

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Grado en Ingeniería Aeroespacial

Trabajo Fin de Grado

**Análisis de deformaciones en materiales aeronáuticos
mediante la correlación digital de imágenes (DIC) y su
modelado mediante el código de elementos finitos ABAQUS**

Curso académico:

2019/2020



Autor: Adrián Ispuerto Baselga

Tutor: Norberto Feito Sánchez

Valencia, 10 de Julio de 2020

AGRADECIMIENTOS

En agradecimiento a Norberto por haberme dado la oportunidad de trabajar con él, por su implicación y todas las horas dedicadas y, sobre todo, por haber estado a la altura como tutor pese a las circunstancias de la pandemia. A mis padres por haberme dado la oportunidad de estudiar lo que he elegido y apoyado en todas mis decisiones. A mi abuela que ha hecho estos cuatro años más fáciles para mí. Y por último, a mi novia por la gran suerte que tengo de compartir mi vida con ella.

Resumen

En los últimos años, el uso de materiales compuestos en la industria se ha visto incrementado considerablemente. Estos materiales ocupan un lugar muy importante en el sector aeronáutico, debido a sus excelentes propiedades mecánicas y su alta resistencia frente a la corrosión o a la fatiga. Sus buenas características han generado un desplazamiento de materiales más convencionales, priorizando el uso de los materiales compuestos en componentes estructurales de relevada importancia.

Con el objetivo de aumentar el conocimiento existente sobre los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono, conocidos como CFRP, este proyecto se centra en el análisis de las deformaciones de un material aeronáutico CFRP (extraído del fuselaje de un avión comercial), sometido a cargas de tracción uniaxiales. Para ello, se han realizado ensayos a tracción aplicando el método de correlación digital de imágenes (DIC) para la obtención de los datos de deformación del material. Posteriormente, se ha implementado un modelo numérico que reproduce el ensayo de tracción mediante el código de elementos finitos ABAQUS.

La metodología DIC es una técnica óptica experimental que se basa en el seguimiento de la distorsión de un patrón mediante imágenes. Partiendo de una imagen inicial, que sirve como imagen base, se pueden conocer los desplazamientos y deformaciones de la superficie de interés. En este trabajo se aplica esta metodología sobre tres geometrías distintas: una geometría en forma de hueso y dos geometrías con agujeros de distintos diámetros que actúan como concentradores de tensiones. Posteriormente, se comparan los resultados obtenidos experimentalmente con los obtenidos mediante el modelo en ABAQUS con el fin de validar el modelo.

Finalmente, a través del modelo numérico se realizará un análisis tensional del laminado estudiando la orientación de las láminas y los efectos de borde asociados a las tensiones fuera del plano que no contempla la Teoría de Láminas.

Abstract

In recent years, the use of composite materials in industry has been greatly increased. These materials take a very important place in the aeronautical sector, due to their excellent mechanical properties and their high resistance against corrosion or fatigue. Its good characteristics have generated a displacement of more conventional materials, prioritizing the use of composite materials in important structural components.

With the aim of increasing the existing knowledge about carbon fiber reinforced composite materials, known as CFRP, this project focuses on the analysis of the deformations of a CFRP aeronautical material, extracted from the fuselage of a commercial aircraft subjected to uniaxial loads of tension. For them, tensile tests have been performed applying the digital image correlation method (DIC) to obtain material deformation data. Subsequently, a numerical model has been implemented that reproduces the tensile test using the ABAQUS finite element code.

The DIC methodology is an optical experimental technique that is based on monitoring the distortion of a pattern by means of images from an initial position that serves as the base image to know the displacements and deformations of one of the surfaces of the specimen. This methodology is applied to three different geometries: one bone-shaped geometry and two geometries with holes of different diameters that act as stress concentrators. Subsequently, the results obtained experimentally are compared with those obtained using the ABAQUS model in order to validate the model.

Finally, through the numerical model, a tensile analysis of the laminate will be carried out, studying the orientation of the sheets and the edge effects associated with out-of-plane stresses that the Laminate Theory does not contemplate.

Resum

En els últims anys, l'ús de materials compostos en la indústria s'ha vist incrementat considerablement. Aquests materials, ocupen un lloc molt important en el sector aeronàutic, per les seues excel·lents propietats mecàniques i la seua alta resistència enfront de la corrosió o fatiga. Les seues bones característiques han generat un desplaçament de materials més convencionals, prioritzant l'ús dels materials compostos en components estructurals de rellevant importància.

Amb l'objectiu d'augmentar el coneixement existent sobre els materials compostos reforçats amb fibra de carboni, coneguts com CFRP, aquest projecte es centra en l'anàlisi de les deformacions d'un material aeronàutic CFRP, extret del fusellatge d'un avió comercial sotmès a càrregues de tracció uniaxials. Amb aquest motiu, s'han realitzat assajos a tracció aplicant el mètode de correlació digital d'imatges (DIC) per a l'obtenció d'informació de la deformació del material. Posteriorment, s'ha implementat un model numèric que reproduïx l'assaig de tracció mitjançant el codi d'elements finits ABAQUS.

La metodologia DIC és una tècnica experimental òptica que es basa en el seguiment de la distorsió d'un patró mitjançant imatges a partir d'una posició inicial que serveix com a imatge base per conèixer els desplaçaments i deformacions d'una de les superfícies de la proveta. S'aplica aquesta metodologia sobre tres geometries diferents: una geometria en forma d'os i dues geometries amb forats de diferents diàmetres que actuen com a concentradors de tensions. Posteriorment, es comparen els resultats obtinguts experimentalment amb els obtinguts mitjançant el model en ABAQUS per tal de validar el model.

Finalment, a través del model numèric es fa un anàlisi tensional del laminat estudiant l'orientació de les làmines i els efectes de vora associats a les tensions fora de l'àmbit que no contempla la Teoria de Làmines.

Tabla de contenidos

1	Introducción	12
1.1	Presentación	12
1.2	Objetivos y estructura del proyecto	13
1.3	Alcance	13
2	Introducción a los materiales compuestos.....	15
2.1	Materiales compuestos.....	15
2.2	Mecanismos de fallo y criterios de rotura	16
2.3	Procesos de fabricación	18
3	Normativa ASTM e ISO	20
3.1	Instrumentos	20
3.2	Dimensiones de las probetas	20
3.3	Repeticiones, velocidad de ensayo y modos de rotura	21
4	Parte experimental: ensayo a tracción con metodología DIC	23
4.1	Probetas CFRP.....	23
4.2	Equipos utilizados	24
4.3	Procedimiento experimental.....	25
4.4	Marco introductorio teórico del DIC (Digital Image Correlation)	26
4.5	Resultados de los ensayos a tracción	28
4.6	Resultados del análisis mediante DIC	31
4.6.1	Geometría A	31
4.6.2	Geometría B	34
4.6.3	Geometría C.....	37
5	Parte numérica: modelado en ABAQUS	40
5.1	Introducción al MEF (Método de Elementos Finitos).....	40
5.2	Implementación del modelo	42
5.2.1	Geometría	42
5.2.2	Material.....	43
5.2.3	Ensamblaje	43
5.2.4	Interacción.....	44
5.2.5	Mallado	44
5.2.6	Condiciones de contorno	46
5.3	Validación de los resultados.....	46

5.3.1	Ensayo a tracción	46
5.3.2	Comparación con los resultados del DIC	48
5.4	Análisis de sensibilidad de malla	50
5.5	Análisis de los resultados	53
5.5.1	Tensión longitudinal (S_{11})	53
5.5.2	Tensión transversal (S_{22})	55
5.5.3	Tensión tangencial (S_{12})	56
5.5.4	Tensión normal fuera del plano (S_{33})	58
6	Conclusiones y trabajos futuros	62
7	Referencias	64
ANEXO I: PLIEGO DE CONDICIONES		66
MAQUINA UNIVERSAL INSTROM 8801		66
DISPOSITIVOS PARA LA CAPTURA DE IMÁGENES MEDIANTE DIC		66
SOFTWARE		67
ANEXO II: PRESUPUESTO		68
COSTE DE MANO DE OBRA		68
COSTE DE LICENCIAS		69
COSTE DIC		69
COSTE DEL MATERIAL		69
COSTE TOTAL		69

Índice de tablas

Tabla 3.1: Dimensiones de las probetas rectangulares (sin talones) según norma ASTM e ISO [8][9][10].....	21
Tabla 3.2: Dimensiones de la probeta con forma de hueso según ISO [9].	21
Tabla 4.1: Resultados experimentales carga-desplazamiento del ensayo a tracción. ...	29
Tabla 5.1: Comparativa del E_{ap} con el error entre los resultados numéricos y los experimentales.....	47
Tabla 5.2: Comparativa de la pendiente carga-desplazamiento con el error entre los resultados numéricos y los experimentales para las geometrías B y C.	48
Tabla 5.3: Errores entre los valores de deformación máximos y mínimos calculados en el modelo numérico y mediante DIC para la geometría B	49
Tabla 5.4: Errores entre los valores de desplazamiento máximos y mínimos calculados en el modelo numérico y mediante DIC para la geometría C.	50
Tabla 5.5: Influencia del mallado en la obtención del Módulo de Young (geometría A).....	50
Tabla 5.6: Diferencias en las deformaciones LE_{11} y LE_{22} del análisis de sensibilidad de malla para la geometría A.....	50
Tabla 5.7: Análisis de la sensibilidad de malla en el ensayo de tracción (geometría B). ..	51
Tabla 5.8: Diferencias entre los desplazamientos del análisis de sensibilidad de malla para la geometría B.....	51
Tabla 5.9: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.17.	53
Tabla 5.10: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.18	54
Tabla 5.11: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.19	55
Tabla 5.12: Valores máximos y mínimos de Figura 5.20	55
Tabla 5.13: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.21	56
Tabla 5.14: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.22	57
Tabla 5.15: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.23	58
Tabla A1. 1: Especificaciones técnicas de la máquina INSTRON 8801.....	65
Tabla A1. 2: Especificaciones técnicas de las lentes HF7518V-2 Myutron.	66
Tabla A2. 1: Bases de cotización.....	67
Tabla A2. 2: Salarios estimados.....	67
Tabla A2. 3: Horas de trabajo y coste asociado.....	68
Tabla A2. 4: Costes del proyecto.....	68

Índice de figuras

Figura 1.1: Distribución de materiales del A380 [1].	12
Figura 1.2: Esquema seguido en el desarrollo del trabajo.	14
Figura 2.1: Ejemplo conceptual de un material compuesto FRP [2].	15
Figura 2.2: Tipos de fibra empleados en materiales FRP [3].	15
Figura 2.3: Diferencia entre lámina y laminado (a) y sección transversal de un laminado observada al microscopio (b).	16
Figura 2.4: Diversos mecanismos de fallos a nivel micromecánico para un material compuesto FRP unidireccional.	17
Figura 2.5: Clasificación de los procesos de fabricación de materiales compuestos.	18
Figura 2.6: Prepeg Carbono-Epoxi [6].	19
Figura 2.7: Borde de ataque del Airbus A380 fabricado por SMC (a) y proceso de fabricación por moldeo por transferencia o RCM [7] (b).	19
Figura 3.1: Probeta con forma de hueso según ISO [9].	21
Figura 3.2: Modos de fallo aceptables para probetas con agujero.	22
Figura 4.1: Sección 19 del fuselaje del avión A350.	23
Figura 4.2: Geometrías de las muestras ensayadas.	24
Figura 4.3: Preparación de la superficie de las probetas. Arriba probeta rectangular con agujero grande, abajo detalle de la superficie.	25
Figura 4.4: Montaje del ensayo a tracción.	26
Figura 4.5: Gráfica tensión-deformación obtenida a partir de los resultados experimentales para la geometría A.	30
Figura 4.6: Resultados experimentales de las probetas con geometrías B y C.	30
Figura 4.7: Resultados experimentales mediante el método DIC del desplazamiento longitudinal de la geometría A.	31
Figura 4.8: Resultados experimentales mediante el método DIC del desplazamiento transversal de la geometría A.	32
Figura 4.9: Resultados experimentales mediante el método DIC de la deformación longitudinal de la geometría A.	33
Figura 4.10: Resultados experimentales mediante el método DIC de la deformación transversal de la geometría A.	33
Figura 4.11: Ejemplo de distribución de deformaciones en el plano obtenido mediante el método DIC en un material isótropo con concentrador de tensiones sometido a tracción [15].	34
Figura 4.12: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC del desplazamiento longitudinal de la geometría B.	35
Figura 4.13: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC del desplazamiento transversal de la geometría B.	35
Figura 4.14: Detalle del inicio del daño en la lámina superior.	35
Figura 4.15: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación longitudinal de la geometría B.	36
Figura 4.16: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación transversal de la geometría B.	36

Figura 4.17: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC del desplazamiento longitudinal de la geometría C.	37
Figura 4.18: Resultados experimentales obtenidos mediante del desplazamiento transversal de la geometría C.	38
Figura 4.19: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación longitudinal de la geometría C.	38
Figura 4.20: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación transversal de la geometría C.	39
Figura 5.1: Elemento triangular con tres nodos (i,j,m).	40
Figura 5.2: Sketch para la geometría A mediante el programa ABAQUS.	42
Figura 5.3: Procedimiento para la selección de la orientación de cada lámina en ABAQUS.	43
Figura 5.4: Ensamblado final del modelo A.....	43
Figura 5.5: Partición de lámina con geometría A.	44
Figura 5.6: Mallado de una lámina con geometría A.....	45
Figura 5.7: Partición de lámina con geometría B (a), y mallados de una lámina con geometría B (b) y C (c).....	45
Figura 5.8 : Condicionado físico del modelo A.	46
Figura 5.9 : Comparativa entre el modelo numérico y el ensayo a tracción para la geometría A.	47
Figura 5.10 : Comparativa entre los resultados numéricos y experimental del ensayo a tracción para las geometrías B y C.....	47
Figura 5.11 : Comparación de los desplazamientos obtenidos para la geometría B.	48
Figura 5.12 : Validación de los desplazamientos obtenidos para la geometría C.	49
Figura 5.13: Influencia del mallado en las deformaciones logarítmicas LE_{11} y LE_{22} (geometría A).....	50
Figura 5.14 : Malla final del modelo con geometría B para el análisis de sensibilidad de malla. En rojo se han marcado las particiones.	51
Figura 5.15 : Análisis de la sensibilidad de malla en U_1 y U_2 (geometría B).	52
Figura 5.16 : Evolución de la tensión en función del número de elementos de malla (geometría C).	52
Figura 5.17 : Variación de la tensión longitudinal (S_{11}) según la orientación de la lámina con geometría A.....	53
Figura 5.18 : Variación de la tensión longitudinal (S_{11}) según la orientación de la lámina con geometría B.....	54
Figura 5.19 : Variación de la tensión longitudinal (S_{11}) según la orientación de la lámina con geometría C.....	55
Figura 5.20 : Variación de la tensión longitudinal (S_{22}) según la orientación de la lámina con geometría A.....	55
Figura 5.21 : Variación de la tensión longitudinal (S_{22}) según la orientación de la lámina con geometría B.....	56
Figura 5.22 : Variación de la tensión tangencial (S_{12}) según la orientación de la lámina con geometría A.....	57

Figura 5.23 : Variación de la tensión tangencial (S_{12}) según la orientación de la lámina con geometría B..... 57

Figura 5.24 : Variación de S_{33} del modelo con geometría A con un corte transversal en el centro. 58

Figura 5.25 : Variación de S_{33} del modelo con geometría B con corte en los dos ejes de simetría del plano. 59

Figura 5.26 : Variación de S_{33} del modelo con geometría C con un corte transversal. .. 59

Figura 5.27: Variación de S_{33} según el espesor en el borde del concentrador de tensiones para el eje X (0°) e Y (90°) (geometría B)..... 60

Figura 5.28 : Variación de S_{33} según el espesor en el borde del concentrador de tensiones para el eje X (0°) e Y (90°) (geometría C)..... 60

Figura A1.1: Dimensiones de las lentes HF7518V-2 Myutron [19]..... 67

1 Introducción

1.1 Presentación

La importancia de los materiales compuestos en aviación se remonta a su origen en la Segunda Guerra Mundial, entre los años 1939 y 1945, donde hubo un gran desarrollo de esta industria. Los primeros usos de materiales compuestos fueron para la creación de conductos de ventilación que, debido a su estrechez y complejidad para fabricar con metales, permitían una fácil solución. Seguidamente, se comenzaron a emplear en las góndolas de los motores y en las cubiertas de los radares debido a que permitían reducir el peso a la vez aportaban resistencia estructural y servían como elemento disuasorio del radar enemigo [1].

Desde entonces, el uso de materiales compuestos en aviación ha sido creciente y especialmente importante en los años 70, con la introducción de los materiales reforzados con fibra de carbono que permitió la sustitución gradual de los materiales metálicos.

Uno de los primeros exponentes en la integración de materiales compuestos como elementos estructurales de aeronaves comerciales es el Airbus A380, cuyo porcentaje de uso de materiales compuestos en toda la estructura representa más del 20% [2]. Se emplean en las alas, el tren de aterrizaje, la sección trasera del fuselaje, las superficies de la cola y en las puertas. Además, es el primer avión comercial en tener un cajón alar hecho de plástico reforzado con fibra de carbono. En otros aviones comerciales, como el Airbus A350 o el Boeing 787, el uso de materiales compuestos representa la mitad de la estructura.

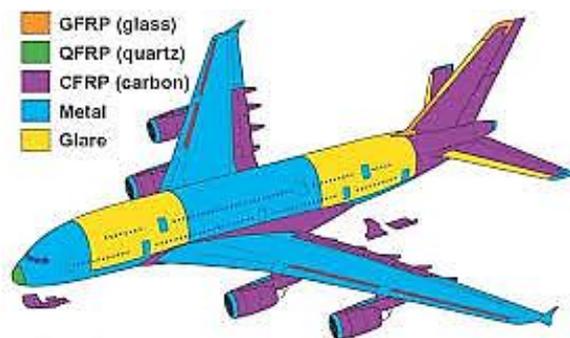


Figura 1.1: Distribución de materiales del A380 [1].

El principal reto a la hora de la incorporación de estos materiales es la dificultad asociada al análisis de sus propiedades debido al carácter anisótropo que presentan y a la dificultad para predecir el fallo. La aparición y propagación de daño es de gran complejidad debido principalmente a las interacciones de los componentes, siendo el principal modo de fallo la delaminación del material. La búsqueda y desarrollo de nuevos métodos de detección y análisis del daño del material supone un constante reto para la industria actual.

1.2 Objetivos y estructura del proyecto

Los objetivos principales de este proyecto son dos: por un lado, analizar el campo de deformaciones en un material compuesto incluyendo un concentrador de tensiones mediante un método experimental no-destructivo; por otro lado, obtener un modelo numérico validado de ese material para futuros análisis, como pueden ser los efectos de borde de un material laminado. Ambos objetivos se apoyarán en el método de correlación de imagen digital, conocido como DIC por sus siglas en inglés.

El presente documento se divide en las siguientes secciones:

- En la **sección 1** se realiza una presentación del trabajo a realizar, así como su motivación y los objetivos a alcanzar.
- La **sección 2** presenta una breve introducción sobre los materiales compuestos, modos de fallo, criterios de rotura y procesos de fabricación.
- En la **sección 3** se comenta la normativa utilizada en la parte experimental del proyecto.
- En la **sección 4** se describe el proceso experimental y se analizan los resultados obtenidos.
- En la **sección 5** se describe el procedimiento empleado para la parte numérica y se presentan los resultados obtenidos, validándolos con los obtenidos en la sección 4. Se hace especial hincapié en el análisis de los efectos de borde.
- Finalmente, en la **sección 6** se recogen las conclusiones obtenidas en este trabajo y los posibles trabajos futuros en este campo.

1.3 Alcance

El campo de estudio de los materiales compuestos es muy amplio. Temas como el diseño, la fabricación, las propiedades mecánicas, etc. son constantemente campos de estudio tanto en investigación como en la industria. En este Trabajo Fin de Grado se intentará realizar un estudio experimental a través de técnicas de inspección no destructiva, para localizar daños en las probetas y estudiar su crecimiento. También se abarcará el campo de la simulación numérica mediante elementos finitos, una herramienta fundamental en el estudio del comportamiento mecánico a niveles inferiores que la macro-escala. Bajo este marco, se ha seguido el siguiente esquema en la realización del proyecto (Figura 1.2):

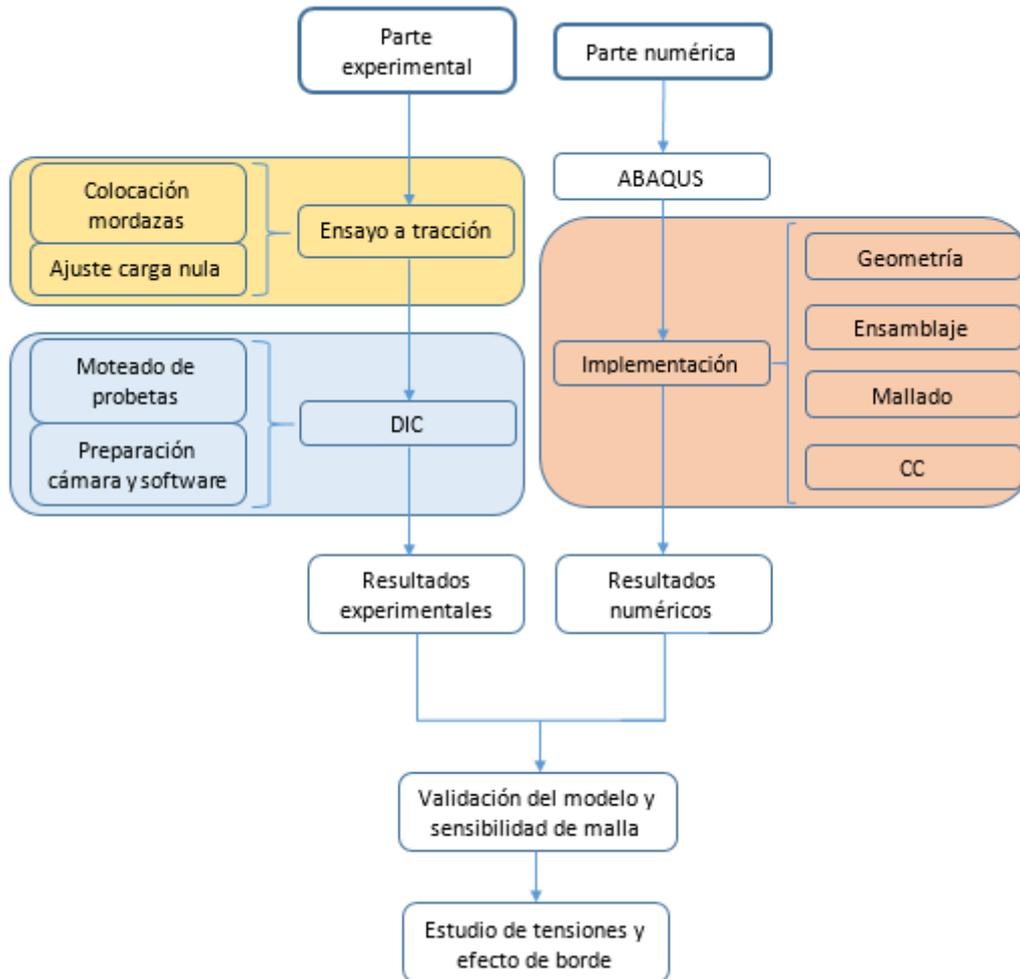


Figura 1.2: Esquema seguido en el desarrollo del trabajo.

Como se puede observar en la Figura 1.2, se realizarán ensayos experimentales a tracción de diversas probetas CFRP aplicando la metodología DIC, para obtener los campos de desplazamientos y deformaciones en la cara externa de la probeta. Estos resultados servirán para la validación del modelo numérico implementado en software ABAQUS. Una vez validado el modelo, se analizará el material desde un punto de vista macromecánico, estudiando los campos de tensiones y los efectos de borde.

2 Introducción a los materiales compuestos

2.1 Materiales compuestos

Se conocen como materiales compuestos aquellos materiales creados a partir de la combinación de dos o más constituyentes químicamente distintos e insolubles entre sí. El objetivo de esta unión es que el conjunto formado tenga unas propiedades superiores a las de los constituyentes por separado. Entre los constituyentes existe siempre una interfase, cuyas características resultarán decisivas en las propiedades finales del compuesto.

De entre todos los materiales compuestos existentes en el mercado, este apartado se centrará en aquellos conocidos como materiales poliméricos con refuerzos de fibra, también llamados FRP (*Fiber Reinforced Polymer*). Los constituyentes de estos materiales son (Figura 2.1):

- **Refuerzo:** normalmente en forma de fibras con alto módulo elástico y tensión de rotura. Estas pueden ser cortas o largas y las más comunes son de vidrio, carbono o aramida, que se pueden observar en la Figura 2.2.
- **Matriz:** fija la posición de las fibras, transmite los esfuerzos entre las fibras, protege contra los esfuerzos de compresión y agentes externos, y reduce la propagación de grietas. Pueden ser termoestables (epoxi, poliéster...) o termoplásticas, en el caso de ser polimérica como se ha comentado.

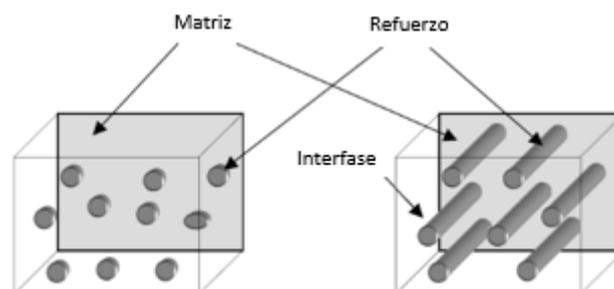


Figura 2.1: Ejemplo conceptual de un material compuesto FRP [2].



Figura 2.2: Tipos de fibra empleados en materiales FRP [3].

Además del refuerzo y de la matriz, estos materiales pueden contener aditivos (desmoldeantes, colorantes...) o gel coat, entre otros tipos de agentes químicos, para dar acabado y proteger contra la humedad, rayos UV...

Entre todas las combinaciones posibles, los materiales compuestos de matriz termoestable con fibras de carbono o de vidrio destacan especialmente por su alta resistencia específica, la baja densidad de la matriz y las excelentes propiedades mecánicas de las fibras. Su ligereza las hace apropiadas para el sector aeronáutico o aeroespacial donde se requiere de grandes estructuras con peso reducido para poder aumentar la carga de pago.

La combinación de fibras largas y continuas en una misma dirección dentro de una matriz polimérica genera lo que se conoce como una lámina. Con el apilamiento de varias láminas orientadas en una misma o distinta dirección según una secuencia de apilamiento, se logra obtener un laminado cuyas propiedades varían en función de la dirección de las láminas (Figura 2.3). Las posibles combinaciones de las orientaciones de las láminas generan diferentes materiales, diseñados para soportar las futuras cargas en su vida en servicio.

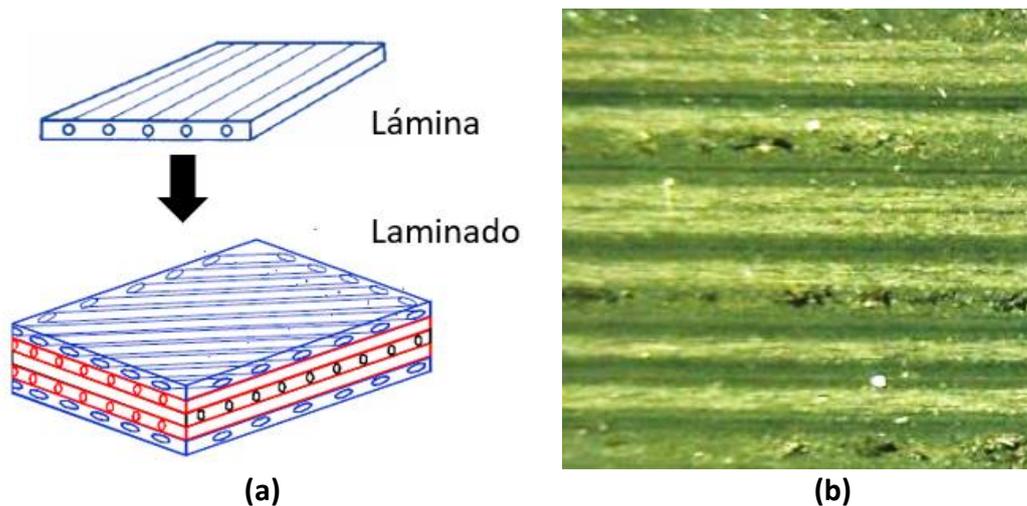


Figura 2.3: Diferencia entre lámina y laminado (a) y sección transversal de un laminado observada al microscopio (b).

2.2 Mecanismos de fallo y criterios de rotura

Desde un punto de vista micromecánico, los mecanismos de fallo en un FRP unidireccional sometido a un estado de tensión plana son los siguientes [4]:

- **Rotura a tracción de las fibras:** este fallo libera una gran cantidad de energía y causa una gran rotura (Figura 2.4 (a)).
- **Micropandeo o aplastamiento de las fibras a compresión:** se ve muy afectado por el comportamiento a cortante de la matriz y por las imperfecciones en el proceso de fabricación (desalineamiento, existencia de cavidades,...) (Figura 2.4 b)).

- **Agrietamiento de la matriz:** ocurre normalmente por el fallo de la matriz sometido a cargas de tracción (Figura 2.4 (c)).
- **Aplastamiento de la matriz:** en este caso el fallo de la matriz viene provocado por cargas de compresión (Figura 2.4 (d)).
- **Fallo en la interfase fibra-matriz:** provoca la propagación de fisuras en la interfase fibra-matriz.

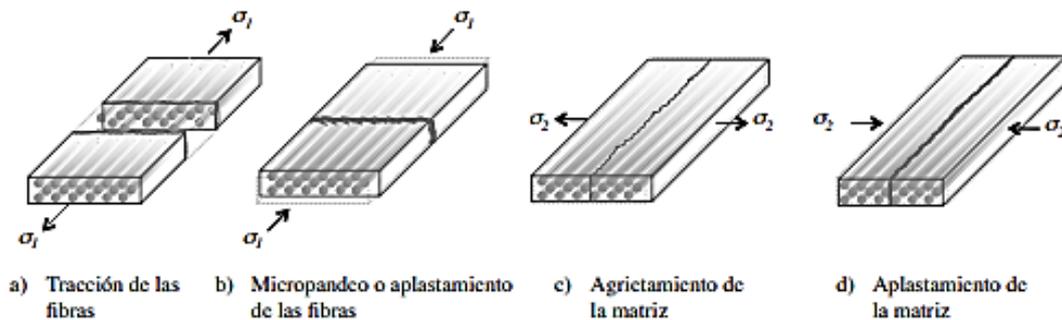


Figura 2.4: Diversos mecanismos de fallos a nivel micromecánico para un material compuesto FRP unidireccional.

Debido a que el fallo en los materiales compuestos suele ser progresivo, los criterios de fallo aplicables son, en la mayoría de los casos, para estimar a partir de qué momento se empieza a romper el material, ya sea una rotura de fibra o de matriz. La rotura localizada de un componente puede no implicar el final de la vida en servicio del componente. Sin embargo, es necesario controlar y localizar estas roturas para evitar un fallo catastrófico de la estructura. Entre las aproximaciones de los criterios de rotura, se encuentran:

- **Criterios de rotura desacoplada:** son los criterios de máxima tensión y máxima deformación. Ambos destacan por su simplicidad. En el primero se considera que el fallo se da cuando alguno de los componentes de la tensión sobrepasa el límite de rotura según las direcciones principales del material. La segunda es análoga, pero imponiendo como límite los valores críticos en la deformación del material. Algunos ejemplos para materiales anisótropos son: Jenkins (máxima tensión) o Waddoups (máxima deformación) [5].
- **Criterios de rotura con interacción:** estos criterios tienen en cuenta la interacción entre las diferentes componentes de tensión, es decir, aborda la estimación del fallo del material para combinaciones de carga más allá de sollicitaciones uniaxiales [5]. Los criterios más relevantes aplicados a materiales anisótropos son: Tsai-Hill, Hoffman o Tsai-Wu.
- **Criterios de rotura múltiple:** en éste último caso se establecen criterios de rotura por separado para fibras y matriz (Criterio de Hann, Erikson y Tsai, Criterio de Hashin,...).

A partir de los fallos que tienen origen en la microescala, estos evolucionan hasta originar un fallo en la macroescala. Como se ha comentado anteriormente, si bien es

cierto que un fallo en la microescala de una lámina no implica el fallo total del laminado, estos fallos suponen el comienzo de la propagación. Es por eso que los criterios de rotura expuestos anteriormente se centran en dar criterios de diseño para determinar el fallo en láminas. De forma genérica, hay tres análisis de fallo en la macroescala: iniciación, carga última y fallo interlaminar. La iniciación se refiere a la rotura de la primera lámina, la carga última a la progresión del fallo multilaminar hasta el nivel máximo de carga y el fallo interlaminar se refiere a la delaminación. Este último es el más común y consiste en la propagación de una fisura entre capas adyacentes de un apilado, normalmente en una región con alto contenido en resina, provocando la separación de las láminas. El primer enfoque, el de iniciación, se basa en los criterios ya comentados.

2.3 Procesos de fabricación

En la actualidad existe una gran variedad de procesos de conformado de materiales compuestos. Estos se pueden clasificar en función de si se realizan con molde abierto o cerrado (Figura 2.5). Los primeros son de una fabricación más rápida y un menor coste, pero suelen tener un peor control del espesor, ya que los compuestos no se encuentran completamente restringidos y tienen una cara con peor acabado superficial. Los segundos permiten mejores resultados requiriendo de mayor tiempo y costes.

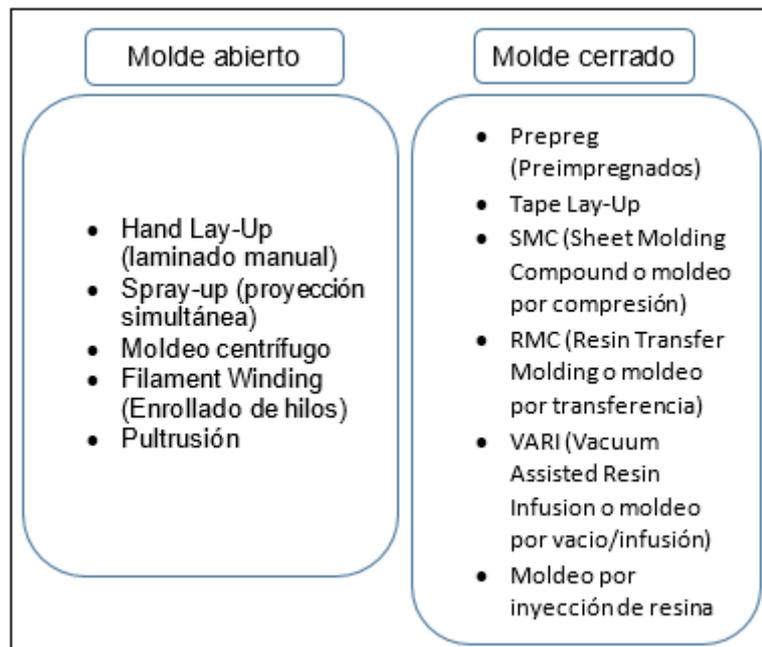


Figura 2.5: Clasificación de los procesos de fabricación de materiales compuestos.

La mayor parte de las piezas de materiales compuestos destinadas para aviación se fabrican mediante procesos de molde cerrado, siendo los más utilizados los siguientes:

- **Preimpregnados:** se emplean productos semielaborados, que son fibras preimpregnadas en resina, como la mostrada en la Figura 2.6. Este proceso

permite utilizar una tasa de fibras elevada y es posible de automatizar. Es el más utilizado en aeronáutica.

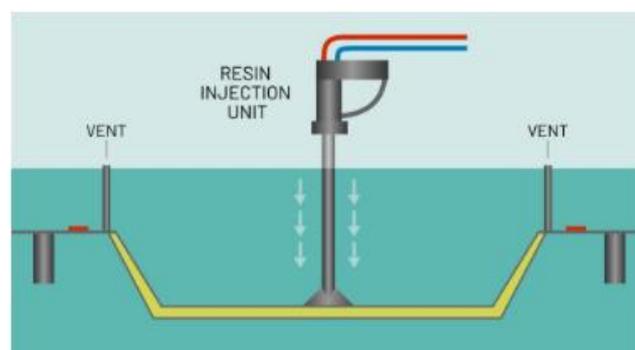


Figura 2.6: Prepeg Carbono-Epoxi [6].

- **Moldeo por compresión (SMC):** este proceso destaca por un bajo porcentaje de fibras y un alto porcentaje de aditivos. Se puede automatizar. Un ejemplo de aplicación de este proceso es el de fabricación de los bordes del ala del Airbus A380 (Figura 2.7 (a)).
- **Moldeo por transferencia o RCM:** el proceso se realiza por inyección de la resina a baja presión en un molde donde se disponen las fibras como se muestra en la Figura 2.7 (b). Se emplea para fabricar piezas de gran complejidad y permite un buen control del refuerzo.



(a)



(b)

Figura 2.7: Borde de ataque del Airbus A380 fabricado por SMC (a) y proceso de fabricación por moldeo por transferencia o RCM [7] (b).

3 Normativa ASTM e ISO

Para la realización de los ensayos experimentales de este Proyecto, se han seguido en la medida de lo posible las normas ASTM D5083 – 17 [8] e ISO 527-4 [9], que corresponden al ensayo a tracción de materiales compuestos con fibras no unidireccionales. Adicionalmente, se emplea la norma ASTM D5766/D5766M – 11 [10] para aquellas probetas con agujero. En los posteriores subapartados se muestra un resumen de los aspectos más importantes a tener en cuenta.

3.1 Instrumentos

Según la norma ASTM D5083 – 17 [8], es necesario disponer de:

- Máquina de ensayos con movimiento de cabezal constante con una parte fija y otra móvil y sus respectivos agarres.
- Los agarres deben estar alineados con el eje longitudinal de la probeta, de forma que la carga también lo esté, y no haya rotación evitando los deslizamientos de los agarres.
- Se recomienda agarres con dientes de sierra de 2.4 mm (1.6 mm de profundidad). Se puede hacer uso de otros elementos como papel abrasivo para eliminar cualquier deslizamiento o rotura de los agarres.
- Un mecanismo que controle la velocidad del cabezal móvil.
- Un indicador de lectura de carga con una precisión mínima de $\pm 1\%$.

Además, hay ciertas restricciones para el uso de galgas extensiométricas que, al realizar la parte experimental mediante el método DIC en este trabajo, no son aplicables.

3.2 Dimensiones de las probetas

A continuación se muestran las dimensiones recomendadas que deben tener las probetas para realizar los ensayos de tracción. Para probetas rectangulares con agujeros, las dimensiones que debe presentar se recogen en la Tabla 3.1 según la norma ASTM D5766/D5766M – 11 [10]. Las configuraciones A y B según la normativa se diferencian en la longitud de la probeta. El dato del espesor se ha tomado según la norma ASTM D5083 – 17 [8] para el caso de probetas rectangulares sin talones. La probeta tipo 1B hace referencia a probetas en forma de hueso (Figura 3.1) y las dimensiones que debe cumplir se encuentran en la Tabla 3.2.

	Configuración A (mm)	Configuración B (mm)
Longitud (L)	$300 \geq L \geq 200$	$200 \geq L \geq 150$
Anchura (w)	36 ± 1	
Espesor (h)	$2 \text{ mm} \leq h \leq 14$	
Distancia entre mordazas	> 75	
w/D	6	

Tabla 3.1: Dimensiones de las probetas rectangulares (sin talones) según norma ASTM e ISO [8][9][10].

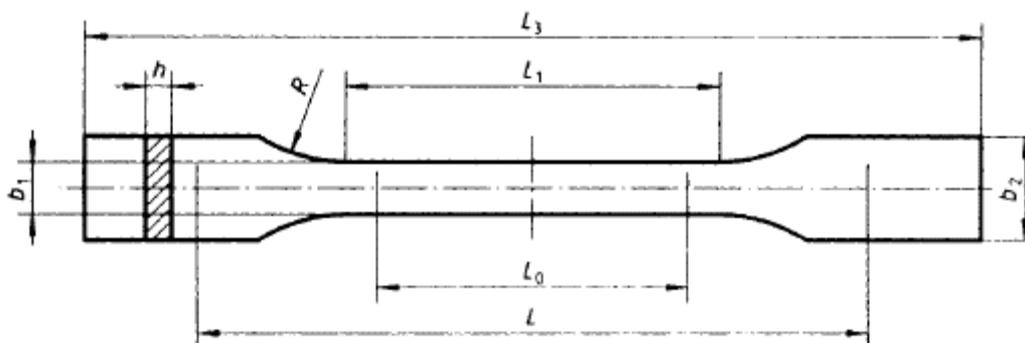


Figura 3.1: Probeta con forma de hueso según ISO [9].

Notación		Medidas (mm)
L_3	Longitud total	≥ 150
L_1	Longitud de la parte estrecha con bordes paralelos	60 ± 0.5
R	Radio	≥ 60
b_2	Anchura en los extremos	20 ± 0.2
b_1	Anchura en la parte estrecha	10 ± 0.2
h	Espesor	$2 \text{ mm} \leq h \leq 10 \text{ mm}$
L_0	Longitud de referencia (para extensómetros)	50 ± 0.5
L	Distancia inicial entre mordazas	115 ± 1

Tabla 3.2: Dimensiones de la probeta con forma de hueso según ISO [9].

3.3 Repeticiones, velocidad de ensayo y modos de rotura

El número necesario de ensayos a realizar, según ASTM D5083 – 17 [8], es de 10 para materiales anisótropos, 5 en dirección normal y otros cinco en dirección paralela al eje principal de anisotropía. La velocidad a la que se tienen que realizar dichos ensayos debe ser constante y de valor $2 \text{ mm}/\text{min}$ para ensayos cuya finalidad es determinar el módulo de elasticidad.

Según norma ASTM D5766/D5766M – 11 [10], aquellos ensayos donde las probetas con agujero no fallen en el agujero serán catalogados como inválidos y sus resultados no se tendrán en cuenta. En la Figura 3.2, se muestran los modos de fallo aceptables según dicha norma. De izquierda a derecha:

- El primer modo de fallo es el LGM (Lateral Gage Middle) y se caracteriza por presentar el fallo lateralmente a través del centro del agujero. Este fallo puede presentar rotura intralaminar y delaminaciones.
- El segundo es el modo AGM (Angled Gage Middle) donde el laminado falla en el orificio, pero hay restos que cruzan la línea central lateral de este (también puede presentar rotura intralaminar y delaminaciones).
- El tercer modo de fallo aceptable es el MGM (Multi-mode Gage Middle) donde el fallo se presenta en el agujero y aparecen múltiples modos de fallos en varias láminas. Este modo presenta también roturas intralaminares extensas y delaminaciones.

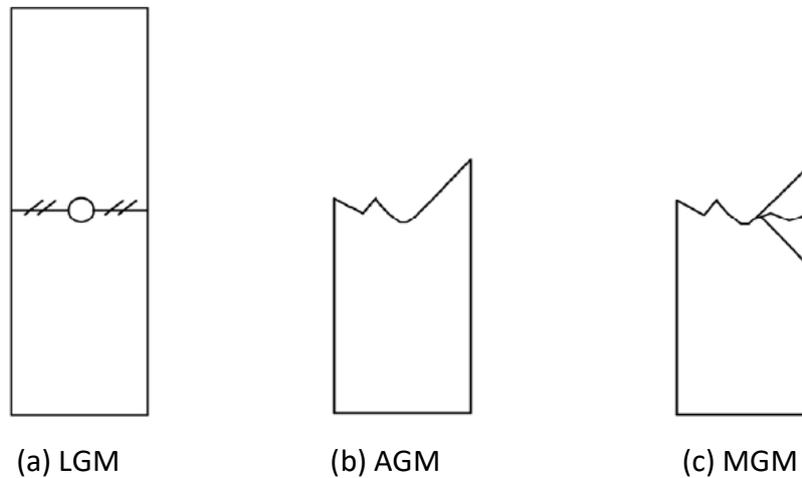


Figura 3.2: Modos de fallo aceptables para probetas con agujero.

4 Parte experimental: ensayo a tracción con metodología DIC

En esta sección se explicará el procedimiento empleado para la realización de los ensayos así como un marco introductorio sobre las probetas analizadas y sobre el funcionamiento del DIC. Se presentan también los resultados de los ensayos a tracción de probetas de material CFRP proporcionadas por la compañía Airbus. Durante los ensayos, se aplicó la metodología DIC para obtener los campos de desplazamientos y de deformaciones en la superficie del material.

4.1 Probetas CFRP

Las muestras ensayadas han sido extraídas de los retales usados para obtener la sección 19 del fuselaje del Airbus A350 (Figura 4.1). Se trata de una pieza de 5.5 m de longitud y una superficie de 56 m² que conforma la parte final del fuselaje no presurizada (salvo el cono donde se instala el APU (*Auxiliary Power Unit*)). El laminado utilizado está fabricado en material compuesto polimérico reforzado con fibras de carbono y resina de epoxy. El proceso de fabricación utilizado es mediante preimpregnados en autoclave a 180°C.



Figura 4.1: Sección 19 del fuselaje del avión A350.

Las probetas compuestas por láminas CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*) están orientadas de cuatro formas distintas: 0°, 45°, 90° y 135°. Estas orientaciones se miden desde el eje longitudinal de la lámina. Por motivos de confidencialidad con la empresa, ni la secuencia de apilamiento, ni las propiedades mecánicas del material son mostradas en el presente documento. El espesor total del laminado es de 9.5 mm con un total de 54 láminas.

Se han ensayado tres tipos de geometría. La primera en forma de hueso, que se denominará de ahora en adelante como geometría A. Las otras dos son rectangulares con agujeros de diámetros 4.83 mm y 9.53 mm, denominadas como geometrías B y C. Todas las geometrías dimensionadas se muestran en la Figura 4.2. Debido a una

restricción en la cantidad de material proporcionado por Airbus, se ha adaptado la normativa al material disponible. Por esta razón, no todas las dimensiones cumplen con la normativa expuesta. En el caso de las probetas con agujero, sus dimensiones se adaptan mejor a la configuración B de probetas rectangulares con agujero (Tabla 3.1).

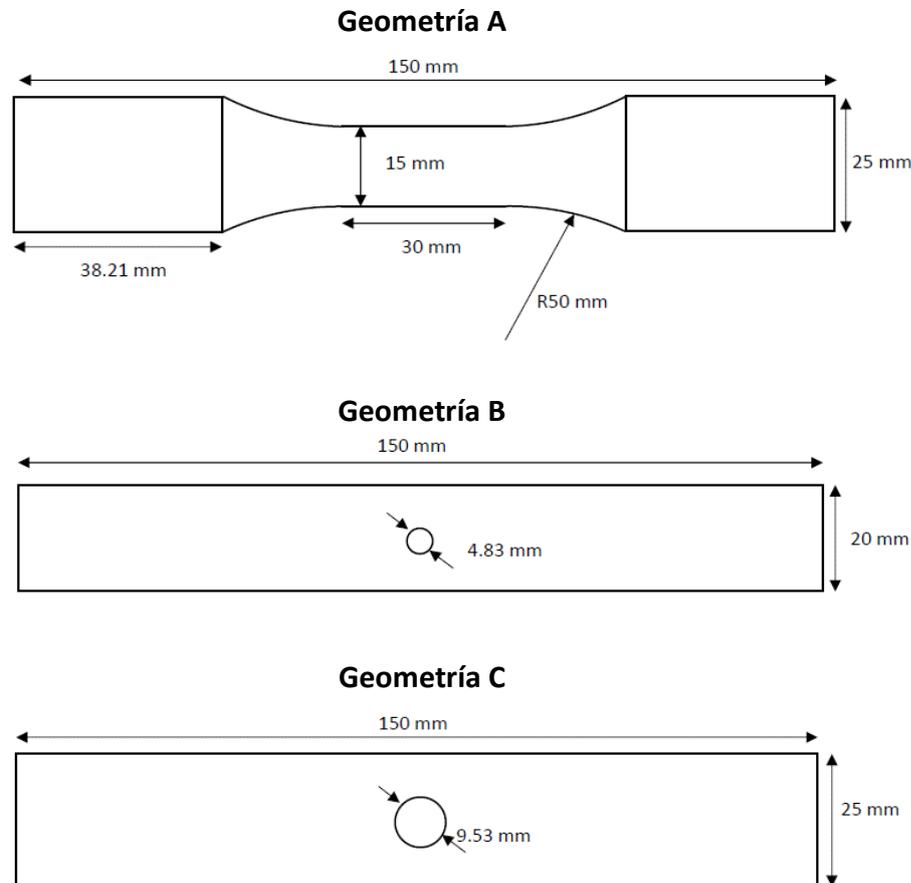


Figura 4.2: Geometrías de las muestras ensayadas.

4.2 Equipos utilizados

Los equipos utilizados para la realización de los ensayos han sido los siguientes:

- Máquina de ensayos INSTRON 8801 de carga máxima 10 Tn. Su calibrado se realiza mediante el software Fast Track Software. (ANEXO I: PLIEGO DE CONDICIONES).
- Las imágenes se tomaron con una lente focal fija de alta resolución (HF7518V-2, Myutron, Japón) y anillos de extensión de 10 mm (longitud focal de 65 mm).
- Para la realización del DIC, la superficie de la capa superior del espécimen fue moteada usando pinturas en aerosol blanco y negro distribuidas al azar para aumentar el contraste. Además, se inspeccionó la calidad del patrón utilizando un software de correlación de imagen digital VIC-2D (v.6.0.2 Correlated Solutions Inc., EE. UU.). Se ha tomado un tamaño de cara e intervalo de 23 y 5 píxeles respectivamente, y las medidas se han tomado respecto de la imagen inicial antes de aplicar carga, que sirve para la calibración del método. Los resultados

de calibración son: una desviación de 0.008 píxeles (el valor límite es de 0.011 píxeles) y una desviación de la escala de $0.16 \mu m$ (valor límite de $0.22 \mu m$).

4.3 Procedimiento experimental

Para la realización de los ensayos con DIC se ha seguido el siguiente procedimiento:

- Primero se genera una imagen de alto contraste sobre la superficie en la que se aplicará el DIC. Esto se hace para que la cámara de alta velocidad pueda seguir con facilidad los desplazamientos del patrón generado. Para ello, se pinta la superficie con dos sprays de color negro y blanco, de forma que el resultado final es el mostrado en la Figura 4.3.



Figura 4.3: Preparación de la superficie de las probetas. Arriba probeta rectangular con agujero grande, abajo detalle de la superficie.

- A continuación, y una vez se ha secado la pintura, se sitúa el material de ensayo entre las mordazas de la máquina INSTRON. Las mordazas empleadas tienen que tener dientes de sierra. Es muy importante que el agarre se sitúe lo suficientemente lejos de la zona central, para lo cual se aplica la distancia entre mordazas pertinente según normativa (véase Tabla 3.1: Dimensiones de las probetas rectangulares (sin talones) según norma ASTM e ISO [8][9][10]. y Tabla 3.2: Dimensiones de la probeta con forma de hueso según ISO [9].). De esta forma, el agarre no afecta de manera significativa a la sección central de la probeta (región de interés).
- Siguiendo con el montaje, para reducir el error en las toma de fotografías, la cámara debe situarse perpendicularmente a la superficie de estudio (la cara moteada), y estar correctamente enfocada (Figura 4.4).

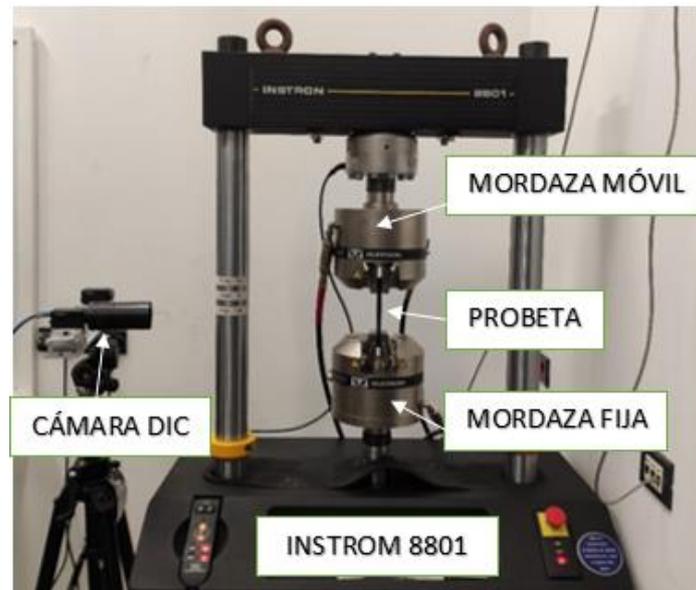


Figura 4.4: Montaje del ensayo a tracción.

- Respecto de la calibración de la máquina, es necesario que la medición de la carga se realice desde la posición inicial. Hay que asegurarse de que la carga en el instante inicial es nula. En lo referente al DIC, se toma una primera imagen como comprobación de que es capaz de detectar el patrón en la superficie y establecer una primera captura de la posición inicial de las mismas.
- Finalmente, y siguiendo la normativa, la velocidad de ensayo aplicada es de 2 mm/min . La razón de una velocidad tan baja se debe a que se busca la cuasi-estacionariedad del ensayo, para evitar que haya problemas con el deslizamiento de las mordazas o que influyan las inercias. Los valores de carga y desplazamiento del cabezal móvil se recogen periódicamente de forma manual y mientras tanto, paralelamente, la cámara toma fotos según la frecuencia establecida.
- Tras la finalización del ensayo, se tratan las imágenes mediante el software v.6.0.2 Correlated Solutions Inc. para obtener los resultados del ensayo.

4.4 Marco introductorio teórico del DIC (Digital Image Correlation)

Tradicionalmente, la técnica más común a la hora de medir desplazamientos ha sido el uso de galgas extensiométricas. No obstante, la técnica empleada en este trabajo es el DIC. Se trata de una técnica óptica no destructiva, que presenta ciertas ventajas respecto del método tradicional y más común. En primer lugar, al ser una técnica óptica, evita el contacto que pudiera ocasionar cualquier tipo de daño en los especímenes debidos al sistema de sujeción. Además, el DIC proporciona los desplazamientos locales sobre la superficie de estudio que está libre de cualquier tipo de efecto no deseado relacionado con otros sistemas de medida. Una de las limitaciones que conlleva su uso es, que al sólo proporcionar medidas de la superficie, no permite la caracterización del fallo por rotura si este no ocurre en la superficie visible.

Su origen se encuentra en la década de los ochenta y la necesidad de reducir la gran cantidad de tiempo en el post-procesado de imágenes, que motivó el desarrollo de algoritmos para el seguimiento de desplazamientos entre imágenes consecutivas. Desde entonces, la precisión de este método ha aumentado considerablemente.

A continuación, se comenta a modo general el funcionamiento matemático del IDC. El método DIC divide la región de interés en cuadrados para seguir sus desplazamientos. Esto requiere de un método de búsqueda de imagen. El método utilizado en este trabajo es el template matching [11], que minimiza la diferencia entre los valores grises de la imagen de referencia (F) y de la imagen deformada (G), lo que se conoce como la suma de desviaciones cuadradas (SSD), para determinar el movimiento medio (Ecuación 1).

$$\vec{d}_{opt} = \underset{\vec{d}}{\operatorname{argmin}} \sum |G(x + \vec{d}) - F(x)|^2 \quad (1)$$

Para resolver la Ecuación 1 y obtener el desplazamiento óptimo medio de cada cara se puede utilizar un algoritmo iterativo a partir del desarrollo en serie de Taylor de primer orden, obteniendo la Ecuación 2, que será función de la posición actual (d_x, d_y) y del incremento en cada dirección (Δ_x, Δ_y).

$$\chi^2(d_x + \Delta_x, d_y + \Delta_y) = \sum \left| G(x + \vec{d}) - \frac{\partial G}{\partial x} \Delta_x - \frac{\partial G}{\partial y} \Delta_y - F(x) \right|^2 \quad (2)$$

Tomando derivadas parciales de esta ecuación, se llega al algoritmo de seguimiento de Lucas-Kanade (Ecuación 3), que se emplea para obtener el movimiento medio de cada cara de forma iterativa.

$$\begin{bmatrix} \Delta_x \\ \Delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum \left(\frac{\partial G}{\partial x}\right)^2 & \sum \frac{\partial G}{\partial x} \frac{\partial G}{\partial y} \\ \sum \frac{\partial G}{\partial x} \frac{\partial G}{\partial y} & \sum \left(\frac{\partial G}{\partial y}\right)^2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \sum \frac{\partial G}{\partial x} (F - G) \\ \sum \frac{\partial G}{\partial y} (F - G) \end{bmatrix} \quad (3)$$

Continuando con la estimación de la deformación, la función objetivo (SSD) necesita incluir una función de forma ($\xi(x, p)$) que transforme las coordenadas después de la deformación en cada iteración, quedando la Ecuación 2 como:

$$\chi^2(p) = \sum (G(\xi(x + p)) - F(x))^2 \quad (4)$$

Cuya función de forma para una transformación afín se puede escribir como:

$$\xi(x, p) = \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 + p_2 & p_3 \\ p_4 & 1 + p_5 \end{bmatrix} x \quad (5)$$

Para minimizar la función objetivo y estimar la transformación afín del subconjunto (que incluye traslación, escalado, rotación, transvección entre otras cosas) es necesario calcular la derivada de la Ecuación 4 respecto de los parámetros p , de tal modo que en cada iteración se actualiza según:

$$\Delta p = H^{-1}q \quad (6)$$

Donde H es la matriz hessiana (Ecuación 7) y q queda definida según la Ecuación 8. La derivada parcial se abrevia como $G_i = \frac{\partial G}{\partial i}$.

$$H = \begin{bmatrix} \sum G_x^2 & \sum G_x G_y & \sum G_x^2 x & \sum G_x^2 y & \sum G_x G_y x & \sum G_x G_y y \\ & \sum G_y^2 & \sum G_x G_y x & \sum G_x G_y y & \sum G_y^2 x & \sum G_y^2 y \\ & & \sum G_x^2 x^2 & \sum G_x^2 xy & \sum G_x G_y x^2 & \sum G_x G_y xy \\ & & & \sum G_x^2 y^2 & \sum G_x G_y xy & \sum G_x G_y y^2 \\ & & & & \sum G_y^2 x^2 & \sum G_y^2 xy \\ & & & & & \sum G_y^2 y^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$q = \begin{bmatrix} \sum G_x (F - G) \\ \sum G_y (F - G) \\ \sum G_x x (F - G) \\ \sum G_x y (F - G) \\ \sum G_y x (F - G) \\ \sum G_y y (F - G) \end{bmatrix} \quad (8)$$

Sin embargo, esta metodología asume que no hay cambios de luminosidad entre imágenes, suposición lejos de la realidad a la hora de llevar a cabo experimentos. Para tener en cuenta el efecto de la luminosidad se aplica una función fotométrica (Φ) a los valores de grises de la imagen deformada G . Realizando una serie de operaciones con esta función, se consigue obtener la función objetivo de la suma de desviaciones cuadradas normalizada de media cero (ZNSSD).

$$\chi_{NSSD}^2 = \sum \left(\frac{\sum F_i G_i}{\sum G_i^2} G_i - F_i \right)^2 \quad (9)$$

Tras este desarrollo, queda definido el criterio de seguimiento incluyendo el caso de cambio en la luminosidad.

4.5 Resultados de los ensayos a tracción

Los resultados de los ensayos de tracción se recogen a continuación (Tabla 4.1):

Geometría A		Geometría B		Geometría C	
Carga (kN)	Desplazamiento (mm)	Carga (kN)	Desplazamiento (mm)	Carga (kN)	Desplazamiento (mm)
0	0	0	0	0	0
10,8	0,44	5,5	0,11	5,7	0,10
16,3	0,56	10,4	0,22	11,1	0,21
22,3	0,70	15,8	0,34	16,1	0,31
27,2	0,82	21,6	0,48	22,1	0,43
32,8	0,95	26,8	0,61	27,1	0,54
38,4	1,10	32,4	0,77	32,6	0,67
43,9	1,26	37,9	0,94	38,2	0,81
49,5	1,43	43,5	1,15	43,7	0,96
54,0	1,64	49,0	1,42	49,2	1,13
60,5	1,87	54,0	1,76	54,7	1,34
66,0	2,13	56,9	2,55	60,2	1,57
67,2	2,19	-	-	65,7	1,90
-	-	-	-	70,1	2,35

Tabla 4.1: Resultados experimentales carga-desplazamiento del ensayo a tracción.

Como el desplazamiento obtenido es el del cabezal móvil, los valores obtenidos no reflejan en su totalidad la deformación de la probeta, ya que puede ocurrir que el agarre deslice introduciendo error en las medidas experimentales. Este es el caso de la geometría B cuya rotura no se produjo debido a las altas propiedades mecánicas del material. De cara a comparar los resultados experimentales con los numéricos, es preferible comparar únicamente aquellos valores para cargas bajas cuyo error por deslizamiento de mordazas es menor. Por último, cabe destacar que la toma de datos se ha realizado con una periodicidad de cinco segundos incluyendo el último valor antes de la finalización del ensayo.

En primer lugar, los resultados de la probeta con geometría A, permiten calcular el módulo de Young aparente (E_{ap}) del laminado. Este parámetro no es posible calcularlo con el resto de geometrías debido a la presencia de un concentrador de tensiones (agujero) que tiene un efecto multiplicador en las tensiones sufridas por el material. El área de referencia de la probeta de hueso será la zona central por estar suficientemente alejada de las mordazas. A continuación se puede ver la relación tensión-deformación asociada:

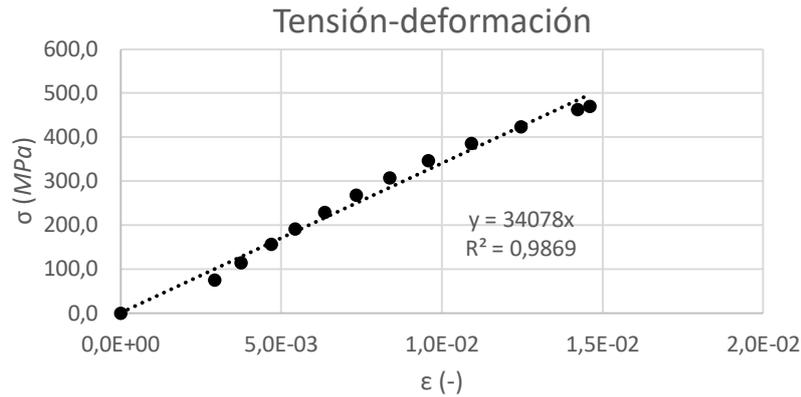


Figura 4.5: Gráfica tensión-deformación obtenida a partir de los resultados experimentales para la geometría A.

En la Figura 4.5, se observa una relación lineal entre la tensión y la deformación de acuerdo con el comportamiento elástico-lineal de este tipo de materiales. La constante de proporcionalidad entre ambas variables es precisamente el E , que nos indica que tensión es necesaria aplicar a un material para que se deforme, elásticamente, una cierta cantidad. El valor obtenido para el módulo de Young aparente es de $34,08 \text{ GPa}$, y el valor de correlación lineal es del $98,69\%$, lo que confirma el comportamiento lineal hasta rotura del material.

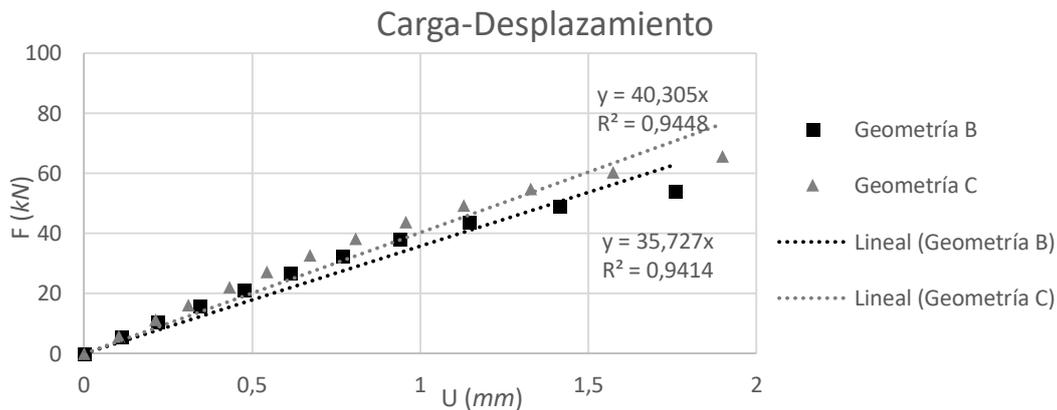


Figura 4.6: Resultados experimentales de las probetas con geometrías B y C.

En segundo lugar, los resultados de las probetas con agujero presentan de nuevo una relación carga-desplazamiento prácticamente lineal (Figura 4.6). Hay que tener en cuenta que al ser probetas con anchos distintos, sus resultados no son comparables ya que el diámetro del agujero no es lo único que varía entre ambas. Al ser materiales que no presentan prácticamente deformación plástica, el ligero acurvamiento de los datos experimentales puede ser debido al deslizamiento de la probeta en las mordazas o a la rotura progresiva de fibras internas del material. Esto podría llevar a confusión y dar a entender que el material tiene un comportamiento elasto-plástico cuando no es así. Se puede observar como los datos obtenidos siguen una relación aproximadamente lineal con coeficientes de correlación de $94,14\%$ en el caso de la geometría B, y de $94,48\%$ para la geometría C.

4.6 Resultados del análisis mediante DIC

En los siguientes apartados se procederá a mostrar los resultados obtenidos mediante la metodología de correlación de imágenes digitales (DIC) correspondientes a la zona central de las probetas.

Para cada geometría se muestran los resultados de desplazamientos y deformaciones en las direcciones longitudinal y transversal. A modo aclaratorio, los resultados del DIC tienen los ejes de referencia situados en el centro de la zona central y de forma que el eje 1 es transversal a la probeta y positivo a la derecha, y el 2 longitudinal y positivo hacia arriba en la dirección de aplicación de la carga. Al comentar los resultados, se hará referencia a las direcciones longitudinales y transversales según la probeta, es decir, al contrario que los empleados en el DIC.

4.6.1 Geometría A

Se muestran a continuación los desplazamientos y deformaciones de tres frames (24, 95 y 166) correspondientes a cargas de 16, 32 y 49 kN . En primer lugar, los desplazamientos en dirección longitudinal de la probeta (eje Y) son los siguientes (Figura 4.7):

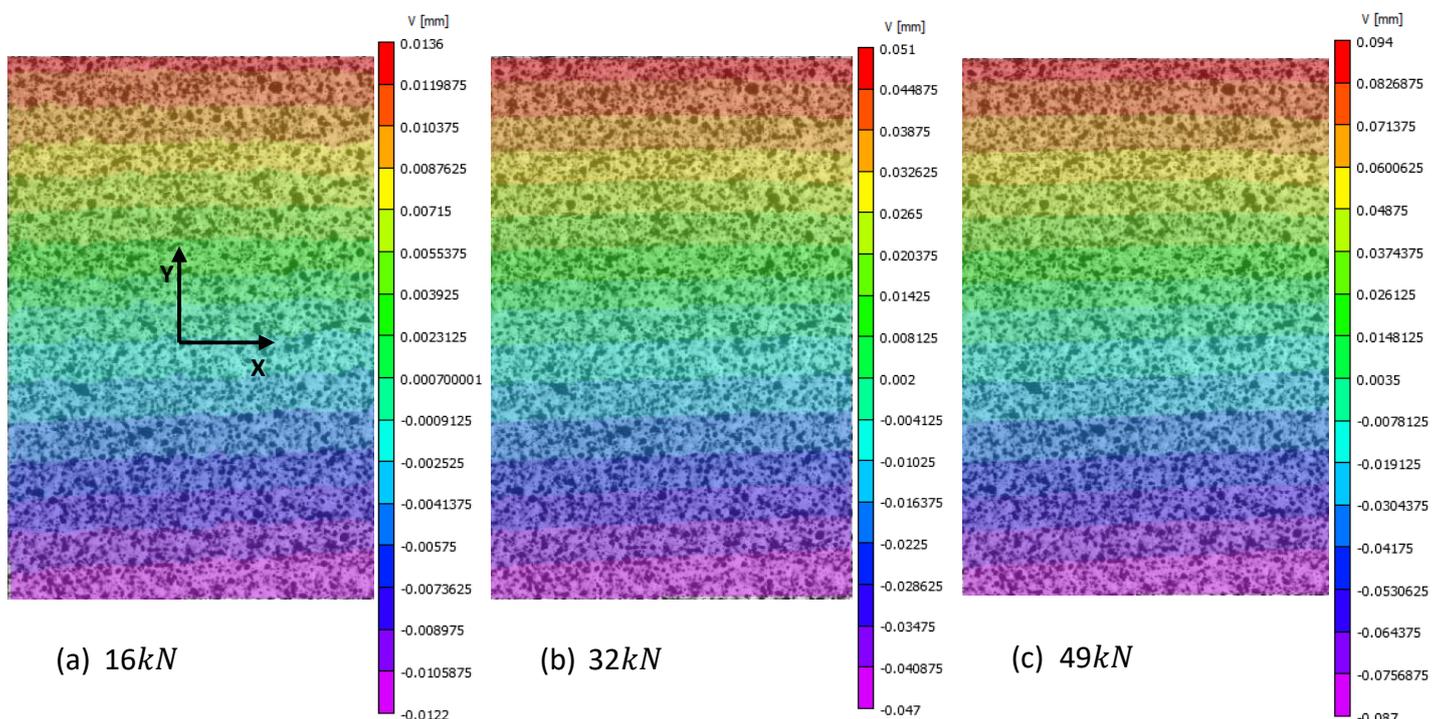


Figura 4.7: Resultados experimentales mediante el método DIC del desplazamiento longitudinal de la geometría A.

Se observa que los desplazamientos aumentan de magnitud al aumentar la carga como es de esperar. Cabe destacar que la escala de valores no llega a ser totalmente simétrica debido a que la cámara está ligeramente desviada del centro, lo que origina que la zona por encima del eje central con desplazamiento nulo sea ligeramente

superior a la zona que queda por debajo. No obstante, se observa simetría respecto del eje X de la probeta.

En segundo lugar, los desplazamientos transversales (en dirección x) obtenidos son los siguientes (Figura 4.8):

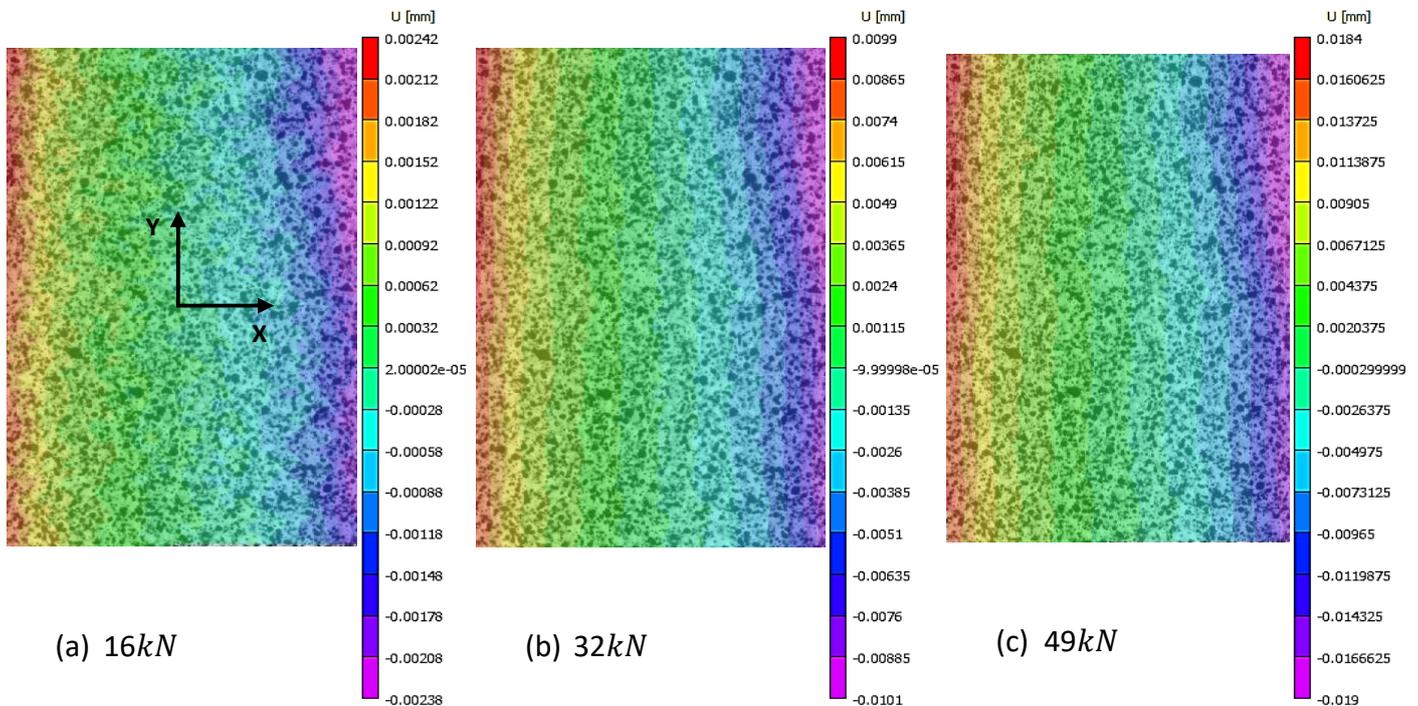


Figura 4.8: Resultados experimentales mediante el método DIC del desplazamiento transversal de la geometría A.

Los desplazamientos transversales son simétricos respecto al eje Y, con un desplazamiento transversal nulo en el centro del ancho de la probeta y máximo en los extremos. Esto implica que el ancho de la probeta se está contrayendo, de acuerdo con el criterio de signos empleado en el DIC. Al someter el material a tracción en el eje Y, en el eje X la sección del material se estrecha debido al coeficiente de Poisson. Si se comparan los máximos desplazamientos transversales con los longitudinales, se puede hacer una estimación del coeficiente de Poisson en el plano del laminado ($\nu_{xy} \approx 0.19$) [12] [13] [14].

Se muestran a continuación los campos de deformaciones. La deformación en dirección longitudinal (eje Y) obtenida se observa en la Figura 4.9 para los mismos estados de carga que en los desplazamientos anteriores.

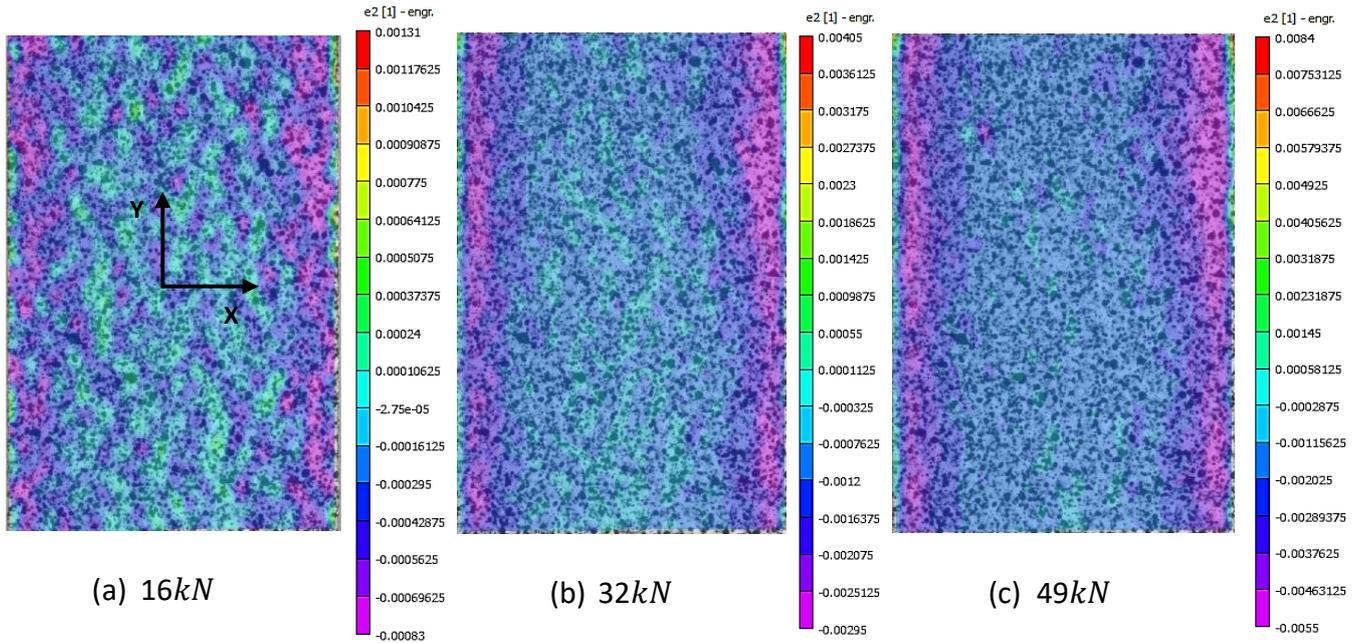


Figura 4.9: Resultados experimentales mediante el método DIC de la deformación longitudinal de la geometría A.

De acuerdo con los desplazamientos, conforme la carga aumenta, las deformaciones también crecen. Los extremos de la probeta se deforman más que el interior (2.7 veces mayor en el caso (c)), lo que quiere decir que al aumentar progresivamente la carga, esta zona presentará mayores tensiones locales y, por tanto, es una zona crítica para que aparezcan fisuras.

La deformación en dirección transversal (en dirección X) obtenida, para esos mismos frames, son las siguientes (Figura 4.10):

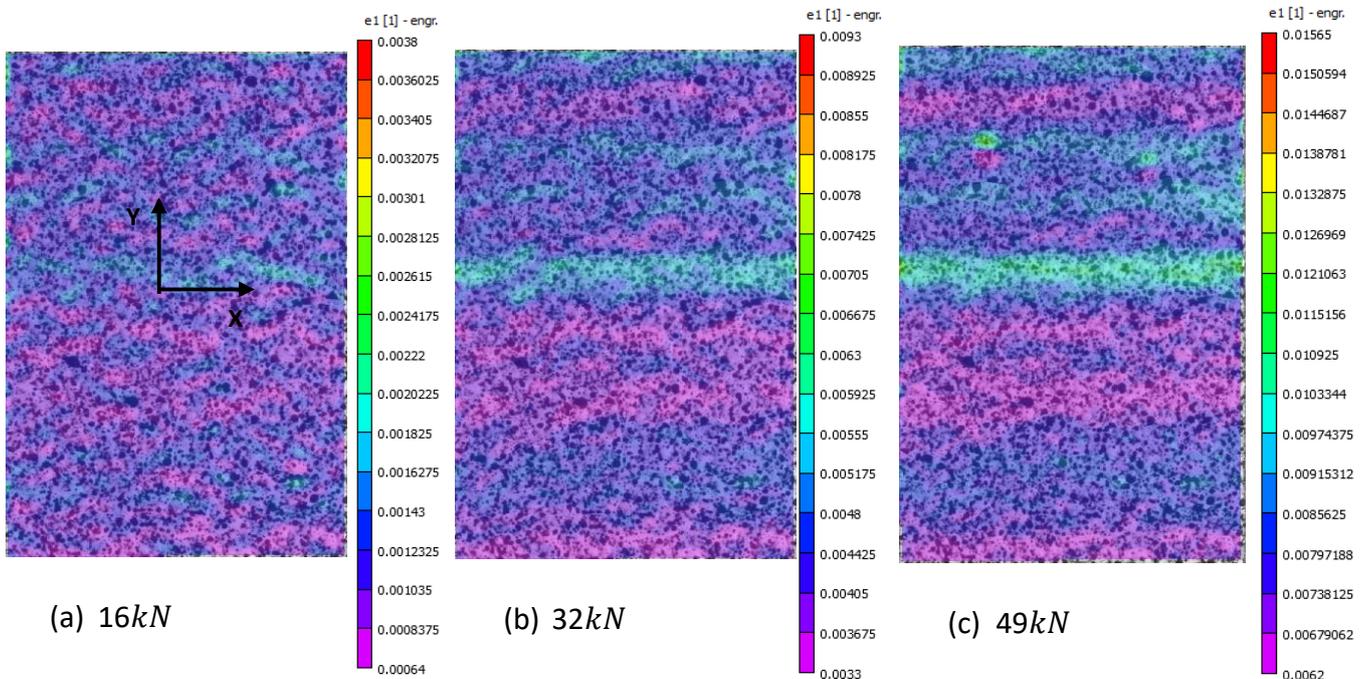


Figura 4.10: Resultados experimentales mediante el método DIC de la deformación transversal de la geometría A.

En la evolución temporal se observa la aparición de una franja en el centro de máxima deformación, que aumenta su tamaño progresivamente. Esta franja es probablemente un indicador del inicio del daño en la lámina exterior.

4.6.2 Geometría B

En el caso de las geometrías B y C, el estar en presencia de un concentrador de tensiones (agujero) genera un aumento de la tensión en esta zona con valores superiores a la tensión nominal (por ejemplo la calculada mediante los resultados experimentales de la geometría A). Al haber una resistencia por parte del agujero a deformarse, aparecen zonas de compresión y tracción alrededor del mismo que tratan de mantener la forma original del agujero. Como resultado se obtiene la forma típica de “mariposa” propia de materiales isótropos. La Figura 4.11 muestra un ejemplo de esta distribución.

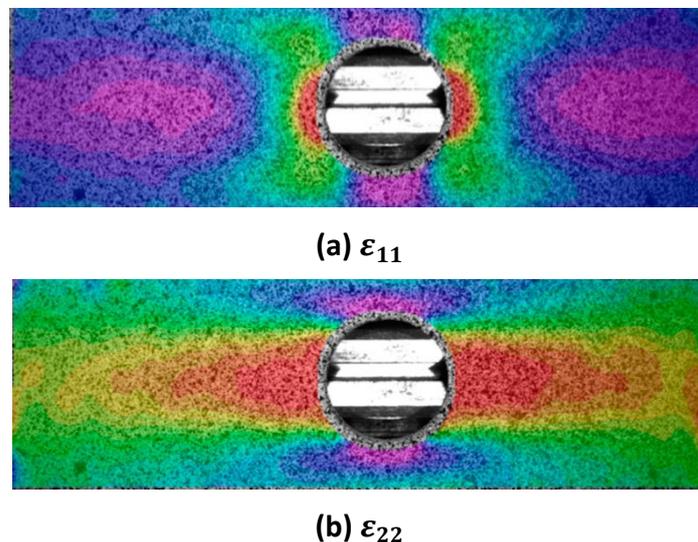


Figura 4.11: Ejemplo de distribución de deformaciones en el plano obtenido mediante el método DIC en un material isótropo con concentrador de tensiones sometido a tracción [15].

Siguiendo con el mismo orden que en el apartado anterior, en las Figura 4.12 y Figura 4.13, a diferencia de la geometría A, los máximos y mínimos son muy próximos en módulo. Debido a la naturaleza de la carga, los desplazamientos longitudinales (dirección Y) son mayores a los transversales (dirección X). Además, a causa de la simetría, el eje X en los desplazamientos longitudinales no se desplaza y viceversa. Para la carga de 49 kN, se observa el inicio del daño de la lámina que rompe la simetría mostrada en las capturas anteriores. La zona donde aparecen los máximos en el desplazamiento longitudinal, en el contorno del agujero, indica con exactitud el lugar de las primeras grietas (Figura 4.14).

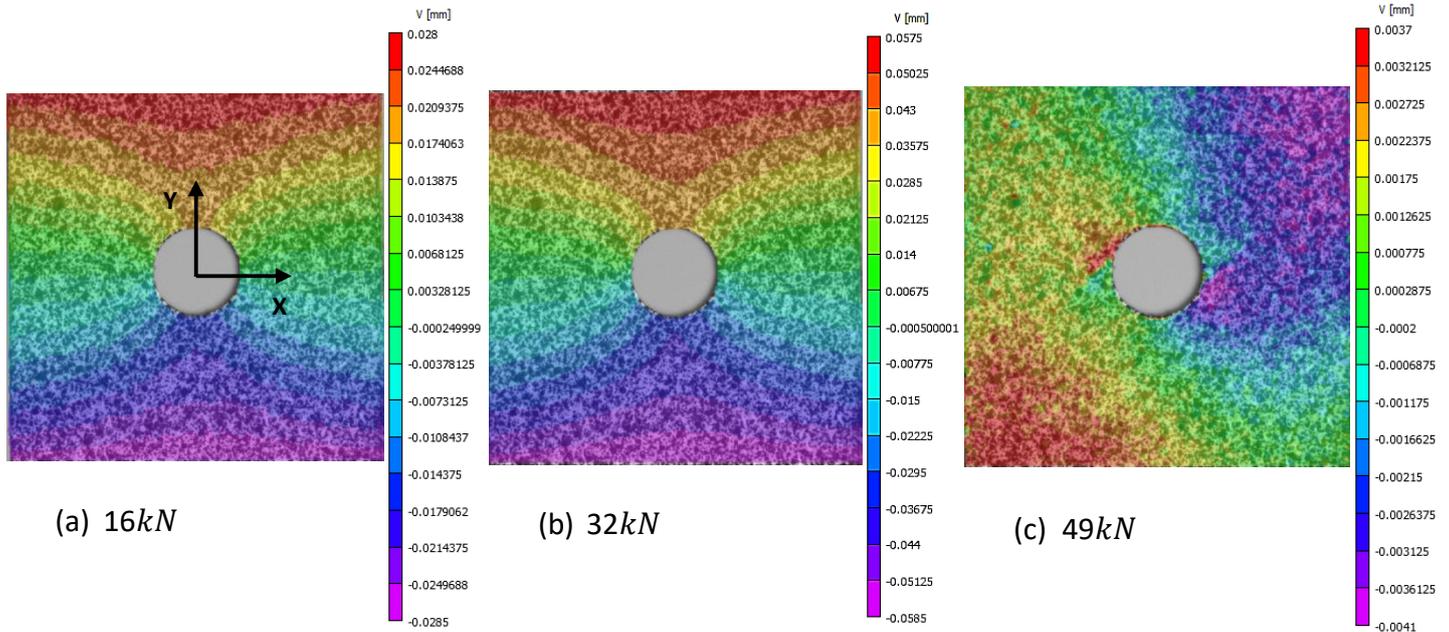


Figura 4.12: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC del desplazamiento longitudinal de la geometría B.

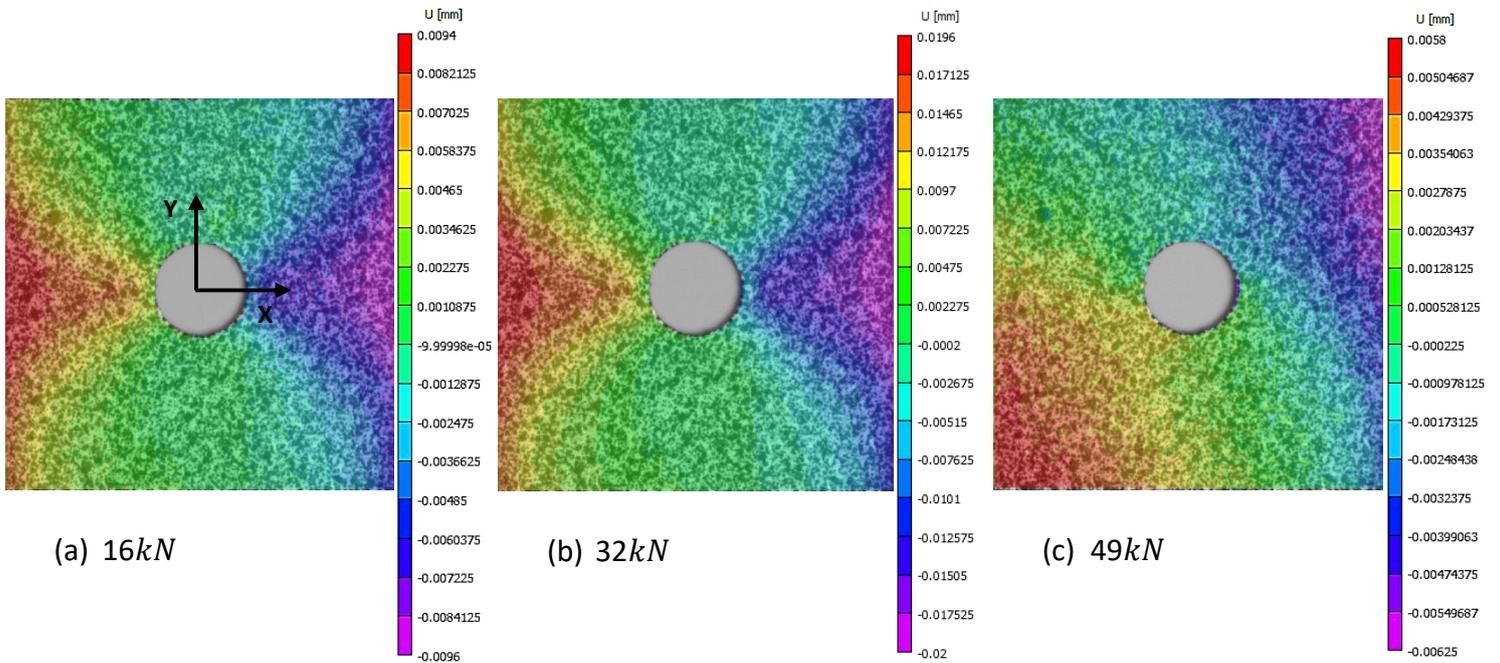


Figura 4.13: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC del desplazamiento transversal de la geometría B.

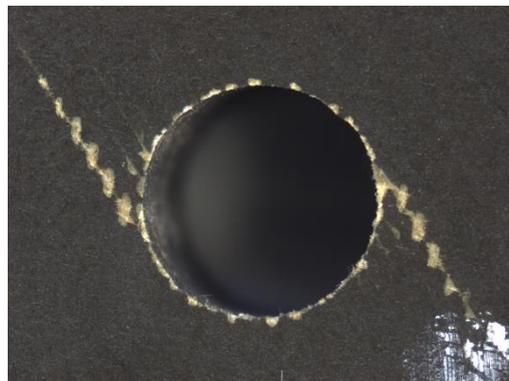


Figura 4.14: Detalle del inicio del daño en la lámina superior.

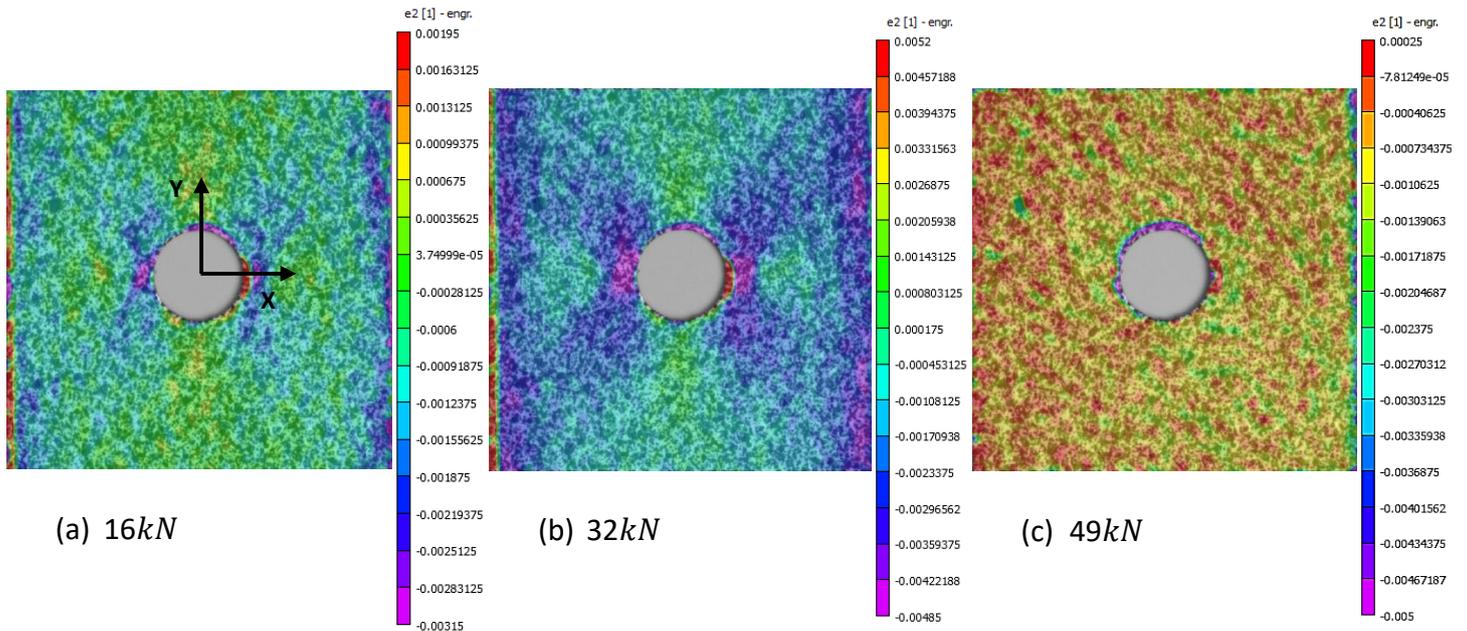


Figura 4.15: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación longitudinal de la geometría B.

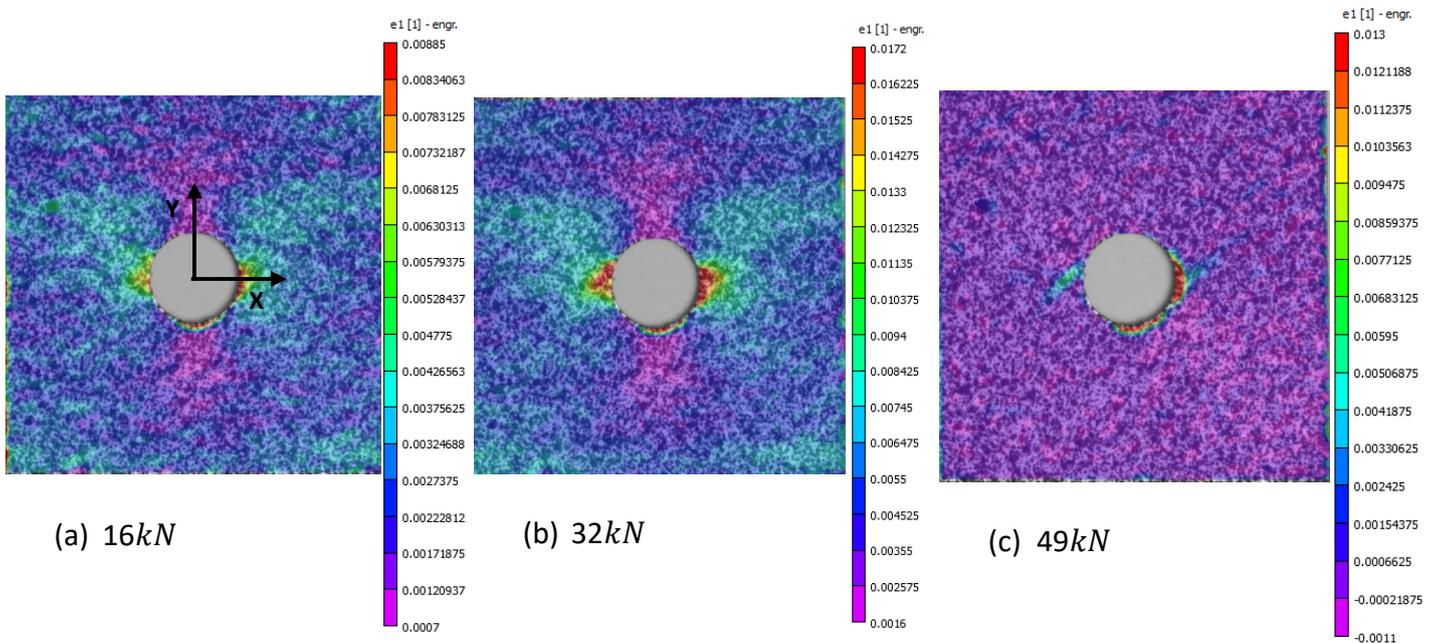


Figura 4.16: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación transversal de la geometría B.

Con respecto a las deformaciones, la Figura 4.15 (c) (deformación longitudinal), destaca por presentar un patrón en el mapa de color totalmente distinto a los anteriores (Figuras 4.15 (a) y (b)). Esto se debe al inicio del daño comentado anteriormente. Respecto de los otros dos frames, se aprecia la evolución de la forma característica de “mariposa” comentada anteriormente al aumentar la carga, fruto de las zonas de tracción y compresión. Además, la máxima deformación se encuentra en el contorno del agujero.

En la Figura 4.16 (c) (deformación transversal), se observan de nuevo las máximas deformaciones en el contorno del agujero y creciente en la dirección de las fibras, por el inicio del daño en la lámina superior comentado anteriormente. La diferencia entre los

valores máximos y mínimos localizados en el contorno del agujero es de un orden de magnitud, como se observa en la Figura 4.16 (a) y (b).

4.6.3 Geometría C

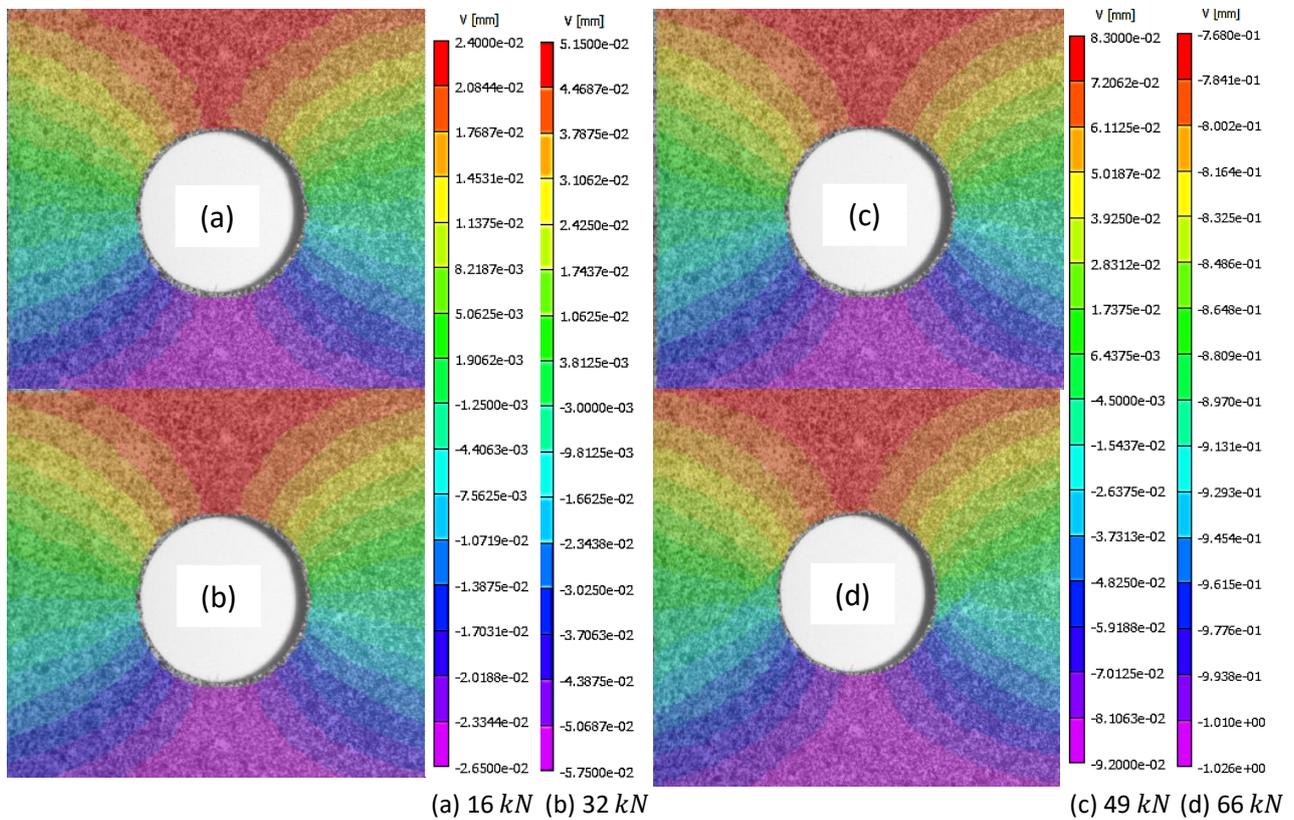


Figura 4.17: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC del desplazamiento longitudinal de la geometría C.

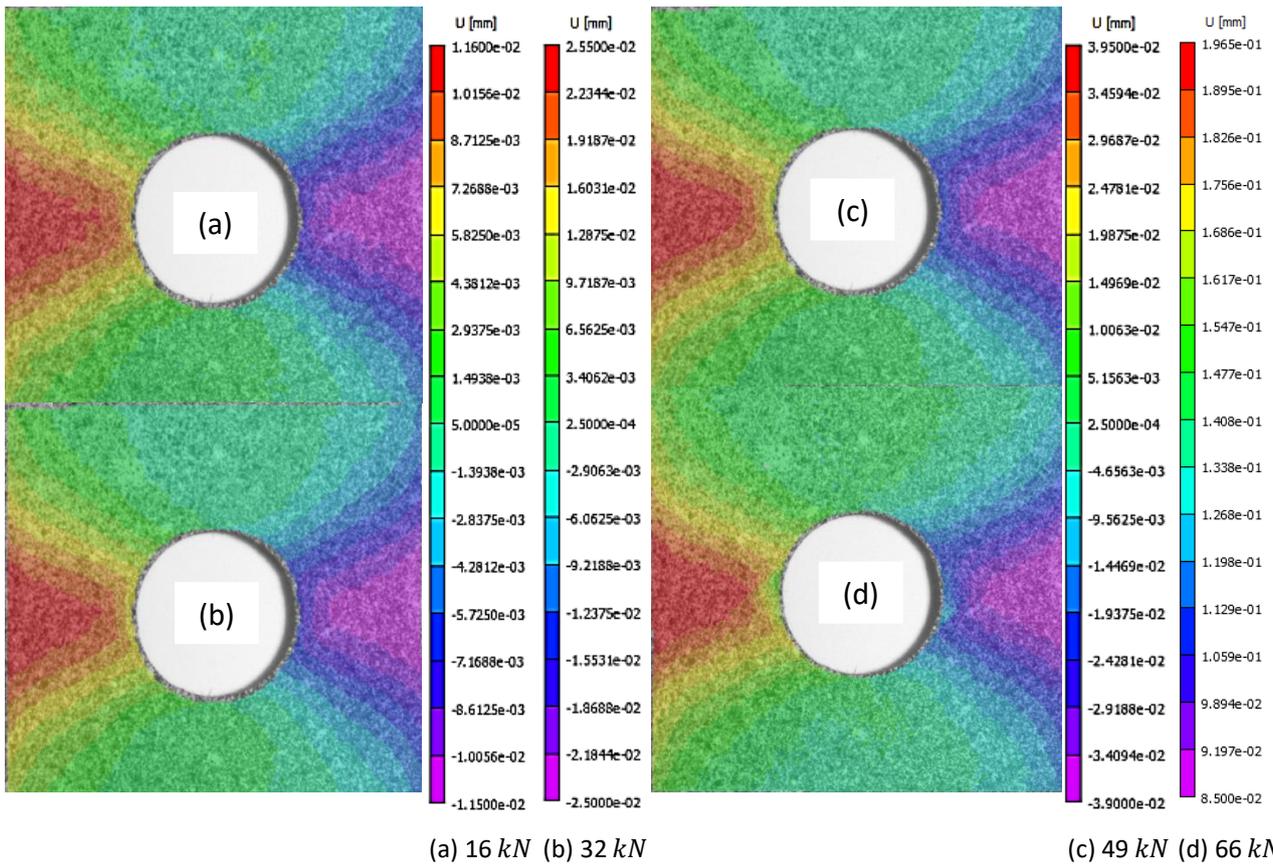


Figura 4.18: Resultados experimentales obtenidos mediante del desplazamiento transversal de la geometría C.

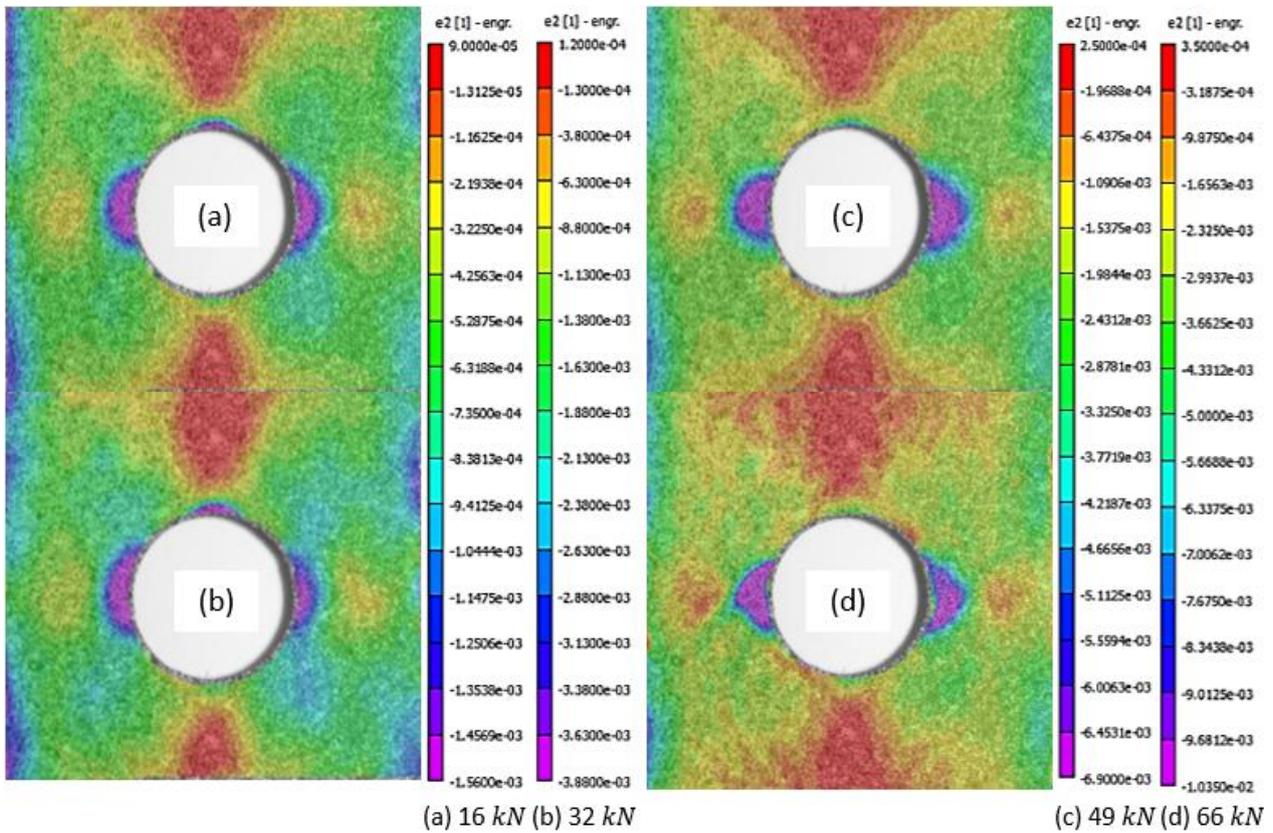


Figura 4.19: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación longitudinal de la geometría C.

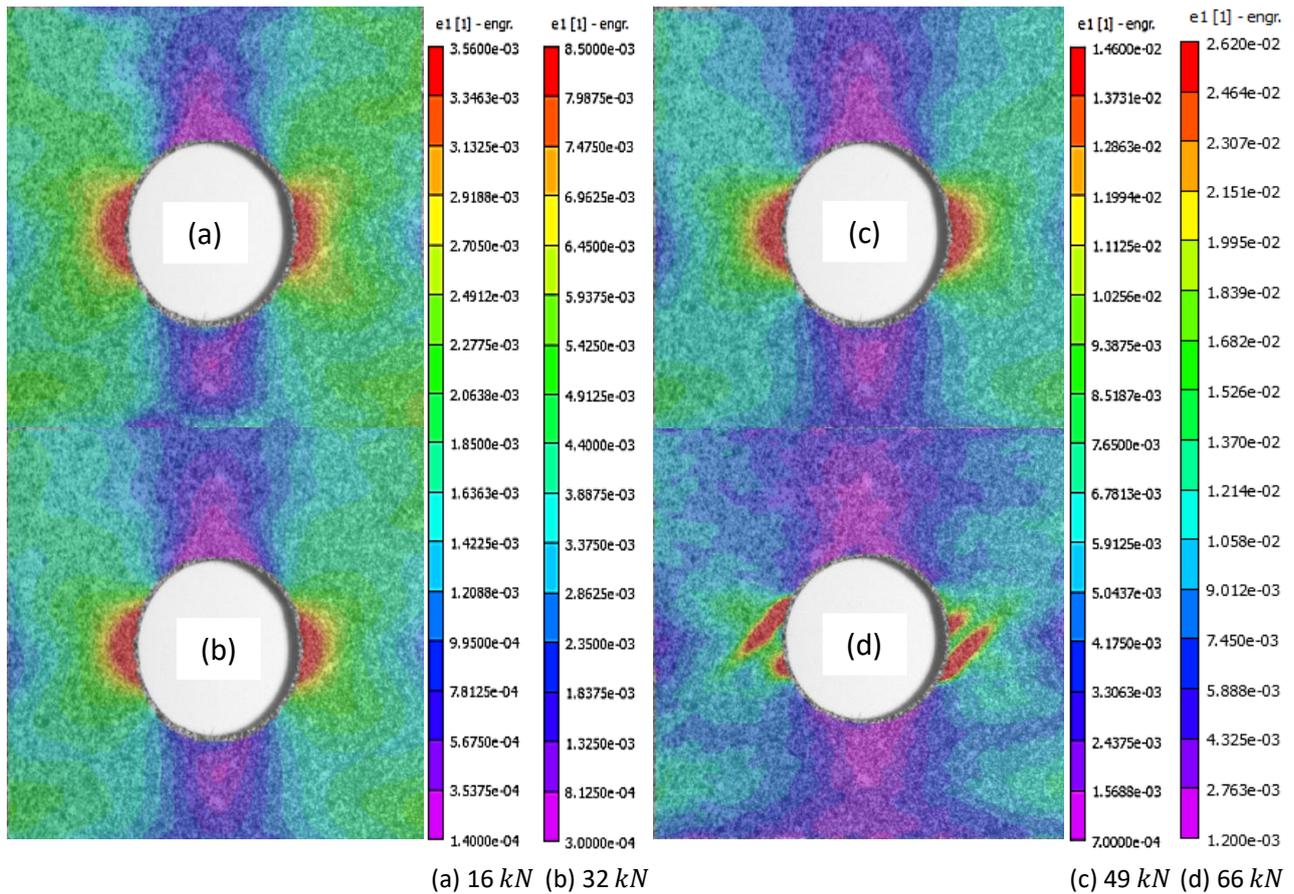


Figura 4.20: Resultados experimentales obtenidos mediante DIC de la deformación transversal de la geometría C.

Respecto a los resultados de la geometría C, se han obtenido los mismos campos de deformaciones que en el caso de la geometría B. Tanto las imágenes de la deformación longitudinal como las de la transversal presentan de nuevo la forma típica de “mariposa” comentada anteriormente. Además, para una carga de 66 kN, se puede observar de forma mucho más clara que en el caso anterior el inicio del daño, especialmente en la imagen de la deformación transversal donde se observa una escisión del lóbulo que va en la dirección de las fibras de la lámina.

5 Parte numérica: modelado en ABAQUS

En este apartado se mostrará el proceso de modelado de la parte experimental llevado a cabo mediante el uso del código de elementos finitos ABAQUS. El objetivo es obtener un modelo validado y sencillo del material ensayado que permita analizar el material mediante los campos de tensiones. Para ello, se realizarán tres modelos distintos de acuerdo a las geometrías mostradas en la sección 4.1. Para evitar redundancias, se presentará el proceso llevado a cabo solamente para la probeta en forma de hueso o geometría A, siendo extrapolable el procedimiento para las dos geometrías restantes.

5.1 Introducción al MEF (Método de Elementos Finitos)

El Método de Elementos Finitos [16] es un método numérico de resolución de problemas de Mecánica de Sólidos que posibilita obtener una solución aproximada de un problema práctico. Consiste en subdividir el sólido en elementos más pequeños interconectados entre sí a través de los nodos de estos elementos, de forma que el desplazamiento de cada elemento se expresa en función de los desplazamientos nodales. A partir del tratamiento de estos desplazamientos se puede obtener una matriz de rigidez que relaciona las tensiones y deformaciones sobre el interior de los elementos. A continuación se explica cómo obtener esta matriz de rigidez.

Supongamos un sistema sobre el que actúan unas fuerzas externas aplicadas en algunos nodos y los valores de los desplazamientos en otros. La relación entre las fuerzas y desplazamientos del sistema se puede expresar con una ecuación matricial del tipo:

$$\{F\} = [K]\{u\} \quad (10)$$

Donde $\{F\}$ es el vector columna de cargas (fuerzas exteriores y reacciones que actúan sobre el sólido), $\{u\}$ es el vector columna de desplazamientos nodales y $[K]$ es la matriz de rigidez del sistema. Se procede, a continuación, a mostrar el planteamiento general del método, particularizado para un elemento triangular (Figura 5.1).

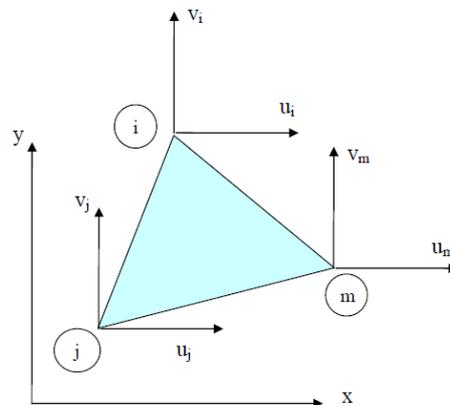


Figura 5.1: Elemento triangular con tres nodos (i,j,m).

Los desplazamientos nodales se agruparán en un vector que se denotará por $\{a\}^e$, siendo e el elemento en cuestión:

$$\{a\}^e = \begin{Bmatrix} u_i \\ v_i \\ u_j \\ v_j \\ u_m \\ v_m \end{Bmatrix} \quad (11)$$

Este vector se forma concatenando los vectores columna de desplazamiento nodal para cada nodo. La ventaja del método es aceptar la suposición de que $\{u\}$ se puede expresar a partir de $\{a\}^e$, es decir, que los desplazamientos de cualquier punto del elemento se pueden escribir como función de los desplazamientos de los nodos de ese elemento. Por tanto:

$$\{u\} = \begin{bmatrix} [N_i(x, y)] & [N_j(x, y)] & [N_m(x, y)] \end{bmatrix} \{a\}^e = [N] \{a\}^e \quad (12)$$

Siendo las matrices $[N_k]$ las funciones de forma del elemento, que para el caso de un elemento triangular deben ser cuadradas de segundo orden. Deben cumplir que:

$$\begin{aligned} [N_k(x_k, y_k)] &= [I] & \text{para } k = i, k, m \\ [N_k(x_n, y_n)] &= [0] & \text{si } n \neq k \end{aligned} \quad (13)$$

Para un elemento triangular, la matriz $[N]$ (matriz de forma del elemento) sería por tanto:

$$[N] = \begin{bmatrix} N_i(x, y) & 0 & N_j(x, y) & 0 & N_m(x, y) & 0 \\ 0 & N_i(x, y) & 0 & N_j(x, y) & 0 & N_m(x, y) \end{bmatrix} \quad (14)$$

A partir de los desplazamientos, se pueden obtener las deformaciones en el interior del elemento, que expresadas de una forma genérica sería:

$$\{\varepsilon\} = [L]\{u\} = [L][N]\{a\}^e = [B]\{a\}^e \quad (15)$$

Siendo $[L]$ una matriz operador derivada. A partir de las deformaciones, las tensiones se pueden obtener mediante las ecuaciones constitutivas:

$$\{\sigma\} = [D]\{\varepsilon\} = [D][B]\{a\}^e \quad (16)$$

Siendo $[D]$ la matriz de rigidez. Aplicando el Principio de los Trabajos Virtuales, se obtiene que la matriz de rigidez del elemento e es:

$$[K^e] = \iiint_V [B]^t [D] [B] dV \quad (17)$$

Que para el caso del elemento triangular:

$$[K^e] = [B]^t [D] [B] \cdot e \cdot A \quad (18)$$

Donde e es el espesor del elemento y A el área. Llegados a este punto se ha obtenido la matriz de rigidez que, combinada con el vector de cargas, permite resolver un sistema algebraico donde las incógnitas son los desplazamientos nodales y las fuerzas de reacción entre nodos.

5.2 Implementación del modelo

En los siguientes subapartados se detallan los pasos seguidos en el software ABAQUS para la implementación de los modelos numéricos.

5.2.1 Geometría

En primer lugar, es necesario definir la geometría de cada lámina. Para ello desde el módulo *Parts* se crea una parte y se define la geometría mediante un *sketch* (Figura 5.2). Las dimensiones son las correspondientes a la Figura 4.2. Seleccionando la opción de extrusión se le da a la lámina su espesor (0.181 mm) generando un volumen 3D. Esta parte se copia tres veces (una por cada orientación distinta) y a cada una de ellas se le asigna una orientación de fibras distinta junto con un nombre identificativo (Figura 5.3).

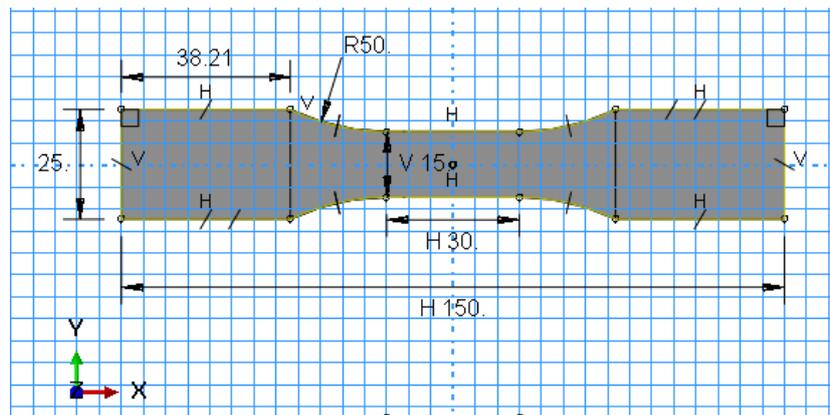


Figura 5.2: Sketch para la geometría A mediante el programa ABAQUS.

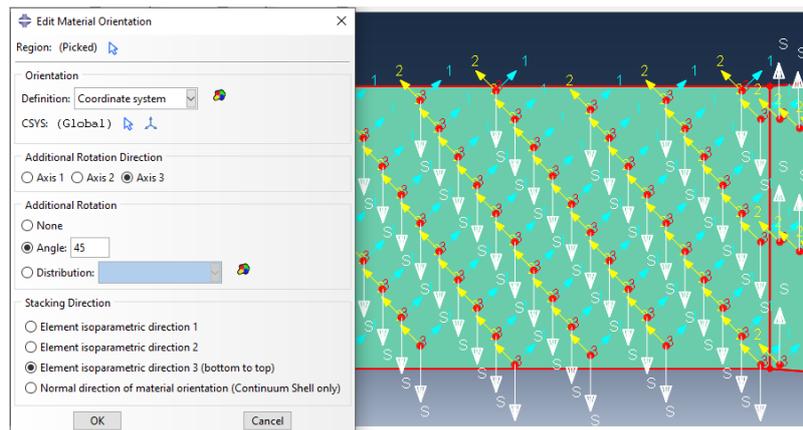


Figura 5.3: Procedimiento para la selección de la orientación de cada lámina en ABAQUS.

5.2.2 Material

Una vez se tienen las cuatro láminas con sus respectivas orientaciones, se pasa al siguiente módulo *Property* donde se definirán las propiedades del material. El programa recoge las propiedades del material en la dirección de las fibras (al haber variado la orientación previamente, la misma definición de propiedades del material se asigna a todas las láminas). Las unidades empleadas son *mm*, *Tn* y *MPa* recomendadas según el manual de ABAQUS para reducir los errores numéricos de cálculo. Definido el material, se crea una sección (*Section*) de tipo sólido para asignar el material a las geometrías generadas anteriormente.

5.2.3 Ensamblaje

A continuación se ensamblan las diferentes partes del modelo. Como el laminado es simétrico, no es necesario modelarlo al completo, basta con modelar la mitad del apilado. Desde la opción *Create Instance*, se crean tantas instancias como láminas, un total de 27 láminas. En la Figura 5.4, se observa que el origen del sistema de referencia se encuentra justo en el centro de la probeta y el apilado se ha realizado en sentido contrario al eje vertical.

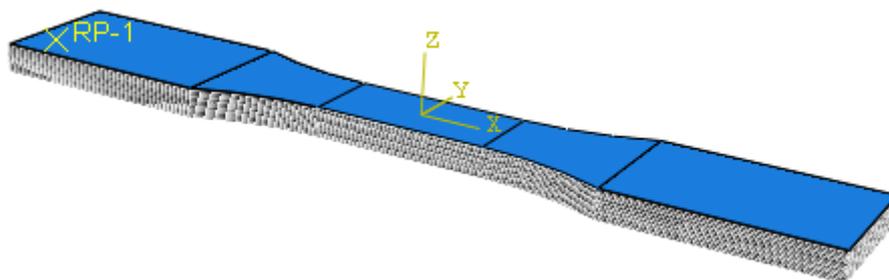


Figura 5.4: Ensamblado final del modelo A

5.2.4 Interacción

Aunque las láminas se encuentren apiladas, es necesario especificar el tipo de unión que hay entre ellas. Para ello, desde el módulo de interacción (*Interaction*), se utiliza la opción *Find Contact Pairs* que permite obtener qué elementos se encuentran a una cierta distancia y especificar su interacción. Como no hay fricción entre láminas, el tipo de unión seleccionado es *tie*, que simula el “pegado” de las láminas.

5.2.5 Mallado

La malla del modelo se ha definido para todas las láminas igual. Para lograr una malla que sea lo más regular posible (o estructurada), se divide la geometría de cada lámina haciendo uso de distintas particiones (Figura 5.5). Esto permite mallar por zonas (o particiones) en vez de en una sola vez, aportando una mayor flexibilidad al mallado.



Figura 5.5: Partición de lámina con geometría A.

El tipo de elemento empleado son elementos sólidos de ocho nodos o hexaedros (C3D8R). Se ha dividido en cinco zonas cada lámina:

- Dos zonas externas que, al estar afectadas por las condiciones de contorno que se especifican más adelante, no requerirán de un elemento de celda mayor que las otras zonas, pues los resultados en esas zonas están fuera de la región de interés (la zona central). Los tamaños de elemento son de 3 *mm* de largo por 2 *mm* de ancho.
- Una zona central cuyos elementos de malla deberán ser lo suficientemente pequeños para que los resultados se adapten a la realidad (validación mediante los resultados del DIC). Constituye la región de interés. Los tamaños de celda son de 1 *mm* de largo por 0.5 *mm* de ancho.
- Dos zonas con curvatura, fuera de la región de interés, que aportan cierta complejidad al mallado por lo que se separan de las zonas externas. Los tamaños de celda varían de forma decreciente desde la zona externa a la interna con 3-1 *mm* de largo por 2-0.5 *mm* de ancho.

Al estar los esfuerzos de tracción orientados en el eje longitudinal de la probeta, los elementos de malla serán rectangulares, para reducir el coste computacional, ya que la variación en dirección longitudinal será menos importante que en la transversal. En la Figura 5.6 se puede observar el mallado de cada lámina (los elementos tienen el espesor de la propia lámina). Se trata de un mallado estructurado, que permite mayor sencillez

de discretización, compuesto por los elementos regulares ya mencionados. Cada lámina consta de 2400 elementos haciendo un total de 64800 celdas.

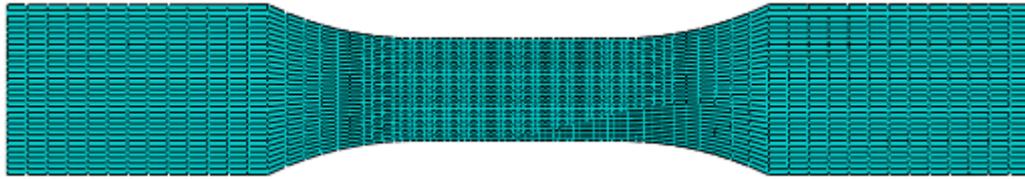
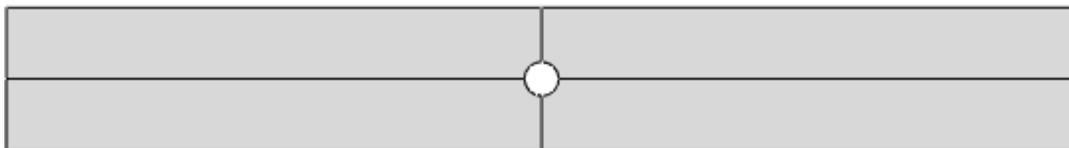
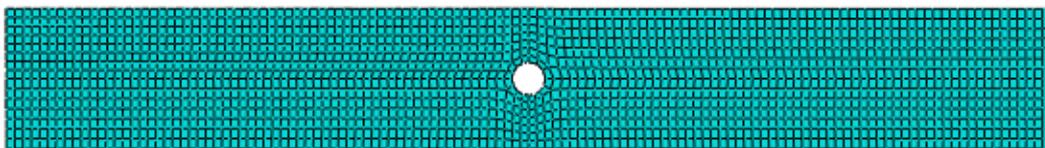


Figura 5.6: Mallado de una lámina con geometría A.

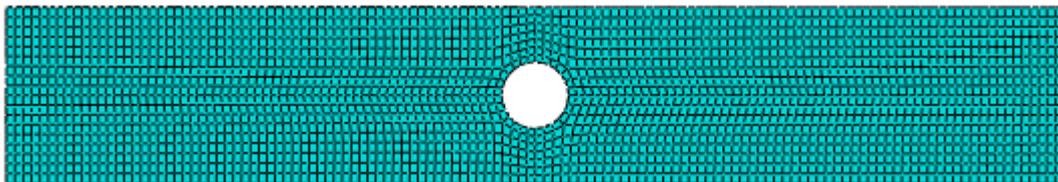
En cuanto al mallado de las probetas con agujero, también se han realizado particiones de forma que la probeta se divida en cuatro zonas, cada una con un cuarto de circunferencia con la finalidad de que el mallado sea lo más estructurado posible. Esta partición se muestra en la Figura 5.7 (a).



(a)



(b)



(c)

Figura 5.7: Partición de lámina con geometría B (a), y mallados de una lámina con geometría B (b) y C (c).

Tras realizar el mallado de cada lámina con el mismo tipo de elemento mencionado anteriormente y siguiendo distribución estructurada de los elementos, se obtiene el mallado final para la geometría de probeta B mostrado en la Figura 5.7 (b). Cada lámina consta de 3630 celdas teniendo en cuenta que la altura de cada celda es el semiespesor de la lámina. Esto hace un total de 98010 celdas.

El modelo con geometría C se genera de forma análoga a la geometría B siendo el número de elementos de cada lámina de 4482 y el número total de 121014 celdas (Figura 5.7 (c)).

5.2.6 Condiciones de contorno

En la definición del modelo se emplean tres condiciones de contorno distintas para que el problema quede bien condicionado físicamente (Figura 5.8):

- Condición de contorno de simetría en el plano $z = 0$. Permite reducir el laminado a modelar a la mitad.
- Encastre en el plano $x = 75 \text{ mm}$. Simula el lado correspondiente a la mordaza fija.
- Condición de desplazamiento en el plano $x = -75 \text{ mm}$. Se impone un desplazamiento en el lado contrario al encastre obtenido del ensayo a tracción.

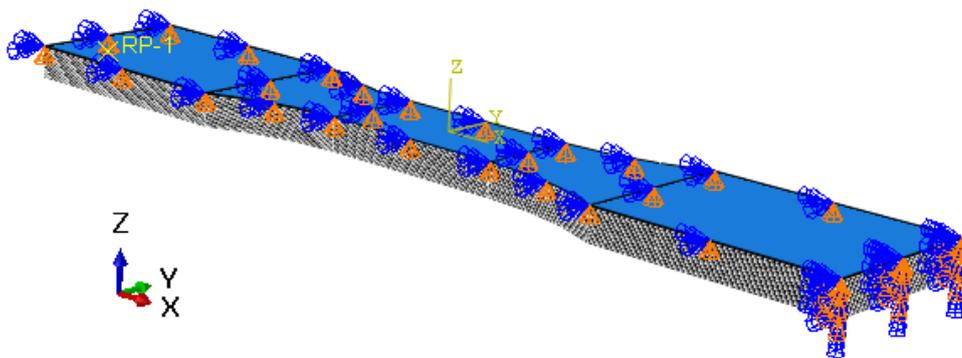


Figura 5.8: Condicionado físico del modelo A.

5.3 Validación de los resultados

En el presente apartado se validarán los modelos realizados comparando tanto los resultados del ensayo de tracción como los obtenidos mediante el DIC. Es importante recordar que lo que se está midiendo en el ensayo de tracción es el desplazamiento de la mordaza por lo que su deslizamiento, sobre todo a altas cargas, es la principal discrepancia entre resultados.

5.3.1 Ensayo a tracción

En la Figura 5.9 se muestra una gráfica comparativa entre los resultados experimentales obtenidos mediante el ensayo a tracción, y los obtenidos mediante el método de elementos finitos (ABAQUS) para la geometría A. Se observa que los resultados se asemejan en gran medida a los obtenidos mediante la simulación, tanto en tendencia como en valor numérico, por lo que el modelo predice correctamente los valores de tensión. El módulo de Young aparente obtenido presenta una diferencia del 3.71% respecto del valor experimental según muestra la Tabla 5.1. Este error se considera aceptable y por lo tanto el modelo de la geometría A queda validado.

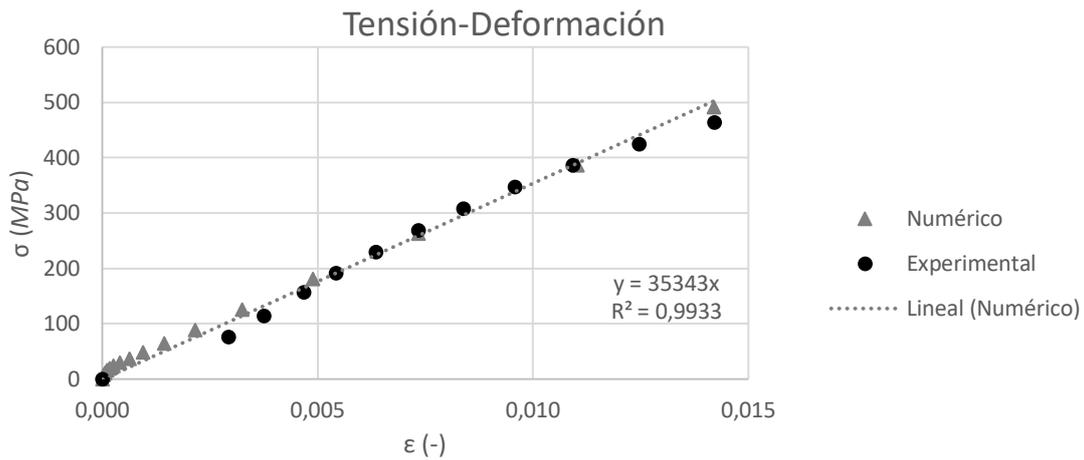


Figura 5.9: Comparativa entre el modelo numérico y el ensayo a tracción para la geometría A.

Procedimiento	E (GPa)	Error (%)
Experimental	34.08	3.71
Numérico	35.34	

Tabla 5.1: Comparativa del E_{ap} con el error entre los resultados numéricos y los experimentales.

De igual forma se muestran los resultados del ensayo a tracción de las otras dos geometrías (Figura 5.10):

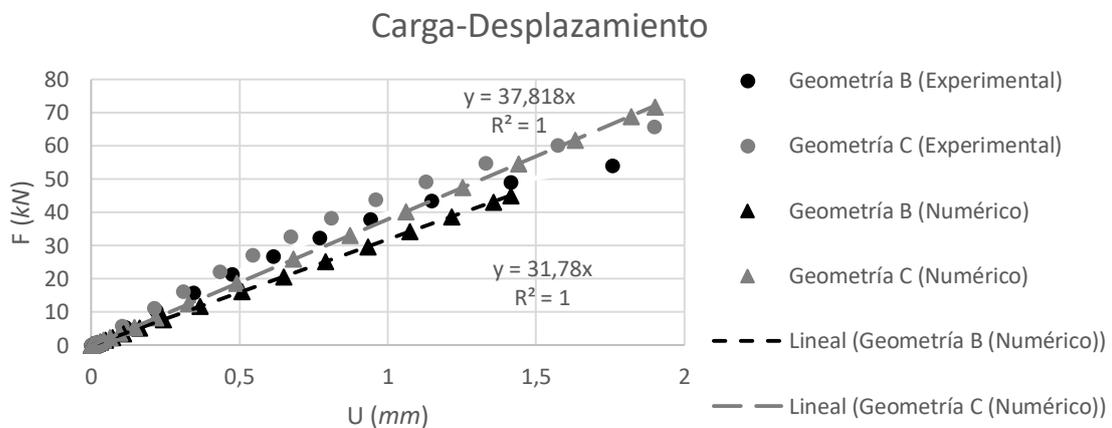


Figura 5.10: Comparativa entre los resultados numéricos y experimental del ensayo a tracción para las geometrías B y C.

Existe una discrepancia ligeramente mayor respecto de la comparación de resultados en la probeta en forma de hueso. Estas mayores diferencias se deben en mayor parte a los resultados experimentales obtenidos, cuya correlación lineal es del 94%. No obstante, los errores máximos entre los valores experimentales y numéricos mostrados en la Tabla 5.2, siguen siendo de un orden aceptable para el modelo sencillo implementado.

Procedimiento	Geometría B		Geometría C	
	$\frac{\partial F}{\partial U}$ (GPa)	Error (%)	$\frac{\partial F}{\partial U}$ (GPa)	Error (%)
Experimental	35.73	11.05	40.31	6.17
Numérico	31.78		37.82	

Tabla 5.2: Comparativa de la pendiente carga-desplazamiento con el error entre los resultados numéricos y los experimentales para las geometrías B y C.

5.3.2 Comparación con los resultados del DIC

En el presente apartado se procederá a validar localmente las probetas de geometría B y C. Para ello se hará uso de los resultados experimentales proporcionados por el método DIC. Se van a comparar los campos de desplazamientos, tanto en geometría como en valores numéricos. De este modo se estimará el error local. En la siguiente figura se muestra la comparación entre DIC y el modelo numérico para la geometría B (Figura 5.11):

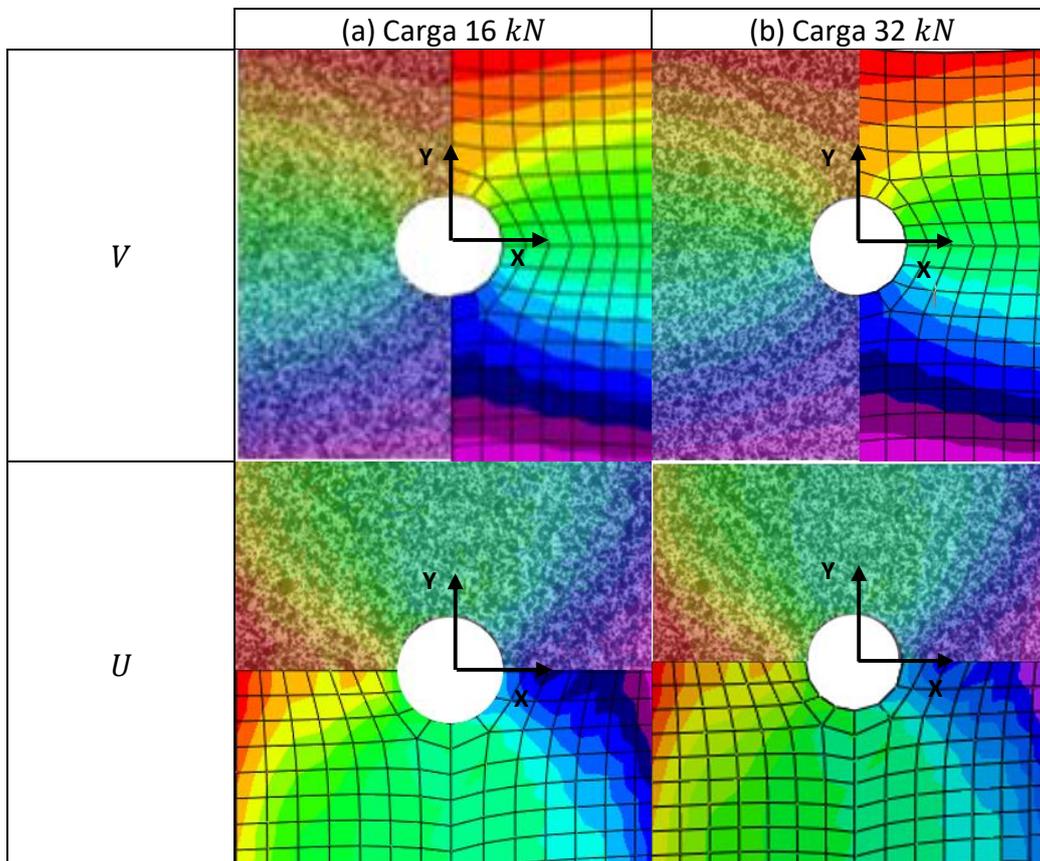


Figura 5.11: Comparación de los desplazamientos obtenidos para la geometría B.

En estas imágenes se observa como el modelo es capaz de predecir los mapas de deformaciones y desplazamientos de forma prácticamente igual a los obtenidos mediante el análisis DIC. En la Tabla 5.3 se muestra el error entre los resultados numéricos y los experimentales de los valores máximos y mínimos de desplazamientos:

CASO		Numérico		Experimental		Error	
		Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo
V	16 kN	0,03	-0,03	0,028	-0,0285	6%	5%
	32 kN	0,050	-0,051	0,0575	-0,0585	13%	13%
U	16 kN	0,010	-0,010	0,0094	-0,0096	6%	4%
	32 kN	0,022	-0,022	0,0196	-0,02	11%	9%

Tabla 5.3: Errores entre los valores de deformación máximos y mínimos calculados en el modelo numérico y mediante DIC para la geometría B.

La discrepancia entre escalas es debida, principalmente, al mallado empleado debido a la restricción del coste computacional. En la Tabla 5.3 se aprecia cómo los errores obtenidos son superiores en el caso del desplazamiento mayor. Esto es lógico si se tiene en cuenta los resultados mostrados en la Figura 5.10, donde para este desplazamiento la diferencia entre los datos experimentales y numéricos es mayor. No obstante, los contornos obtenidos presentan las mismas tendencias y las diferencias entre las magnitudes de las escalas son lo suficientemente pequeñas como para considerar que el modelo es válido (sobre todo a baja carga).

Para el modelo con la geometría C se ha realizado el mismo procedimiento, obteniendo unos resultados similares, donde de nuevo los errores calculados son de un orden aceptable (Tabla 5.4). La Figura 5.12 muestra la similitud entre los campos de desplazamientos obtenidos mediante el análisis numérico y el método DIC.

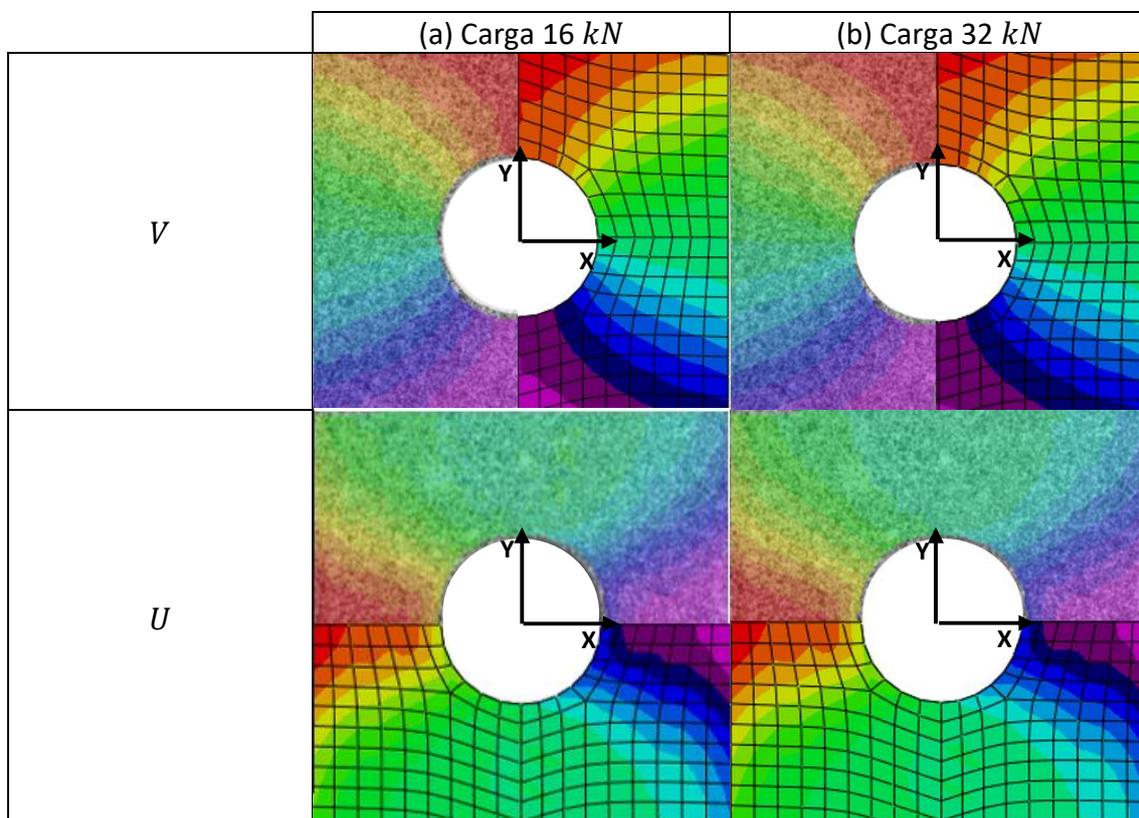


Figura 5.12: Validación de los desplazamientos obtenidos para la geometría C.

CASO		Numérico		Experimental		Error	
		Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo
V	16 kN	0.026	-0.026	0.024	-0.027	8%	2%
	32 kN	0.056	-0.056	0.052	-0.058	8%	3%
U	16 kN	0.011	-0.011	0.0116	-0.012	3%	2%
	32 kN	0.024	-0.024	0.0255	-0.025	6%	4%

Tabla 5.4: Errores entre los valores de desplazamiento máximos y mínimos calculados en el modelo numérico y mediante DIC para la geometría C.

5.4 Análisis de sensibilidad de malla

Para demostrar la independencia de malla, se ha incrementado mínimo un 50% las celdas en cada dirección del plano, mallando con un solo elemento el espesor de la lámina. El modelo A incrementa el número de celdas de 64800 a 144585, que es aproximadamente el resultado de multiplicar el número de elementos de la malla base por 1.5^2 . El módulo de Young obtenido se muestra en la Tabla 5.5 junto con su error. Además, en la Figura 5.13 y en la Tabla 5.6 se muestra una comparativa entre las deformaciones longitudinales y transversales obtenidas para la misma lámina.

Elementos	E (GPa)	Diferencia (%)
64800 (base)	35.34	0.20
144585	35.24	

Tabla 5.5: Influencia del mallado en la obtención del Módulo de Young (geometría A).

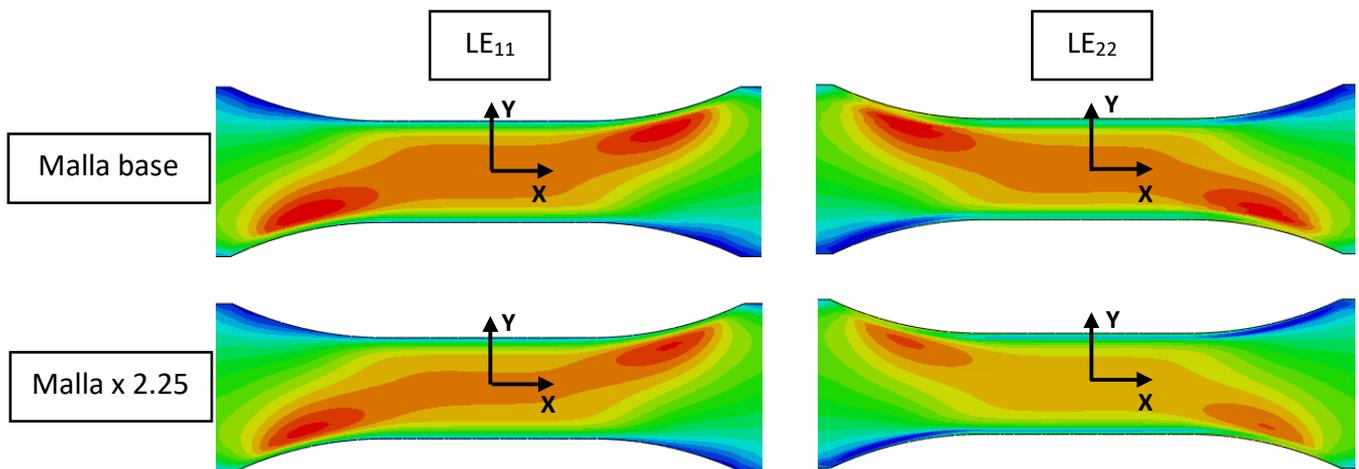


Figura 5.13: Influencia del mallado en las deformaciones logarítmicas LE_{11} y LE_{22} (geometría A).

CASO	LE_{11}		LE_{22}	
	Máximo ($\cdot 10^{-3}$)	Mínimo ($\cdot 10^{-4}$)	Máximo ($\cdot 10^{-3}$)	Mínimo ($\cdot 10^{-4}$)
Malla base	9	4.4	9.2	1.2
Malla x 1.5^2	9.3	4.6	9.6	1.16

Tabla 5.6: Diferencias en las deformaciones LE_{11} y LE_{22} del análisis de sensibilidad de malla para la geometría A.

En el caso de los modelos con agujero, se ha realizado una partición adicional a cada lado del agujero con el objetivo de refinar la malla en las cercanías del mismo (Figura 5.14). Además, para reducir el coste computacional se ha definido un único elemento a través del espesor de la lámina, a diferencia de en el caso base donde se mallaba con el semiespesor. Esto permite un mayor número de elementos en el plano resultando en 3342, un 84% más de elementos que en el caso base (que pasaría a ser la mitad si se no se duplicara el número de elementos en el espesor). La independencia de malla se plantea en la región de interés. El número de elementos final es de 90234.

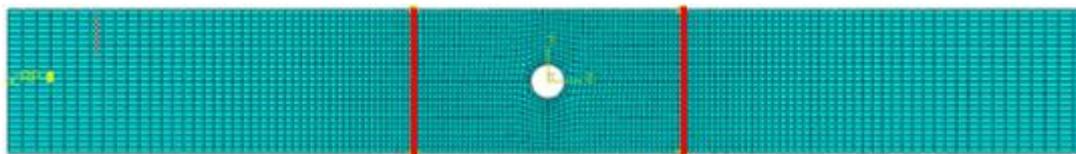


Figura 5.14: Malla final del modelo con geometría B para el análisis de sensibilidad de malla. En rojo se han marcado las particiones.

La comparación de los resultados de las pendientes fuerza-desplazamiento se muestra continuación (Tabla 5.7) así como una comparativa en los desplazamientos donde se muestra la malla alrededor del agujero (Figura 5.15 y Tabla 5.8).

CASO	$\frac{\partial F}{\partial U}$ (GPa)	Diferencia (%)
Base	31.78	0.03
Refinado	31.79	

Tabla 5.7: Análisis de la sensibilidad de malla en el ensayo de tracción (geometría B).

CASO	U1 (mm)		U2 (mm)	
	Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo
Base	0.050	-0.051	0.022	-0.022
Refinado	0.052	-0.052	0.021	-0.021

Tabla 5.8: Diferencias entre los desplazamientos del análisis de sensibilidad de malla para la geometría B.

Tal y como se observa en los resultados, un mayor número de elementos proporciona una mejor definición en los contornos, pero las diferencias entre las magnitudes obtenidas en las tablas no justifica el incremento, ya que las diferencias son muy pequeñas. Por lo tanto, se puede afirmar que el caso base proporciona una estimación aceptable.

Por último, para el modelo C, se han evaluado las tensiones obtenidas en una determinada zona en función del número de elementos de la malla (Figura 5.16). Como se puede observar a partir de aproximadamente 75000 elementos, la variación de la tensión es menor al 1%, es decir, se consigue la convergencia de malla.

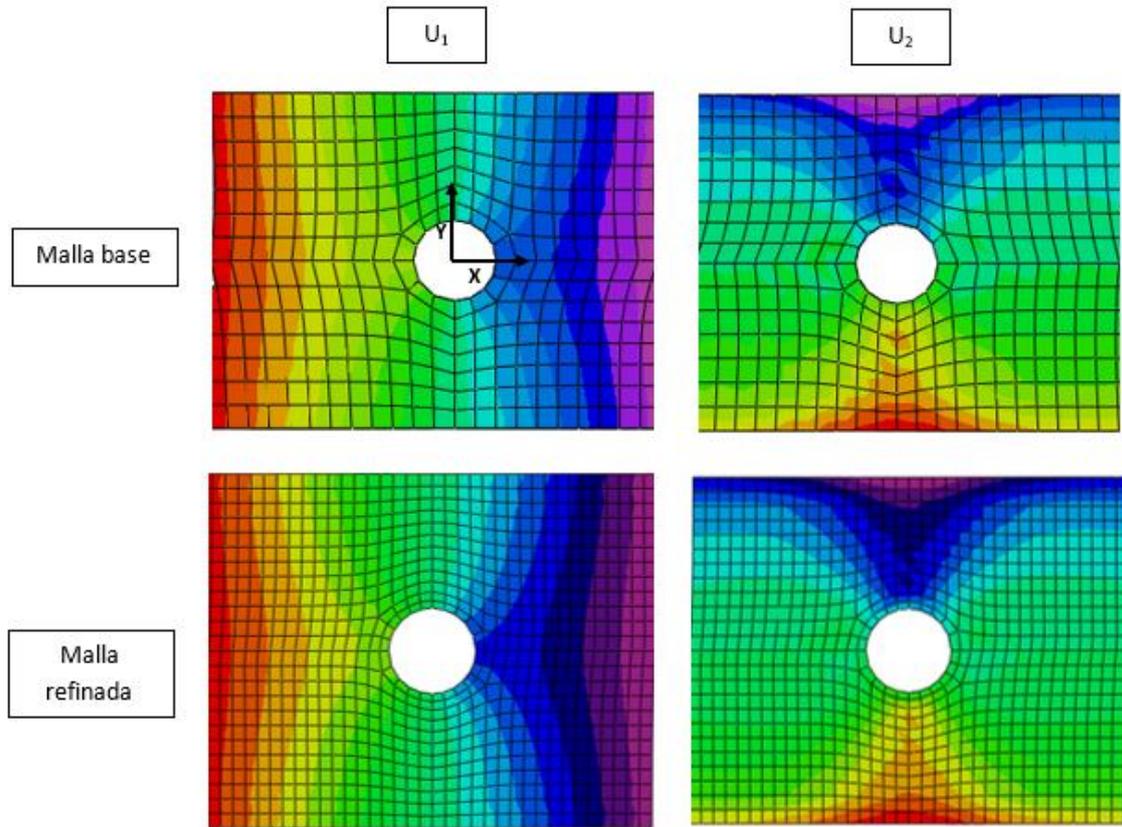


Figura 5.15: Análisis de la sensibilidad de malla en U_1 y U_2 (geometría B).

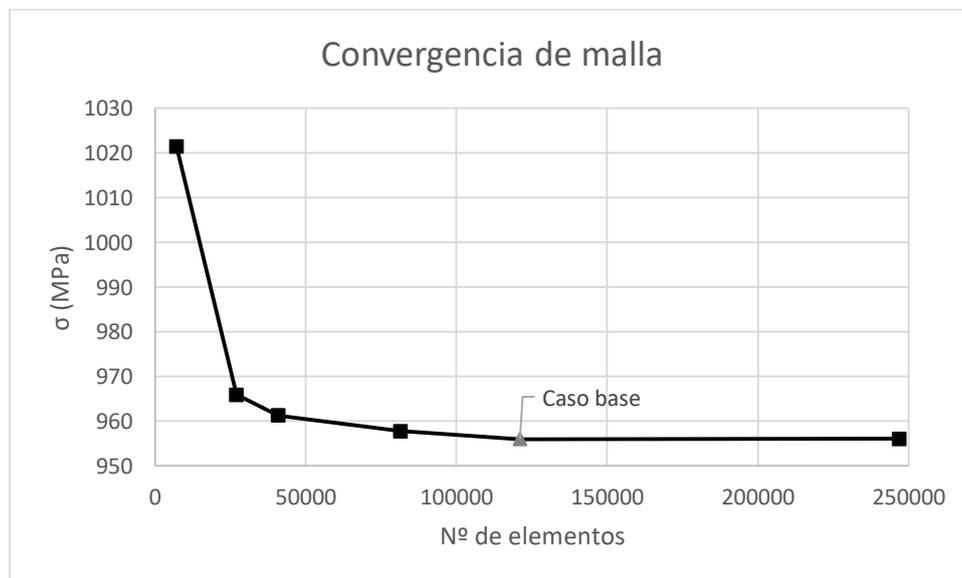


Figura 5.16: Evolución de la tensión en función del número de elementos de malla (geometría C).

5.5 Análisis de los resultados

Una vez validado el modelo, se procede a realizar un análisis del estado tensional del material con el fin conocer en mayor profundidad el material. En concreto, se pretende analizar los campos tensionales de las probetas, según la orientación de cada lámina y, en especial, las tensiones fuera del plano de carga y los cortantes. Estos últimos producen los llamados efectos de borde.

Debido a que las propiedades en dirección del espesor son inferiores a las propiedades en el plano, la aparición de posibles tensiones altas en la dirección del espesor hace a los laminados sensibles a sufrir daño. Estas tensiones aparecen aunque la carga esté contenida en el plano, y son especialmente importantes cerca de los bordes libres asociados a diferencias en el comportamiento entre láminas adyacentes debido, por ejemplo, a presentar diferentes orientaciones.

Respecto al efecto del borde libre, hay dos modos de fallo típicos. El primero de ellos es la delaminación, que es producida por la componente normal de las tensiones. Este fallo debilita el comportamiento del material sobre todo frente a cargas de compresión. El segundo modo de fallo típico es el fallo por cortadura, que es responsable de originar fisuras transversales, debido a los componentes de tensión a cortadura interlaminares [17].

Como herramienta de diseño para tratar de aumentar la resistencia de estos materiales, a lo largo del tiempo se han estudiado diferentes secuencias de apilamiento. Según la secuencia, las tensiones entre láminas varían considerablemente.

5.5.1 Tensión longitudinal (S_{11})

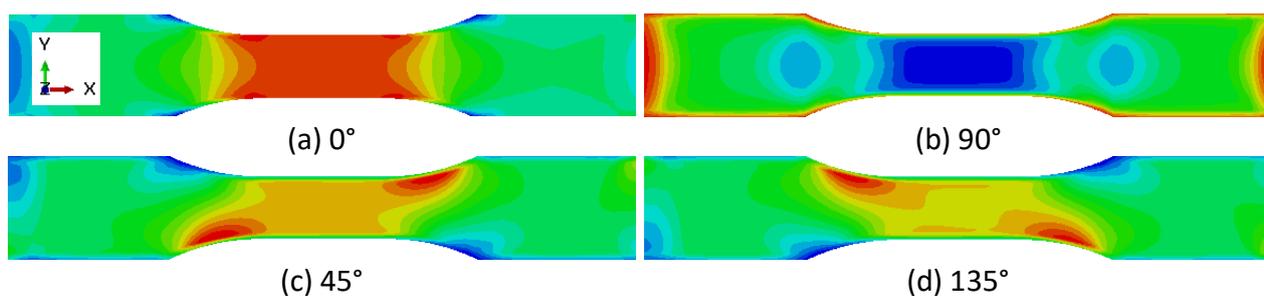


Figura 5.17: Variación de la tensión longitudinal (S_{11}) según la orientación de la lámina con geometría A.

Orientación (°)	$\sigma_{11,m\acute{a}x}$ (MPa)	$\sigma_{11,m\acute{i}n}$ (MPa)
0	962.3	276.2
45	454.1	37.53
90	-18.15	-194.4
135	462.5	29.70

Tabla 5.9: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.17.

En la Figura 5.17, se muestra la variación de la tensión longitudinal (eje X) según la orientación de las fibras en el caso de la geometría A. Los valores máximos y mínimos se recogen en la Tabla 5.9.

La lámina a 0° presenta las mayores tensiones de entre las orientaciones (962.3 MPa, en sentido contrario a la carga), ya que las fibras están situadas en la dirección de la carga. Un valor positivo implica que el sentido de la tensión es hacia la derecha, como es de esperar ya que las fibras longitudinales tienen que trabajar a tracción para soportar la carga. Además, es en la zona central de estas láminas donde se alcanzan dichas tensiones debido a la disminución de la sección transversal. En contraposición, la lámina orientada a 90° presenta en su zona central los valores mínimos de tensión, en el sentido de la carga (-194.4 MPa), por lo que trabaja a compresión (la resina es la encargada de soportar estos esfuerzos). Respecto a las orientaciones a 45° y 135°, presentan un comportamiento simétrico donde los máximos se encuentran en la zona con curvatura y en la dirección de su orientación, además, sus valores máximos son aproximadamente la mitad de los valores máximos para 0° (454.1 MPa y 462.5 MPa, respectivamente).

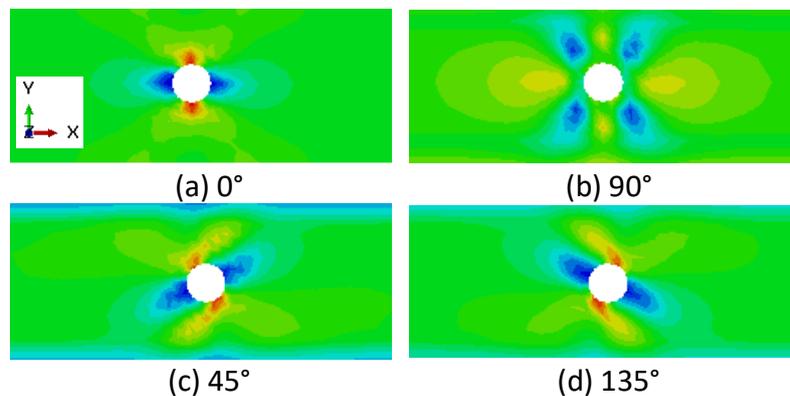


Figura 5.18: Variación de la tensión longitudinal (S_{11}) según la orientación de la lámina con geometría B.

Orientación (°)	$\sigma_{11,m\acute{a}x}(MPa)$	$\sigma_{11,m\acute{i}n}(MPa)$
0	816.9	52.13
45	347.8	-3.39
90	-0.56	-161.3
135	367.3	-14.57

Tabla 5.10: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.18.

Siguiendo con el mismo procedimiento realizado para la probeta con la geometría A, en la Figura 5.18 se hace lo propio con la geometría B. En este caso, se aprecia claramente el efecto del concentrador de tensiones alrededor del agujero (geometría de “mariposa”). Por un lado, aparece una zona de máxima tensión transversal a la orientación de la lámina y, por otro lado, una zona de mínima tensión según la orientación de esta. En el caso de la lámina a 90°, las dos zonas diferenciadas se dividen en cuatro lóbulos con direcciones 0°, 45°, 90°, 135°,..., 360° de forma alternada. Este comportamiento es análogo al de la probeta con geometría C, pero con zonas más grandes de acuerdo a una mayor relación anchura-diámetro del agujero (Figura 5.19).

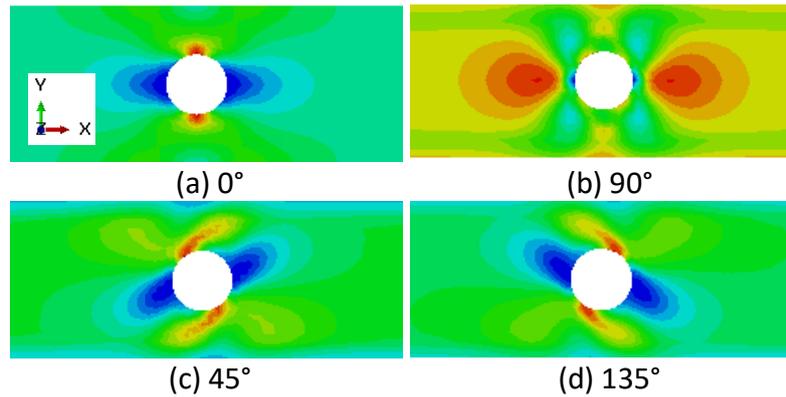


Figura 5.19: Variación de la tensión longitudinal (S_{11}) según la orientación de la lámina con geometría C.

Orientación (°)	$\sigma_{11,m\acute{a}x}(MPa)$	$\sigma_{11,m\acute{i}n}(MPa)$
0	957.3	13.98
45	367.3	-40.55
90	-2.49	-203.1
135	397.2	-47.95

Tabla 5.11: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.19.

En conclusión, las zonas de mayor sollicitación se encuentran en la zona central de las láminas a 0° tanto en las láminas con geometría A como en las láminas con concentrador de tensiones. A la hora de apilarlas, hay que tener en cuenta por ejemplo que si una lámina de 0° se junta con una de 90°, las tensiones en dirección del espesor serán mayores como consecuencia de la diferencia en las deformaciones, por lo que se emplean láminas de 45° y 135° para reducir las tensiones fuera del plano alrededor del concentrador de tensiones o de la zona central, en el caso de la geometría A.

5.5.2 Tensión transversal (S_{22})

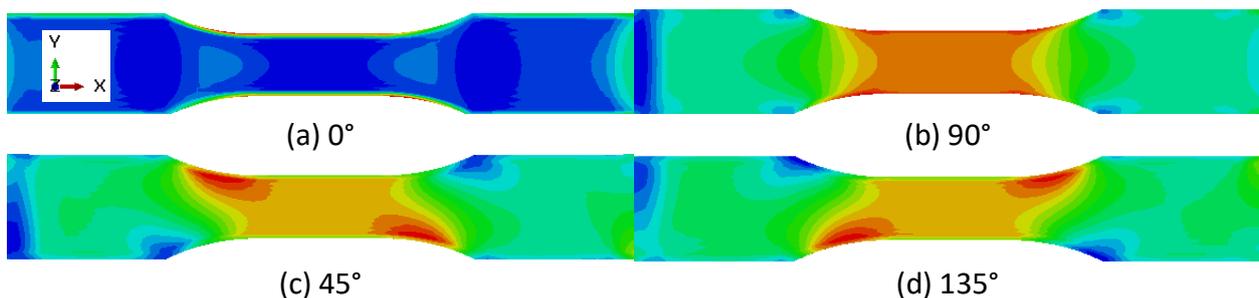


Figura 5.20: Variación de la tensión longitudinal (S_{22}) según la orientación de la lámina con geometría A.

Orientación (°)	$\sigma_{22,m\acute{a}x}(MPa)$	$\sigma_{22,m\acute{i}n}(MPa)$
0	14.60	-2.32
45	24.64	5.44
90	48.34	13.59
135	25.17	4.65

Tabla 5.12: Valores máximos y mínimos de la Figura 5.20.

En la Figura 5.20 se pueden ver las tensiones transversales en el plano. Debido a la naturaleza de la carga, los valores son mucho menores que los de las tensiones longitudinales. No obstante, permite observar el comportamiento del material frente a cargas en otras direcciones. Las láminas a 90° son las que presentan las mayores tensiones locales mientras que las de 0° presentan las menores. Además, los máximos de las láminas a 45° y 135° se encuentran en direcciones contrarias a las mostradas en la Figura 5.17.

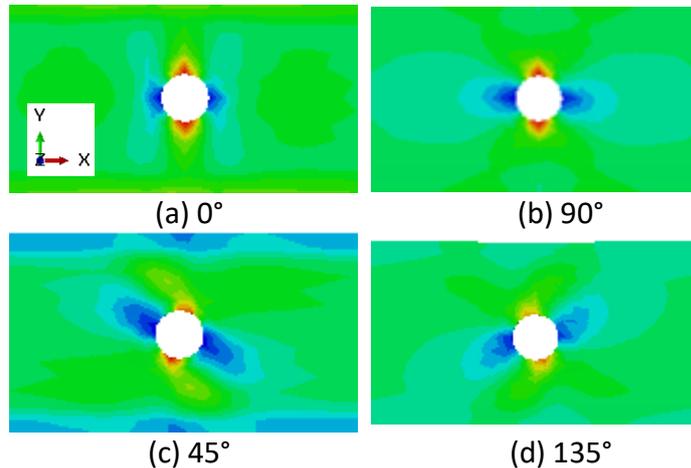


Figura 5.21: Variación de la tensión longitudinal (S_{22}) según la orientación de la lámina con geometría B.

Orientación (°)	$\sigma_{22,m\acute{a}x}$ (MPa)	$\sigma_{22,m\acute{i}n}$ (MPa)
0	10.45	-7.57
45	23.49	0.51
90	49.40	1.83
135	27.76	-1.66

Tabla 5.13: Valores máximos y mínimos de Figura 5.21.

En la Figura 5.21 se observa las tensiones transversales para láminas con geometría B. Al igual que con la geometría A, las zonas de mínima tensión que, en el caso de las tensiones longitudinales (eje X), seguían la orientación de las fibras, en el caso de las tensiones transversales van desfasadas 90° (la excepción es la lámina de 0° al igual que pasaba con la lámina a 90° en las tensiones longitudinales). Las láminas con agujero grande presentan el mismo patrón por lo que se optará por no mostrarlas.

5.5.3 Tensión tangencial (S_{12})

En primer lugar, en el caso de la geometría A, la orientación a 0° tiene tensión tangencial nula en la sección central y no nula en las proximidades de los bordes curvos, debido a que la carga es unidireccional y la fibra esta traccionada en la misma dirección. En el caso de la orientación de 90°, la carga y las fibras son perpendiculares, por lo que la tensión tangencial solo varía su dirección en las curvaturas de la geometría. Para las láminas a 45° y 135°, la distribución de las tensiones tangenciales es homogénea y estructurada a lo largo de toda la geometría debido a la orientación de las fibras.

Además, al ser perpendiculares entre sí presentan los mismos contornos con los valores máximos y mínimos cambiados de signo, lo que significa que tienen un comportamiento simétrico y dos láminas consecutivas permitirían anular estas tensiones (Tabla 5.14 y Figura 5.22).

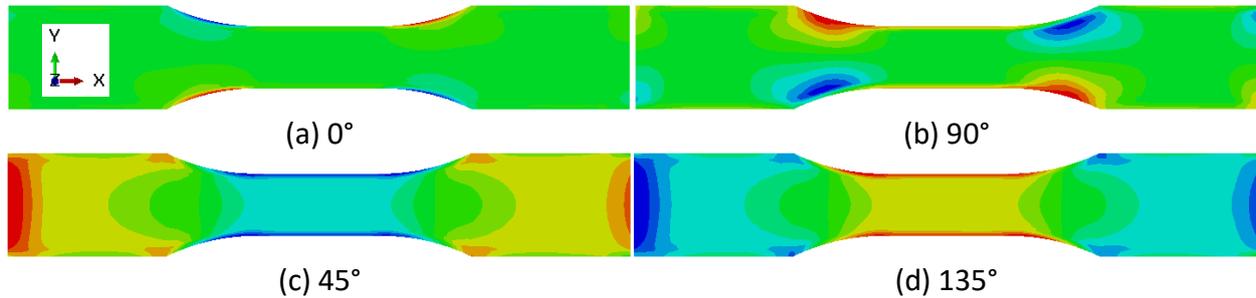


Figura 5.22: Variación de la tensión tangencial (S_{12}) según la orientación de la lámina con geometría A.

Orientación (°)	$\sigma_{12,m\acute{a}x}$ (MPa)	$\sigma_{12,m\grave{i}n}$ (MPa)
0	35.4	-32.1
45	-10.1	-40.7
90	10.3	-8.9
135	40.6	10.6

Tabla 5.14: Valores máximos y mínimos de Figura 5.22.

En segundo lugar, para la geometría B, tanto en el caso de la orientación de la fibra a 0° como para la de 90°, las tensiones tangenciales aparecen en las proximidades del agujero a ángulos de 45 y 135°, y son nulas a ángulos de 0 y 90°, siendo mayores los lóbulos para la orientación a 90°. Además, de igual forma que con la geometría A, las orientaciones de 45 y 135° presentan mapas de colores similares con sus valores máximos y mínimos cambiados de signo. Sus lóbulos tienen ángulos de 0 y 90°, siendo mayor el situado en el eje longitudinal debido a que es la dirección de la carga.

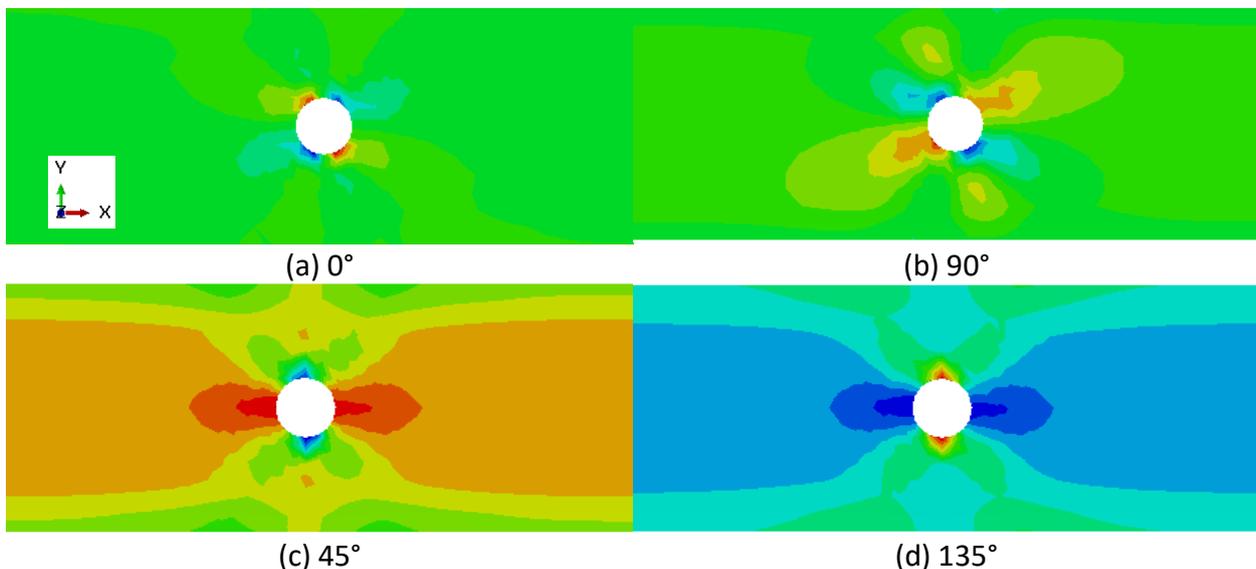


Figura 5.23: Variación de la tensión tangencial (S_{12}) según la orientación de la lámina con geometría B.

Orientación (°)	$\sigma_{12,m\acute{a}x}(MPa)$	$\sigma_{12,m\acute{i}n}(MPa)$
0	26.2	-23.9
45	-6.7	-42.0
90	10.0	-12.2
135	44.8	5.4

Tabla 5.15: Valores máximos y mínimos de Figura 5.23.

Por último, la geometría C presenta los mismos contornos que la B. Las zonas con mayor distorsión angular en el plano, serán aquellas con mayores tensiones tangenciales. En la geometría A se trata del borde libre de la sección central y de la zona con curvatura, mientras que para las geometrías B y C es en las proximidades del concentrador de tensiones en dirección de la carga. Como se ha visto, el hecho de que las tensiones tangenciales de las orientaciones a 45 y 135° sean similares con el signo cambiado, implica que apilar láminas con estas orientaciones previene la distorsión angular generada por s_{12} del material. De esta forma, se reducen las tensiones normales fuera del plano ya que para compensar las tensiones tangenciales en el plano, aparecen tensiones tangenciales interlaminares que, a su vez, se equilibran con las tensiones normales interlaminares, que se verán a continuación.

5.5.4 Tensión normal fuera del plano (S_{33})

Resulta importante estudiar las tensiones fuera del plano debido a que estas pueden producir delaminaciones. Como ya se ha comentado, entre otros motivos, estos fallos pueden ser producidos por distintas orientaciones entre láminas consecutivas y por la anisotropía del material, cuya resistencia fuera del plano de la lámina es mucho menor en comparación con las resistencias dentro del plano.

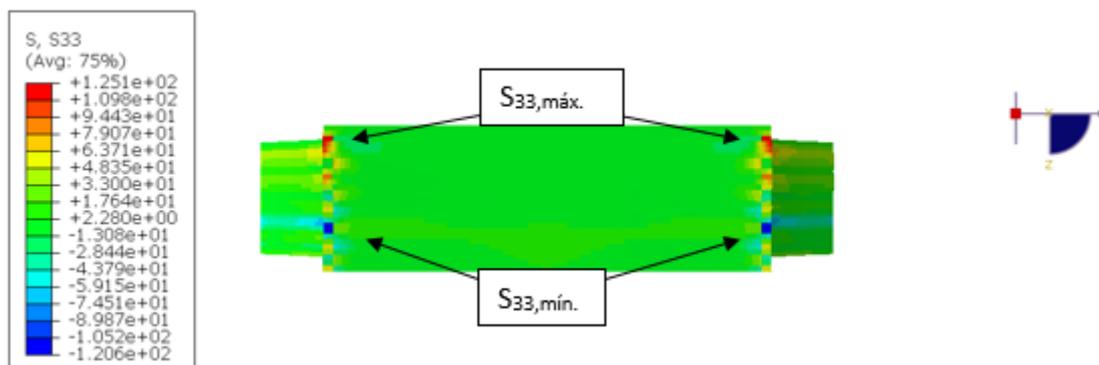


Figura 5.24: Variación de S_{33} del modelo con geometría A con un corte transversal en el centro.

En la Figura 5.24, se muestra la variación de la componente normal de la tensión en dirección del espesor para la probeta en forma de hueso. El eje de simetría se encuentra en la cara de más abajo de la imagen y la cara libre es la superior de las

láminas. Debido a la secuencia de apilación del material, se observan dos zonas que destacan sobre el resto (una de máximos y otra de mínimos). Además, se puede ver cómo estas zonas más críticas afectadas por estas tensiones son las zonas del borde libre del laminado. Con estos resultados, se puede predecir por dónde se producirá el fallo por delaminación del material siendo las zonas con mayores tensiones normales en dirección al espesor más proclives a la delaminación.

A continuación, se mostrará el comportamiento del material ante un concentrador de tensiones (Figura 5.25):

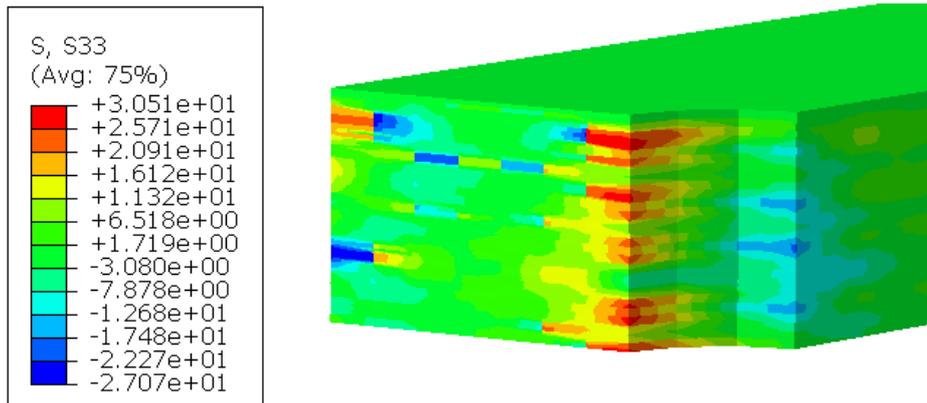


Figura 5.25: Variación de S_{33} del modelo con geometría B con corte en los dos ejes de simetría del plano.

En presencia de un concentrador de tensiones, siguen apareciendo dos zonas con valores de S_{33} grandes en comparación al resto: en el borde libre exterior de las láminas y en el borde libre alrededor del agujero. En concreto, se pueden ver zonas donde una misma lámina presenta cambios bruscos de tensiones positivas seguidas de negativas que favorece la separación entre láminas adyacentes al generarse pequeñas cavidades en el laminado. En el caso de la probeta con agujero grande se observa el mismo comportamiento (Figura 5.26). Si se sometiera la probeta a cargas de fatiga a tracción, probablemente sería en estas zonas donde aparecieran las primeras delaminaciones del material.

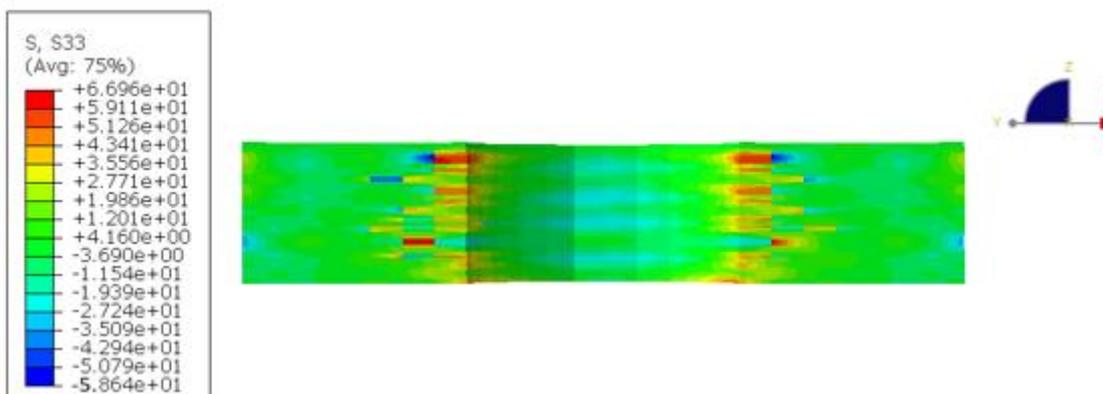


Figura 5.26: Variación de S_{33} del modelo con geometría C con un corte transversal.

A continuación, se muestra una gráfica de la variación de la tensión normal interlaminar respecto de la altura, en el borde del agujero para dos caminos distintos, el

primero a 0° en el eje longitudinal (eje X) y el segundo a 90° en el eje transversal (eje Y), para los modelos con agujero.

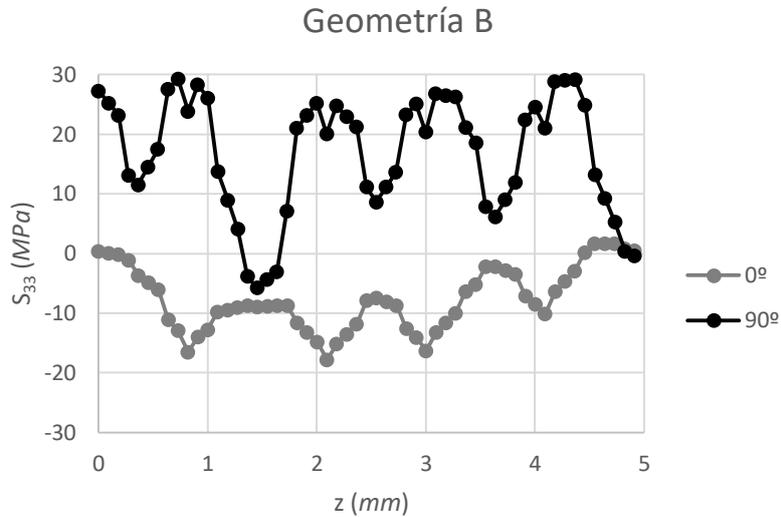


Figura 5.27: Variación de S_{33} según el espesor en el borde del concentrador de tensiones para el eje X (0°) e Y (90°) (geometría B).

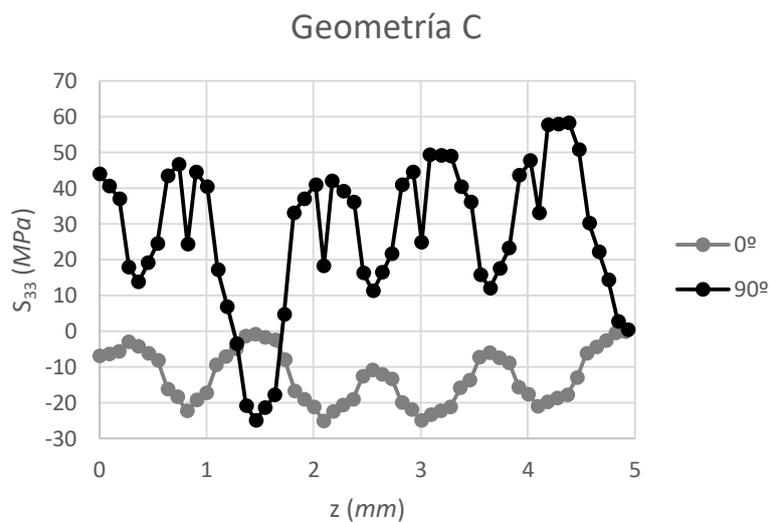


Figura 5.28: Variación de S_{33} según el espesor en el borde del concentrador de tensiones para el eje X (0°) e Y (90°) (geometría C).

En las Figuras 5.27 y 5.28, se observa cómo las máximas tensiones normales fuera del plano se recogen para el borde del agujero a 90° , que corresponde con las máximas tensiones locales longitudinales obtenidas, siendo, por tanto, esta dirección más propensa a la delaminación bajo una carga a tracción. Además, mientras que para 0° las tensiones S_{33} son negativas (tratan de bajar el borde de la lámina), para 90° son positivas (tratan de levantar el borde de la lámina). Por último, destacar que, a tenor de los resultados, a una altura de aproximadamente milímetro y medio desde el eje de

simetría, ambos modelos presentan un “gran valle” que indica una variación brusca en las tensiones normales interlaminares, llegando a un cambio en el sentido de la tensión (se tiende a separar el material), siendo esta zona la más propensa a la delaminación.

6 Conclusiones y trabajos futuros

En este proyecto, se ha llevado a cabo un estudio de las deformaciones y desplazamientos de un material aeronáutico CFRP (con y sin concentrador de tensiones), aplicando la metodología DIC a un ensayo a tracción del material. Además, apoyándose en los resultados experimentales, se han validado los modelos numéricos que han permitido analizar el material en cuestión.

Por un lado, se pueden extraer las siguientes conclusiones de la primera parte experimental del proyecto:

- La metodología DIC (técnica no destructiva) permite detectar el inicio y propagación del daño en la capa exterior de un laminado CFRP. Este efecto se ha observado tanto en probetas sin concentrador de tensiones como con concentrador de tensiones.
- Se han observado campos de desplazamientos y deformaciones coincidentes con los obtenidos en estudios similares para materiales compuestos, como es el caso de las distribuciones de deformaciones en forma de “mariposa”.
- Mediante este método se pueden obtener algunas propiedades mecánicas del material como el coeficiente de Poisson.
- Este método sirve de apoyo en la validación de modelos numéricos al dar una información muy detallada sobre las deformaciones y desplazamientos del material.

Por otro lado, se ha implementado y validado un modelo numérico del material CFRP. El análisis de los resultados numéricos permite una mayor comprensión del tipo de material ensayado pudiendo estudiar cómo afecta la secuencia de apilamiento o un concentrador de tensiones al laminado. Del análisis numérico se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- Mediante el análisis tensional en el plano se pueden localizar las zonas con mayores tensiones en las láminas internas del laminado. En estas láminas se localizará la aparición de microrroturas.
- Se ha verificado que las láminas a 0° soportan los esfuerzos axiales, las de 90° cargas laterales y las de $\pm 45^\circ$ esfuerzos cortantes.
- Como consecuencia del apilado de láminas con fibras orientadas en distintas direcciones, surgen tensiones fuera del plano que pueden propiciar el inicio del daño en el laminado. En el caso del material ensayado, los efectos de borde, bajo la presencia de un concentrador de tensiones, son más relevantes a una altura de $\pm 1,5 \text{ mm}$ desde el centro de la probeta.
- Tanto el borde libre como el agujero juegan un papel fundamental a la hora de la rotura del material. Es en estas zonas donde las tensiones fuera del plano son mayores.

Por último, tras los resultados obtenidos y las conclusiones extraídas, se abren nuevas líneas de investigación o posibles ampliaciones y complementaciones al trabajo realizado como podrían ser:

- El uso de metodología DIC 3D para observar no solo las deformaciones y desplazamientos en la superficie expuesta, sino también en dirección del espesor.
- El uso de otras técnicas no destructivas para prever el inicio del daño como es el caso de la termografía activa, ensayos con ultrasonidos, líquidos penetrantes...
- Someter el material a otros tipos de ensayos como ensayos a fatiga.

7 Referencias

- [1] R. Belda, M. Palomar, N. Feito y E. Giner, «Compression failure characterization of open cell polyurethane foams using digital image correlation».
- [2] «Materiales compuestos, materiales fascinantes,» [En línea]. Available: <http://www.revistaondicula.com/materiales-compuestos-materiales-fascinantes/>.
- [3] «Materiales Compuestos,» [En línea]. Available: <https://ingemecanica.com/tutorialsemanal/tutorialn114.html>.
- [4] J. A. Mayugo Majó, «Estudio constitutivo de materiales compuestos laminados sometidos a cargas cíclicas,» *TDX (Tesis Doctorals en Xarxa)*, 26 9 2003.
- [5] E. B. Pozuelo, S. K. G. Castillo y S. Sánchez Sáez, «Tema 2.3,» 2010.
- [6] «¿Qué son los prepregs?,» [En línea]. Available: <https://www.linkedin.com/pulse/qu%C3%A9-son-los-prepregs-rakesh-verma>.
- [7] «Resin Transfer Molding (RTM) for FPR Composites | MFG,» [En línea]. Available: <https://www.moldedfiberglass.com/processes/resin-transfer/>.
- [8] © ASTM International, «Standard Test Method for Tensile Properties of Reinforced Thermosetting Plastics Using Straight-Sided Specimens, ASTM D5083-17» 2017.
- [9] International Organization For Standardization (ISO), «Plastics - Determination of tensile properties - Part 4: Test conditions for isotropic and orthotropic fibre-reinforced plastic composites,» 4 Julio 2005.
- [10] © ASTM International, «Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates, D5766/D5766M – 11» 2018.
- [11] R. Belda, M. Palomar, N. Feito y E. Giner, «Compression failure characterization of open cell polyurethane foams using digital image correlation».
- [12] S. Zhang, C. C. Caprani y A. Heidarpour, «Strain rate studies of pultruded glass fibre reinforced polymer material properties: A literature review,» *Construction and Building Materials*, vol. 171, pp. 984-1004, 2018.
- [13] M. Merzkirch y T. Foecke, «10° off-axis testing of CFRP using DIC: A study on strength, strain and modulus,» *Composites Part B: Engineering*, vol. 196, p. 108062, 2020.
- [14] S. M. J. Razavi, M. R. Ayatollahi, H. R. Majidi y F. Berto, «A strain-based criterion for failure load prediction of steel/CFRP double strap joints,» *Composite Structures*, vol. 206, pp. 116-123, 2018.
- [15] G. Seon, A. Makeev, J. D. Schaefer y B. Justusson, «Measurement of Interlaminar Tensile Strength and Elastic Properties of Composites Using Open-Hole Compression

Testing and Digital Image Correlation,» *Applied Sciences*, vol. 9, nº 13, p. 2647, 29 6 2019.

[16] J. L. P. C. Carlos Navarro Ugena, «INTRODUCCION AL METODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS: APLICACIÓN A LA MECANICA DE SÓLIDOS,» 2015.

[17] Solís Fajardo, Alberto, Barbero Pozuelo Dra Sonia Sánchez Sáez, Enrique y Barbero Pozuelo, Enrique. <<Análisis de los efectos de borde en laminados de material compuesto mediante modelos numéricos. >>

[18] © Illinois Tool Works Inc., «8801 Equipo de Ensayo de Fatiga,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.instron.es/es-es/products/testing-systems/dynamic-and-fatigue-systems/servo-hydraulic-fatigue/8801-floor-model>.

[19] L. © 2009-2020 MYUTRON CO., «Myutron Japan,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.myutron.com/en/lens/fa/hf/>.

[20] © Seguridad Social 2020, «Seguridad Social: Bases de cotización 2019,» 2020. [En línea]. Available: <http://www.seg-social.es/wps/portal/wss/internet/Trabajadores/CotizacionRecaudacionTrabajadores/36537#36538>.

ANEXO I: PLIEGO DE CONDICIONES

En este anexo se detallan los equipos y el software empleado para la realización del proyecto.

MAQUINA UNIVERSAL INSTRON 8801

En la Tabla A1. 1 se muestran las especificaciones técnicas de la máquina empleada para el ensayo a tracción (INSTRON 8801):

		Altura estándar	Altura extra
Máxima apertura entre la célula de carga y el actuador	<i>mm</i>	1023	1403
	<i>in</i>	40.3	55.2
Capacidad de carga dinámica	<i>kN</i>	±50	±100
	<i>Kip</i>	±11	22
Carrera total del actuador	<i>mm</i>	150	
	<i>in</i>	5.9	
Configuración	Marco de carga de alta rigidez de columna doble con actuador en mesa inferior		
Elevadores y bloqueo	Elevadores y bloqueos hidráulicos		
Célula de carga	Célula de carga Dynacell™ clasificada a fatiga. Montada en la cruceta superior con capacidad para adaptar un actuador		
Precisión de pesaje de carga	± 0.002% de la capacidad de célula de carga o 0.5% de la carga indicada		
Soporte requerido de presión hidráulica	<i>bar</i>	207	
	<i>psi</i>	3000	
Soporte eléctrico	Red monofásica 90-132 o 180/264 VAC 45/65 Hz. Consumo de potencia máxima: 800 VA		
Ambiente de operación	De +10°C a +38°C (de +50°F a +100°F) con un porcentaje de humedad entre el 10 y el 90%		
Rigidez de la estructura	<i>kN/mm</i>	390	
Peso de la estructura	<i>kg</i>	625	
	<i>lb</i>	1377	

Tabla A1. 1: Especificaciones técnicas de la máquina INSTRON 8801 [18].

DISPOSITIVOS PARA LA CAPTURA DE IMÁGENES MEDIANTE DIC

Para el método DIC, las lentes de la cámara son las HF7518V-2 Myutron y sus especificaciones y dimensiones se muestran a continuación (Tabla A1. 2 y Figura A1.1):

ANEXO II: PRESUPUESTO

En este apartado se va a realizar un análisis del coste total asociado a la realización del proyecto. Para ello, se considerará el coste de la mano de obra, licencias de software, así como el material empleado.

COSTE DE MANO DE OBRA

Para estimar el sueldo, se han consultado las bases de cotización de contingencias comunes para ingenieros, licenciados, ingenieros técnicos y ayudantes titulados. Los datos de sus cotizaciones se muestran en la Tabla A2. 1 [20]:

Grupo de Cotización	Categorías Profesionales	Bases mínimas €/mes	Bases máximas €/mes
1	Ingenieros y Licenciados. Personal de alta dirección no incluido en el artículo 1.3.c) del Estatuto de los Trabajadores	1,466.40	4,070.10
2	Ingenieros Técnicos, Peritos y Ayudantes Titulados	1,215.90	4,070.10

Tabla A2. 1: Bases de cotización.

A partir de las bases de cotización, se considera el ingeniero técnico a cargo de la realización del proyecto (grupo 2), el director del proyecto dentro del grupo 1 y el técnico de laboratorio como ayudante titulado (grupo 2). El salario bruto para cada uno de ellos será aproximadamente (Tabla A2. 2):

	Director	Ingeniero técnico	Técnico de laboratorio
Salario mensual (€/mes)	2,200.00	1,680.00	1,550.00

Tabla A2. 2: Salarios estimados en bruto.

Con las estimaciones de los salarios, se calculará el coste de mano de obra mediante las horas de trabajo empleadas (Tabla A2. 3):

Ingeniero técnico			
	Tiempo (h)	Coste/Tiempo(€/h)	Coste (€)
Documentación	30	10.50	315.00
Preparación y realización de ensayos	15		157.50
Simulación	150		1575.00
Redacción	105		1102.50
Director			
	Tiempo (h)	Coste/Tiempo(€/h)	Coste (€)
Orientación y revisión	50	13.75	687.50
Técnico de laboratorio			
	Tiempo (h)	Coste/Tiempo(€/h)	Coste (€)
Preparación y realización de ensayos	30	12.50	375.00
TOTAL			4212.50

Tabla A2. 3: Horas de trabajo y coste asociado.

COSTE DE LICENCIAS

Se han empleado diversos software de los cuales algunos se encuentran amortizados debido a que llevan un gran tiempo en funcionamiento como es el caso del Fast Track Software. En el caso de la licencia de ABAQUS, la licencia anual es de 33,000€, teniendo en cuenta que las horas de realización del proyecto dedicadas a la parte numérica (120h), el coste de la licencia de ABAQUS asociado al trabajo es de 2,062.50€.

COSTE DIC

El conjunto del DIC formado por el software, la cámara y los focos es de 30,000€, tomando solo el tiempo de uso del DIC, el coste asociado es de 102.74€.

COSTE DEL MATERIAL

El coste de cortar las tres probetas por chorro de agua ha sido de 137.09€.

COSTE TOTAL

El coste total será (Tabla A2. 4):

	Coste (€)
Mano de obra	4212.50
Adquisición de licencias	2,062.50
Pack DIC	102.74
Material	137.09
COSTE TOTAL	6514.83

Tabla A2. 4: Costes del proyecto.