor y Vinson (1990), Zhu et al. (1992), Vinson y Walter (1997), Navarro (1998), Wen (2000 y 2001), Morye et al. (2000), Gu B. (2003), Naik et al. (2004, 2005 y 2006) y López-Puente et al. (2007). Con respecto a los modelos sobre placas precargadas y sometidas a impactos se encontraron en la literatura los desarrollados por Sun et al. (1975) y Khalili et al. (2007), para bajas velocidades de impacto. Todos estos modelos se encuentran explicados en el apartado 2.5 de la presente Tesis Doctoral.

Sin embargo, en la bibliografía consultada no fue posible encontrar un modelo analítico que permitiese estudiar los impactos transversales a altas velocidades sobre laminados de tejido sometidos a precarga en su plano, por lo que, se decidió modificar modelos analíticos ya existentes, incorporándoles la influencia de una precarga a los diferentes mecanismos de daño que intervienen en impacto de alta velocidad y realizando una serie de modificaciones que faciliten su implementación. Los modelos seleccionados fueron los propuestos por Morye et al. (2000) y Naik et al. (2004, 2005 y 2006) debido a las semejanzas que presentaban con la metodología experimental desarrollada en esta Tesis Doctoral. Dichas semejanzas se econcentran en: el laminado utilizado y la forma del proyectil empleado en los impactos, aunque esta última sólo se presenta en el modelo de Morye et al. (2000). Estos modelos ofrecen la posibilidad de ser modificados para introducir la presencia de una precarga en las placas de tejido de material compuesto, específicamente en forma de una deformación inicial que afecta a los diferentes mecanismos de daño que se consideran en el impacto balístico, como se podrá observar a continuación.

6.2. DESCRIPCIÓN DEL MODELO

Los modelos analíticos de Morye et al. (2000) y Naik et al. (2004,2005 y 2006) se basan en criterios energéticos. Las principales diferencias entre ellos es el mayor número de mecanismos de daño considerados por Naik et al. y el método utilizado en la resolución de las ecuaciones.

El modelo desarrollado por Morye et al. (2000) consideraron tres mecanismos de daño que contribuyen a la absorción de la energía del proyectil en un impacto de alta velocidad sobre los laminados de tipo tejido, estos mecanismos son: el fallo por tracción de las fibras primarias (Figura 6.1), la deformación elástica de las fibras secundarias y la formación y movimiento de un cono en el lado posterior de la placa de material compuesto (Figura 6.2).

El término de fibras primarias se utiliza para denominar a las fibras que se encuentran sometidas directamente al impacto, es decir, aquellas que se encuentran justo debajo del proyectil (Figura 6.1) y además son las que oponen la resistencia a la penetración del proyectil en la placa. Las fibras secundarias son aquellas que durante el impacto balístico presentan una deformación elástica, pero no son impactadas directamente por el proyectil (Figura 6.1).

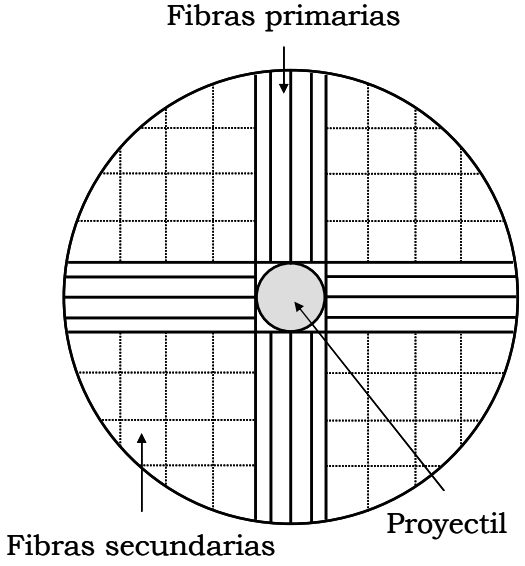


Figura 6.1. Localización de las fibras primarias y secundarias en la placa de tejido de material compuesto

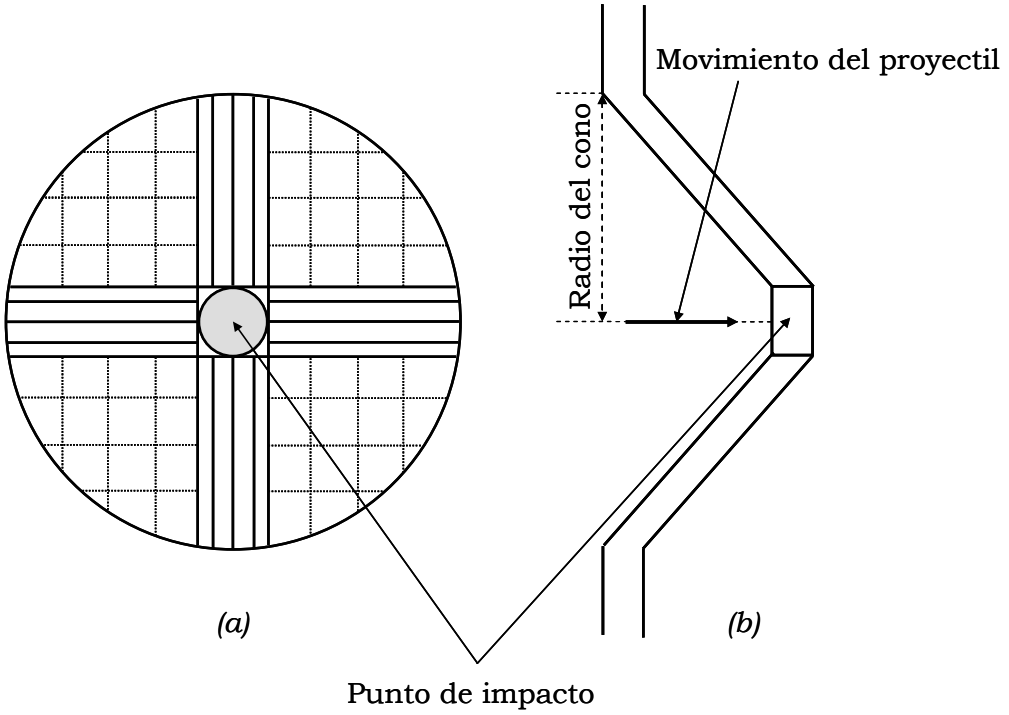


Figura 6.2. Representación del cono formado en el lado posterior de la placa de tejido. a) Vista frontal y b) Vista lateral

El modelo desarrollado por Morye et al. (2000) no considera la energía absorbida por deslaminación y rotura de la matriz, pues las contribuciones de estos mecanismos de daño en los materiales que estudiaron (tejido de nylon 66 en una resina fenólica-formaldehído y otro en resina de polivinilo, tejido de aramida en las misma resinas anteriores y fibras de polietileno en resina termoplástica) eran prácticamente nulas. Este modelo permitió a los autores estimar intervalos de límites balísticos para cada uno de los materiales estudiados y el radio del cono que se forma en la parte posterior del laminado de tejido.

Una de las contribuciones más importantes aportadas en el modelo de Morye et al. (2000) fue la comprobación experimental de la formación, durante el impacto balístico, de un cono en la cara posterior de la placa. Esta observación fue posible gracias a la utilización de una cámara de alta velocidad que permitió monitorizar el desplazamiento del proyectil y la placa de material compuesto durante el impacto (Figura 6.3).

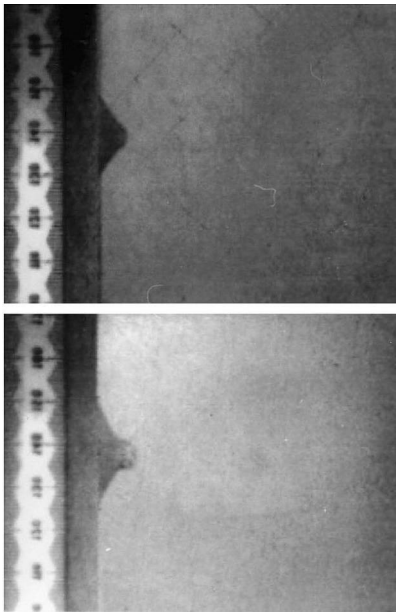


Figura 6.3. Fotogramas consecutivos de la formación y movimiento del cono en la cara posterior de un tejido de Nylon-66, sometido a un impacto transversal de alta velocidad. Fuente: Morye et al. (2000)

El modelo presentado por Naik et al. (2004, 2005 y 2006) se basó en el modelo desarrollado por Morye et al. (2000). Sin embargo, la principal diferencia entre ellos, es la aportación realizada por Naik et al. incorporando otros mecanismos de daño en el proceso de absorción de energía y la evaluación de cada una de las variables del problema en cada instante de tiempo. Los mecanismos de daño incorporados al modelo de Naik et al. fueron: la energía absorbida por cortadura, la energía absorbida por fricción y la energía absorbida por deslaminación y rotura de la matriz. Con su modelo, Naik y sus colaboradores lograron una estimación del límite balístico, el tiempo de contacto y estudiaron las aportaciones de cada uno de los mecanismos de daño en el límite balístico y en el entorno a éste en laminados de tejido de fibra de vidrio-E/epoxi y fibra de carbono/epoxi.

El modelo desarrollado en esta Tesis Doctoral presenta una serie de ventajas con respecto a los modelos previamente descritos, tal como se exponen a continuación:

- La incorporación de la presencia de una precarga en el plano de las placas de laminado de tejido de fibra de vidrio.

- La facilidad en la determinación de las energías absorbidas por rotura de fibras primarias, por deslaminación y por rotura de la matriz.

- Las condiciones de finalización del proceso de cálculo, bien sea por la detención del proyectil o por la penetración del laminado.

- La determinación de las contribuciones de los diferentes mecanismos de daño, la velocidad residual, el tiempo de contacto y la fuerza máxima de contacto para cualquier velocidad de impacto.

El modelo analítico que aquí se desarrolla se basa en las propiedades mecánicas (modulo de elasticidad, resistencia mecánica a tracción, deformación a rotura) y de fractura (tenacidad a fractura en modo II) del material en estudio (fibra de vidrio E/poliéster), así como en los parámetros del proyectil tales como: forma, masa, velocidad y tamaño, y en los parámetros de las placas de material compuesto tales como: densidad y espesor.

A continuación se plantean las hipótesis que se supusieron en el desarrollo de este modelo ingenieril y que también fueron planteadas por Morye et al. (2000) y Naik et al. (2004, 2005 y 2006) en sus investigaciones:

- El proyectil es perfectamente rígido y permanece totalmente indeformable a lo largo del proceso de impacto. Este aspecto fue confirmado en la presente Tesis Doctoral en los ensayos experimentales, dado que los proyectiles no presentaron deformación plástica y conservaron su masa tras el impacto. En todos los ensayos realizados, para garantizar un perfecto estado, los proyectiles sólo fueron utilizados en una ocasión.

- La energía absorbida por cortadura en este modelo se considera despreciable, pues se ha demostrado que en materiales compuestos reforzados con fibras de vidrio, la formación del tapón en el lado posterior de la placa de material compuesto no tiene lugar (Naik et al., 2006). Además, este hecho fue demostrado experimentalmente y se describe en el capítulo 5.

- La energía absorbida por fricción entre la placa y el proyectil, así como el calor generado en la interacción de ambos, se consideran despreciables.

- La energía absorbida debida al fallo de las fibras primarias y a la deformación elástica de las fibras secundarias son tratadas de forma independiente.

- Las velocidades de las ondas longitudinal y transversal que se generan durante el impacto balístico en las placas permanecen constantes en cada lámina del tejido.

- La velocidad del proyectil permanece constante en un intervalo temporal de integración *(Δt)*.

La energía total absorbida por la placa de material compuesto durante el impacto transversal a alta velocidad viene dada por la ecuación 6.1, en la que se identifican cinco mecanismos de absorción de energía.

$$E_T = E_{FP} + E_{FS} + E_{KC} + E_{DL} + E_{RM}$$

ecuación 6.1

donde:

E_T = energía total absorbida por el laminado de material compuesto

E_{FP} = energía absorbida por el fallo de las fibras primarias

E_{FS} = energía absorbida por la deformación elástica de las fibras secundarias

E_{KC} = energía absorbida en la formación y movimiento del cono en el lado posterior de la placa de material compuesto

E_{DL} = energía absorbida debido a la deslaminación del material

E_{RM} = energía absorbida debido a la rotura de la matriz

En este modelo, la energía absorbida en un instante de tiempo (t_i), viene determinada por la siguiente expresión:

$$E_{T_i} = E_{FP_i} + E_{FS_i} + E_{KC_i} + E_{DL_i} + E_{RM_i}$$

ecuación 6.2

Uno de los fenómenos que tiene lugar cuando se produce un impacto transversal de alta velocidad sobre placas de tejido de material compuesto es la generación de ondas longitudinales y transversales, que se propagan a lo largo de las fibras del material y que se desplazan a una velocidad constante. La velocidad de propagación de estas ondas se pueden calcular a partir de la ecuación 6.3 y 6.4. La ecuación 6.3, que corresponde a la velocidad de propagación de la onda transversal fue a presentada por Smith et al. (1958):

$$V_T = \sqrt{\frac{(1+\varepsilon_p)\cdot\sigma_p}{\rho}} - \int_0^{\varepsilon_p} \sqrt{\frac{1}{\rho}\cdot\left(\frac{d\sigma}{d\varepsilon}\right)\cdot d\varepsilon}$$

ecuación 6.3

$$V_L = \sqrt{\frac{1}{\rho}\cdot\left(\frac{d\sigma}{d\varepsilon}\right)_{\varepsilon=\varepsilon_p}}$$

ecuación 6.4

donde:

V_T = velocidad de propagación de la onda transversal

V_L = velocidad de propagación de la onda longitudinal

ε_p = deformación correspondiente al límite balístico

σ_p = límite elástico del material compuesto

ρ = densidad del material compuesto

La ecuación propuesta por Smith et al. (1958) fue modificada para que tuviera en cuenta la existencia de una precarga previa en el plano de la placa, para ello se incorporó una deformación inicial, la cual será igual a cero en el estado sin precarga y diferente de cero en el estado con precarga, dando como resultado la siguiente ecuación:

$$V_T = \sqrt{\frac{(1+\varepsilon_p)\cdot\sigma_p}{\rho}} - \int_{\varepsilon_0}^{\varepsilon_p} \sqrt{\frac{1}{\rho}\cdot\left(\frac{d\sigma}{d\varepsilon}\right)\cdot d\varepsilon}$$

ecuación 6.5

donde ε_0 es la deformación inicial inducida por la precarga

El material utilizado en esta Tesis Doctoral presenta un comportamiento elástico-lineal hasta rotura, tal como se observó experimentalmente (Figura 5.2), por ello la ecuación 6.3 y 6.4 se pueden expresar de la siguiente forma:

$$V_T = \sqrt{\frac{(1+\varepsilon_r)\cdot\sigma_r}{\rho}} - \sqrt{\frac{E}{\rho}}\cdot(\varepsilon_r - \varepsilon_0)$$

ecuación 6.6

$$V_L = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

ecuación 6.7

donde:

ε_r = deformación de rotura o máxima del material compuesto

σ_r = tensión de rotura del material compuesto

E = modulo de elasticidad del material compuesto

Después de transcurrido cierto tiempo ($t_i = i \cdot \Delta t$) desde que se produjo el impacto, la onda longitudinal y la onda transversal viajan unas distancias en la placa de material compuesto que pueden determinarse a partir de las siguientes ecuaciones:

$$R_{C_i} = \sum_{i=1}^{i=n} V_T \cdot t_i$$

ecuación 6.8

$$R_{L_i} = \sum_{i=1}^{i=n} V_L \cdot t_i$$

ecuación 6.9

siendo, en estas últimas ecuaciones, R_{Ci} la distancia recorrida por la onda transversal en un determinado tiempo y que coincide con el radio del cono que se forma en el lado posterior de la placa de material compuesto (Morye et al., 2000) en ese instante de tiempo y R_{Li} la distancia recorrida por la onda longitudinal.

6.3. DESCRIPCIÓN DEL MOVIMIENTO DEL PROYECTIL

La energía inicial del proyectil *(E_{C0})* viene dada por la siguiente expresión:

$$E_{C_0} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_0^{\,2}$$

ecuación 6.10

donde:

m = masa del proyectil

V_0 = velocidad inicial del proyectil

Considerando la conservación de energía entre dos instantes genéricos, como pueden ser el instante inicial (t_0) y un instante de tiempo siguiente (t_i), se obtiene:

$$E_{C_0} = E_{C_i} + E_{AB_i}$$

ecuación 6.11

donde:

$$E_{AB_i} = E_{FP_i} + E_{FS_i} + E_{DL_i} + E_{RM_i}$$

La ecuación 6.11 también puede escribirse de la siguiente forma:

$$E_{C_0} = E_{C_i} + E_{AB_{(i-1)}} + \Delta E_{AB_{(i,i-1)}}$$

ecuación 6.12

Observando la ecuación anterior (ecuación 6.12) se puede decir que la energía cinética del proyectil en un tiempo genérico es igual a la suma de la energía absorbida por los diferentes mecanismos de daño en un intervalo de integración temporal $(\Delta E_{AB(i,i-1)})$, más la energía cinética del proyectil y del cono formado en el lado posterior de laminado en un tiempo genérico igual a t_i, más la suma de la energía absorbida por los diferentes mecanismos de daño hasta un instante anterior (t_{i-1}) al que se toma como genérico.

La energía cinética en un determinado instante de tiempo es igual a la energía cinética del proyectil y del cono que se forma en el lado posterior de la placa de material compuesto y viene dada por la siguiente ecuación:

$$E_{C_i} = \frac{1}{2} \cdot V_i^2 \cdot (m + M_{C_i})$$

ecuación 6.13

En la ecuación anterior M_{Ci} es la masa del cono que se forma en el lado posterior de la placa para un instante de tiempo genérico.

Considerando que existe un contacto permanente entre la placa de material compuesto y el proyectil, la velocidad del vértice del cono que se forma en el lado posterior de la placa puede suponerse igual a la velocidad del proyectil (V_i) en cada instante de tiempo.

Si se considera que la energía absorbida en un intervalo temporal de integración es despreciable comparado con la suma de la energía absorbida hasta el instante anterior, la ecuación 6.11 puede expresarse de la siguiente forma:

$$\frac{1}{2}\cdot m\cdot V_0{}^2 - E_{AB_{(i-1)}} = \frac{1}{2}\cdot V_i^2\cdot (m + M_{c_i})$$

ecuación 6.14

Despejando de la ecuación 6.14, la velocidad del proyectil para un instante de tiempo genérico, se puede expresar como:

$$V_i = \sqrt{\frac{\frac{1}{2}\cdot m\cdot V_0{}^2 - E_{AB_{(i-1)}}}{\frac{1}{2}\cdot (m + M_{C_i})}}$$

ecuación 6.15

La desaceleración (a_i) y el incremento de desplazamiento del proyectil (d_i) entre dos instantes consecutivos, vienen determinados, respectivamente, por:

$$a_i = \frac{V_{i-1} - V_i}{\Delta t}$$

ecuación 6.16

$$d_i = V_{i-1}\cdot \Delta t - \frac{1}{2}\cdot a_i\cdot (\Delta t)^2$$

ecuación 6.17

El desplazamiento total recorrido por el proyectil (D_i) en un instante genérico se puede determinar a partir de la suma de los incrementos de desplazamientos experimentados por el proyectil en cada intervalo temporal de integración, como se muestra en la siguiente ecuación:

$$D_i = \sum_{i=1}^{i=n} d_i$$

ecuación 6.18

Teniendo en cuenta que la energía absorbida el material compuesto durante el impacto es igual a la energía cinética perdida por el proyectil, se tiene que:

$$E_T = E_C - E_R = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (V_0^2 - V_R^2) = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_{LB}^2$$

ecuación 6.19

donde:

E_R = energía residual de proyectil

V_R = velocidad residual del proyectil

V_{LB} = límite balístico del material estudiado, cuando $V_R \geq 0$

Finalmente, a partir de la desaceleración del proyectil para cada instante de tiempo se puede determinar la fuerza de resistencia que aporta el laminado al movimiento del proyectil (ecuación 6.20) que, a su vez, resultará igual a la fuerza (F_i) ejercida por el proyectil sobre la placa material compuesto durante el proceso de impacto en cada instante de tiempo:

$$F_i = m \cdot a_i$$

ecuación 6.20

El modelo desarrollado necesita para su implementación unos criterios que permitan determinar si se ha producido la perforación del laminado o la detención del proyectil. Los criterios seleccionados para determinar la perforación o detención en este modelo se encuentran relacionados con el movimiento del proyectil, a diferencia del modelo de Naik et al. que utiliza la deformación en las fibras primarias. Los criterios utilizados en este modelo son:

- La perforación del laminado se produce si la distancia recorrida por el proyectil es igual o mayor que el espesor del laminado y la velocidad del proyectil no es nula.

- La detención del proyectil se produce si la velocidad del proyectil es igual a cero y el desplazamiento recorrido es inferior al espesor de la placa.

- El límite balístico se alcanza cuando la velocidad del proyectil es igual a cero y el desplazamiento igual al espesor del laminado.

El modelo analítico desarrollado fue implementado en el programa comercial MATHCAD-2001, utilizando el algoritmo que se muestra en la Figura 6.4.

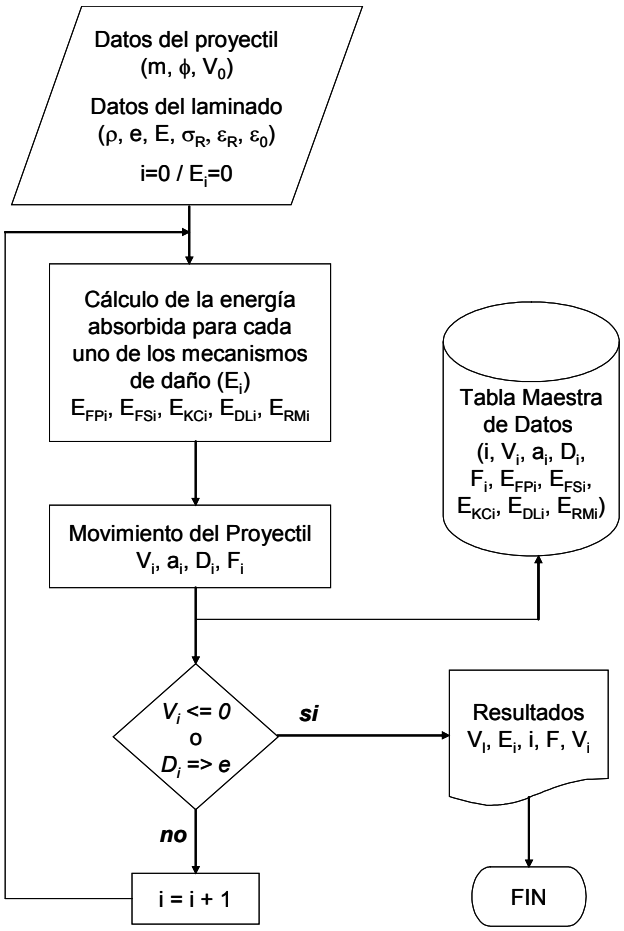


Figura 6.4. Algoritmo utilizado en la resolución del modelo analítico

6.4. MECANISMOS DE DAÑO

Se utilizaron cinco mecanismos de absorción de energía que se presentaron previamente en este capítulo y que se explican con detalle a continuación.

6.4.1. Energía absorbida debido al fallo de las fibras primarias

Para la determinación de la energía absorbida por rotura de las fibras primarias se supusieron dos hipótesis diferentes a las planteadas por Naik y sus colaboradores. Estos autores consideraron el área de la mecha de tejido y el número de láminas que fallan en un instante de tiempo. Por el contrario, las hipótesis realizadas en este modelo son:

- El diámetro del proyectil es lo suficientemente pequeño para poder garantizar que impacta sólo sobre una mecha y que el impacto se produce a lo largo de todo el ancho de la misma.

- El espesor de fibras que fallan en un instante de tiempo es igual al desplazamiento instantáneo del proyectil *(d_i)*.

La energía absorbida debido al fallo de las fibras primarias en un instante *(ΔE_{FP})*, viene determinada por la siguiente ecuación:

$$\Delta E_{FP_i} = B \cdot d_i \cdot \int_0^x \left(\int_{\varepsilon_0}^{\varepsilon_r \cdot b^{x/B}} \sigma(\varepsilon) \cdot d\varepsilon \right) dx$$

ecuación 6.21

donde:

B = ancho de la mecha

x = longitud de las fibras que fallan a tracción y que se considera igual al doble de la distancia recorrida por la onda longitudinal

$\sigma(\varepsilon)$ = relación tensión-deformación

ε_i = deformación inicial, que en el caso libre de precarga es igual a cero

b = factor de atenuación de la onda

Como ya se indicó, el material que se estudió presenta un comportamiento lineal hasta rotura (Figura 5.2) pudiéndose expresar la ecuación 6.21 de la siguiente forma:

$$\Delta E_{FP_i} = \frac{1}{2} \cdot B \cdot d_i \cdot E \cdot \int_0^x \left[(\varepsilon_r \cdot b^{x/B})^2 - (\varepsilon_0)^2 \right] dx$$

ecuación 6.22

donde:

E = modulo de elasticidad del material compuesto

ε = deformación genérica

El factor de atenuación de onda *(b)* es una constante que siempre toma un valor inferior a uno y que se determina a partir de los estudios de transmisión de onda para cada material compuesto (Roylance, 1980), pues depende de las propiedades físicas y mecánicas de los materiales utilizados como refuerzo y matriz.

Finalmente, la energía total absorbida en cada instante de tiempo debido al fallo de las fibras primarias es igual a:

$$E_{FP_i} = \sum_{i=1}^{i=n} \Delta E_{FP_i}$$

ecuación 6.23

6.4.2. Energía absorbida debido a la deformación elástica de las fibras secundarias

La densidad de energía absorbida debido a la deformación elástica de las fibras secundarias de un material compuesto a una determinada deformación puede determinarse a partir del cálculo del área bajo la curva tensión-deformación del material en estudio. Considerando que el material presenta un comportamiento elástico y lineal hasta rotura, se tiene que la energía absorbida por este mecanismo puede expresarse como:

$$E_{FS} = \frac{1}{2} \cdot E \cdot \varepsilon^2$$

ecuación 6.24

Para el cálculo de energía absorbida por deformación elástica de las fibras secundarias se recurrió al modelo desarrollado por Morye et al. (2000) debido a la semejanza que existe entre los ensayos de impacto realizados en la presente Tesis

Doctoral y la investigación de dichos autores, ya que, en ambos casos, se emplearon proyectiles esféricos a diferencia de Naik et al. que empleó un proyectil cilíndrico. De esta forma, la energía absorbida por deformación de las fibras secundarias puede calcularse empleando la siguiente ecuación:

$$E_{FS} = \frac{1}{2} \cdot E \cdot e \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \varepsilon^2$$

ecuación 6.25

donde:

e = espesor del laminado

r = radio de la zona sometida a deformación elástica

La deformación elástica de las fibras secundarias es función de la distancia radial al punto de impacto, de tal forma que, las fibras que se encuentran más próximas al punto de impacto, están sometidas a una deformación aproximadamente igual a la de las fibras primarias, mientras que aquellas fibras que se encuentran lo suficientemente alejadas del punto de impacto presentan una deformación nula en el estado sin precarga o igual a la deformación inicial en el caso con precarga. Considerando lo planteado previamente, se establecen las siguientes condiciones de contorno para la variación de la deformación en función de la distancia *(r)* al punto de impacto:

$$\varepsilon = \begin{cases} \varepsilon_r, & r \le \dfrac{\phi}{2} \qquad (a) \\ \varepsilon_0, & r > R_c \qquad (b) \end{cases}$$

ecuación 6.26

siendo, ϕ el diámetro del proyectil utilizado y ε_i la deformación inicial (en el estado sin precarga la deformación inicial sería igual a cero).

Por lo tanto, la deformación en función de la posición (Figura 6.5) queda definida por la siguiente expresión:

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot (R_C - r)}{2 \cdot R_C - \phi} \cdot \varepsilon_r$$

ecuación 6.27

La precarga en placas de material compuesto sometidos a impactos de alta velocidad fue introducida en el modelo sumando una deformación inicial a la ecuación 6.27, dando como resultado la siguiente ecuación:

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot (R_C - r)}{2 \cdot R_C - \phi} \cdot \varepsilon_r + \varepsilon_0$$

ecuación 6.28

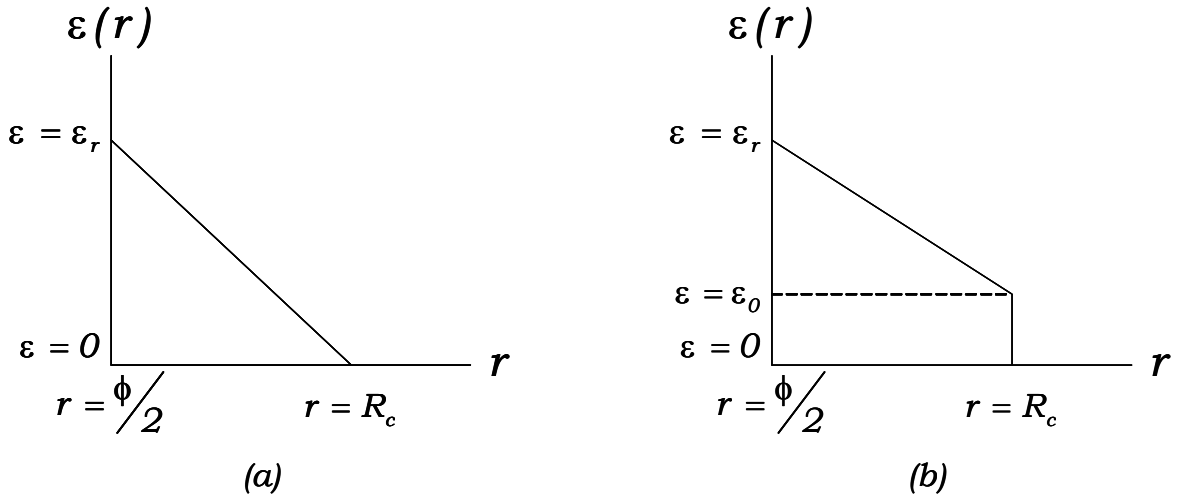


Figura 6.5. Variación de la deformación con la distancia al punto de impacto. (a) Sin precarga y (b) Con precarga

La peculiaridad más importante del modelo en lo relativo al cálculo de la energía por deformación de las fibras secundarias, es la hipótesis de distribución radial de la deformación en la placa de material compuesto, aunque en los ensayos experimentales lo que se presentaba era un estado de precarga biaxial, como se observa en la Figura 6.6.

Finalmente, considerando la ecuación 6.25 y 6.26 y que en el presente modelo analítico se calcula la energía absorbida en cada intervalo temporal de integración, la energía absorbida debido a la deformación elástica de fibras secundarias en un instante genérico viene determinado por la siguiente ecuación:

$$E_{FS_i} = \frac{1}{2} \cdot E \cdot e \cdot 2 \cdot \pi \cdot \int_{\phi/2}^{R_{C_i}} \left(\frac{2 \cdot (R_{C_i} - r)}{2 \cdot R_{C_i} - \phi} \cdot \varepsilon_r + \varepsilon_0 \right)^2 \cdot r \cdot dr$$

ecuación 6.29

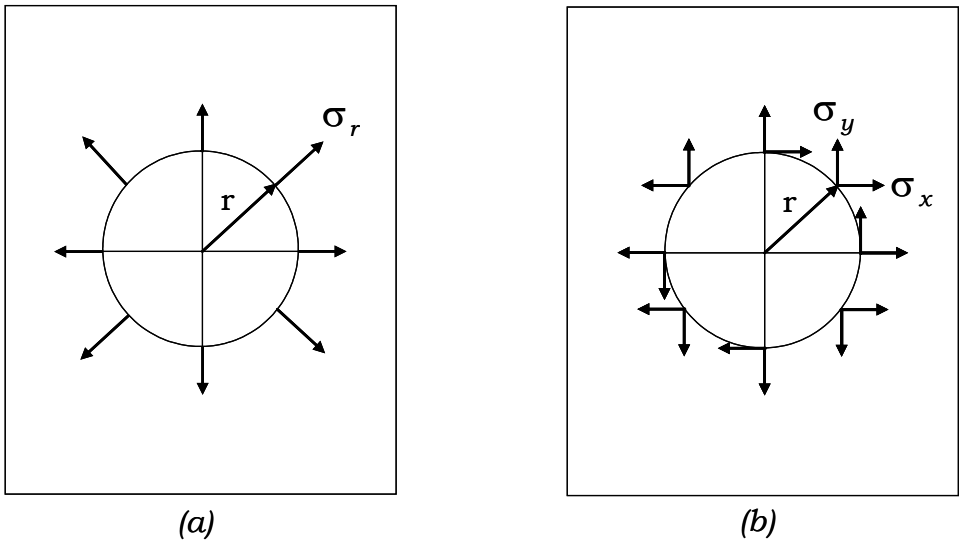


Figura 6.6. Representación del estado tensional en las placas: a) Modelo analítico y b) Ensayos experimentales

6.4.3. Energía absorbida debido a la formación y movimiento del cono en el lado posterior del laminado de tejido

Como se explicó previamente, en el impacto balístico sobre placas de material compuesto que utilizan como refuerzo fibras y como matriz resina polimérica se forma en la cara posterior de la placa impactada un cono, cuyo vértice se mueve a la misma velocidad del proyectil *(V_i)* y la profundidad del mismo es igual al desplazamiento total del proyectil *(D_i)*, mientras exista contacto entre ellos. Por tanto, la energía cinética del cono que se forma en la cara posterior de la placa *(E_{KCi})* para tiempo un genérico se puede determinar mediante la siguiente ecuación.

$$E_{KC_i} = \frac{1}{2} \cdot M_{C_i} \cdot V_i^2$$

ecuación 6.30

donde, M_{C_i} es la masa del cono que se forma en la cara posterior de la placa de material compuesto, y que viene determinada por la siguiente ecuación

$$M_{C_i} = \pi \cdot R_{C_i}^2 \cdot e \cdot \rho$$

ecuación 6.31

siendo, ρ la densidad del laminado de material compuesto.

De la ecuación 6.30 y 6.31 se obtiene que la energía cinética debido a la formación y movimiento del cono en el lado posterior de la placa de material compuesto, se puede determinar con la siguiente ecuación.

$$E_{KC_i} = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot R_{C_i}^2 \cdot e \cdot \rho \cdot V_i^2$$

ecuación 6.32

6.4.4. Energía absorbida debido a la deslaminación del material

La formación y movimiento del cono en la cara posterior de la placa de laminado produce otro mecanismo que contribuye al proceso de absorción de energía por parte de la placa, el cual se denomina energía absorbida por deslaminación. Este mecanismo no fue considerado por Morye et al. pues en el material que utilizó en su estudio la contribución de este mecanismo fue insignificante. Sin embargo, en el estudio realizado por Naik et al. fue tenido en cuenta en el proceso de absorción de energía.

En la investigación realizada por Naik et al. el cálculo de energía absorbida por deslaminación para un instante de tiempo viene determinada por la distribución de la deformación en función de la distancia al punto de impacto; es decir, en dirección radial, tal como se explicó en el apartado 6.4.2. Además, Naik et al. para determinar el área que contribuye al mecanismo de absorción de energía por deslaminación establece una deformación umbral que cuando se sobrepasa para una determinada distancia desde el punto de impacto, se puede afirmar que a partir de ese radio, existe contribución de energía debido a este mecanismo.

En el presente modelo analítico para el cálculo de energía absorbida por deslaminación, a diferencia del desarrollado por Naik et al., se establecieron las siguientes hipótesis:

- El área que contribuye a la absorción de energía por deslaminación se encuentra confinada en el cono que se forma en la cara posterior del laminado

- El área dañada producto del impacto se aproxima a la forma de una circunferencia.
- La deslaminación que se produce en el material es completa, aunque de forma experimental se comprobó que no sucede de esa forma pues la matriz continúa ligada al refuerzo, después de estar sometida a un impacto.

Por lo tanto, la energía absorbida por deslaminación para instante de tiempo *(E_{DL})* puede determinase con la siguiente ecuación:

$$E_{DL_i} = P_{DL} \cdot \pi \cdot R_{c_i}^2 \cdot C \cdot G_{IICD}$$

ecuación 6.33

donde:

P_{DL} = porcentaje de láminas en las que tiene lugar la deslaminación

C = factor de corrección, debido a la hipótesis realizada con respecto a la forma del área dañada

G_{IICD} = tenacidad a fractura en modo II

6.4.5. Energía absorbida debido a la rotura de la matriz

Al igual que para la energía absorbida por deslaminación, Naik et al. consideró que la contribución por rotura de matriz quedaba definida por la deformación en dirección radial para cada instante de tiempo. Para el cálculo de la energía absorbida por rotura de la matriz en el presente modelo analítico, se plantearon las mismas hipótesis que para la deslaminación con respecto al área que contribuye al mecanismo de daño, la forma que éste presenta y al porcentaje de rotura de la matriz. Como resultado de lo anterior, la energía absorbida por rotura de matriz para un instante de tiempo genérico *(ΔE_{RMi})* viene determinada por la siguiente ecuación:

$$E_{RM_i} = P_{RM} \cdot \pi \cdot R_{c_i}^2 \cdot C \cdot E_{MT} \cdot e$$

ecuación 6.34

donde:

P_{RM} = porcentaje de matriz rota por el fenómeno de impacto

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

6.4.6. Energía absorbida por cortadura

La energía absorbida por cortadura para un intervalo temporal de integración (ecuación 6.35) puede ser determinada a partir de la fuerza aplicada por el proyectil a la placa de material compuesto (ecuación 6.20). Sin embargo, como se indicó al inicio del presente capítulo, para un laminado de tejido de fibra de vidrio/poliéster se considera despreciable. En el caso de otros materiales en los que este término fuera significativo, la energía absorbida por cortadura, se calcularía utilizando la siguiente expresión:

$$\Delta E_{CT_i} = N \cdot e_1 \cdot S_{CT} \cdot \pi \cdot D \cdot de$$

ecuación 6.35

donde:

N = número de láminas que fallan por cortadura en el intervalo temporal de integración

S_{CT} = resistencia a cortadura de laminado fuera del plano

D = diámetro del proyectil

e_1 = espesor de una lamina

En la ecuación anterior (ecuación 6.35) se corrigió un error dimensional detectado en la ecuación propuesta por Naik et al. (2005).

Por último, la energía absorbida por cortadura a finalizar cada instante de tiempo viene dada por la siguiente ecuación.

$$E_{CT_i} = \sum_{i=0}^{i=n} \Delta E_{CT_i}$$

ecuación 6.36

Capítulo 7

RESULTADOS DEL MODELO ANALÍTICO

7.1. INTRODUCCIÓN

En el presente capítulo se presenta la validación del modelo analítico descrito en el capítulo 6, comparando los resultados de la velocidad residual, el límite balístico y el tiempo de contacto con los obtenidos en los ensayos experimentales de impacto en el laminado de tejido de fibra de vidiro/poliéster sin precarga y con precarga (caso biaxial) descritos en el capítulo 3 y cuyos resultados se presentaron en el capítulo 5.

Una vez validado el modelo analítico, se presentan otros resultados que se pueden obtener a partir del modelo desarrollado y que experimentalmente son difíciles de estimar, como son: el valor de la fuerza máxima de contacto a diferentes velocidades de impacto, la proporción de energía absorbida por cada uno de los mecanismos de daño en función del tiempo de contacto y la relación entre la velocidad normalizada en función del tiempo normalizado.

Finalmente, se utilizó el modelo analítico para evaluar la influencia de diferentes niveles de precarga en el plano, en relación a: el límite balístico y la fuerza máxima de contacto sobre laminados sometidos a impactos transversales de alta velocidad.

7.2. VALIDACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO

Una vez desarrollado el modelo analítico, tal como se describió en el capítulo anterior, se realizó su validación comparando los resultados obtenidos del mismo con los correspondientes a los ensayos experimentales, para las placas de tejido de fibra de vidrio E/poliéster que se describieron en el apartado 3.1.

La validación del modelo analítico se realizó en base a los siguientes parámetros: la velocidad residual, el límite balístico y el tiempo de contacto entre el proyectil y el laminado.

7.2.1. Descripción del material de validación

El material compuesto utilizado en la validación del modelo analítico fue un tejido de fibra de vidrio E/poliéster, utilizado en los ensayos experimentales y cuyas características se mostraron en el apartado 3.1 y cuyas propiedades mecánicas a bajas velocidades de deformación, se recogieron en el apartado 5.1.

En el modelo analítico fue necesario emplear las propiedades mecánicas (resistencia mecánica a tracción, modulo de elasticidad y deformación a rotura) a altas velocidades de deformación, dado que las investigaciones realizadas por Barré et al. (1996), Harding et al. (1983 y 1998) y Ochola et al. (2004) demuestran que los valores de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio en matriz polimérica dependen de la velocidad de deformación utilizada en los ensayos de caracterización.

La investigación realizada por Harding y Welsh (1983) sobre laminados unidireccionales y cuasi-isótropos de fibra de vidrio en resina polimérica, constató que la resistencia mecánica y la deformación a rotura aumentan de forma significativa con el incremento de la velocidad de deformación, mientras que el incremento del modulo de elasticidad es menor. Así, para un laminado unidireccional de fibra de vidrio y velocidad de deformación de 870 s^{-1}, la resistencia mecánica y el modulo de elasticidad aumentan hasta en 2,6 y 2,3 veces respectivamente, en relación con las obtenidas en ensayos cuasi-estáticos ($\dot{\varepsilon} \approx 10^{-4} s^{-1}$). Para el caso de un laminado cuasi-isótropo de fibra de vidrio y valores de velocidad de deformación rondando los 1120 s^{-1}, los incrementos de las anteriores resultaron ser de 1,8 (resistencia mecánica) y 1,6 veces (modulo de elasticidad). En el modelo desarrollado por Morye et al. (2000) se recomienda que se utilicen las propiedades mecánicas a altas velocidades de deformación, indicándose que, en el caso de impactos de tipo balístico, la velocidad de deformación es del orden de 10^4 s^{-1}.

Para obtener los valores de las propiedades mecánicas a altas velocidades de deformación se recurrió a la bibliografía mencionada previamente, ante la imposibilidad de realizar ensayos de caracterización mecánicas a velocidades de deformación del orden de 10^4 s^{-1}. En la búsqueda bibliográfica realizada unicamente

se han encontrado, las propiedades mecánicas para materiales compuestos de refuerzo de fibra y matriz polimérica a velocidades de deformación de un valor máximo de 10^3 s^{-1}, por lo que, para la validación del modelo analítico se utilizaron las propiedades mecánicas obtenidas a esta última velocidad de deformación.

En la Tabla 7.1, se recogen las propiedades mecánicas del material utilizadas en la validación del modelo, tanto a bajas como a altas velocidades de deformación.

Propiedad Mecánica	**Velocidad de deformación**	
	$\dot{\varepsilon} = 10^{-4} s^{-1}$	$\dot{\varepsilon} = 10^{3} s^{-1}$
Modulo de elasticidad (GPa)	10,13	15,2
Resistencia mecánica (MPa)	367,39	1102
Deformación a rotura	0,03568	0,072535

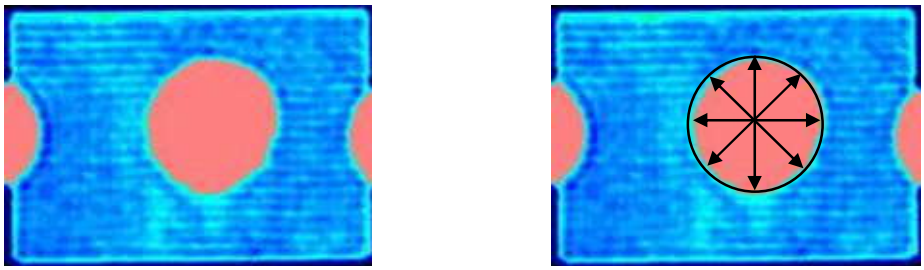
Tabla 7.1 Propiedades mecánicas del tejido de fibra de vidrio E/poliéster

Para la validación del modelo, además de las propiedades mecánicas anteriores, fue necesario emplear otra serie de propiedades y parámetros que fueron obtenidos de la bibliografía y que se presentan en la Tabla 7.2. La definición de estos parámetros se realizó en el capítulo anterior.

De las propiedades presentadas en la Tabla 7.2, el factor de forma fue determinado a partir de la inspección no destructiva realizada a las placas de material compuesto impactadas, y cuyos resultados se presentaron en el capítulo 5. Para ello, se tomaron las imágenes de las inspecciones realizadas y se midieron sobre ellas cuatro diámetros, a partir de los cuales se calculó el área dañada y se comparó con la que proporcionaba el programa de control del equipo de C-Scan (Figura 7.1), obteniéndose, como resultado un factor de corrección igual a 0,99 que se aproximó a la unidad.

Propiedad	
Tenacidad a la fractura en modo II	$3000\,J/m^2$
Factor de transmisión de onda	0,9
Porcentaje de laminas deslaminadas	100%
Porcentaje de matriz rota	100%
Factor de corrección de forma	1
Energía de rotura de la matriz	$10^6\,J/m^3$

Tabla 7.2. Propiedades utilizadas para la resolución del modelo analítico. Fuente: Naik et al. (2005) y Hoo et al. (2004)

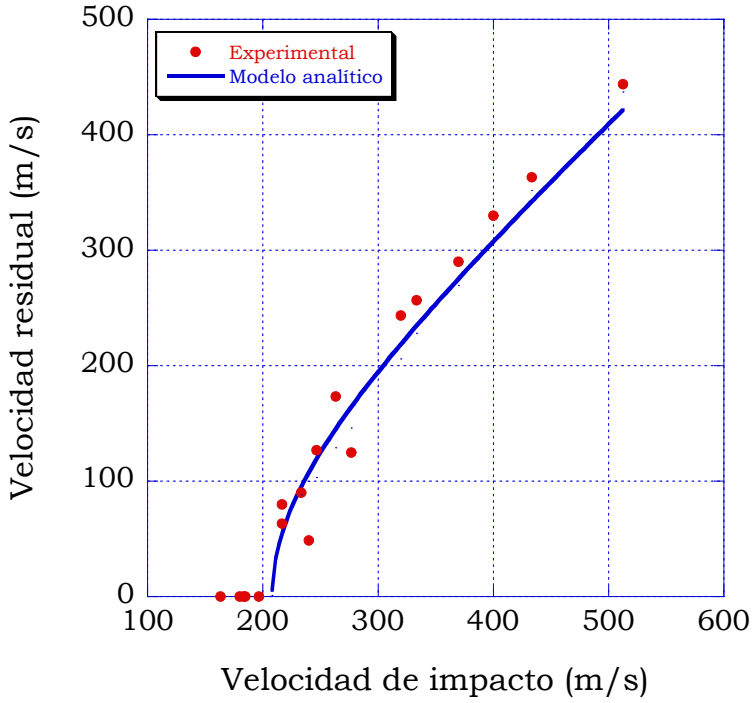


(a) *(b)*

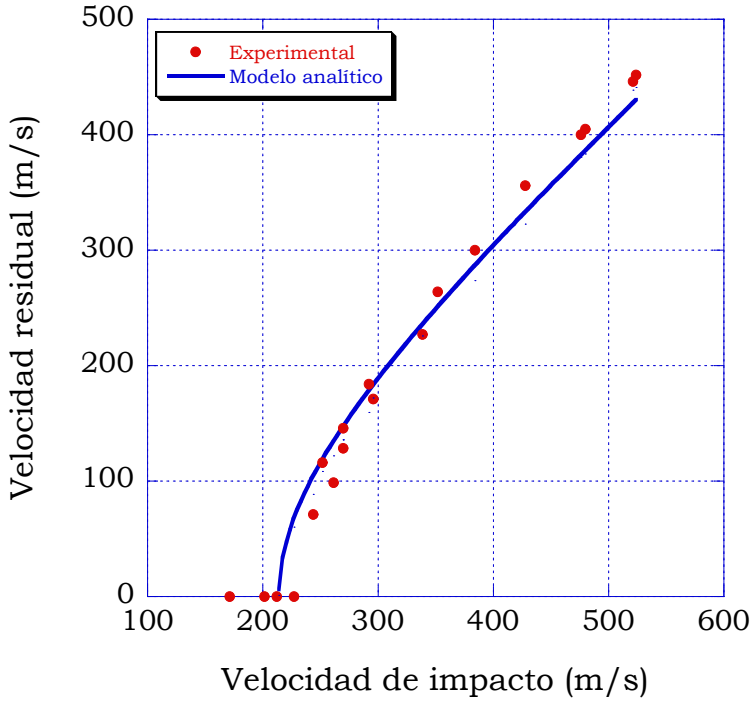
Figura 7.1. Extensión del área dañada calculada a partir: a) Del programa de control del C-Scan y b) De los diámetros del área dentro de la circunferencia

7.2.2. Resultados de la validación

En la Figura 7.2 se observan los resultados de la velocidad residual del proyectil en función de su velocidad de impacto para los ensayos experimentales y el modelo analítico desarrollado, en los dos estados de precarga.



(a)



(b)

Figura 7.2. Velocidad residual frente a la velocidad de impacto para un tejido de fibra de vidrio/poliéster: a) Sin precarga y b) Con precarga

La diferencia entre los resultados del modelo analítico y los experimentales, para una misma velocidad de impacto, no llegan a superar el 10%, lo que indica que el modelo desarrollado predice con precisión suficiente la velocidad residual del proyectil al atravesar la placa de material compuesto. Se puede afirmar que, para estudiar el fenómeno de impacto transversal a alta velocidad sobre laminados de tejido, los mecanismos de daño seleccionados para el desarrollo del modelo son los más adecuados y que las hipótesis realizadas en el capítulo anterior son apropiadas.

Se observa que los errores en la estimación de la velocidad residual que proporciona el modelo, en relación a los resultados experimentales disminuyen, en las inmediaciones del límite balístico, lo que es muy importante desde el punto de vista del ingeniero de diseño, pues le permite predecir la capacidad de absorción de energía de una placa de material compuesto.

En la Tabla 7.3 se recogen los límites balísticos para el material estudiado con y sin precarga. Para la determinación del límite balístico en condiciones experimentales se utilizó la ecuación 5.1 que fue presentada anteriormente en el capítulo 5 de esta Tesis Doctoral. Para el modelo analítico se tomó como límite balístico la velocidad de impacto a la cual el proyectil presentaba una velocidad en un instante de tiempo igual a cero y un desplazamiento igual al espesor del laminado (criterio planteado en el Capítulo 6).

Estado de precarga	**Límite balístico (m/s)**		**Variación porcentual (%)**
	Modelo analítico	**Experimental**	
Sin precarga	208	211	1,60
Con precarga	214	234	8,71

Tabla 7.3. Límite balístico obtenido a partir del ajuste de los datos experimentales, del modelo analítico y diferencia porcentuales

De la Tabla 7.3 se deduce que el error existente entre el límite balístico experimental y el que proporciona el modelo analítico para cada uno de los estados de precarga no alcanza un 9 %, lo que confirma la fiabilidad del modelo analítico propuesto.

La influencia de la precarga en el valor del límite balístico determinado a partir del modelo analítico es mínima: en porcentaje la diferencia entre los dos estados de precarga ronda el 3%. Estas diferencias pueden explicarse por dos causas:

- La forma de introducir la precarga estática. En el modelo analítico se consideró una deformación de tipo radial, mientras que en los ensayos experimentales lo que existía era un estado de precarga biaxial.

- La precarga estática aplicada sobre el laminado de tejido. El valor de esta precarga es de un 31% del que produciría la rotura del material compuesto. Probablemente, para que existiera una influencia más significativa, el nivel de precarga debería ser más elevado.

En la Figura 7.3 se muestran los tiempos de contacto entre el proyectil y la placa de material compuesto para los dos estados de precarga, tanto lo determinados a partir del modelo analítico como los de los resultados experimentales. En estas figuras se puede observar que, para el modelo analítico, fue posible determinar el tiempo de contacto para velocidades de impacto por debajo y por encima del límite balístico, mientras que en los ensayos experimentales solo fue posible realizarlo para velocidades superiores al límite balístico, dado que para velocidades inferiores las grabación con la cámara de alta velocidad fueron detenidas antes de ver el retroceso del proyectil, y el ancho del marco de sujeción (Figura 7.4) y aplicación de precarga impedía la visualización del proyectil. Sin embargo, en el caso de los de impactos realizados a velocidades superiores al límite balístico, el tiempo de contacto entre el proyectil y la probeta fue determinado haciendo uso de la siguiente ecuación:

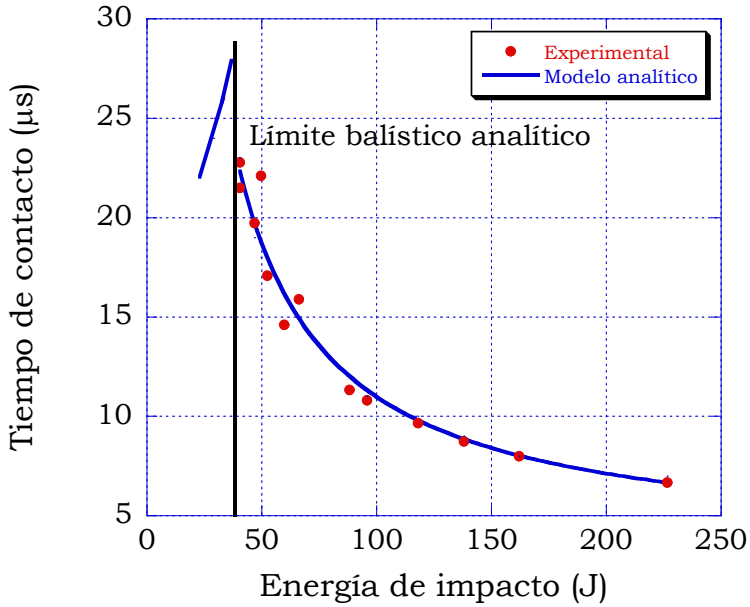
$$t = \frac{2 \cdot e}{V_R - V_0}$$

ecuación 7.1

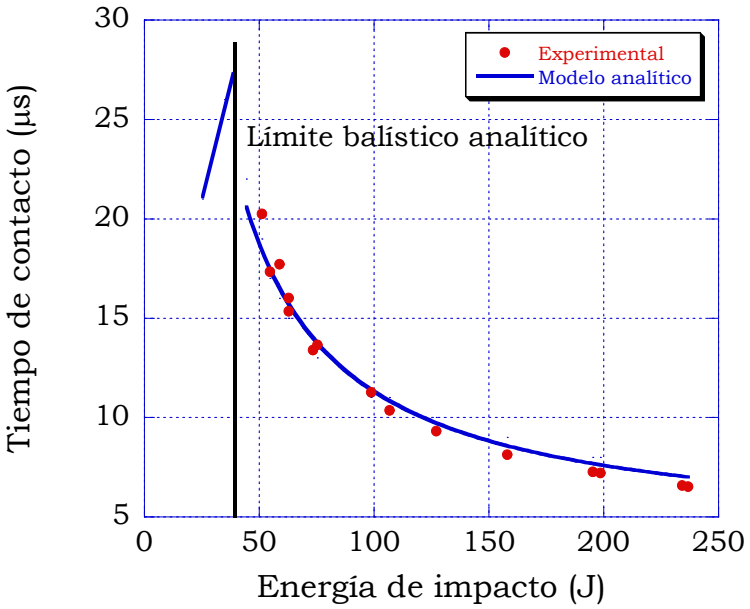
donde, t es el tiempo de contacto entre la placa y el proyectil y e es el espesor de la placa de material compuesto.

En la Figura 7.3 se puede observar que no existen diferencias significativas entre los resultados obtenidos a partir de los ensayos experimentales y los estimados por el modelo analítico para los impactos realizados a velocidades superiores a la del

límite balístico, lo que hace suponer que para velocidades por debajo de dicho límite debería presentarse una situación similar en los ensayos experimentales.



(a)



(b)

Figura 7.3. Tiempo de contacto en función de la energía de impacto para un tejido de fibra de vidrio/poliéster: a) Sin precarga y b) Con precarga

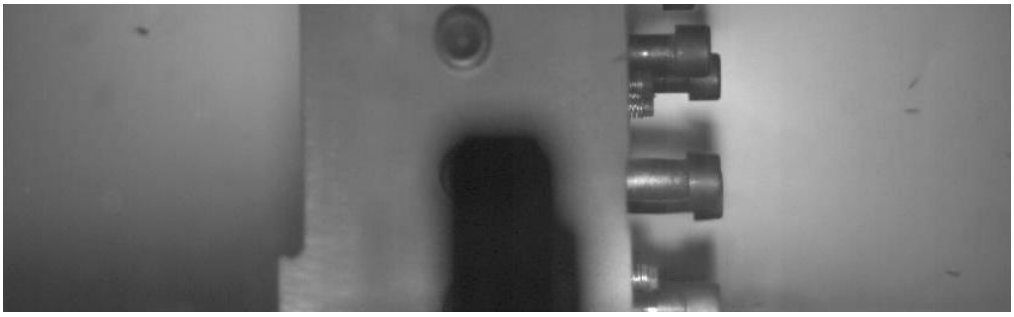


Figura 7.4. Fotograma del marco de precarga utilizado en los ensayos de impacto para los dos estados de precarga

Las curvas de ajuste del tiempo de contacto obtenidas a partir del modelo analítico pueden ajustarse con la siguiente ecuación:

$$t = \begin{cases} r_0 + v_0 \cdot E, & E \le E_{LB} \quad (a) \\ r_1 + v_1 \cdot \dfrac{1}{E}, & E > E_{LB} \quad (b) \end{cases}$$

ecuación 7.2

donde:

t = tiempo de contacto entre el proyectil y la probeta

E = energía de impacto

E_{LB} = energía del límite balístico

r_i, v_i = parámetros empíricos de ajuste, con $i=0,1$

La ecuación de la curva de ajuste para el tiempo de contacto (ecuación 7.2) obtenido a partir del modelo tiene la misma forma que la presentada para la extensión del área dañada que se describió en el apartado 5.4 (ecuación 5.2).

Lo planteado previamente en relación al tiempo de contacto y a la extensión del área dañada, indica que existe una relación entre ambas variables; es decir, que para velocidades por debajo del límite balístico el tiempo de contacto entre el proyectil y la probeta y la extensión del área daña aumenta de forma lineal con la energía de impacto o, lo que es lo mismo con el cuadrado de la velocidad de impacto, mientras que, para energías de impacto superiores a la del límite balístico, disminuyen con el inverso de la energía de impacto y por consiguiente con el cuadrado de la velocidad de impacto.

7.3. RESULTADOS DEL MODELO ANALÍTICO

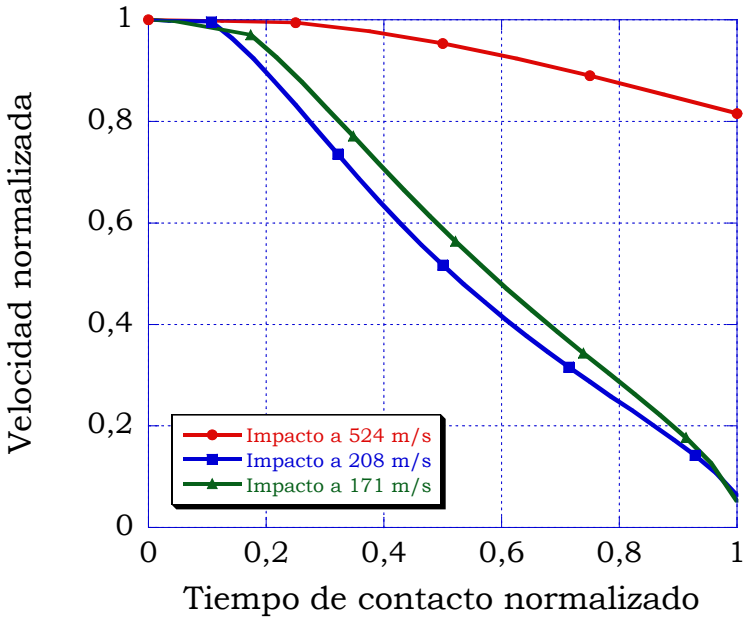
El modelo presentado proporciona más información además de la velocidad residual, el límite balístico y el tiempo de contacto. Los resultados que pueden ser calculados a partir de la resolución del modelo analítico son: la variación de velocidad y la fuerza de contacto en función del tiempo de contacto y las contribuciones de los diferentes mecanismos de energía en función del tiempo de contacto.

Para representar la variación de la velocidad del proyectil se definieron dos variables: la velocidad normalizada y el tiempo normalizado. La primera es el cociente entre la velocidad en cada instante de tiempo y la velocidad de impacto; y el tiempo de contacto normalizado es el cociente entre el instante de tiempo considerado y el tiempo total de contacto proyectil-laminado.

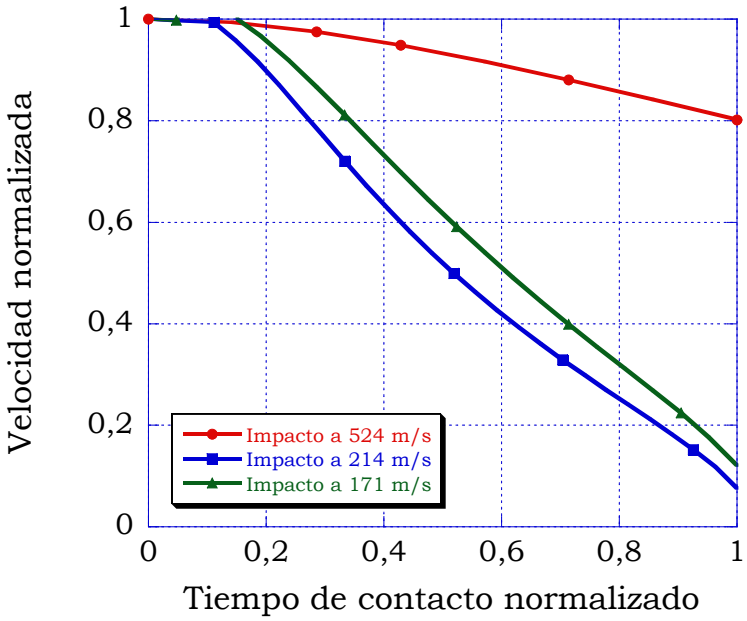
Las representaciones de la velocidad normalizada en función del tiempo de contacto, también normalizado (Figura 7.5), permiten afirmar que, para velocidades por debajo y en el límite balístico, las pendientes de la curvas son aproximadamente iguales y presentan un valor negativo, mientras que, para velocidades superiores al límite balístico la pendiente de la curva es menor en valor absoluto.

En la Figura 7.5 se observa que para velocidades por debajo y cercanas al límite balístico (cuando se alcanza el máximo tiempo de contacto normalizado), la velocidad del proyectil en el estado sin precarga es menor que para el estado con precarga, mientras que, para altas velocidades de impacto, sucede lo contrario.

A partir del modelo analítico desarrollado en la presente Tesis Doctoral, también fue posible determinar el valor de la máxima fuerza de contacto en función de la velocidad de impacto, para los dos estados de precarga estudiados, tal como se observa en la Figura 7.6.



(a)



(b)

Figura 7.5. Velocidad del proyectil en función del tiempo de contacto, normalizados, para placas de tejido de fibra de vidrio/poliéster: a) Sin precarga y b) Con precarga

Del resultado de la fuerza máxima de contacto en función de la velocidad de impacto, se puede afirmar que la fuerza máxima de contacto es más elevada en el

estado con precarga que en el estado sin precarga. La relación entre la fuerza de contacto máxima en función de la velocidad de impacto, para un intervalo de velocidades entre 160 m/s y 525 m/s es de tipo lineal, apreciándose, que para velocidades muy bajas (160 y 200 m/s) la diferencia entre las fuerzas máximas de contacto es mínima y que ésta se incrementan a medida que aumenta la velocidad de impacto. Por lo tanto, la pendiente de la curva para el estado con precarga biaxial es ligeramente mayor que la obtenida para el estado sin precarga.

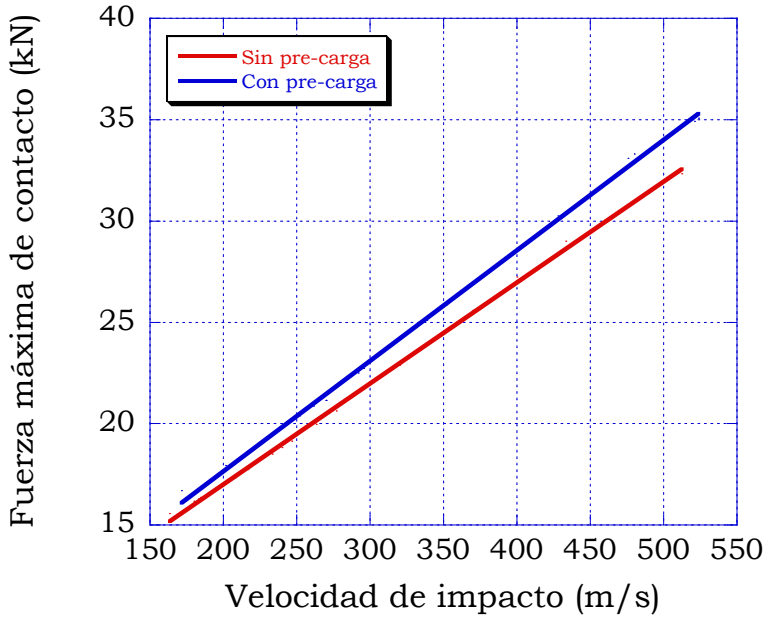


Figura 7.6. Fuerza de contacto máxima en función de la velocidad de impacto, para placas de tejido de fibra de vidrio/poliéster

Del modelo analítico fue posible extraer otro resultado de interés que se exponen a continuación y que se refiere a las contribuciones de energía para cada mecanismo de daño en función del tiempo de contacto.

Para estudiar las contribuciones de energía para cada mecanismo de daño se calculó la energía normalizada (ecuación 7.3) y esta se representó en función del tiempo de contacto.

$$E_{N_i} = \frac{E_i}{E_T}$$

ecuación 7.3

donde:

E_{Ni} = energía normalizada para cada uno de los mecanismos de daño, para cada instante de tiempo

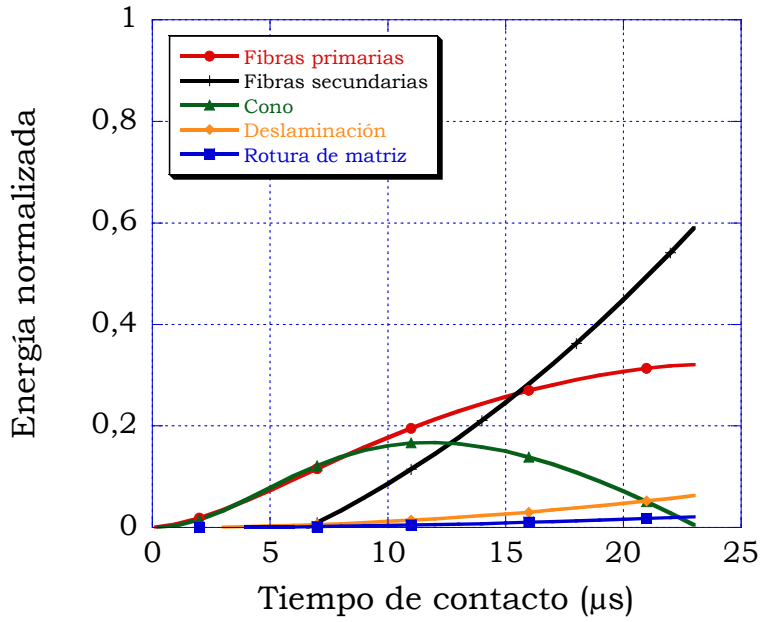
E_i = energía correspondiente a cada mecanismo de daño, para cada instante tiempo, durante el tiempo de contacto

E_T = energía total absorbida por el laminado de tejido

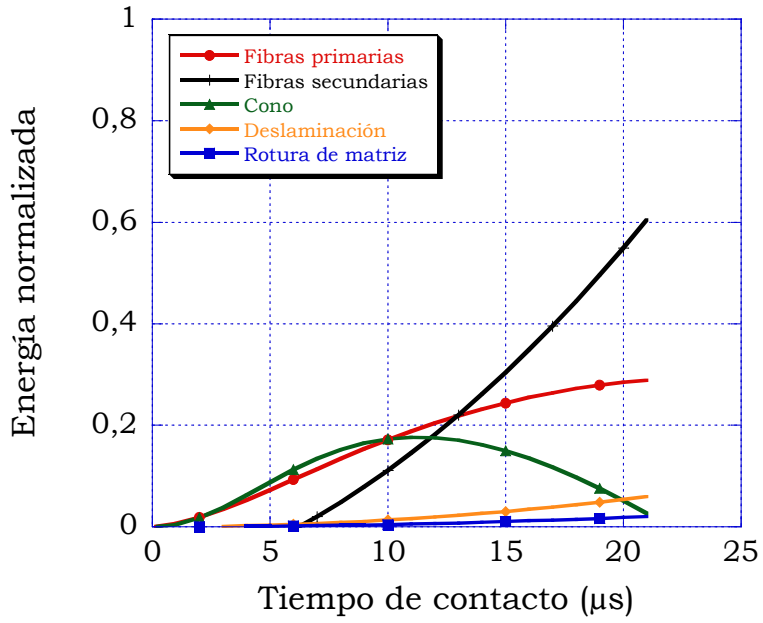
Los resultados de las contribuciones de energía para cada mecanismo de daño, se obtuvieron para tres velocidades características, las cuales corresponden a velocidades por debajo del límite balístico (174 m/s), en el límite balístico y por encima del límite balístico (524 m/s) en los dos estados considerados (sin precarga y biaxialmente precargada). En particular se emplearon la velocidad más baja y alta que se obtuvieron en los ensayos experimentales.

En el caso de impactos realizados a velocidades por debajo del límite balístico los resultados se observan en la Figura 7.7, pudiéndose afirmar que el principal mecanismo de absorción de energía es la deformación elástica de las fibras secundarias que representa casi un 60% de la energía total absorbida. Sin embargo, se observa que en las placas precargadas la contribución debido a la deformación elástica de las fibras secundarias es ligeramente superior que en las placas sin precarga; por el contrario la contribución del mecanismo por rotura de fibras primarias es menor en el estado con precarga. La energía absorbida debido a la formación y el movimiento del cono en el lado posterior de la placa de material compuestos, permanece constante y las contribuciones por debido la deslaminación y rotura de la matriz son mínimas, sin llegar a un 10% del total de la energía absorbida por la placa de material compuesto.

Con respecto al tiempo de contacto entre el proyectil y la placa de material compuesto, se observa que en el estado con precarga es menor que en el estado sin precarga.



(a)



(b)

Figura 7.7. Contribuciones de los diferentes mecanismos de daño al proceso de absorción de energía en un impacto a 171 m/s: a) Sin precarga y b) Con precarga

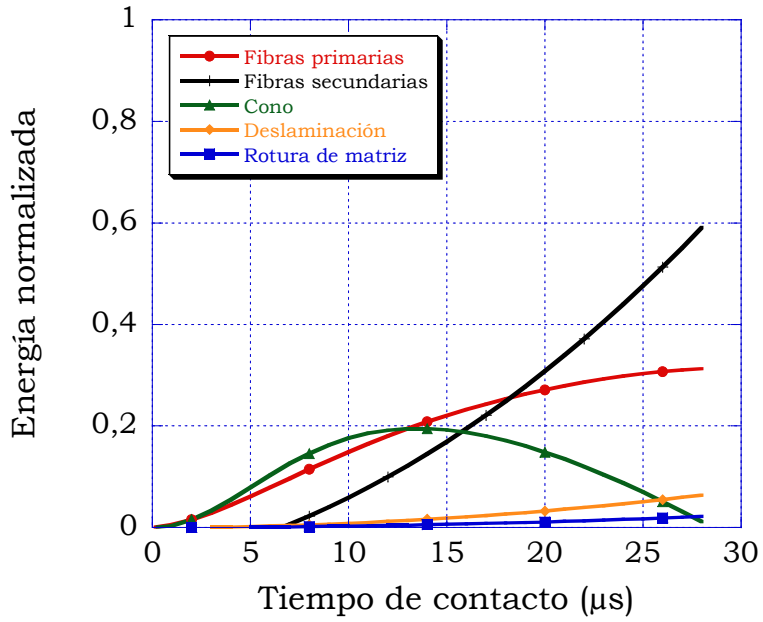
Para los impactos realizados en el límite balístico (Figura 7.8) presentan un comportamiento similar al descrito para impacto de baja velocidad con respecto a la

energía absorbida debido a: la deformación elástica de fibras secundarias, la rotura de las fibras primarias y la formación y movimiento del cono el lado posterior de la placa. Con respecto, a este último mecanismo se observa un incremento en comparación con los impactos a bajas velocidades. La energía utilizada en la formación y desplazamiento del cono permanece constante en los dos estados de precarga, al igual que la contribución por deslaminación y rotura de la matriz, las cuales son mínima sin llegar a un 10% de la energía total absorbida.

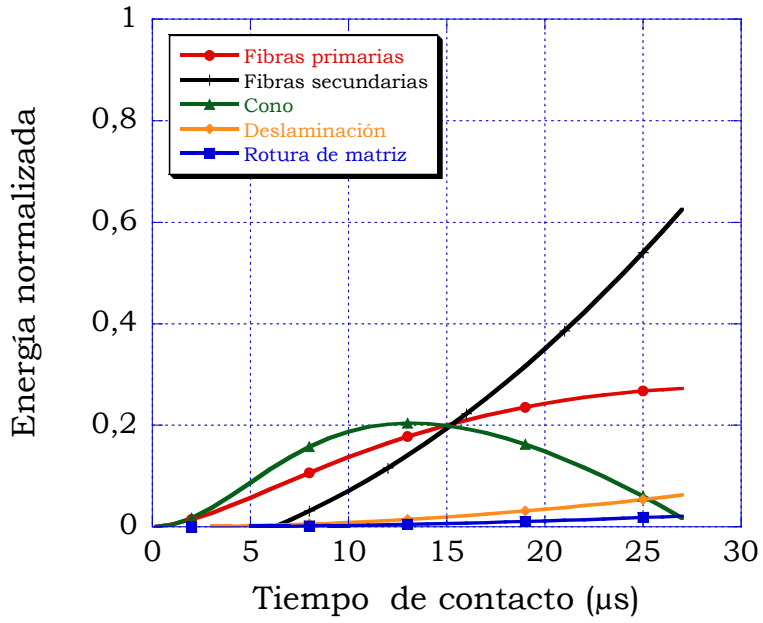
En el límite balístico se observa un incremento en los tiempos de contacto al compararlo con los impactos realizados a bajas velocidades, lo que concuerda con lo explicado en el apartado 6.4 y 7.1.2, que indica que, a medida que se incrementa la velocidad de impacto, la extensión de área dañada aumenta hasta un valor máximo que coincide con la velocidad de límite balístico (López-Puente et al., 2003). Es decir, que para velocidades por debajo del límite balístico (no existe perforación), parte de la energía de impacto es absorbida por la deslaminación y rotura de la matriz.

Tanto en el estado sin precarga como para el estado con precarga el mecanismo de daño más significativo, a bajas velocidades de impacto y en el límite balístico, es la deformación elástica de las fibras secundarias. Este comportamiento fue demostrado por Naik et al. (2004, 2005 y 2006) en placas de tejido sin precarga.

El tiempo de contacto entre el proyectil y la placa de material compuesto es ligeramente inferior en el estado con precarga, lo cual, como ya se demostró, influye directamente en la extensión de área dañada (ver en la Tabla 5.7 del capítulo correspondiente al análisis de resultados experimentales).



(a)



(b)

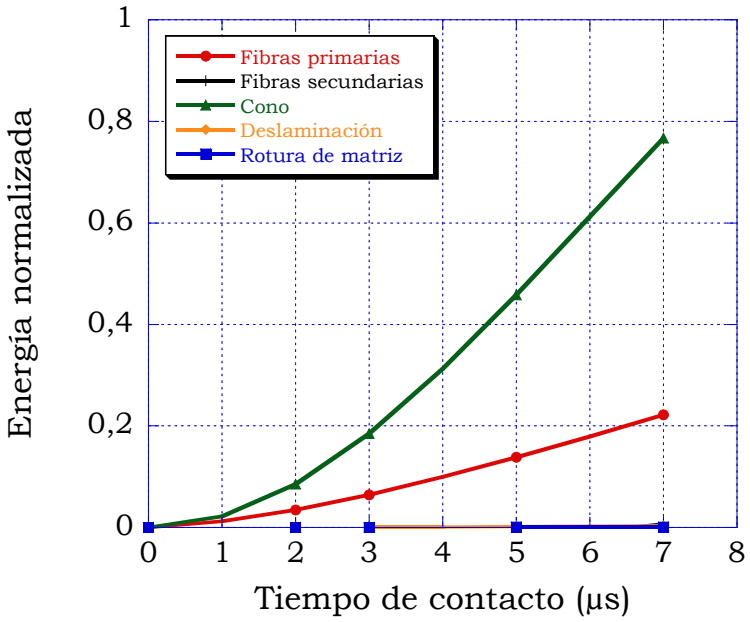
Figura 7.8. Contribuciones de los diferentes mecanismos de daño al proceso de absorción de energía en el límite balístico: a) Sin precarga y b) Con precarga

Para los impactos realizados a altas velocidades (Figura 7.9), tanto para el estado sin precarga como el con precarga se obtienen resultados similares al descrito

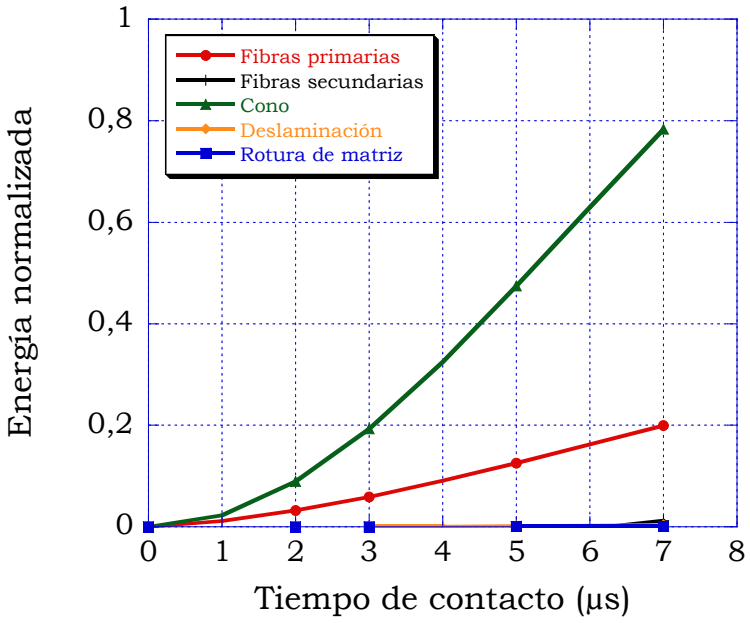
por López-Puente et al. (2007) para un tejido de fibra de carbono/epoxi sin precarga, con respecto a que el principal mecanismo que contribuye al proceso de absorción de energía por parte de la placa de material compuesto es la formación y desplazamiento del cono que se forma en la parte posterior de la placa de material compuesto. Este mecanismo de daño alcanza un valor de casi el 80% del total de la energía absorbida por la placa de material compuesto, aunque en el estado libre de precarga es ligeramente inferior. Al igual que para otras velocidades, la energía absorbida por rotura de las fibra primarias es el otro mecanismo de relativa importancia a altas velocidades de impacto, el cual es ligeramente superior en el caso del estado libre de precarga. Los otros mecanismos de daño (deslaminación y rotura de matriz) pueden considerarse como despreciables a estas velocidades de impacto, para el laminado considerado.

Al comparar los resultados obtenidos a partir del modelo analítico para diferentes velocidades de impacto, indistintamente del estado de precarga en el que se encuentre la placa, se observa que el tiempo de contacto se incrementa con la velocidad de impacto hasta alcanzar el límite balístico, a partir del cual disminuye con el incremento de la velocidad. Por consiguiente es de esperar que la extensión de área dañada presente un comportamiento similar.

De los resultados obtenidos se puede afirmar que, para diferentes velocidades de impacto, el mecanismo de absorción de energía por rotura de fibras primarias en estado con precarga es siempre ligeramente inferior que el obtenido en el estado sin precarga. En caso de la deformación elástica se observó que la presencia de la precarga incrementa ligeramente la aportación de este mecanismo, principalmente a bajas velocidades de impacto.



(a)



(b)

Figura 7.9. Contribuciones de los diferentes mecanismos de daño al proceso de absorción de energía en un impacto a 524 m/s: a) Sin precarga y b) Con precarga

7.4. APLICACIÓN DEL MODELO ANALÍTICO

Considerando que uno de los principales objetivos de esta Tesis Doctoral es evaluar la influencia de la precarga en el plano sobre placas de material compuesto y que en la metodología experimental por razones operativas no fue posible aplicar más de un 31% de la tensión de rotura en condiciones estáticas, se utilizó el modelo analítico desarrollado para determinar la influencia de la precarga en un amplio rango de niveles, desde un 0%, es decir, sin precarga hasta un 81% de la tensión de rotura estática. Este límite superior en la precarga no fue superado pues, a partir de él se presentaban problemas de convergencia en la determinación de la energía absorbida por la rotura de las fibras primarias y por consiguiente la formulación utilizada en esta Tesis Doctoral para describir el fenómeno de impacto sobre laminado precargados deja se valida.

Es importante tener en cuenta que la precarga fue incorporada en el modelo en términos de la deformación a rotura estática y que este modelo no introduce fenómenos de inestabilidad debida a la aplicación de la precarga estática en un rango de 0 al 80% de la tensión de rotura estática.

En la Figura 7.10 se observa un incremento del límite balístico en función del porcentaje de la tensión a rotura estática aplicada. El incremento desde el estado sin precarga hasta el máximo nivel de precarga (81%) utilizado en este desarrollo es de un 5,5%.

La tensión a rotura estática de un 81% aplicada en el plano de las placas de material compuesto corresponde a un 40% de la tensión a rotura dinámica, por lo que es posible representar la Figura 7.10 de otra forma, tal como se presenta en la Figura 7.11.

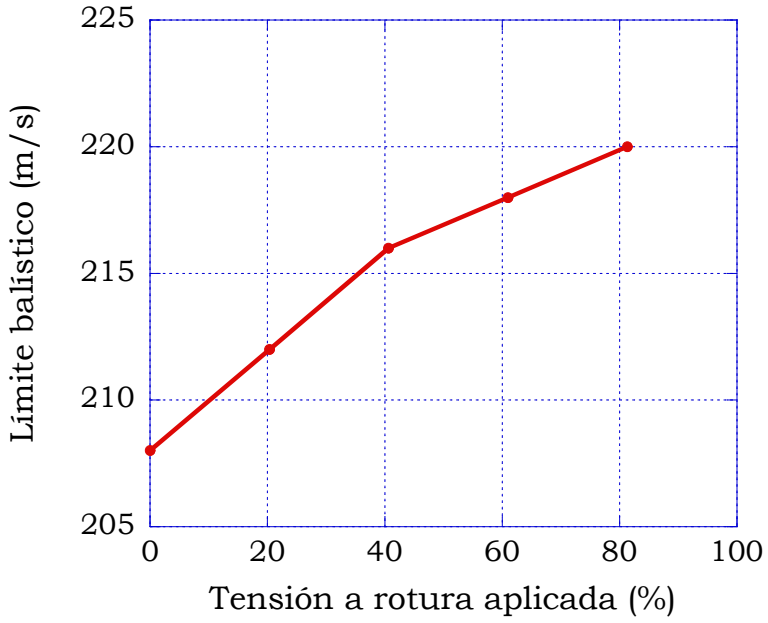


Figura 7.10. Límite balístico en función del porcentaje de la tensión de rotura estática aplicada

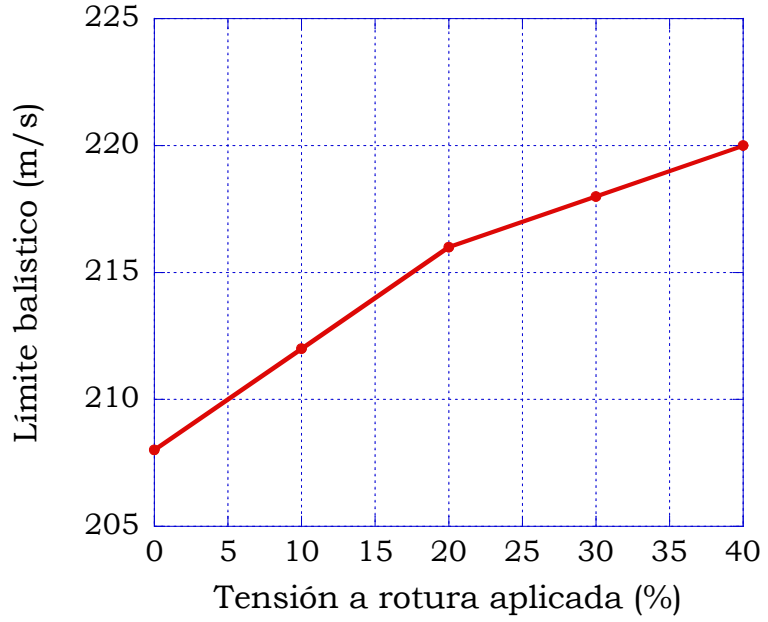


Figura 7.11. Límite balístico en función del porcentaje de la tensión de rotura dinámica aplicada

En la Figura 7.12 se observa la relación que existe entre el porcentaje de precarga aplicado y la fuerza máxima de contacto, llegando a la conclusión que la fuerza de contacto máxima se incrementa con el porcentaje de tensión aplicado en el intervalo estudiado en un 12%. Al igual que sucedió con el límite balístico para

precarga superiores al 81% de la tensión de rotura estática aplicada no fue posible determinar la fuerza de contacto máxima. En la Figura 7.13 se representa la fuerza de contacto máximo en función del porcentaje de la tensión a rotura dinámica aplicado.

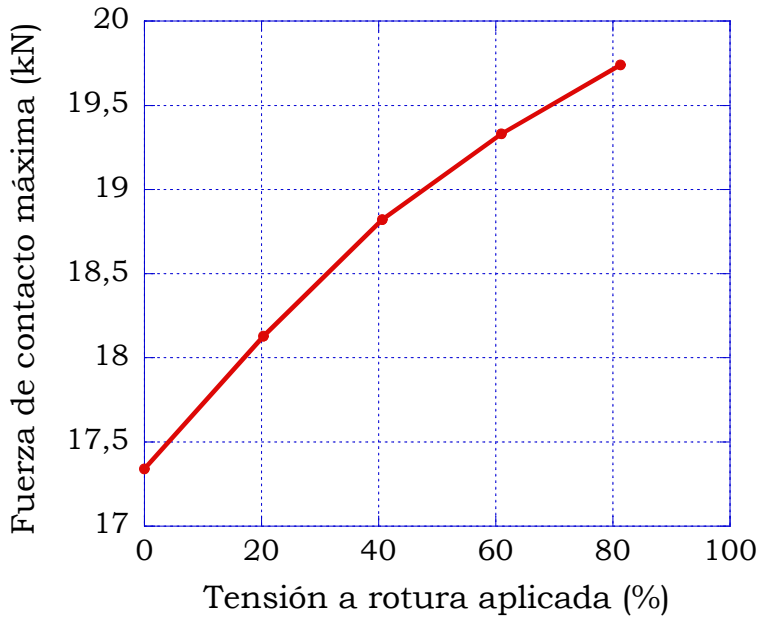


Figura 7.12. Fuerza de contacto máxima en función del porcentaje de la tensión de rotura estática aplicada

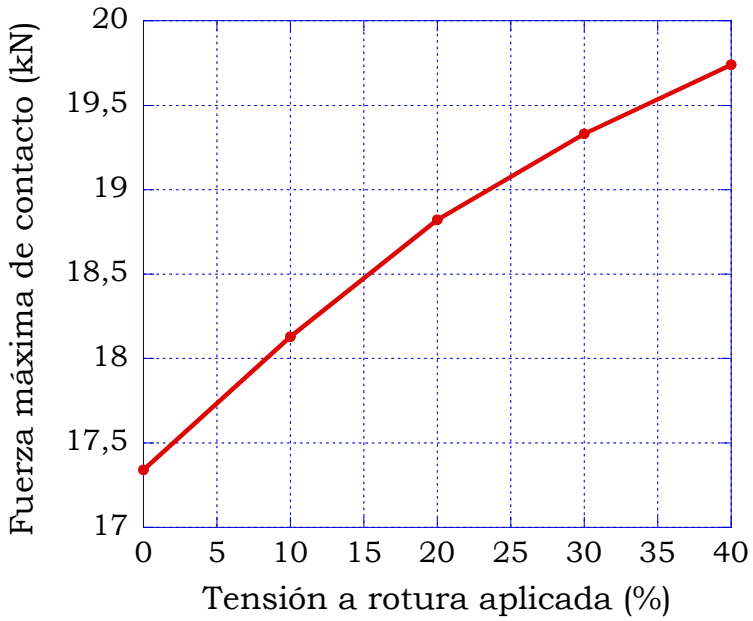


Figura 7.13. Fuerza de contacto máxima en función del porcentaje de la tensión de rotura dinámica aplicada

En la Figura 7.14 se muestran los resultados correspondientes a las contribuciones de cada mecanismo de energía al proceso de absorción de impacto por parte del laminado de tejido, para un estado de precarga del 81% de la tensión a rotura estática, a diferentes velocidades de impacto; las velocidades de impacto utilizadas para fueron: 171 m/s, 220 m/s correspondiente al límite balístico y 524 m/s (Figura 7.14), que coinciden con las utilizadas en el apartado 7.3, para el estado sin-precarga y con una precarga de 31% de la tensión de rotura estática.

En los resultados para velocidades por debajo del límite balístico (Figura 7.14-a) y en el límite balístico (Figura 7.14-b), se observa que el principal mecanismo de absorción de energía es la deformación elástica de las fibras secundarias, lo cual coincide en las investigaciones realizadas por Naik y sus colaboradores para laminados de tejido sin precarga. Al comparar este nivel de precarga con el estado sin precarga (Figura 7.7-a), se observa un incremento del 10% en la contribución al proceso de absorción de energía de este mecanismo de daño.

La energía absorbida por la rotura de las fibras primarias (Figura 7.14) en el máximo nivel de precarga que se permite aplicar al laminado (81% de la tensión de rotura estático) y fue determinado utilizando el modelo analítico, disminuye hasta 40 % de la energía absorbida con respecto al estado sin precarga (Figura 7.7-a y 7.8-a), cuando el laminado es impactado a velocidades por debajo del límite balístico Sin embargo, cuando es impactado a velocidades muy altas (Figura 7.9-a) la disminución es de un 14%.

A altas velocidades de impacto, la formación y movimiento del cono en la parte posterior del laminado continúa siendo el mecanismo de daño que presenta la mayor contribución, como se observa en la Figura 7.9 y 7.14-c.

Otro aspecto a destacar es la disminución del tiempo de contacto en el estado con precarga a bajas velocidades de impacto y en el límite balístico, mientras, que altas velocidades de impacto permanece constante.

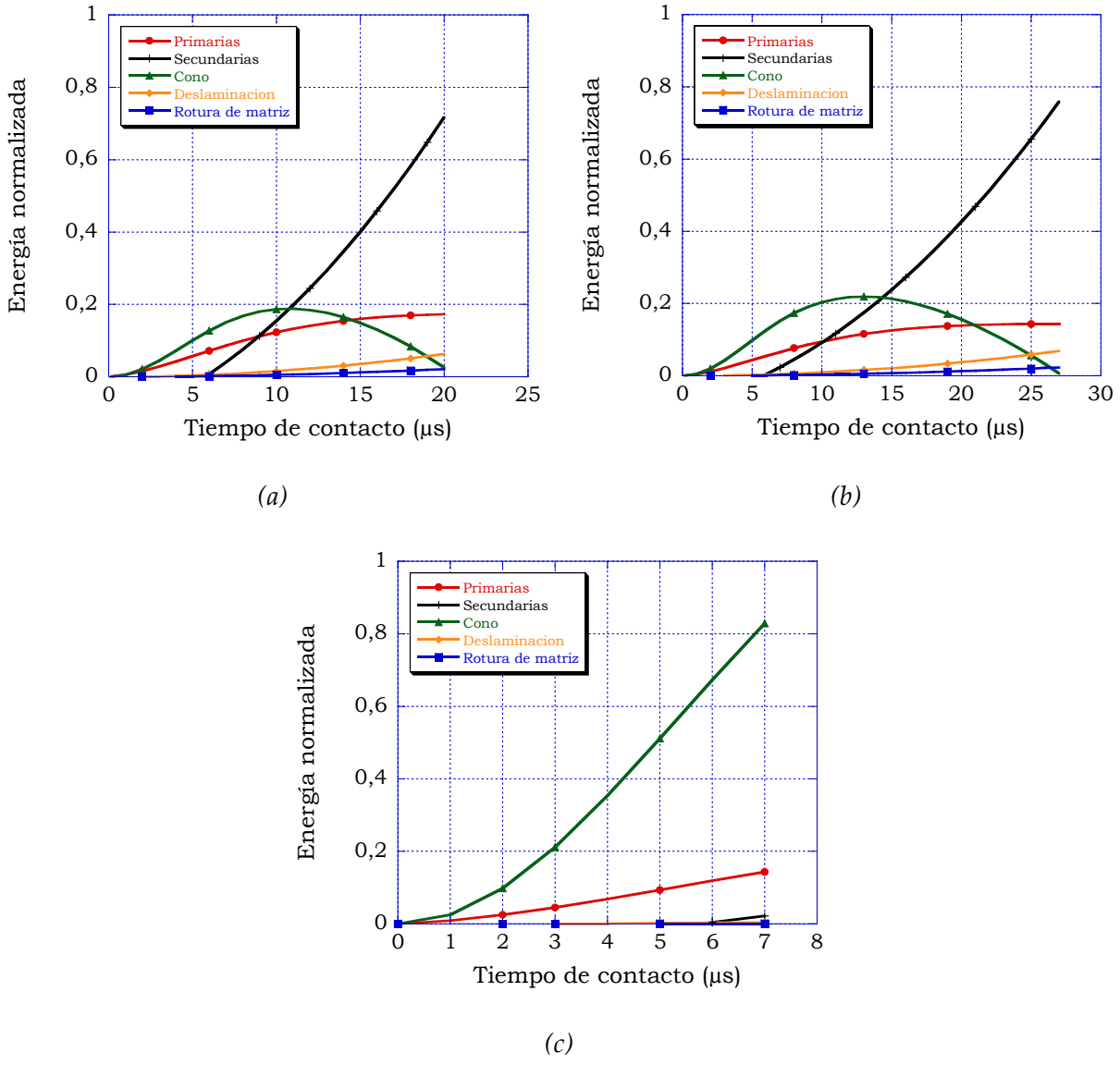


Figura 7.14. Contribuciones de los diferentes mecanismos de daño al proceso de absorción de energía en placas de tejido de fibra de vidrio sometidas a precarga del 81 %: a) 171 m/s, b) 520 (m/s) (Límite balístico) y c) 524 m/s

Capítulo 8

CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

8.1. RESUMEN Y CONCLUSIONES

Como conclusiones del desarrollo de esta Tesis Doctoral se pueden establecer las siguientes:

- La metodología desarrollada para la realización de los ensayos de impactos sobre placas precargadas en el plano es válida tanto para laminados cuasi-isótropo y de tejido, como para materiales isótropos. Para la realización de este tipo de ensayos fue necesario el diseño y fabricación de un dispositivo experimental específico, que permitió la sujeción y aplicación de precarga sobre probetas de tipo placas y su acoplamiento a un dispositivo de cañón de gas ya existente en el Laboratorio.

- Se demostró que el diseño de la geometría de probeta es un aspecto fundamental para asegurar que el impacto sobre una probeta precargada de forma biaxial se realiza en una zona de tensiones uniformes, cuando se aplica la precarga a través de dos actuadores. El estudio realizado para el diseño de la geometría de probeta utilizada en los ensayos de impacto con precarga biaxial se realizó con un modelo de elementos finitos, sobre cuatro geometrías diferentes de probeta; de ellas se seleccionó la geometría que garantizaba una distribución homogénea de tensiones en la zona de impacto. Se verificó experimentalmente que, la geometría seleccionada presentaba en la zona donde se producía el impacto un estado biaxial de tensiones uniformes debido a la precarga.

- Los ensayos experimentales permitieron estudiar el comportamiento frente a impacto de alta velocidad de los laminados con y sin precarga, habiéndose evaluado la velocidad residual, el límite balístico y la extensión de área dañada. Se observó que, para los laminados cuasi-isótropos tanto de fibra de vidrio como de carbono la presencia de un precarga biaxial influye de forma negativa en el valor del límite balístico, haciendo que éste disminuya en relación al estado sin precarga. Por el contrario, para el laminado de tejido, la influencia de la precarga en el valor del límite balístico es diferente a la descrita para el

laminado cuasi-isótropo, ya que, el mayor valor del límite balístico se obtuvo en las placas sometidas a precarga biaxial y el menor en el estado sin precarga.

- La evaluación del área dañada por impacto demostró que las máximas extensiones de daño, para todos los laminados y estados de precarga considerados se alcanzaron en el entorno del límite balístico. Comparando las áreas dañadas para los diferentes estados de precarga en cada material, se puede afirmar que para energías de impacto similares, la mayor extensión del daño se produce en las placas sin precarga y la menor en las placas con precarga biaxial.

- El modelo ingenieril desarrollado permite evaluar el comportamiento frente a impacto transversal de alta velocidad de laminados de tejido de fibra de vidrio en matriz polimérica sometidos a precarga y sin ella. La validación del modelo se realizó evaluando las siguientes variables: la velocidad residual, límite balístico y el tiempo de contacto, obteniéndose resultados del modelo que coinciden a efectos prácticos con los determinados en los ensayos experimentales.

- El modelo desarrollado permitió evaluar la influencia de altos niveles de precarga (hasta un 81% de la resistencia mecánica estática), observando que, para este último nivel de precarga, el límite balístico y el valor máximo de la fuerza de contacto aumentaba en torno a un 5% y 12%, respectivamente, en relación al estado sin precarga.

- El modelo analítico permitió determinar la importancia de los principales mecanismos de absorción de energía para diferentes velocidades de impacto y estados de precarga. En todos los estados de precarga estudiados, y para velocidades de impacto por debajo del límite balístico, el principal mecanismo de absorción de la energía es la deformación elástica de las fibras secundarias. Sin embargo, para velocidades superiores al límite balístico, la formación y movimiento del cono que se forma en laminados de tejido es el principal mecanismo de absorción de energía.

- Los resultados obtenidos a partir del modelo ingenieril permiten afirmar que la energía absorbida por deformación elástica de las fibras secundarias se incrementa ligeramente con el aumento de la precarga, mientras que la energía absorbida por la rotura de las fibras primarias disminuye.

8.2. TRABAJOS FUTUROS

A continuación se proponen líneas de investigación que permitirían ampliar el estudio desarrollado en esta Tesis Doctoral:

- Ampliar el modelo ingenieril que ha sido desarrollado en esta Tesis Doctoral para un tejido de fibra de vidrio a un tejido de fibra de carbono de aplicación en la industria aeronáutica, lo que implicaría la inclusión de otros mecanismos de daño, como el correspondiente a la energía absorbida por cortadura. Para validar este modelo modificado sería necesario realizar nuevos ensayos de impacto sobre laminados de tejido de fibra de carbono. También se podrían considerar otros materiales compuestos como el tejido de aramida.

- Desarrollar un nuevo modelo ingenieril basado en criterios energéticos que sea aplicable a laminados de cinta, tanto de fibra de carbono como de fibras de vidrio.

- Incorporar al modelo analítico desarrollado, un modelo de daño que permitiese estimar el área deslaminada que se produce tras el impacto. Esto exigiría modificar el término de la energía absorbida por deslaminación.

- Desarrollar un modelo de elementos finitos capaz de predecir el comportamiento frente a impacto de placas de material compuesto sometidos a una precarga, basado en los criterios de daño propuestos por Hou et al. (2000) y modificado por López-Puente et al. (2003). Este modelo se validaría con los resultados de los ensayos realizados en esta Tesis Doctoral.

- Diseñar un nuevo dispositivo experimental y una nueva geometría de probetas que permitiese aplicar mayores niveles de precarga a las mismas. De los

resultados que se obtuviese, se podría establecer la bondad del modelo ingenieril para el caso de niveles de precarga altos.

- Extender el trabajo experimental desarrollado en esta Tesis Doctoral a otros tipos de materiales compuestos, empleando diferentes constituyente y otras formas y arquitectura del refuerzo.

PUBLICACIONES REALIZADAS DURANTE EL DESARROLLO DE ESTA TESIS DOCTORAL

El desarrollo de esta Tesis Doctoral permitió la realización de una comunicación a un congreso nacional, cuatro comunicaciones a congresos internacionales y una publicación en una revista, todas ellas se presentan a continuación:

- S. K. García-Castillo, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro, "Comportamiento frente a impacto de placas de vidrio/vinilester", *Materiales Compuestos 05,* Valencia-España, 2005.

- S. K. García-Castillo, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro, "Impact behaviour of in-plane pre-stressed pannles", *The 3rd International Conference on Structural Stability and Dynamics*, Kissimmee-USA, 2005.

- S. K. García-Castillo, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro, "Ballistic behaviour of CFRPs with pre-load", *ICCE-05*, Santa Cruz de Tenerife-Spain, 2005.

- S. K. García-Castillo, J. López-Puente, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero and C. Navarro, "Analytical Model for Energy Absorption Capabilities of Glass/polyester Panels Subjected to Ballistic Impact", *Proceedings of the 23rd Southeastern Conference in Theoretical and Applied Mechanics,* Mayagüez-Puerto Rico, 2006.

- Shirley K. García-Castillo, Sonia Sánchez-Sáez, Jorge López-Puente, Enrique Barbero, Carlos Navarro, "Impact behaviour of composite panels subjected to in-plane load", *16th International Conference on Composite Materials",* Kioto-Japón, 2007.

- S. K. García-Castillo, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro, "Response of pre-loaded laminate composite plates subject to high velocity impact", *Journal of Physique IV,* pp. 1257-1263, 2006.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] Manual de máquina INSTRON de 250 kN.

[2] *Mathcad*, User's Guide Mathcad 6.0, 1995.

[3] Norma ASTM E 8M-94a, Standard test method for tension testing of metallic materials.

[4] Norma ASTM 3039, Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials.

[5] ASM Handbook, Vol. 21 Composite, 1984-2006.

[6] Abrate S., *Impact of Composite Structures*, Cambribge University Press, UK, 1998.

[7] Antequera P., Jiménez L., Miravete A., *Los Materiales Compuestos de Fibra de Vidrio*, INO Reproducciones, S. A., 1991.

[8] Barré S., Chotard T., Benzeggagh M. L., "Comparative study of strain rate effects mechanical properties of glass fiber-reinforced thermoset matrix composite", *Composite Part A*, 27A, pp. 1169-1181, 1996.

[9] Burke S. K., Cousland McK., Scala C. M., "Nondestructive characterization of advanced composite materials", *Materials Forum,* Vol. 18, pp. 85-109, 1994.

[10] Cantwell W. J., Morton J. "Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP". *Composite*, Vol. 20, pp- 545-551, 1989.

[11] Cantwell W. J., Morton J., "Impact perforation of carbon fiber reinforced plastic". *Composite Science and Technology*, Vol. 38, pp. 119-141, 1990.

[12] Cantwell W. J., Morton J. "The impact resistance of composite materials-a review". *Composite*, Vol. 22, pp. 347-362, 1991.

[13] Daniel I. M., "Methods of testing composite materials", *Handbook of Composites*, Vol. 3, pp. 277-373, 1986.

[14] Da Silva Jr. J. E. L., Paciornik S., D´Almeida J. R. M., "Evaluation of the effect of the ballistic damage area on the residual impact strength and tensile stiffness of glass-fabric composite materials", *Composite Structures,* Vol. 64, pp. 123-127, 2004.

[15] Da Silva Jr. J. E. L., Paciornik S., D´Almeida J. R. M., "Determination of the post-ballistic impact mechanical behavior of ±45° glass-fabric composite", *Polymer Testing,* Vol. 23, pp. 599-604, 2004.

[16] Donelly D., *MathCAD for Introductory Physics*, Addison-Wesley Publishing Company, 1992.

[17] Frövel M., Pintado J. M., García J. L., Arribas C., "Collaborative test programme results for 0º tensile properties on carbon-epoxi AS4-8552 and carbon cyanate M55J/954-3 composite materials and some considerations on EN 2561 test standard". *Plastics, Rubber and Composites*, Vol. 28, pp 9, 1999.

[18] Gu B., "Analytical modelling for the ballistic perforation of planar plain-woven fabric target by projectile", *Composites: Part B*, Vol. 34, pp. 361-371, 2003

[19] Harding J., Ruiz C., "The mechanical behaviour of composite materials under impact loading", *Key Engineering Materials*, Vol. 141-143, pp. 403-426, 1998.

[20] Harding J., Welsh L. M., "A tensile testing technique for fiber-reinforced composites at impact rates of strain", *Journal of Materials Science*, Vol. 18, pp. 1810-1826, 1983.

[21] Henkhaus K., "Overview of research on composite materials impact behaviour", *16 th Engineering Mechanics Conference*, 2003.

[22] Herszberg I., Weller T., "Impact damage resistance of buckled carbon/epoxi panels", *Composite Structures*, Vol. 73, pp. 130-137, 2006.

[23] Hoo M. S., Lin C., "Perforation of clamped, woven E-glass/polyester panels", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 35, pp. 359-378, 2004.

[24] Hosseinzadeh R., Shokrieh M. M., Lessard L., "Damage behaviour of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts", *Composites, Science and Technology*, Vol. 66, pp. 61-68, 2006.

[25] Hou J. P., Petrinic N., Ruiz C., Hallet S. R., "Prediction of impact damage in composite plates", *Composites Science and Technology,* Vol. 60, pp. 273-281, 2000.

[26] Hull D., Materiales Compuestos, Ediciones Reverte, S. A., 1987.

[27] Ishikawa H., Koimai T., Natsumura T., Funatogawa O., "Experimental and analytical studies on impact damage in CFRP laminate", *25th International SAMPE Technical Conference*, Vol. 29, pp. 444-455, 1993.

[28] Jonston W. M., Pollock W. D., Dawicke D. S., "Biaxial testing of 2195 aluminium lithium alloy using cruciform specimens" *NASA / CR-2002-211942*, pp. 1-27, 2002.

[29] Kaczmarek H., "Comparative ultrasonic analysis of damage in CFRP under static indentation and low velocity impact". *Composites Science and Technology,* 1, 11-29, (1994).

[30] Kasano H., "Recent advances in high-velocity impact perforation of fiber composite laminates", *JSME International Journa*l, serie A, Vol. 42(2), pp. 147-157, 1999.

[31] Keisuke F., Motokazu A., Noriyuki K., Eiichi Y., Yasahiro T., "Impact perforation behavior of CFRPs using high-velocity steel sphere". *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 27, pp. 497-508, 2002.

[32] Kelkar A. D., Sankar J., Rajeev K., "Analysis of tensile preloaded composites subjected to low-velocity impact loads", *AIAA Journal*, Vol. 98, pp. 1978-1987, 1998.

[33] Khalili S. M. R., Mittal R. K., Mohammad Panah N., "Analysis of fiber reinforced composite plates subjected to transversal impact in the presence of initial stresses", *Composite Structures,* Vol. 77, pp. 263-268, 2007

[34] Kim H., Welch D., Kedward K. T., "Experimental investigation of high velocity ice impacts on woven carbon/epoxi composite panels", *Composite: Part A*, Vol. 34, pp. 25-41, 2003.

[35] Lopez-Puente J., Zaera R., Navarro C., "The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact response of CFRPs", *Composite: Part B,* Vol. 33, pp.559-566, 2002.

[36] Lopez-Puente J., Zaera R., Navarro C., "High energy impact on woven laminates", *Journal De Physique IV*, Vol. 110, pp. 639-644, 2003

[37] Lopez-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.

[38] Miravete A., *Materiales compuestos*. Vol. I y II, INO Reproducciones, S. A., 2000.

[39] 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*, Vol. 60, pp. 2631-264, 2000.

[40] Navarro C., "Simplified modelling of the ballistic behaviour of fabrics and fibre-reinforced polymeric matrix composites", Key *Engineering Materials*, Vol. 141-1, pp. 383-399, 1998.

[41] Naik N. K., Shrirao P., "Composite structures under ballistic impact". *Composite Structures*, Vol. 66, pp. 579-590, 2004.

[42] Naik N. K., Shrirao P., Reddy B. C. K., "Ballistic impact behaviour of woven fabric composite: Parametric studies". *Materials, Science & Engineering A*, Vol. 472, pp. 104-116, 2005.

[43] Naik N. K., Doshi A. V., "Ballistic impact behaviour of thick composite: Analytical formulation". *AIAA Journal,* Vol. 43, pp. 1525-1536, 2005.

[44] Naik N. K., Shrirao P., Reddy B. C. K., "Ballistic impact behaviour of woven fabric composites: Formulation". *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 32, pp. 1521-1552, 2006.

[45] Nettles A., Daniel V., Branscomb C., "The effects tensile preloads on the impact response of carbon/epoxi laminates". *40th International Sampe Symposium*, Vol. 2, pp. 1019-1025, 1995.

[46] Nunes L. M., Paciornik S., D'Almeida J. R. M., "Evaluation of damage area of glass-fiber-reinforced epoxi-matrix composite materials submitted to ballistic impacts". *Composites, Science and Technology*, Vol. 64, pp. 945-954, 2004.

[47] Ochola R. O., Marcus K., Nurick G. N., Franz T., "Mechanical behaviour of glass and carbon fiber reinforced composite at varying strain rates", *Composite Structures*, Vol. 63, pp. 455-467, 2004.

[48] Ohtake Y., Rokugawa S., H. Masumoto S., "Geometry determination of cruciform-type specimen and biaxial tensile test of C/C composites". *Key Engineering Materials*, Vol. 164-165, pp. 151-154, 1999.

[49] Reis L., Freitas M., "Damage grow analysis of low velocity impacted composite panels", *Composite Structures*, Vol. 38, pp. 509-515, 1997.

[50] Richardson M. O. W., Wisheart M. J., "Review of low-velocity impact properties of composite materials". *Composite Part A*, Vol. 27, pp. 1123-1131, 1996.

[51] Roeseler W. G., Branco S., Kismarton M. U., "Composite structures: the firts 100 years", *16th International Conference on Composite Materials*, 2007.

[52] Sanchez-Saez S., Barbero E., Zaera R., Navarro C., "Compression after impact of thin composite laminates", *Composite, Science and Technology,* Vol. 65, pp. 1911-1919, 2005.

[53] Schoeppner G. A., Abrate S., "Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates", *Composites: Part A,* Vol. 31, pp. 903-915, 2000.

[54] Scott I. G., Scala C. M., "A review of non-destructive testing of composite materials", *NDT International,* Vol. 15, pp. 75-86, 1982.

[55] Sheng-Tsong C., Yie-Yih L., Yuan-Chang C., Ching-Long O., "Low velocity impact behavior of prestressed composite laminates". *Materials, Chemistry and Physics*, Vol. 47, pp. 268-272, 1997.

[56] Smits A., Van Hemelrijck D., Philippidis T. P., Cardon A., "Design of a cruciform specimens for biaxial testing of fibre reinforced composite laminates", *Composite, Science and Technology,* Vol. 66, pp. 964-975, 2006.

[57] Smith J. C., McCrackin F. L., Schiefer H. F., "Stress-strain relationships in yarns subjected to rapid impact loading: 5. Wave propagation in long textile yarns impacted transversely", *Journal of Research of National Bureau of Standards*, Vol. 60, pp. 517-534, 1958.

[58] Soden P. D., Hinton M., J., Kaddour A. S., "Biaxial test results for strength and deformation of a range of E-glass and carbon fibre reinforced composite laminates: failure exercise benchmark data", *Composite, Science and Technology,* Vol. 62, pp. 1489-1514, 2002.

[59] Sun C. T., Chattopadhyay S., "Dynamic response of anisotropic laminated plates under initial stress to impact of a mass". *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 42, pp. 693-698, 1975.

[60] Taylor W. J., Vinson J. R., "Modeling ballistic into flexible materials", *AIAA Journal*, Vol. 28, pp. 2098-2103, 1990.

[61] Tweed J. H., Lee R. J., Dyson N. L., Hancox N. L., McCarthy C., "Impact performance of stressed composite", *ECCM-7 European Conference on Composite Materials*, pp. 111-116, 1996.

[62] Ulven C., Vahadilla U. K., Hosur M. V., "Effect of projectile shape during ballistic perforation of VARTM carbon/epoxi composite panels", *Composite Structures,* Vol. 61, pp. 143-150, 2003.

[63] Veldman R. L., Ari-Gur l., Clum C., "Response of pre-pressurized reinforced plates under blast loading", *International Journal of Impact Engineering,* 2007, doi:10.1016/j.ijimpeng.2007.01.006.

[64] Vinson J. R., Walter J. M., "Ballistic impact of thin-walled composite structures". *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 5, pp. 875-878, 1997.

[65] Welsh J. S., Adams D. F., "An experimental investigation of the biaxial strength of IM6/3501/6 carbon epoxi cross-play laminates using cruciform specimens", *Composite: Part A*, Vol. 33, pp. 829-839, 2002.

[66] Wen H. M., "Predicting the penetration and perforation of FRP laminates struck normally by projectiles with different nose shapes". *Composite Structures*, Vol. 49, pp. 321-329, 2000.

[67] Wen H. M., "Penetration and perforation of thick FRP laminates". *Composite Science and Technology*, Vol. 61, pp. 1163-1172, 2001.

[68] Will M. A., Franz T., Nurick G. N., "The effect of laminate stacking sequence of CFRP filament wound subjected to projectile impact", *Composite Structures,* 58, pp. 259-270, 2002.

[69] Whittingham B., Marshall I. H., Mitrevski T., Jones R., "The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage", *Composite Structures,* Vol. 66, pp. 685-698, 2004.

[70] Xiong Y., Poon C., Straznicky P. V., Vietinghoff K., " A prediction methods for compressive strength of impact damage composite laminates", *Composite Structures*, Vol. 30, pp. 357-367, 1995.

[71] Zhou G., "Effect of impact damage on residual compressive strength of glass-fiber reinforced polyester (GFRP) laminates", *Composite Structures,* Vol. 35, pp. 171-181, 1996.

[72] Zhu G., Goldsmith W., Dharan C. K. H., "Penetration of laminated Kevlar by projectiles-II. Analytical model". *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 29, pp. 421-436, 1992.

[73] Zukas J. A., Nicholas T., Swift H., Greszczuk L. B., Curran D. R., *Impact Dynamic*, Krieger Publishing Company, Florida, USA, 1992.