



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

Máster en Ingeniería Aeronáutica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

---

# Modelado del fallo por delaminación bajo cargas de compresión en laminados CFRP mediante elementos finitos cohesivos

---

TRABAJO FINAL DE MÁSTER

---

Autor: Pachés Moreno, Josep Vicent

Tutor: Giner Maravilla, Eugenio

Cotutor: Calvo Orozco, José Vicente

- VALENCIA, SEPTIEMBRE DE 2021 -





# Agradecimientos

*En agradecimiento a Eugenio por haberme dado la oportunidad de trabajar con él. A José Vicente, por su interminable ayuda y por haber encontrado siempre un momento para mí cuando lo necesitaba. A Maria, por su apoyo incansable. A mi familia por estar siempre ahí pase lo que pase. Y, por último, a mis compañeros y amigos, que se han convertido en mi segunda familia.*



# Resumen

El principal objetivo de este proyecto es modelar el comportamiento previo al fallo por delaminación en polímeros reforzados con fibra de carbono (CFRP) cuando se encuentran sometidos a cargas de compresión. Para ello, se realizan ensayos experimentales mediante una máquina electromecánica con probetas de CFRP previamente fabricadas y, con ayuda del software de elementos finitos Abaqus, se intenta modelar su comportamiento comparándolo con los resultados de los ensayos experimentales previos. La herramienta que permite modelar la delaminación de forma computacional son los elementos cohesivos, los cuales presentan la ventaja de no requerir la presencia de una grieta inicial. No obstante, se encuentran caracterizados por una serie de parámetros cuya influencia es importante conocer, con lo cual conviene realizar un estudio paramétrico previo. Para dicho estudio, se va a simular un ensayo tipo *Double Cantilever Beam* (DCB) que permita conocer la influencia de cada parámetro. Este tipo de ensayos es el más común para evaluar la fractura interlaminar o delaminación de modo I en laminados compuestos.

**Palabras Clave:** Delaminación, CFRP, elementos cohesivos, Abaqus, materiales compuestos.



# Abstract

The main goal of this project is to model the behaviour prior to delamination failure in carbon fibre reinforced polymers (CFRP) when they are subjected to compressive loads. To this end, experimental tests are carried out using an electromechanical machine with previously manufactured CFRP specimens and, with the help of the finite element software named Abaqus, an attempt is made to model their behaviour by comparing it with the results of previous experimental tests. The tool for modelling delamination computationally is cohesive elements, which have the advantage of not requiring the presence of an initial crack. However, they are characterised by a series of parameters whose influence is important to know, and it is therefore advisable to carry out a prior parametric study. For this study, a Double Cantilever Beam (DCB) test will be simulated in order to find out the influence of each parameter. This type of test is the most common to evaluate interlaminar fracture or mode I delamination in composite laminates.

**Keywords:** Delamination, CFRP, cohesive elements, Abaqus, composites.



# Resum

El principal objectiu d'aquest projecte és modelar el comportament previ a la fallada per delaminació en polímers reforçats amb fibra de carboni (CFRP) quan aquests es troben sotmesos a càrregues de compressió. Per a això, es realitzen assajos experimentals mitjançant una màquina electromecànica amb provetes de CFRP prèviament fabricades i, amb ajuda del programa d'elements finits Abaqus, s'intenta modelar el seu comportament comparant-ho amb els resultats dels assajos experimentals previs. L'eina que permet modelar la delaminació de manera computacional són els elements cohesius, els quals presenten l'avantatge de no requerir la presència d'un clavill inicial. No obstant això, es troben caracteritzats per una sèrie de paràmetres la influència dels quals és important conèixer, amb la qual cosa convé realitzar un estudi paramètric previ. Per a aquest estudi, se simularà un assaig tipus *Double Cantilever Beam* (DCB) que permeti conèixer la influència de cada paràmetre. Aquest tipus d'assajos és el més comú per a avaluar la fractura interlaminar o delaminació en mode I en laminats compostos.

**Keywords:** Delaminació, CFRP, elements cohesius, Abaqus, materials compostos.



# Índice general

Agradecimientos	III
Resumen	V
Abstract	VII
Resum	IX
Índice general	XI
Índice de figuras	XV
Índice de tablas	XIX
I MEMORIA	1
1 Introducción	3
1.1 Estado del arte . . . . .	3
1.2 Objetivos y estructura del proyecto . . . . .	7
2 Materiales compuestos	9
2.1 Introducción . . . . .	9
2.2 Clasificación de los materiales compuestos . . . . .	10
2.2.1 Compuestos reforzados con fibras . . . . .	10
2.2.2 Compuestos estructurales . . . . .	13
2.2.3 Compuestos reforzados con partículas . . . . .	15
2.3 Modos de fallo . . . . .	15
2.3.1 Modos de fallo en materiales compuestos reforzados con fibras . . . . .	15
2.3.2 Modos de fallo en compuestos laminados: la delaminación . . . . .	18

3	Métodos numéricos para el análisis de la delaminación. Elementos cohesivos	19
3.1	Comportamiento previo al inicio de daño	21
3.2	Criterio de inicio de daño	22
3.3	Evolución del daño	22
3.3.1	Evolución del daño basada en el desplazamiento	23
3.3.2	Evolución del daño basada en la energía	24
3.4	Longitud de la zona cohesiva	25
4	Ensayos experimentales a compresión	27
4.1	Normativa del ensayo	27
4.2	Fabricación de las probetas	28
4.3	Ensayos en la máquina MTS	31
4.4	Gráficas fuerza-desplazamiento	34
4.4.1	Probetas sin inserto de teflón	36
4.4.2	Probetas con inserto de teflón	36
4.5	Estado de las probetas tras los ensayos	38
4.5.1	Probetas sin inserto de teflón	38
4.5.2	Probetas con inserto de teflón	39
5	Análisis paramétrico mediante un ensayo <i>Double Cantilever Beam</i> simulado en Abaqus	41
5.1	Introducción	41
5.2	Implementación del modelo en Abaqus	44
5.2.1	Introducción al <i>software</i> Abaqus	44
5.2.2	Creación de la geometría	44
5.2.3	Definición de las propiedades	45
5.2.4	Definición del <i>Step</i>	47
5.2.5	Definición de las condiciones de contorno	49
5.2.6	Mallado del modelo	50
5.3	Estudio de la influencia de los parámetros que definen los elementos cohesivos	53
5.3.1	Influencia del coeficiente de viscosidad	54
5.3.2	Influencia del tamaño de elemento en la zona de propagación de grieta	55
5.3.3	Influencia de la tenacidad a fractura interlaminar	56
5.3.4	Influencia de la rigidez interfacial	57
5.3.5	Influencia del valor de tensión nominal máxima en modo I puro	58
5.3.6	Influencia del valor de tensión nominal máxima en modo II puro	58
5.3.7	Resumen	59
5.4	Comparativa con los resultados experimentales	60
6	Modelado del comportamiento previo al fallo en los ensayos a compresión mediante Abaqus	63
6.1	Introducción	63
6.2	Creación de la geometría	64
6.2.1	Modelo sin inserto de teflón	64
6.2.2	Modelo con inserto de teflón	65

6.3	Definición de las propiedades . . . . .	66
6.3.1	Propiedades de las láminas . . . . .	66
6.3.2	Propiedades de los elementos cohesivos . . . . .	66
6.4	Definición de los <i>Steps</i> y análisis del pandeo . . . . .	66
6.4.1	<i>Modelo 1</i> . . . . .	67
6.4.2	<i>Modelo 2</i> . . . . .	68
6.5	Definición de las condiciones de contorno . . . . .	69
6.6	Mallado de los modelos . . . . .	70
6.7	Resultados de los modelados . . . . .	71
6.7.1	<i>Modelo sin inserto de teflón</i> . . . . .	72
6.7.2	<i>Modelo con inserto de teflón</i> . . . . .	74
7	Conclusiones y trabajos futuros . . . . .	81
II	ANEXOS . . . . .	83
A	Parámetros utilizados en los distintos estudios del análisis paramétrico del Capítulo 5 . . . . .	85
A.1	Estudio del coeficiente de viscosidad (Sección 5.3.1) . . . . .	85
A.2	Estudio del tamaño de elemento en la zona de propagación de grieta (Sección 5.3.2) . . . . .	86
A.3	Estudio de la tenacidad a fractura interlaminar (Sección 5.3.3) . . . . .	86
A.4	Estudio de la rigidez interfacial (Sección 5.3.4) . . . . .	87
A.5	Estudio de la tensión máxima en modo I puro (Sección 5.3.5) . . . . .	87
A.6	Estudio de la tensión máxima en modo II puro (Sección 5.3.6) . . . . .	88
B	Pliego de condiciones . . . . .	89
B.1	Alcance . . . . .	89
B.2	Resumen del proyecto . . . . .	89
B.3	Condiciones del proyecto . . . . .	90
B.3.1	Condiciones técnicas . . . . .	90
B.3.2	Evaluación de resultados . . . . .	90
B.3.3	Condiciones económicas . . . . .	90
B.3.4	Condiciones del contrato . . . . .	91
C	Presupuesto . . . . .	93
C.1	Costes de <i>software</i> . . . . .	93
C.2	Costes de <i>hardware</i> . . . . .	94
C.3	Costes de material . . . . .	94
C.4	Costes de mano de obra . . . . .	95
C.5	Costes indirectos . . . . .	95
C.6	Coste total y precio de mercado . . . . .	95
	Bibliografía . . . . .	97



# Índice de figuras

1.1. Evolución del uso de los materiales compuestos en aviones [3]. . . . .	4
1.2. Representación de los materiales utilizados en un Boeing 787 [3]. . . . .	5
2.1. Fases de un material compuesto [7]. . . . .	10
2.2. Ejemplos de tipos de fibras según el material. . . . .	12
2.3. Ejemplos de tipos de fibras según la disposición. . . . .	13
2.4. Ejemplo de fibras cortas de carbono [14]. . . . .	13
2.5. Ejemplos de laminado unidireccional (izquierda) y laminado simétrico (derecha) [1].	14
2.6. Ejemplo de compuesto tipo <i>sandwich</i> [1]. . . . .	15
2.7. Ejemplos de modos de fallo en materiales compuestos reforzados con fibras: (a) Pandeo. (b) Doblado de las fibras. (c) Formación de bandas de cortadura. (d) Agrietamiento de la matriz [15] . . . . .	17
2.8. Defectos frecuentes en los compuestos de fibras de carbono [17]. . . . .	17
3.1. Leyes de tracción-separación [21]. . . . .	20
3.2. Ley de tracción-separación bilineal (Rozylo [22]). . . . .	20
3.3. Gráfica tracción-separación para ley bilineal y modo I o modo de abertura (Salve y Jalwadi [21]). . . . .	21
3.4. Ejemplo de gráfica tracción-separación típica (Salve y Jalwadi [21]). . . . .	23
3.5. Representación de la longitud de la zona cohesiva. . . . .	25
4.1. Esquema del ensayo a compresión. . . . .	28
4.2. Ejemplo de probeta utilizada para los ensayos experimentales a compresión. . . .	28
4.3. Esquema de la técnica de moldeo con bolsa de vacío [27]. . . . .	29

4.4. Ejemplos de probetas con tacones de 35 mm de longitud (P1, P2, P3, P6, P7 y P8).	30
4.5. Ejemplo de probeta con tacones de 60 mm de longitud (P4).	31
4.6. Máquina MTS C42.503.	32
4.7. Diagrama de bloques.	33
4.8. Máquina MTS preparada antes del ensayo.	34
4.9. Gráfica fuerza-desplazamiento de todas las probetas estudiadas.	35
4.10. Gráfica fuerza-desplazamiento de las probetas sin inserto de teflón.	36
4.11. Gráfica fuerza-desplazamiento de las probetas con inserto de teflón.	37
4.12. Estado de algunas de las probetas sin inserción de teflón tras los ensayos.	38
4.13. Estado de algunas de las probetas con inserción de teflón tras los ensayos.	39
5.1. Modos básicos de fallo interlaminar [28].	42
5.2. Esquema de la probeta con los bloques de carga para ensayo tipo DCB [30].	43
5.3. Esquema de la geometría del modelo vista de perfil.	45
5.4. Geometría tridimensional del modelo.	45
5.5. Definición de la orientación del material que componen las láminas.	46
5.6. Definición de los incrementos temporales del <i>step</i> .	48
5.7. Definición de las no linealidades y la estabilización automática.	48
5.8. Ensayo DCB perteneciente a un proyecto previo realizado por el CIIM.	49
5.9. Condiciones de contorno del modelo en Abaqus.	50
5.10. Mallado de las láminas del modelo.	51
5.11. Detalle del mallado en la zona «crítica» de las láminas.	52
5.12. Mallado de la zona cohesiva del modelo.	53
5.13. Influencia del coeficiente de viscosidad.	54
5.14. Influencia del tamaño de elemento.	55
5.15. Influencia de la tenacidad a fractura interlaminar.	56
5.16. Influencia de las rigideces interfaciales.	57
5.17. Influencia de la tensión nominal máxima en modo I puro.	58
5.18. Influencia de la tensión nominal máxima en modo II puro.	59
5.19. Comparativa entre los resultados numéricos y los experimentales.	61
6.1. Esquema de la geometría del <i>Modelo sin inserto de teflón</i> vista de perfil.	64
6.2. Geometría tridimensional del <i>Modelo sin inserto de teflón</i> .	64

6.3. Esquema de la geometría del <i>Modelo con inserto de teflón</i> vista de perfil. . . . .	65
6.4. Geometría tridimensional del <i>Modelo con inserto de teflón</i> . . . . .	65
6.5. Procedimiento para el análisis del pandeo en Abaqus. . . . .	66
6.6. Capturas de la definición del <i>step</i> de pandeo en Abaqus. . . . .	67
6.7. Definición de los incrementos temporales del <i>step</i> del <i>Modelo 2</i> . . . . .	68
6.8. Comando para cargar la imperfección en la macro del modelo. . . . .	68
6.9. Captura de la definición de la condición de desplazamiento negativo unitario en el eje X. . . . .	69
6.10. Condiciones de contorno para el modelado del ensayo a compresión. . . . .	70
6.11. Mallado de los modelos para el análisis de pandeo. . . . .	71
6.12. Gráficas fuerza-desplazamiento del <i>Modelo sin inserto de teflón</i> para los distintos casos estudiados. . . . .	73
6.13. Gráficas fuerza-desplazamiento del <i>Modelo con inserto de teflón</i> para los distintos casos estudiados. . . . .	75
6.14. Campos de desplazamiento resultantes del análisis de pandeo lineal en el <i>Modelo con inserto de teflón</i> . . . . .	76
6.15. Campo de desplazamientos resultante del análisis de pandeo en el <i>Modelo con inserto de teflón</i> para diferentes instantes de tiempo. . . . .	77
6.16. Evolución de la variable escalar de daño para diferentes instantes de tiempo. . . . .	78



# Índice de tablas

1.1. Comparativa del uso de FRPs entre el Boeing 777 y el Boeing 787 Dreamliner [1].	4
4.1. Descripción de las probetas de CFRP utilizadas en los ensayos. . . . .	30
5.1. Propiedades de las láminas . . . . .	46
5.2. Coste computacional en función del tamaño de elemento. . . . .	55
5.3. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	60
6.1. Casos de estudio para el <i>Modelo sin inserto de teflón</i> . . . . .	72
6.2. Casos de estudio para el <i>Modelo con inserto de teflón</i> . . . . .	74
A.1. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	85
A.2. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	86
A.3. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	86
A.4. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	87
A.5. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	87
A.6. Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica. . . . .	88
C.1. Desglose de costes de <i>software</i> . . . . .	93
C.2. Características técnicas de los ordenadores utilizados en el proyecto. . . . .	94
C.3. Desglose de costes de <i>hardware</i> . . . . .	94
C.4. Desglose de costes de mano de obra. . . . .	95
C.5. Desglose de costes totales y coste industrial. . . . .	95
C.6. Precio de mercado. . . . .	96



Parte I

# MEMORIA



## Capítulo 1

# Introducción

### 1.1 Estado del arte

«Los materiales compuestos son materiales híbridos formados por la combinación de dos o más componentes con la finalidad de aprovechar las ventajas de cada uno de ellos» (Rana y Fanguero [1]). La inclusión de dichos materiales en las estructuras de los aeronaves se produjo tras el descubrimiento de la fibra de carbono en el año 1964. Sin embargo, tal y como indica Soutis [2], no fue hasta finales de la década de los 60 cuando estos nuevos materiales empezaron a aplicarse en aviones militares, formando parte de componentes como flaps, alerones o timones. A medida que se empezó a ganar experiencia en su uso y a crecer el número de aplicaciones, comenzaron a desarrollarse fibras mejoradas y nuevos materiales para la matriz, tales como polímeros termoestables y termoplásticos, que dieron lugar a los llamados polímeros reforzados con fibras (FRP). Estos poseían mejores características que los materiales tradicionales como el aluminio o el titanio, lo que permitió reemplazar a estos en el uso de las estructuras primarias.

En la actualidad, el consumo de materiales compuestos en la industria aeroespacial ha aumentado de forma exponencial, utilizándose tanto en piezas estructurales primarias como secundarias, como por ejemplo antenas o estabilizadores. En la Figura 1.1 se muestra dicho crecimiento para el caso de los aviones comerciales desde la década de los 60 hasta el 2014. En ella se observa como hoy en día más del 50 % del peso total de los aviones se debe a materiales compuestos.

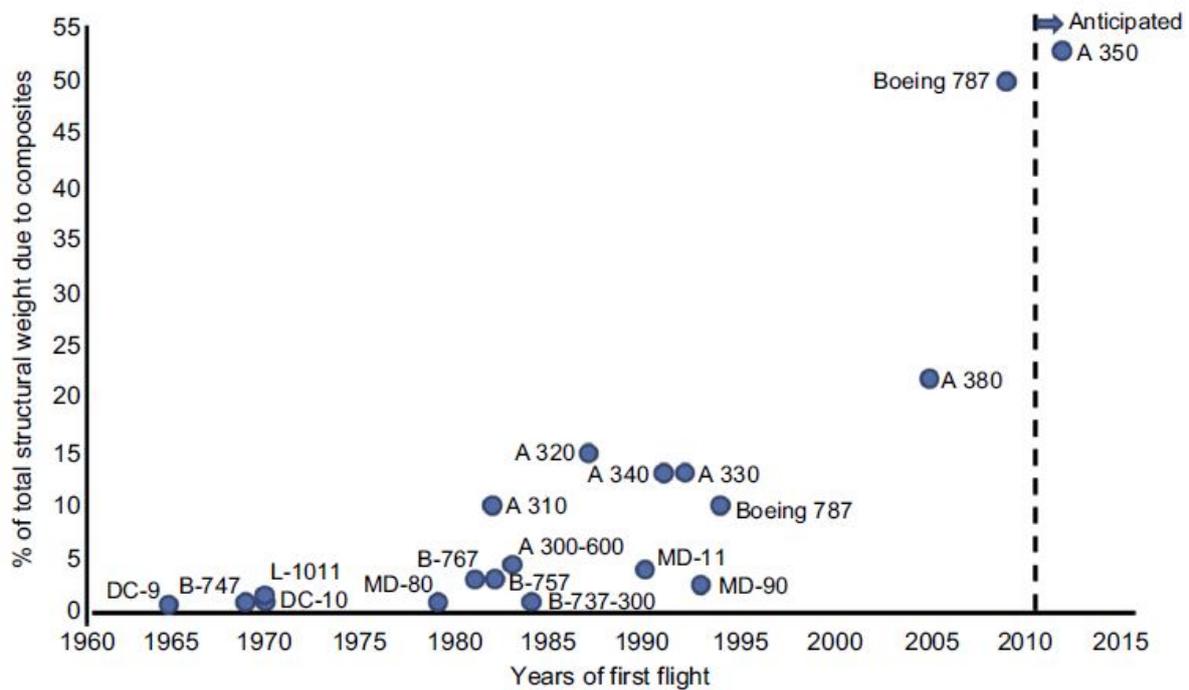


Figura 1.1: Evolución del uso de los materiales compuestos en aviones [3].

En la Tabla 1.1 se puede ver otra demostración, dada por Rana y Fangueiro [1], del gran incremento en el uso de los materiales compuestos en los aviones comerciales. Por un lado, se tiene el Boeing 777, un avión bimotor de largo alcance con capacidad para más de 300 pasajeros que fue presentado en el año 2000 y en el que los materiales compuestos representaban el 11 % del peso total. Por otro lado, el Boeing 787 Dreamliner fue presentado solamente 7 años después, en 2007, y el uso de materiales compuestos se quintuplicó, llegando a representar hasta el 50 % del peso total. En la Figura 1.2 se puede observar una representación de la proporción de los materiales empleados en un Boeing 787.

<b>Boeing 777</b>	<b>Boeing 787 Dreamliner</b>
Lanzado el año 2000	Lanzado el año 2007
11 % FRPs	50 % FRPs
70 % Aluminio	20 % Aluminio
7 % Titanio	15 % Titanio
11 % Acero	10 % Acero
1 % Otros	5 % Otros

Tabla 1.1: Comparativa del uso de FRPs entre el Boeing 777 y el Boeing 787 Dreamliner [1].

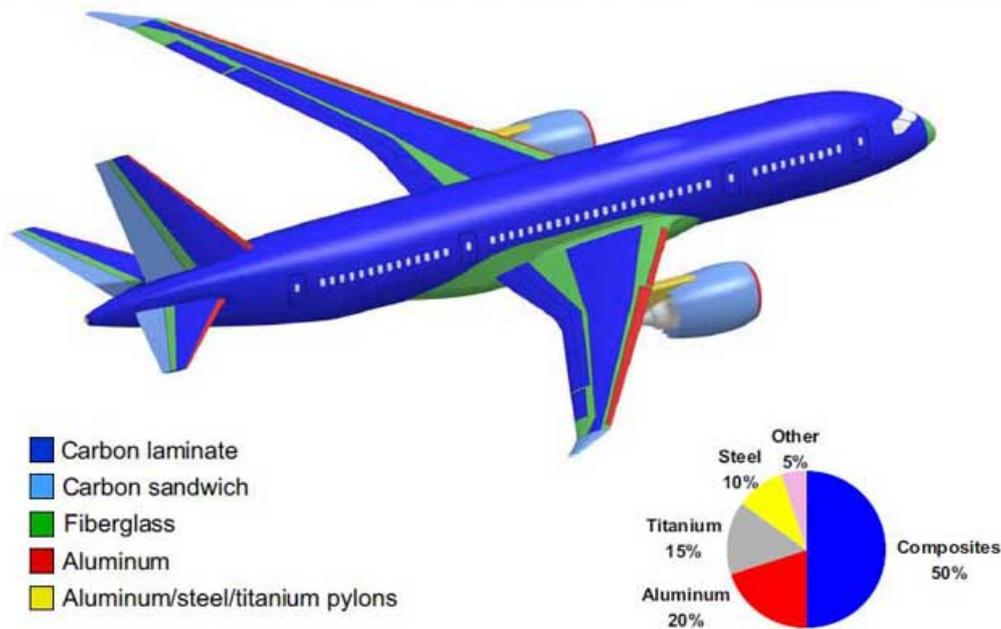


Figura 1.2: Representación de los materiales utilizados en un Boeing 787 [3].

El gran incremento en el uso de los FRP en los últimos años viene motivado por sus excelentes propiedades, pues estos son capaces de cumplir con los requerimientos más exigentes de las estructuras aeronáuticas. Algunos de dichos requerimientos, expuestos por Rana y Fanguero [1], son los siguientes:

- **Bajo peso.** Los FRP son mucho más ligeros que las aleaciones metálicas, por lo que su uso conlleva grandes reducciones de peso (en ocasiones de más del 30 %) en las estructuras de las aeronaves actuales en comparación con aeronaves más antiguas. Esta reducción de peso es sinónimo de menores consumos de combustible, lo que a su vez significa más ahorros y menores emisiones de gases de efecto invernadero.
- **Alta resistencia.** Los materiales utilizados en las estructuras aeronáuticas deben ofrecer una alta resistencia, ya que ciertos componentes, como las alas, pueden estar sometidos a fuerzas extremas.
- **Larga vida útil.** El tiempo de vida de las estructuras aeronáuticas depende en gran medida de su comportamiento a fatiga, de modo que unas buenas propiedades a fatiga reducen la frecuencia y el coste de mantenimiento y aumentan la seguridad.
- **Alta resistencia a fractura y tolerancia al daño.** Los materiales utilizados en la industria aeronáutica también deben poseer una alta resistencia a fractura y tolerancia al daño. De este modo, se consigue que las grietas y los defectos presentes en las estructuras no crezcan rápidamente y provoquen un fallo repentino de las mismas.
- **Alta resistencia a impacto.** Una alta resistencia a impacto también supone un requerimiento importante en las estructuras aeronáuticas, pues pueden producirse impactos repentinos contra las mismas, como choques con aves y demás objetos extraños.

- **Multifuncionalidad.** Otra característica importante en las estructuras aeronáuticas es su multifuncionalidad. Deben garantizar una buena estabilidad dimensional bajo una amplia gama de temperaturas, resistencia a rayos, a entornos corrosivos, etc.

Además de todas estas características, en comparación con los metales, los materiales compuestos requieren menores juntas y remaches, lo que conlleva una mayor fiabilidad y menor susceptibilidad a grietas por fatiga.

No obstante, como bien indican Rana y Figueiro [1], el uso de materiales compuestos en las estructuras aeronáuticas plantea una serie de problemas. A día de hoy, y en comparación con los diseños con materiales metálicos, todavía se dispone de escasa información sobre su comportamiento. La principal problemática de los materiales compuestos reside en su compleja estructura, lo que dificulta la detección de diversos daños, especialmente los daños por impacto, que pueden no ser visibles. Además, las reparaciones de las estructuras diseñadas con materiales compuestos requieren mayor tiempo que aquellas formadas con materiales metálicos. Por todo ello, los trabajos futuros deberían dirigirse a abordar estos retos para mantener el constante crecimiento del uso de los materiales compuestos en la industria aeroespacial.

Pese a que en las últimas décadas el uso de los materiales compuestos en las estructuras aeronáuticas ha crecido de forma ininterrumpida, no lo ha hecho de forma tan drástica como se preveía. Tal y como exponen Baker et al. [4], el motivo principal de este fenómeno es el elevado coste de los componentes fabricados con materiales compuestos en comparación con los fabricados con aleaciones metálicas. Otros factores que se indican son el elevado coste de certificación de los nuevos componentes, su baja resistencia a través del espesor y sus limitaciones de temperatura, en comparación con las aleaciones de titanio. Por consiguiente, los metales siguen siendo preferibles en muchas aplicaciones aeronáuticas.

Por otro lado, como indica Liu et al. [5], los complicados mecanismos de fallo de los materiales compuestos laminados suponen un gran reto en el diseño y aplicación de los mismos. En particular, la delaminación se considera como uno de los modos de fallo más importantes, el cual afecta en gran medida a la rigidez y a la resistencia de las estructuras. Además, cuando los materiales compuestos se utilizan para dar rigidez, a menudo se encuentran sometidos a cargas de compresión, bajo las cuales se producen complejas interacciones entre el pandeo, el post-pandeo y el crecimiento de la delaminación. Por ello, Liu et al. destacan la importancia de proponer métodos numéricos robustos para predecir los comportamientos de pandeo y post-pandeo, así como los mecanismos de delaminación de los materiales compuestos. En las últimas décadas, muchos han sido los autores que se han dedicado a investigar estos fenómenos, los cuales van a ser el objeto de estudio del presente proyecto.

Liu et al. aseguran que una precisa predicción de la iniciación y el crecimiento de la delaminación permite comprender mejor la interacción entre el pandeo y la misma. En la actualidad, el análisis de elementos finitos (FEA) se ha convertido en una gran herramienta para estudiar problemas de estabilidad y delaminación de laminados compuestos, incluyendo diferentes formas de delaminación, tamaños y tipos de carga. En combinación con el FEA, otros métodos numéricos avanzados, como la Virtual Crack Closure Technique (VCCT) o el Modelo de Zona Cohesiva (CZM), han sido desarrollados para la predicción de la delaminación.

- Por un lado, La VCCT fue propuesta por primera vez por Rybicki y Kanninen [6] y está basada en el análisis de energía de frente de grieta de Irwin. Este método se utiliza para

calcular la tasa de liberación de energía para la propagación de la grieta. Básicamente, la idea es que la energía necesaria para la propagación de una grieta de cierta longitud es igual a aquella necesaria para cerrar dos superficies separadas por esa misma longitud. Por contra, la VCCT no puede predecir la iniciación de la grieta, aunque sí que es válida para la propagación de grietas.

- Por otro lado, el modelo de zona cohesiva, o teoría cohesiva, asume que el fallo de la interfaz se rige por la relación entre la tracción y el salto de desplazamiento o separación. A diferencia de la VCCT, la teoría cohesiva puede predecir el inicio y la propagación de grietas de forma eficiente.

En la actualidad, tal y como afirman Liu et al. [5], existen muchos CZM diferentes en cuanto a la forma de las curvas tracción-separación. Todavía no hay un consenso claro sobre el tipo de CZM al que está sometida la verdadera interfaz, aunque se ha demostrado que la forma de los CZM tiene una influencia significativa en los resultados numéricos. No está claro el efecto de los parámetros de la ley de cohesión para el caso de carga a compresión, pues los problemas de delaminación para materiales compuestos bajo compresión utilizando modelos de zona cohesiva tridimensionales a penas se han estudiado. Por ello, en este proyecto se va a estudiar el efecto de dichos parámetros en los comportamientos de pandeo y delaminación en laminados compuestos bajo cargas de compresión. Esta investigación proporciona apoyo teórico en la elección de los parámetros de la ley de cohesión, con la finalidad de lograr una combinación favorable de precisión numérica y robustez.

## 1.2 Objetivos y estructura del proyecto

En el Estado del arte se ha explicado cómo los materiales compuestos, y más concretamente los polímeros reforzados con fibras de carbono (CFRP), han cobrado un papel esencial en los componentes aeronáuticos en los últimos años. Sin embargo, este tipo de materiales sigue presentando ciertas limitaciones provocadas por la complejidad de sus mecanismos de fallo, entre los que destaca el fallo interlaminar o delaminación, lo que dificulta su correcta caracterización. Además, cuando estos componentes se encuentran sometidos a cargas de compresión pueden aparecer serias interacciones entre el pandeo, el post-pandeo y la delaminación.

Por todo ello, el principal objetivo de este proyecto es la caracterización del comportamiento previo al fallo por delaminación en compuestos CFRP bajo cargas de compresión. Para alcanzar dicho objetivo, se han fijado las siguientes metas:

- Realización de **ensayos experimentales a compresión** con probetas de CFRP previamente fabricadas con la finalidad de conocer su comportamiento ante este tipo de carga a través de las curvas fuerza-desplazamiento.
- Realización de un **análisis paramétrico** mediante un ensayo tipo *Double Cantilever Beam* con ayuda del software de elementos finitos Abaqus. El objetivo es caracterizar un ensayo experimental de este tipo, del cual el Centro de Investigación en Ingeniería Mecánica (CIIM) dispone de datos relativos a las condiciones del ensayo y a los resultados de las curvas fuerza-desplazamiento. De este modo, se puede analizar la influencia de los parámetros característicos de los denominados elementos cohesivos, así como conocer la magnitud de los mismos para reproducir de forma aproximada los ensayos de la base de datos del CIIM.

- **Modelado o caracterización del fallo por delaminación mediante Abaqus.** La finalidad es reproducir, en la medida de lo posible, el comportamiento a compresión de las probetas CFRP de los ensayos experimentales del primer punto. Para ello, se debe hacer uso de los elementos cohesivos, teniendo en cuenta el valor de los parámetros que los definen obtenidos en el análisis paramétrico del segundo punto.

En cuanto a la estructura del proyecto, este consta de los siguientes capítulos:

- **Capítulo 1: Introducción.** Se expone el estado del arte del proyecto, sus objetivos y su estructura.
- **Capítulo 2: Materiales compuestos.** Primeramente se realiza una introducción a los materiales compuestos y se exponen brevemente los distintos tipos atendiendo a su clasificación típica. A continuación, se describen los diferentes modos de fallo presentes en este tipo de materiales, profundizando en el fallo interlaminar por ser el más común entre los compuestos laminados como el que se pretende estudiar en este proyecto.
- **Capítulo 3: Ensayos experimentales a compresión.** Se describen los distintos pasos seguidos para su realización (revisión de la normativa, fabricación de las probetas, preparación de los ensayos, etc.) y se exponen los resultados obtenidos.
- **Capítulo 4: Métodos numéricos para el análisis de la delaminación. Elementos cohesivos.** Se hace una breve introducción a los modelos numéricos utilizados para el estudio de la delaminación, exponiendo detalladamente el modelo de zona cohesiva, que corresponde con el modelo utilizado para la realización de este proyecto.
- **Capítulo 5: Análisis paramétrico mediante un ensayo *Double Cantilever Beam* simulado en Abaqus.** Primeramente se define el ensayo y se expone la motivación del análisis paramétrico. A continuación, se describe paso a paso la creación del modelo en Abaqus (geometría, propiedades, condiciones de contorno, etc.), para finalizar con los resultados de cada uno de los distintos estudios analizados y la comparativa con los resultados experimentales.
- **Capítulo 6: Modelado del fallo por delaminación de los ensayos a compresión mediante Abaqus.** Siguiendo con la línea del capítulo anterior, en primer lugar, se expone la motivación de la realización del modelado, así los modelos que se van a estudiar. A continuación, se describe el proceso de creación de dichos modelos, haciendo hincapié en la definición de los *Steps*, a partir de los cuales se puede realizar un análisis del pandeo en Abaqus. Por último, se presentan los resultados del modelado para cada modelo.
- **Capítulo 7: Conclusiones y trabajos futuros.** Se exponen las principales conclusiones y los posibles trabajos futuros del proyecto.

# Materiales compuestos

## 2.1 Introducción

Los materiales compuestos se definen como la combinación de dos o más fases a escala macroscópica, con propiedades que los hacen útiles ingenierilmente. Estos poseen un efecto sinérgico, de modo que las propiedades en conjunto son mejores que las propiedades de los componentes por separado: límite elástico, rigidez, vida a fatiga, resistencia a la corrosión, peso, etc. A continuación, se va a hacer una definición en detalle de los materiales compuestos y de las características de sus constituyentes, para lo cual se va a seguir la explicación dada por Daniel e Ishai en el libro *Engineering mechanics of composite materials* [7].

Los materiales compuestos están formados por dos fases claramente diferenciadas. La primera de ellas es el refuerzo, que suele estar dispersa y se caracteriza por ser rígida y fuerte. La segunda fase es la matriz, que se caracteriza por ser menos rígida y más débil, y por ser continua. Además, puede existir, debido a interacciones químicas u otros efectos, una fase adicional entre el refuerzo y la matriz que se denomina interfase. Todas estas fases se pueden observar en la Figura 2.1.

Las propiedades de los materiales compuestos dependen de las propiedades individuales de los materiales empleados, así como de su geometría y su distribución. Uno de los parámetros más importantes en este tipo de materiales es la fracción de volumen (o peso) de refuerzo. Este parámetro relaciona la fracción de volumen de fibra frente al volumen del material compuesto (fibra+matriz). Así, la distribución de fibra a lo largo del material condiciona el valor de fracción de volumen y la homogeneidad o uniformidad del material. De modo que cuando más heterogéneo es el material, mayor es la probabilidad de fallo en las zonas más débiles.

Cada fase desempeña una función distinta y su tipo dependerá de la aplicación que se vaya a dar.

- **Materiales compuestos de bajo-medio rendimiento.** Por un lado, en el caso de los materiales compuestos de bajo y medio rendimiento, el refuerzo normalmente consiste en fibras cortas o partículas, las cuales aportan rigidez, pero poseen ciertas limitaciones. En

estos casos, la matriz es el principal constituyente de carga y rige las propiedades mecánicas del material.

- **Materiales compuestos de alto rendimiento.** Por otro lado, en el caso de los materiales compuestos de alto rendimiento, el refuerzo consiste normalmente en fibras continuas, las cuales desempeñan el papel principal en el material, determinando su rigidez y su resistencia en la dirección de las fibras. En este caso, la fase de la matriz desempeña las funciones de protección, unión y transferencia de tensión de unas fibras a otras.

Por su parte, en ambos casos, la interfase puede desempeñar un papel importante en el control de los mecanismos de fallo, la propagación del fallo, la resistencia a la fractura o el comportamiento tensión-deformación hasta el fallo del material.

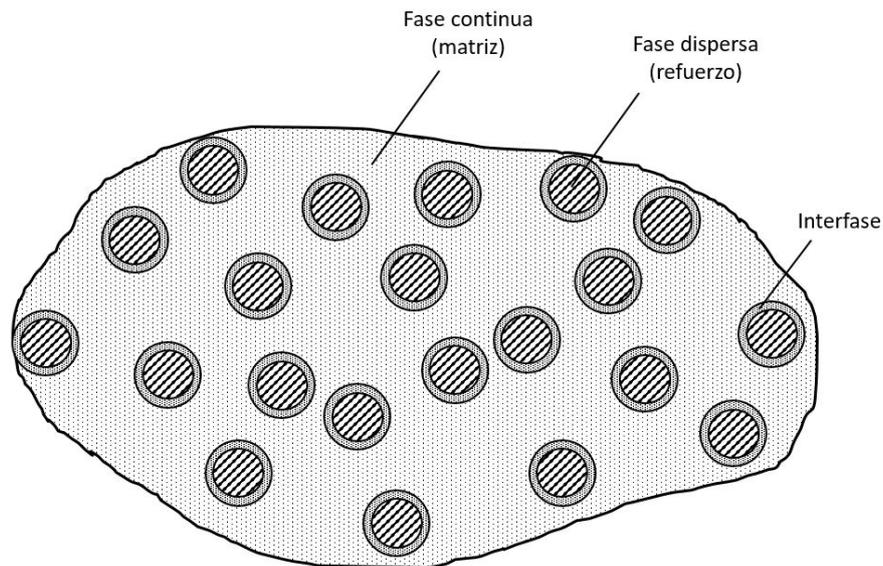


Figura 2.1: Fases de un material compuesto [7].

## 2.2 Clasificación de los materiales compuestos

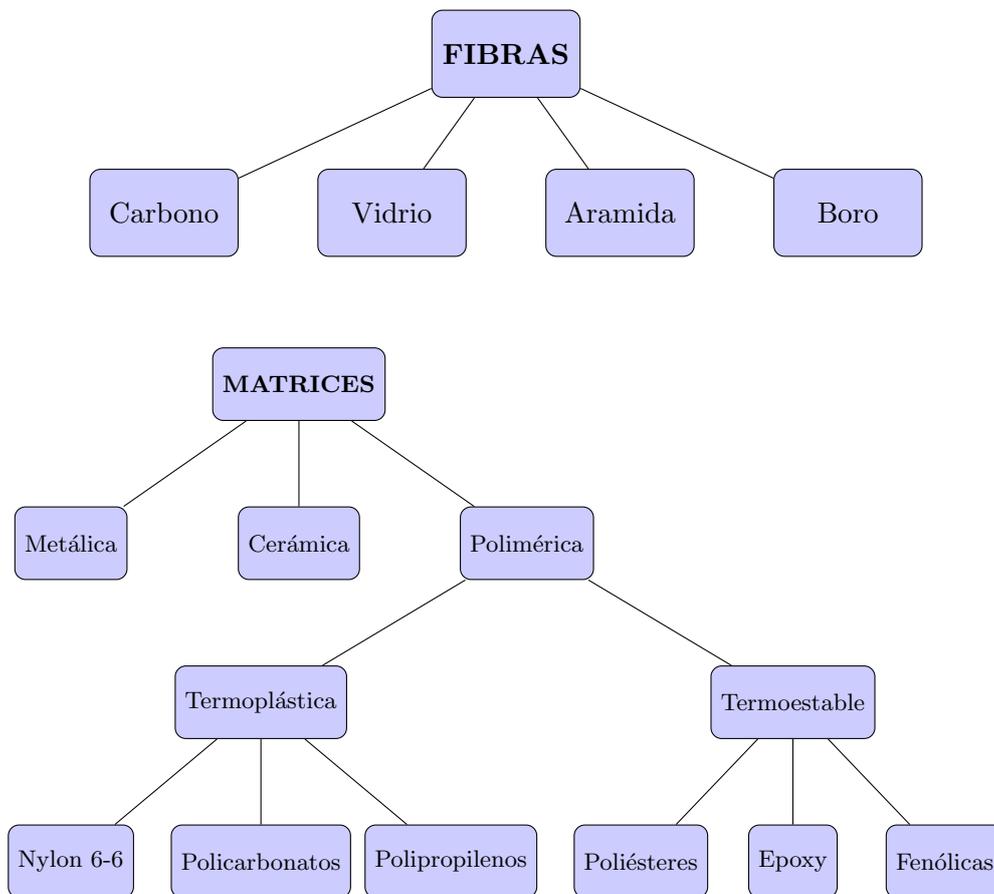
Los materiales compuestos se pueden clasificar en tres tipos básicos según la forma de sus constituyentes: compuestos reforzados con fibras, compuestos estructurales y compuestos reforzados con partículas.

### 2.2.1 Compuestos reforzados con fibras

Los compuestos reforzados con fibras están formados por fibras orientadas convenientemente e inmersas en un aglutinante (matriz). En función de su geometría y distribución, las fibras pueden ser continuas o discontinuas, pudiendo ser estas últimas aleatorias o unidireccionales.

En este tipo de compuestos se tienen, por un lado, las fibras, que aportan rigidez y resistencia, y poseen una relación longitud/diámetro muy elevada. Y, por otro, la matriz, que da forma y protege transmitiendo los esfuerzos, siendo la densidad, la resistencia y la rigidez de esta menor que la de las fibras.

En función de la aplicación, existen diferentes tipos de fibras y de matriz según sea su material. A continuación, se pueden observar dos diagramas con las fibras y matrices más utilizadas.

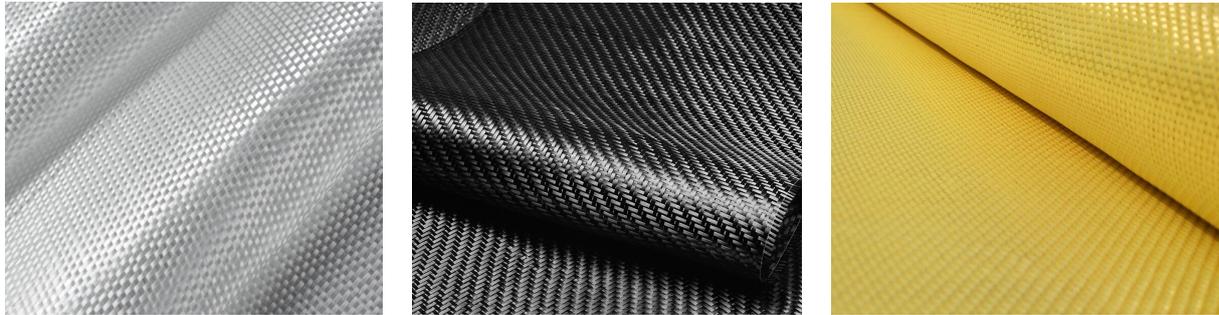


### 2.2.1.1 Clasificación de las fibras y las matrices según el material

Entre los tipos de fibra más utilizados en polímeros reforzados se encuentran los siguientes:

- **Fibra de vidrio.** Este tipo de fibras está compuesto mayormente por sílice, al que se le añaden adiciones de óxido de calcio, boro, sodio, hierro o aluminio. Su estructura forma una red tridimensional con propiedades isotropas, es decir, sus valores medidos son iguales en cualquier dirección. Entre los vidrios más utilizados, destaca el Vidrio S por su alta resistencia y rigidez. Sus buenas propiedades mecánicas junto con su bajo precio hacen que este tipo de vidrio sea el que se utilice normalmente en aplicaciones estructurales (ver Figura 2.2a).
- **Fibra de carbono.** Dependiendo de la temperatura a la que se consiga el grafito, la fibra de carbono puede ser de tipo I o de tipo II. El primer tipo posee una alta rigidez y baja resistencia, al contrario que el segundo tipo. La estructura de las fibras de carbono forma una red cristalina de átomos de carbono que presenta propiedades anisótropas, lo que significa que sus propiedades mecánicas son diferentes para cada dirección. Este tipo de fibra presenta una gran estabilidad térmica y es el más utilizado dentro de la industria aeronáutica (ver Figura 2.2b).

- **Fibra de aramida (Kevlar).** Se trata de fibras orgánicas (poliamida aromática) con propiedades anisótropas. Entre sus diferentes tipos, destaca el Kevlar 49 por su elevada resistencia (ver Figura 2.2c).
- **Fibra de boro.** Se obtienen a través de la deposición en sustrato de wolframio o de carbono. Destaca por su elevada rigidez, aunque su uso no es muy común debido a su elevado precio.



(a) Fibra de vidrio [8].

(b) Fibrio de carbono [9].

(c) Fibra de aramida [10].

Figura 2.2: Ejemplos de tipos de fibras según el material.

En cuanto a los tipos de matrices, se pueden clasificar en dos grandes grupos:

- **Resinas termoplásticas.** Sus propiedades mecánicas son inherentes a la unidad monomérica y no presentan enlaces transversales. Sin embargo, son muy sensibles a la temperatura y funden al calentarlas. Las más habituales en polímeros reforzados son el nylon 6-6, los policarbonatos y el polipropileno.
- **Resinas termoestables.** Sus propiedades mecánicas dependen de las unidades moleculares y de la extensión y densidad de sus enlaces transversales. Entre sus características destacan su rigidez y resistencia (mayores que las de las termoplásticas) y que no fluyen al calentarlas, pues poseen una gran estabilidad térmica. Las más habituales en polímeros reforzados son los poliésteres, el epoxy y las resinas fenólicas.

### 2.2.1.2 Clasificación de las fibras según su distribución y geometría

Como se ha comentado anteriormente, las fibras también se pueden clasificar según su geometría y distribución en fibras continuas y fibras discontinuas.

#### - FIBRAS CONTINUAS

- **Fibras unidireccionales.** Se trata de fibras orientadas paralelamente entre sí (ver Figura 2.3a). Algunos ejemplos de distribución de estas fibras son la hexagonal y la cuadrada.
- **Fibras tejidas.** En estos casos el volumen de fibra es menor que en las fibras unidireccionales y aparecen curvaturas. Dependiendo de la aplicación conviene utilizar un tipo de fibra tejida u otro: con gran índice de ondulación para aplicaciones que requieran grandes resistencias a impactos; con bajo índice de ondulación para laminados a compresión o flexión; de hilos finos para sollicitaciones de tracción; y de hilos gruesos para sollicitaciones

cortantes. Este tipo de fibras presenta la ventaja de reducir el problema de la delaminación, que se explicará más adelante, aunque su fabricación es más compleja (ver Figura 2.3b).

- **Fibras aleatoriamente distribuidas: mats o feltros.** Fibras distribuidas de forma aleatoria. Presentan un volumen de fibra muy pequeño (entre el 10 % y el 30 %), ya que al estar aleatoriamente distribuidas se quedan muchos huecos en medio, lo que se traduce en rigideces y resistencias pequeñas (ver Figura 2.3c).



(a) Fibras unidireccionales [11].

(b) Fibras tejidas [12].

(c) Mats [13].

Figura 2.3: Ejemplos de tipos de fibras según la disposición.

## - FIBRAS DISCONTINUAS

Se trata de fibras cortas que pueden estar alineadas u orientadas al azar (ver Figura 2.4).



Figura 2.4: Ejemplo de fibras cortas de carbono [14].

### 2.2.2 Compuestos estructurales

Los compuestos estructurales están formados por la combinación de materiales compuestos y materiales homogéneos. Estos se pueden clasificar a su vez en compuestos laminados y compuestos tipo sándwich. En este trabajo, los distintos estudios se van a centrar en los compuestos laminados.

### 2.2.2.1 Compuestos laminados

Los compuestos laminados están formados por capas o láminas de dos o más materiales diferentes, unidas entre sí. Son los materiales compuestos más utilizados en aplicaciones industriales. Según explican Rana y Figueiro [1], la fabricación de este tipo de materiales se realiza ensamblando diferentes capas de fibra y combinándolas con un material que actúa como matriz. Existen diferentes tipos dependiendo de la orientación de las láminas: equilibrados, simétricos, antisimétricos, unidireccionales, etc. En la Figura 2.5 se pueden observar dos ejemplos típicos de compuestos laminados.

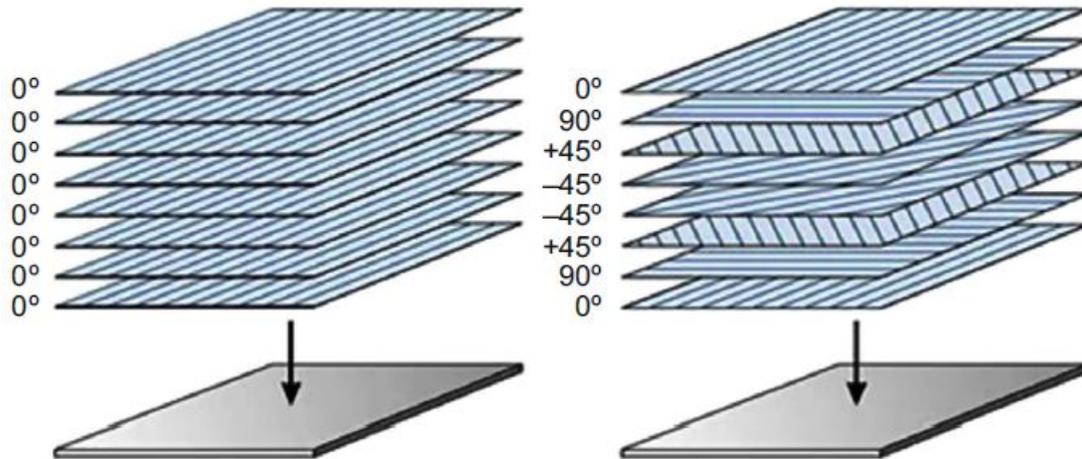


Figura 2.5: Ejemplos de laminado unidireccional (izquierda) y laminado simétrico (derecha) [1].

Este tipo de materiales se caracteriza por su alta resistencia y rigidez en el plano. Sin embargo, su principal inconveniente reside en su bajo rendimiento en la dirección del espesor. Como se comentará más adelante, la delaminación de las capas es uno de los principales modos de fallo de este tipo de compuestos, por lo que los trabajos recientes y futuros están enfocados a reducir esta problemática.

### 2.2.2.2 Compuestos emparedados o tipo sándwich

Los materiales compuestos tipo sándwich se fabrican combinando dos capas finas de compuestos de alta resistencia con un núcleo grueso de materiales ligeros, todo unido mediante adhesivos. Este tipo de materiales presenta algunas ventajas con respecto a los compuestos laminados como, por ejemplo, su bajo peso, su alta rigidez a flexión o su alta amortiguación frente a vibraciones. Sin embargo, de forma análoga a lo que ocurre en los compuestos laminados, la principal problemática de este tipo de compuestos es el despegue entre las caras y el núcleo.

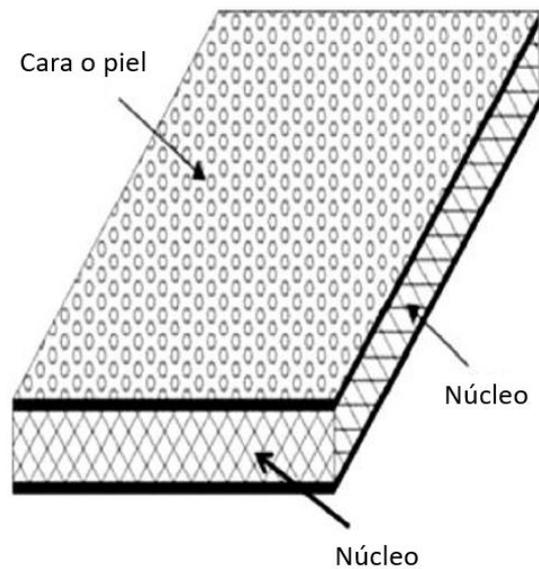


Figura 2.6: Ejemplo de compuesto tipo *sandwich* [1].

### 2.2.3 Compuestos reforzados con partículas

Este tipo de compuestos tiene como refuerzo partículas equiaxiales provenientes de materiales duros y frágiles. Estas partículas se encuentran dispersas de forma discreta y uniforme, y se rodean de una matriz más blanda y dúctil.

## 2.3 Modos de fallo

Por lo general, tal y como se expone en el artículo de Thomsen y Kratmann [15], el fallo de los materiales compuestos es una mezcla compleja de mecanismos de fallo que compiten entre sí. Esto se debe a la falta de homogeneidad de los materiales compuestos, en los que el fallo puede producirse en cualquiera de los constituyentes, en sus interfaces y por la interacción entre ellos. Existen distintos mecanismos de fallo dependiendo de los constituyentes, las interfaces y los tipos de carga. La clasificación que se expone a continuación se ha hecho en base a la realizada por Mehta y Vadher [16].

### 2.3.1 Modos de fallo en materiales compuestos reforzados con fibras

Los modos de fallo en los materiales compuestos reforzados con fibras se puede clasificar principalmente en:

1. **Fallo de las fibras.** Se considera el modo de fallo más catastrófico, pues las fibras son las encargadas de soportar las cargas.
  - **Rotura de las fibras (*fibre fracture/breaking*).** La fibra se rompe en dos o más trozos en dirección longitudinal debido a que el esfuerzo de tracción axial o la deformación superan su máximo. Este tipo de fractura suele observarse en fibras frágiles.

- **Pandeo de las fibras (*fibre buckling/kinking*).** Ocurre cuando la carga axial sobre la fibra es de naturaleza compresiva, lo que provoca que la fibra se doble (ver Figura 2.7a). La tensión umbral a la que se produce depende de las propiedades de la matriz y de la fibra, así como de la distribución de las fibras en la matriz. Dependiendo del régimen en el que se encuentre, puede ser elástico o plástico.
- **Doblado de las fibras (*fibre bending/kinking*).** Ocurre principalmente bajo cargas a flexión o compresión. Las fibras colapsan formando lo que se denomina una *kink band* en la que el material se deforma localmente (ver Figura 2.7b).

## 2. Fallo de la matriz

- **Agrietamiento de la matriz (*matrix cracking/splitting*).** Se produce cuando la tensión en la matriz supera su límite de rotura (ver Figura 2.7d). Se encuentra normalmente donde hay una alta concentración de tensión o puede estar asociada con la contracción térmica durante la fabricación, especialmente con los adhesivos más vulnerables a las altas temperaturas. En una lámina unidireccional las grietas pueden ser perpendiculares (*splitting* transversal o *cracking*) o paralelas (*splitting* longitudinal o *tunneling*) a las direcciones de las fibras. Las primeras se forman cuando se produce una tracción en dirección axial, mientras que las segundas se forman cuando la tracción es en dirección transversal.
- **Agrietamiento interfacial (*fibre interfacial cracking*).** Se produce en las interfaces más débiles cuando las tensiones transversales en el plano de la matriz son de tracción. Se inicia una grieta en la matriz que se expande hacia la fibra, lo que conduce a la desconexión de la interfase fibra-matriz.

## 3. Acoplamiento fibra - matriz

- **Extracción de fibras (*fibre pullout*).** Se produce cuando la unión fibra-matriz se debilita y las fibras se someten a un esfuerzo de tracción. Si estas fibras ya están rotas, simplemente se deslizan a través de la matriz y salen de ella.
- **Desprendimiento interfacial por rotura de fibras (*fibre breakage - interfacial debonding*).** Se produce cuando las fibras rompen la interfaz cercana, provocando que el extremo de la fibra actúe como un concentrador de tensiones, pudiendo provocar la separación o despegue de la fibra y la matriz. Por tanto, se trata de un fallo en la interfase.
- **Fallo de las fibras debido al agrietamiento de la matriz (*fibre failure due to matrix cracking*).**
- **Agrietamiento transversal de la matriz debido al desprendimiento de la interfaz (*transverse matrix cracking*).**
- **Fallo por cortadura (*shear failure*).** Se produce la formación de bandas de fractura con una orientación de unos  $45^{\circ}$  respecto a la dirección de la carga, lo que provoca una rotación de las fibras (ver Figura 2.7c).

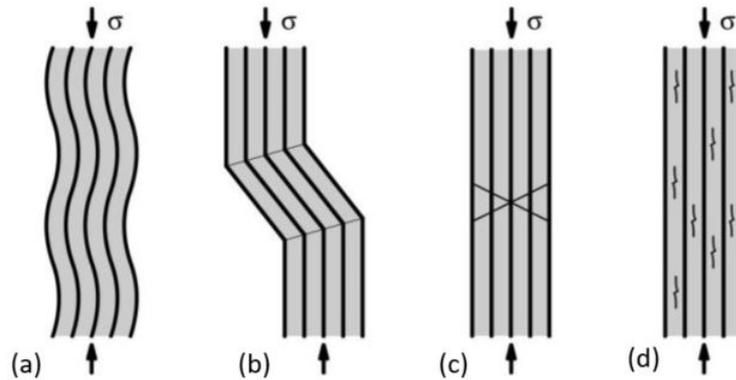


Figura 2.7: Ejemplos de modos de fallo en materiales compuestos reforzados con fibras: (a) Pandeo. (b) Doblado de las fibras. (c) Formación de bandas de cortadura. (d) Agrietamiento de la matriz [15]

Los modos de fallo expuestos anteriormente pueden venir provocados por la aparición de ciertos defectos en los materiales (ver Figura 2.8). Según Bowkett y Thanapalan [17], existen dos fuentes principales que introducen defectos o daños en los materiales compuestos:

- **Defectos de fabricación o procesamiento**, tales como abrasiones, arañazos, fibras cortadas, unión incorrecta de las capas (arrugas), vacíos o burbujas, curado incorrecto de la resina (porosidad), zonas ricas en resina o con poca resina debido a una incorrecta distribución, inclusiones y contaminación (cuerpos extraños), etc.
- **Defectos durante el servicio**, tales como golpes, exposición a productos químicos peligrosos o radiaciones, vibraciones, caídas de herramientas, corrosión, mantenimiento o reparación inadecuados, etc.

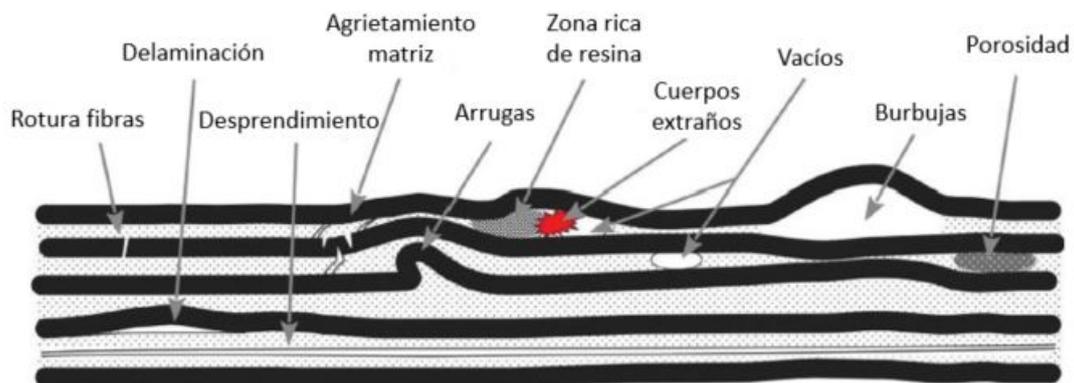


Figura 2.8: Defectos frecuentes en los compuestos de fibras de carbono [17].

### 2.3.2 Modos de fallo en compuestos laminados: la delaminación

Para el caso particular de los materiales compuestos laminados, los cuales atañen a este proyecto, según Garg [18] existen tres modos de fallo principales: el agrietamiento intralaminar, la delaminación (o fallo interlaminar) y el fallo de las fibras. De entre ellos, destaca la delaminación, pues se trata de un modo de fallo crítico que puede desencadenar en un fallo total del componente si este se somete a cargas de compresión. Según la definición de Wang et al. [19], la delaminación o fallo interlaminar se debe a una separación en la región de interfase, causada por defectos de fabricación, impactos de objetos o altos concentradores de tensión. Como bien indican Liu et al. [5], su aparición es muy peligrosa, ya que suele producirse en el interior de los componentes, siendo prácticamente indetectable hasta que el fallo catastrófico es inminente.

Por tanto, la delaminación influye notablemente en el rendimiento y en la vida útil de la estructura, por lo que debe tenerse en cuenta en el diseño y el análisis de los materiales compuestos, lo que obliga a comprender y a buscar técnicas que retrasen o prevengan su aparición, como el desarrollo de resinas más resistentes o el uso de trenzados o de cosidos a través del espesor, como indican Zhou et al. [20].

Tal y como se ha comentado previamente en el Capítulo 1, el reciente crecimiento en el uso de los materiales compuestos ha provocado que cada vez se preste más atención en los problemas de delaminación. El FEA se emplea frecuentemente para predecir los fallos en los compuestos laminados. Además, tal y como reafirman Wang et al. [19], en los últimos años el método de los elementos cohesivos ha sido ampliamente utilizado, ya que combina los métodos basados en la tensión con los métodos de mecánica de la fractura, superando las deficiencias de ambos. Con dicho método, tanto el inicio de la delaminación como el crecimiento de la misma pueden predecirse mediante elementos de interfaz volumétricos de espesor cero.

Aunque las delaminaciones se han investigado tanto numérica como experimentalmente y se han desarrollado posibles modelos analíticos, Wang et al. [19] aseguran que el análisis sistemático basado en el método de los elementos cohesivos se ha investigado muy poco en laminados compuestos. El objetivo de este proyecto es investigar los factores del comportamiento de la delaminación de forma experimental y de forma numérica mediante el método de los elementos cohesivos.

# Métodos numéricos para el análisis de la delaminación. Elementos cohesivos

Tal y como se ha comentado a lo largo de la memoria, en la actualidad, el análisis de elementos finitos tiene un papel importante en el estudio del fenómeno de la delaminación. Con la finalidad de conseguir resultados más precisos, esta herramienta se combina a menudo con otros métodos numéricos, entre los que destacan los modelos de zona cohesiva (CZM), los cuales se utilizan para simular el inicio y propagación de grietas.

El concepto de CZM fue introducido por primera vez por Barenblatt en 1959. Está representado por leyes de tracción-separación (fuerza-desplazamiento), cuya relación puede ser de naturaleza bilineal, parabólica, sinusoidal o exponencial (ver Figura 3.1). Salve y Jalwadi [21] consideran que los elementos de la zona de cohesión no representan ningún material físico, sino que describen las fuerzas de cohesión que se producen cuando los elementos se separan.

En la Figura 3.2, puede verse un ejemplo concreto de ley bilineal, que es la que se va a utilizar en este proyecto. En dicha figura se encuentran representados los distintos puntos característicos de los diagramas de las leyes de tracción-separación. Por un lado, el punto A corresponde con el punto en el que se alcanza la tensión máxima, momento en el que se inicia el daño. Por otro lado, el punto B representa un punto del tramo de evolución del daño, durante el cual la grieta se propaga, provocando la disminución de la rigidez del material. Finalmente, cabe destacar que el área bajo las curvas tracción-separación representa la energía a fractura interlaminar ( $G$ ), es decir, la energía necesaria para que se produzca la delaminación.

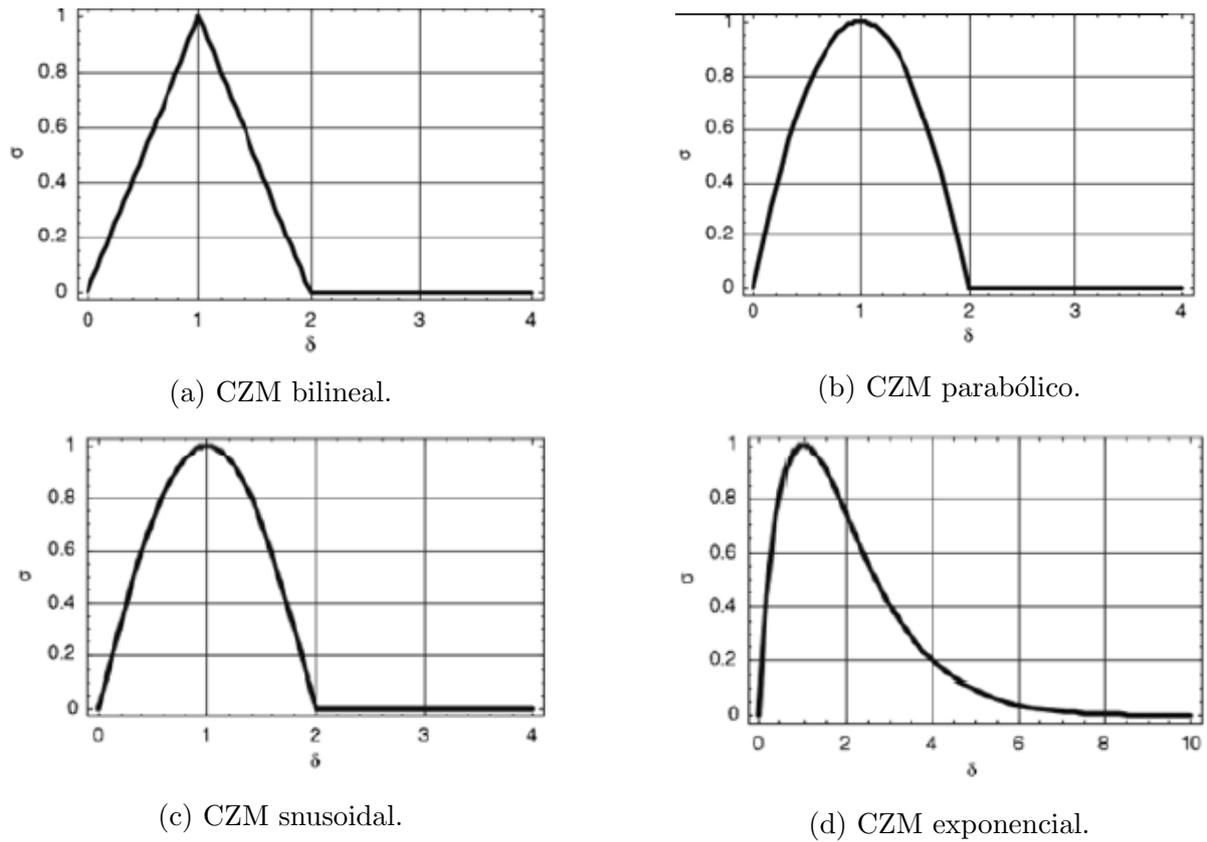


Figura 3.1: Leyes de tracción-separación [21].

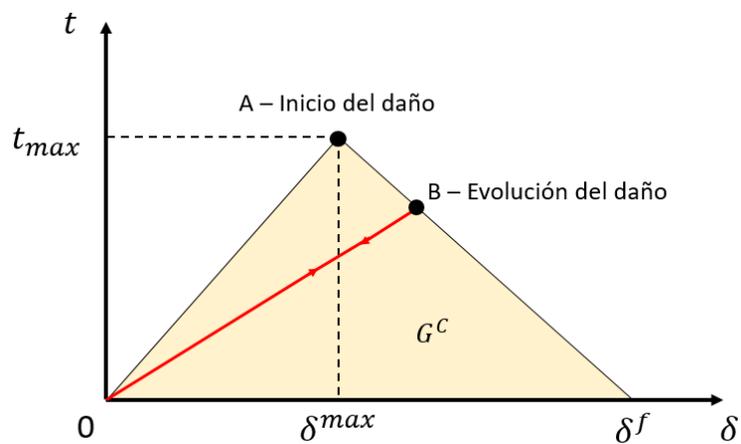


Figura 3.2: Ley de tracción-separación bilineal (Rozylo [22]).

A continuación, se van a detallar los distintos modelos que caracterizan el comportamiento de los elementos cohesivos en cada una de las fases detalladas previamente.

### 3.1 Comportamiento previo al inicio de daño

Como indica Rozylo [22], antes de alcanzar el punto de máxima tensión e inicio de daño los elementos cohesivos presentan un rango elástico cuyo comportamiento mecánico se caracteriza por la siguiente forma:

$$t = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} & K_{nt} \\ K_{ns} & K_{ss} & K_{st} \\ K_{nt} & K_{st} & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} = K\delta, \quad (3.1)$$

donde  $K$ ,  $K_{nn}$ ,  $K_{ss}$ ,  $K_{tt}$  corresponden con las rigideces;  $t$ ,  $t_n$ ,  $t_s$ ,  $t_t$  con las tracciones; y  $\delta_n$ ,  $\delta_s$ ,  $\delta_t$  con las separaciones de los elementos cohesivos, en las direcciones normal, en la primera y en la segunda dirección de cortadura, respectivamente.

A su vez, como indican Salve y Jalwadi [21], las rigideces representan las pendientes de las curvas tracción-separación en la zona previa al inicio de daño. Por ejemplo, para la ley de tracción-separación correspondiente a la dirección normal o modo I (ver Figura 3.3), la expresión de la rigidez del elemento cohesivo es la siguiente:

$$K_{nn} = \frac{N_{max}}{\delta_n^{max}}, \quad (3.2)$$

donde  $N_{max}$  es la fuerza máxima y  $\delta_n^{max}$  el desplazamiento o la separación a la cual se produce el inicio de daño. Por su parte,  $K_{ss}$  y  $K_{tt}$  representarían las pendientes de la ley de tracción-separación para los modos de fractura II y III, respectivamente.

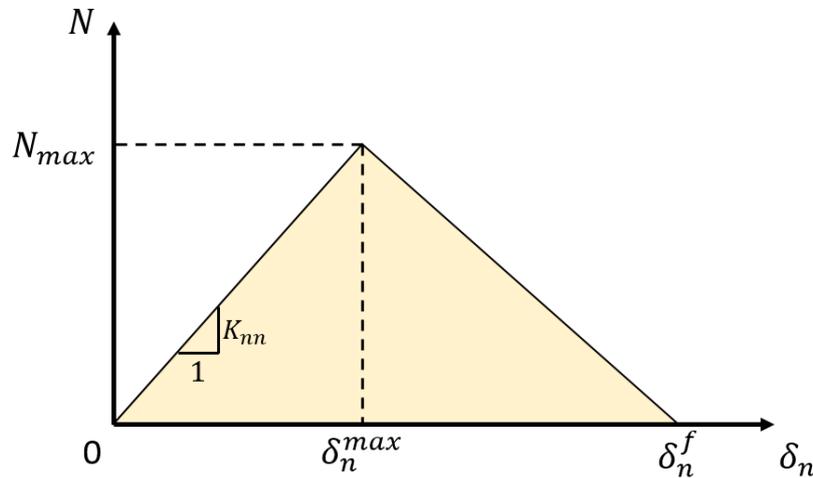


Figura 3.3: Gráfica tracción-separación para ley bilineal y modo I o modo de abertura (Salve y Jalwadi [21]).

### 3.2 Criterio de inicio de daño

Como se ha comentado anteriormente, el rango elástico de los elementos cohesivos finaliza en el punto de máxima tensión, en el cual se produce el inicio del daño y la posterior evolución de la grieta. Para determinar dicho punto existen diferentes criterios de tensión y deformación. A continuación, se detallan algunos de los criterios de inicio de daño que el *software* Abaqus tiene incorporados (Salve y Jalwadi [21]):

1. **Criterio de máxima tensión nominal (MAXS)**: el daño se inicia en el momento en el que el ratio máximo entre tensiones nominales y tensiones máximas alcanza el valor unitario. Dicho de otro modo, el daño se inicia cuando se alcanza la tensión máxima en alguna de las tres direcciones.

$$MAX \left\{ \frac{t_n}{N_{max}}, \frac{t_s}{S_{max}}, \frac{t_t}{T_{max}} \right\} = 1. \quad (3.3)$$

2. **Criterio de tensión nominal cuadrática (QUADS)**: el daño se inicia cuando la suma de los ratios de tensión cuadráticos alcanza la unidad.

$$\left( \frac{t_n}{N_{max}} \right)^2 + \left( \frac{t_s}{S_{max}} \right)^2 + \left( \frac{t_t}{T_{max}} \right)^2 = 1. \quad (3.4)$$

3. **Criterio de máxima deformación nominal (MAXE)**: el daño se inicia cuando se alcanza la deformación máxima en alguna de las tres direcciones.

$$MAX \left\{ \frac{\delta_n}{\delta_n^{max}}, \frac{\delta_s}{\delta_s^{max}}, \frac{\delta_t}{\delta_t^{max}} \right\} = 1. \quad (3.5)$$

4. **Criterio de deformación nominal cuadrática (QUADE)**: el daño se inicia cuando la suma de los ratios de deformación cuadráticos alcanza la unidad.

$$\left( \frac{\delta_n}{\delta_n^{max}} \right)^2 + \left( \frac{\delta_s}{\delta_s^{max}} \right)^2 + \left( \frac{\delta_t}{\delta_t^{max}} \right)^2 = 1. \quad (3.6)$$

### 3.3 Evolución del daño

En la fase de evolución del daño, el material empieza a perder resistencia, produciéndose la degradación de la rigidez del mismo una vez alcanzado el correspondiente criterio de inicio de daño. Como bien indican Rozylo [22] y Salve y Jalwadi [21], la respuesta durante esta fase se define mediante la siguiente ecuación de daño escalar:

$$t = (1 - D)\bar{t}, \quad (3.7)$$

donde  $D$  representa la variable escalar de daño, cuyo valor se encuentra entre 0 y 1, siendo  $D = 0$  si el elemento no está dañado y  $D = 1$  si está completamente dañado. Inicialmente, tiene un valor de 0, pero al modelar la evolución del daño,  $D$  aumenta monótonamente de 0 a 1 tras la carga posterior al inicio de daño. Este parámetro de daño se expresa como

$$D = \frac{\delta_m^f (\delta_m^{max} - \delta_m^0)}{\delta_m^{max} (\delta_m^f - \delta_m^0)}, \quad (3.8)$$

donde  $\delta_m^f$ ,  $\delta_m^0$  y  $\delta_m^{max}$  son los parámetros de desplazamiento efectivo en el momento del fallo, al inicio del daño y al valor máximo medido durante la historia de la carga, respectivamente.

A su vez, el parámetro  $t$  de la Ecuación 3.7 representa el tensor de tensiones efectivo calculado en el incremento actual, mientras que  $\bar{t}$  representa las tensiones que existirían en el material en ausencia de daño, previstas por el comportamiento de tracción-separación elástico.

Esta fase de evolución del daño puede verse representada en la gráfica tracción-separación de la Figura 3.4.

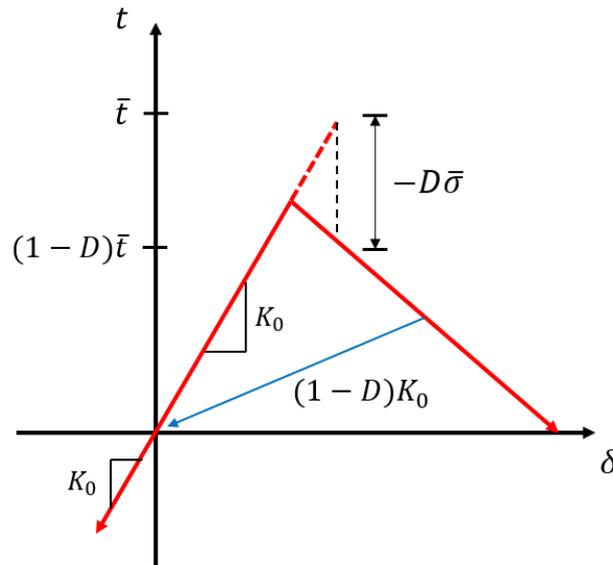


Figura 3.4: Ejemplo de gráfica tracción-separación típica (Salve y Jalwadi [21]).

En lo que respecta a la caracterización de esta fase mediante Abaqus, existen dos enfoques en los que se puede basar la evolución del daño: el desplazamiento o la energía.

### 3.3.1 Evolución del daño basada en el desplazamiento

Para describir mejor la evolución del daño bajo una combinación de deformación normal y de cortadura, Rozylo [22] asegura que es útil introducir un desplazamiento efectivo de modo mixto,  $\delta_m$ , definido como:

$$\delta_m = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2}. \quad (3.9)$$

### 3.3.2 Evolución del daño basada en la energía

Tal y como exponen Salve y Jalwadi [21], existen dos leyes basadas en la tasa de liberación de energía ( $G$ ) que permiten modelar la evolución del daño en modo de carga mixto: la ley potencial y la ley de *Benzeggagh-Kennane* (BK).

#### 3.3.2.1 Ley potencial

La expresión que rige la ley potencial de evolución del daño basada en la energía es la siguiente:

$$\left(\frac{G_n}{G_n^C}\right)^\alpha + \left(\frac{G_s}{G_s^C}\right)^\alpha + \left(\frac{G_t}{G_t^C}\right)^\alpha = 1, \quad (3.10)$$

donde  $G_n$ ,  $G_s$  y  $G_t$  corresponden con las energías de fractura estrechamente asociadas al trabajo realizado por las tracciones y su desplazamiento relativo conjugado, y  $G_n^C$ ,  $G_s^C$  y  $G_t^C$  con las energías de fractura críticas que causan el fallo en las direcciones normal, primera y segunda dirección de cortadura, respectivamente.

#### 3.3.2.2 Ley de BK

La expresión que rige la ley de *Benzeggagh-Kennane* es la siguiente, siendo  $\eta$  un parámetro empírico:

$$G^C = G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left(\frac{G_S}{G_T}\right)^\eta, \quad (3.11)$$

donde  $G_S$  representa la cantidad de trabajo total realizado por la tracción de cizalladura y los correspondientes componentes de desplazamiento relativo:

$$G_S = G_s + G_t, \quad (3.12)$$

y donde  $G_T$  representa el trabajo total realizado por la tracción normal y la tracción de cizalladura basado en energías:

$$G_T = G_n + G_s + G_t. \quad (3.13)$$

Este último criterio es especialmente útil cuando las energías críticas de fractura durante el proceso de deformación son las mismas a lo largo de la primera y la segunda dirección de cortadura (Rozylo [22]).

### 3.4 Longitud de la zona cohesiva

Dávila y Rose [23] afirman en su artículo que:

Para predecir la propagación de la delaminación con precisión es necesario tener una discretización de elementos finitos lo suficientemente fina en la zona de cohesión para garantizar una buena representación de los campos de tensión interlaminar. El tamaño máximo necesario de los elementos cohesivos puede determinarse evaluando el tamaño de la zona de cohesión y el número de elementos que se necesitan en dicha zona ( $N_e$ ).

Definen la longitud de la zona de cohesión ( $l_{cz}$ ) como «la distancia desde la punta de grieta (*crack tip*) hasta el punto en el que se alcanza la máxima tracción cohesiva» (ver Figura 3.5).

Según indica Turon et al. [24], para una fractura interlaminar de modo I y modo II las expresiones de dichas longitudes cohesivas son las siguientes:

$$l_{czI} = E_3 \frac{G_n^C}{N^2}, \quad l_{czII} = E_3 \frac{G_s^C}{S^2}. \quad (3.14)$$

Por tanto, la longitud de los elementos cohesivos debe satisfacer las siguientes condiciones para el modo I y el modo II:

$$l_e \leq \frac{l_{czI}}{N_e}, \quad l_e \leq \frac{l_{czII}}{N_e}. \quad (3.15)$$

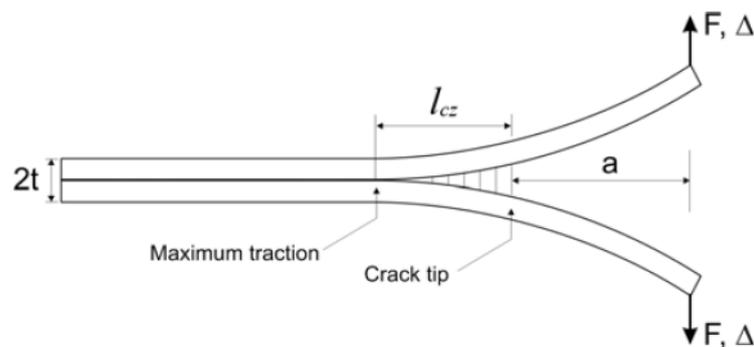


Figura 3.5: Representación de la longitud de la zona cohesiva.

Para finalizar, se puede observar en la Ec. 3.14 que la longitud de la zona de cohesión es inversamente proporcional al cuadrado de la resistencia interfacial, de lo que se deduce que la longitud de la zona de cohesión puede alargarse artificialmente para garantizar que abarque suficientes elementos de un tamaño determinado.



# Ensayos experimentales a compresión

### 4.1 Normativa del ensayo

Los ensayos a compresión se han realizado basándose en la norma ASTM D3410 [25]. Sin embargo, esta norma no se ha seguido con exactitud, sino que los casos estudiados se han distanciado ligeramente de la misma, pues esta exige que no exista pandeo en los ensayos a compresión, fenómeno que sí se quiere estudiar en este proyecto. Por tanto, se han realizado dos tipos de ensayo empleando el mismo tipo de probeta: 1) ensayos que siguen la norma al determinar las dimensiones de los tacones, y 2) ensayos que siguen la norma para provocar pandeo y posterior delaminación.

Como se indica en la norma [25], «este método de ensayo determina las propiedades de compresión en el plano de los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras de alto módulo». Además, «se limita a materiales compuestos reforzados con fibras continuas o discontinuas en los cuales las propiedades elásticas son especialmente ortótropas con respecto a la dirección del ensayo».

El procedimiento de este tipo de ensayos consiste en introducir una fuerza de compresión en las probetas mediante una fuerza de cizallamiento que actúa a lo largo de las interfaces de agarre, llamadas mordazas. Las probetas consisten en tiras planas de material con sección transversal rectangular constante. Todo esto puede verse de forma esquematizada en la Figura 4.1.

El esfuerzo último de compresión del material puede obtenerse a partir de la fuerza máxima soportada por el mismo antes del fallo. La deformación se controla con un transductor de deformación o de desplazamiento (deflectómetro), pudiéndose determinar la respuesta de tensión-deformación del material.

Por último, hay que tener en cuenta que existen diferentes factores que pueden influir en la dispersión de los resultados del ensayo, como son el material, los métodos de preparación, la

secuencia de apilamiento, el acondicionamiento de las muestras, la atmósfera del ensayo, o el contenido en volumen de fibras y de huecos.

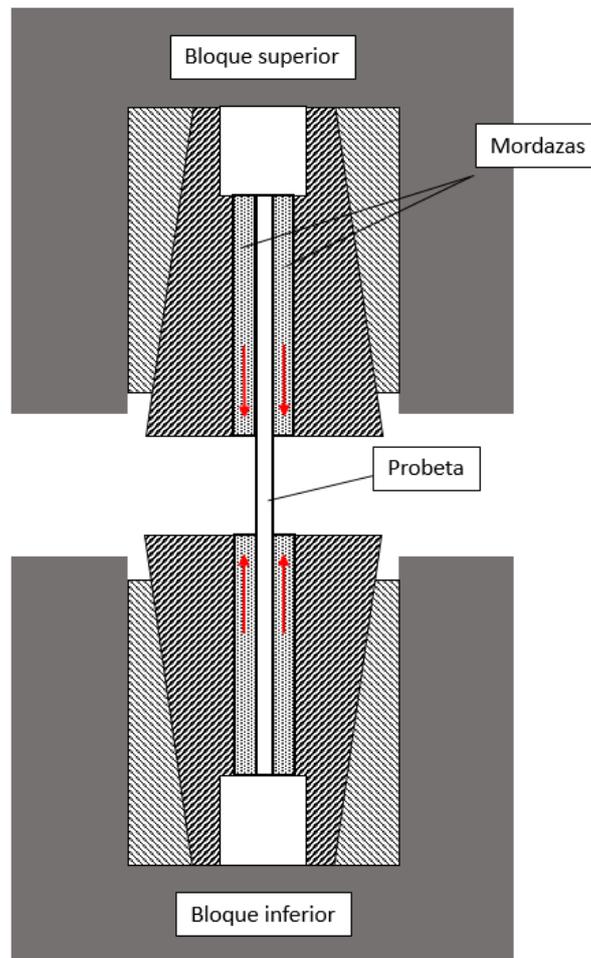


Figura 4.1: Esquema del ensayo a compresión.

## 4.2 Fabricación de las probetas

Las probetas utilizadas para los ensayos a compresión han sido fabricadas en la Universitat Politècnica de València. Están compuestas por cuatro láminas unidireccionales de fibra de carbono orientadas a  $0^{\circ}$  e impregnadas con una matriz epoxi (ver Figura 4.2).

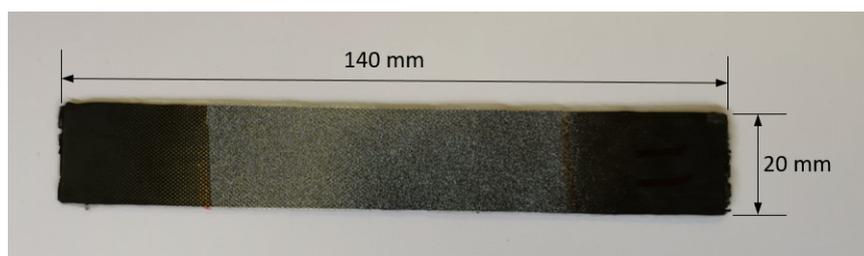


Figura 4.2: Ejemplo de probeta utilizada para los ensayos experimentales a compresión.

En la actualidad, existen distintos procedimientos de fabricación de CFRP, entre los que destaca la técnica de moldeo con bolsa de vacío (BV) por su bajo coste. Esta técnica permite eliminar una parte importante de los huecos (índice de huecos entre el 5 y el 10 %) y se utiliza a menudo para elaborar compuestos de matriz termoestable, usualmente epoxi. Por todo ello, para la fabricación de las probetas ensayadas en este proyecto se ha hecho uso de la técnica BV. En la Figura 4.3 se muestra el procedimiento de esta técnica, el cual se expone a continuación.

Inicialmente, las fibras de refuerzo se disponen sobre el molde, que posee la geometría de la pieza a fabricar, a medida que son impregnadas con resina. (...) el laminado es cubierto mediante la bolsa de vacío, que se fija al molde con cinta selladora, después de ubicar un puerto de vacío en el interior de la misma. (...) El *peel ply* actúa como barrera entre el laminado y el resto de materiales utilizados en la técnica de BV, pues no se adhiere a la resina, pudiendo ser retirado después del proceso de curado de la misma, proporcionando una superficie rugosa de acabado uniforme. (Arruti [26])

Pese a que no aparece en el esquema, esta técnica también hace uso de mantas de aireación o absorción, las cuales «permiten que el aire salga del interior de la bolsa de vacío y absorba el exceso de resina del laminado» (Arruti [26]).

Para la fabricación de las probetas utilizadas en este proyecto se realiza un proceso de curado a 80°C durante un tiempo de 8 horas.

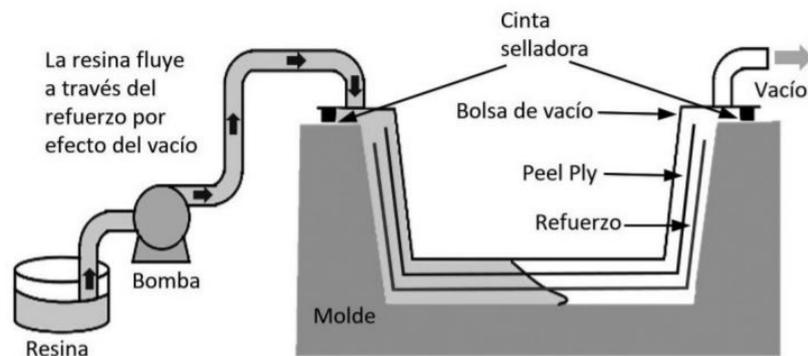


Figura 4.3: Esquema de la técnica de moldeo con bolsa de vacío [27].

En total se han fabricado un total de 15 probetas, todas ellas con un espesor total de 1,3 mm (0,325 mm por lámina), una longitud de 140 mm y una anchura de 20 mm, si bien es cierto que la fabricación no es perfecta, por lo que el valor de las dimensiones reales puede variar ligeramente ( $\pm 3$  mm).

Se han probado diferentes dimensiones para los tacones con el fin de analizar su influencia en el comportamiento de las láminas. Además, en 8 de esas 15 probetas se han introducido insertos de teflón, lo que sirve para introducir de forma bien definida el inicio de una grieta y generar una delaminación inicial, en este caso de 14 mm en el centro de la probeta. Por tanto, se va a estudiar el efecto de dicho inserto en las probetas y en el fallo de las mismas.

A continuación, en la Tabla 4.1 se muestran las características de cada una de las probetas ensayadas. Algunas de estas probetas se pueden observar en las Figuras 4.4 y 4.5.

Probeta	Descripción	Dimensiones de los tacones (mm)
P1	Sin inserto de teflón	35 × 20
P2	Con inserto de teflón	35 × 20
P3	Con inserto de teflón	35 × 20
P4	Con inserto de teflón	60 × 20
P5	Con inserto de teflón	35 × 25
P6	Sin inserto de teflón	35 × 25
P7	Sin inserto de teflón	35 × 25
P8	Sin inserto de teflón	35 × 25
P9	Sin inserto de teflón	35 × 25
P10	Sin inserto de teflón	35 × 20
P11	Sin inserto de teflón	60 × 20
P12	Con inserto de teflón	35 × 20
P13	Con inserto de teflón	35 × 20
P14	Con inserto de teflón	35 × 20
P15	Con inserto de teflón	35 × 20

Tabla 4.1: Descripción de las probetas de CFRP utilizadas en los ensayos.

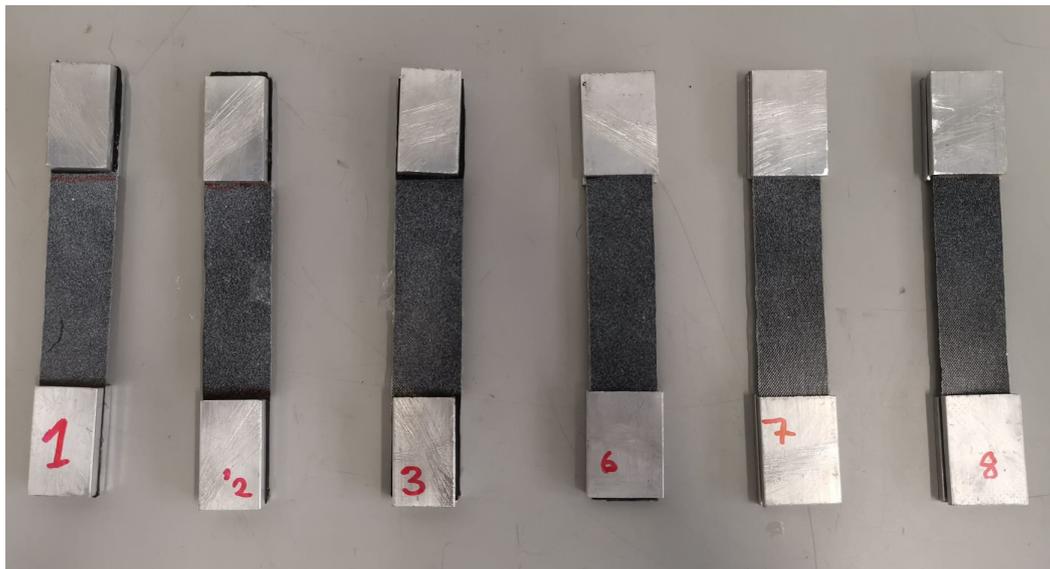


Figura 4.4: Ejemplos de probetas con tacones de 35 mm de longitud (P1, P2, P3, P6, P7 y P8).



Figura 4.5: Ejemplo de probeta con tacones de 60 mm de longitud (P4).

Se observan dos casos distintos en las probetas ensayadas: aquellas con tacones de 60 mm de longitud y aquellas con tacones de 35 mm. Esto se debe tener en cuenta en las simulaciones de Abaqus del Capítulo 6, donde la longitud de los modelos será igual a la longitud total de las probetas sin tacones menos la longitud de los mismos.

### 4.3 Ensayos en la máquina MTS

Para los ensayos a compresión se ha hecho uso de una máquina electromecánica de la marca MTS y modelo MTS C42.503 (ver Figura 4.6). La célula de carga de dicha máquina tiene una capacidad de fuerza nominal de hasta 5 kN, lo que permite obtener medidas de fuerza de gran precisión para ensayos experimentales a compresión como los que se plantean en este proyecto. Además, posee una herramienta gráfica que permite representar la fuerza requerida en función del desplazamiento vertical a lo largo de todo el ensayo, obteniéndose así una medida continua de los resultados del mismo.

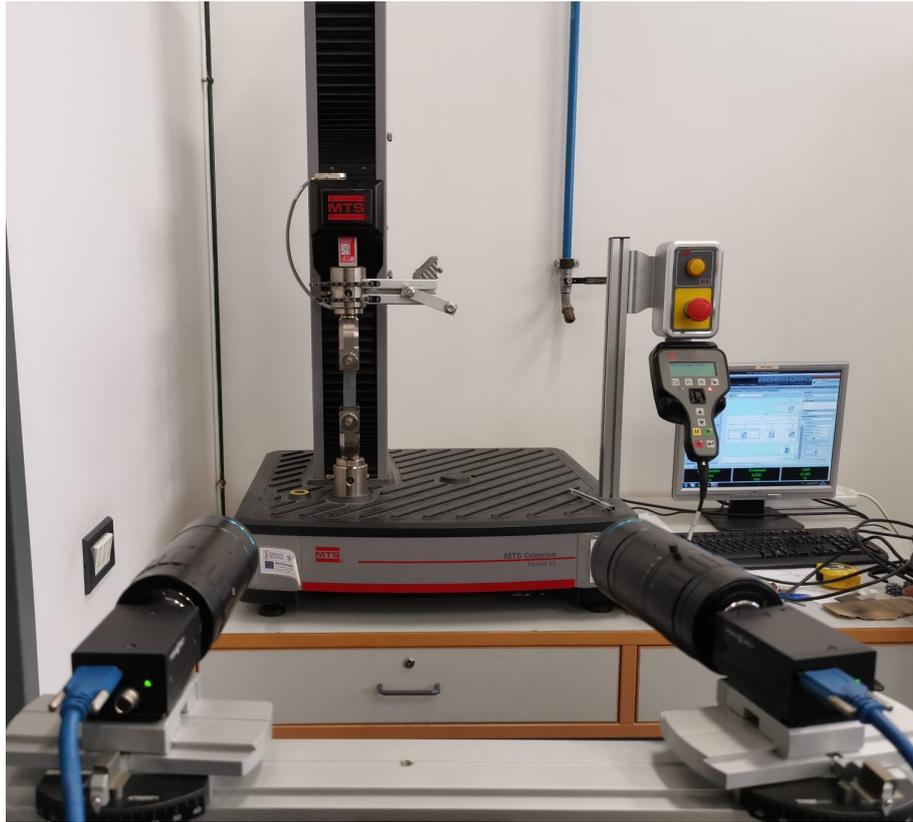


Figura 4.6: Máquina MTS C42.503.

El control de los ensayos en la máquina MTS se realiza mediante una serie de diagramas de bloques. Para los ensayos a compresión se ha hecho uso de un programa predefinido, a partir del cual se han hecho algunas modificaciones para adaptarlo exclusivamente al tipo de ensayo que se iba a realizar.

En la Figura 4.7, puede observarse el diagrama de bloques utilizado para los distintos ensayos. En él, se pueden observar tres bloques en paralelo: *Go To*, *Adquisición de datos (DAQ)* y *Límite carga*, lo cual indica que los tres se ejecutan al mismo tiempo. Cuando se alcanza alguno de los límites de carga o se cumple la condición de terminación indicada en el bloque *Go To*, el programa pasa a la siguiente actividad: *Retorno a posición zero*. Tras volver a la posición *zero*, el programa ejecuta el siguiente y último comando, que es el de *Exportar Datos*.

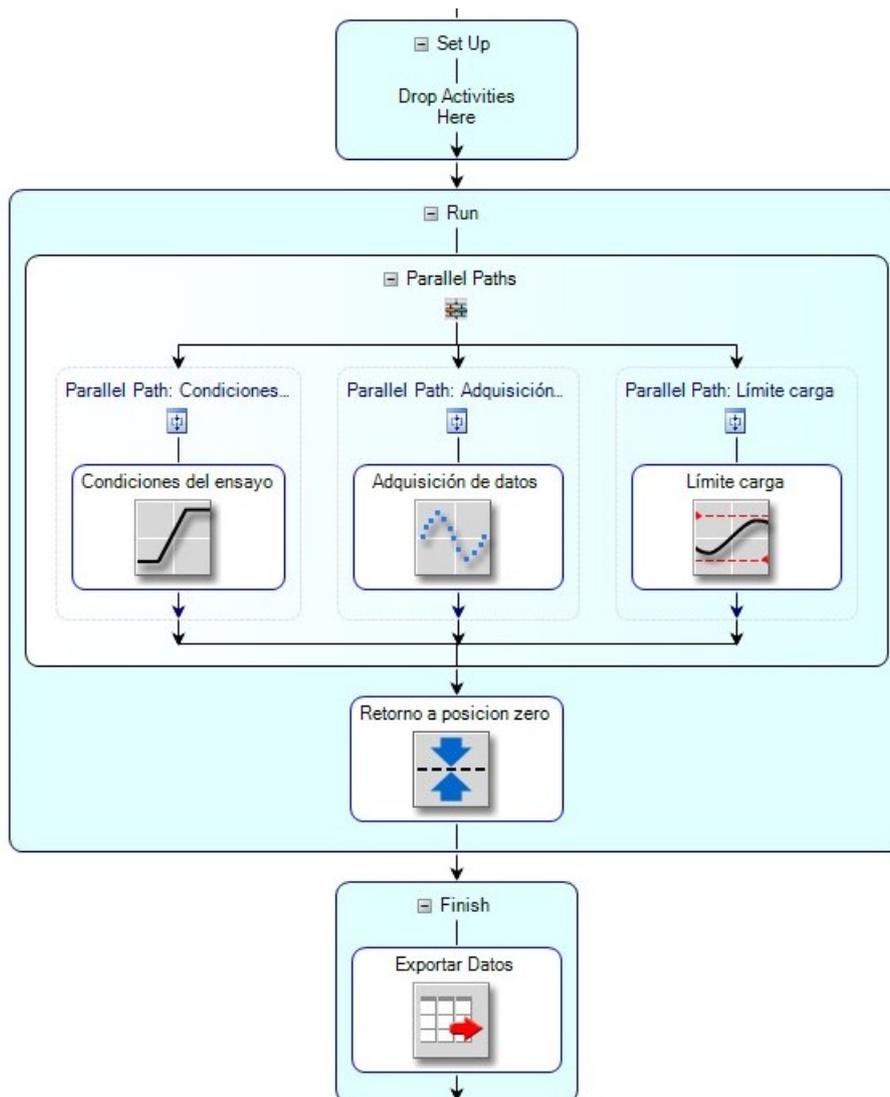


Figura 4.7: Diagrama de bloques.

A continuación, se va a realizar un breve resumen de la función de cada uno de los bloques.

- **Bloque *Go To*.** Controla la dirección y la velocidad específica a la que se mueve la cruceta. En este caso, como condición de terminación se ha establecido que la señal del deflectómetro sea mayor que 4 mm.
- **Bloque *DAQ*.** Se trata del bloque de adquisición de datos, mediante el cual se registran durante el ensayo los datos correspondientes al tiempo, desplazamiento y fuerza.
- **Bloque *Límite carga*.** La célula de carga de la máquina es de 5 kN, por lo que se han puesto los límites superior e inferior de carga de +4,5 y -4,5 kN, respectivamente.
- **Bloque *Retorno a posición zero*.** Devuelve la cruceta a la posición inicial.
- **Bloque *Exportar datos*.** Exporta los datos en formato .txt (separados por espacios) o .csv (separados por comas) para ser utilizados en Microsoft Excel o en otras aplicaciones.

Por último, los pasos seguidos durante la realización de los ensayos han sido los siguientes:

1. Colocación de las probetas en las mordazas de la forma más centrada posible.
2. Apriete y calibración del equipo y defleómetro.
3. Aplicación de desplazamientos verticales a una velocidad de 1,5 mm/min hasta alcanzar los límites de carga.
4. Descarga de la probeta.

En la Figura 4.8 se puede observar la máquina MTS utilizada antes del ensayo.



Figura 4.8: Máquina MTS preparada antes del ensayo.

#### 4.4 Gráficas fuerza-desplazamiento

Una vez finalizados los ensayos experimentales a compresión de todas las probetas descritas en la Tabla 4.1, se puede analizar el comportamiento de las mismas a través de las gráficas fuerza-desplazamiento resultantes del defleómetro. Para extraer conclusiones de los resultados también se va a hacer una inspección visual al estado de las probetas una vez terminados los ensayos (ver Sección 4.5). Esto permite comprobar si existe o no rotura de las probetas, o si ha habido pandeo y consecuente delaminación. Con estos datos, se van a intentar extraer conclusiones asociando el tipo de probeta (con teflón/sin teflón y dimensiones de los tacones) a su comportamiento bajo cargas de compresión.

La Figura 4.9 muestra los resultados de las gráficas fuerza-desplazamiento de los distintos ensayos a compresión realizados, de los cuales se pueden extraer las conclusiones que se van a comentar

a continuación. Las curvas de las probetas con inserto de teflón (P2, P3, P4, P5, P12, P13, P14 y P15) aparecen marcadas en línea discontinua para facilitar su visualización.

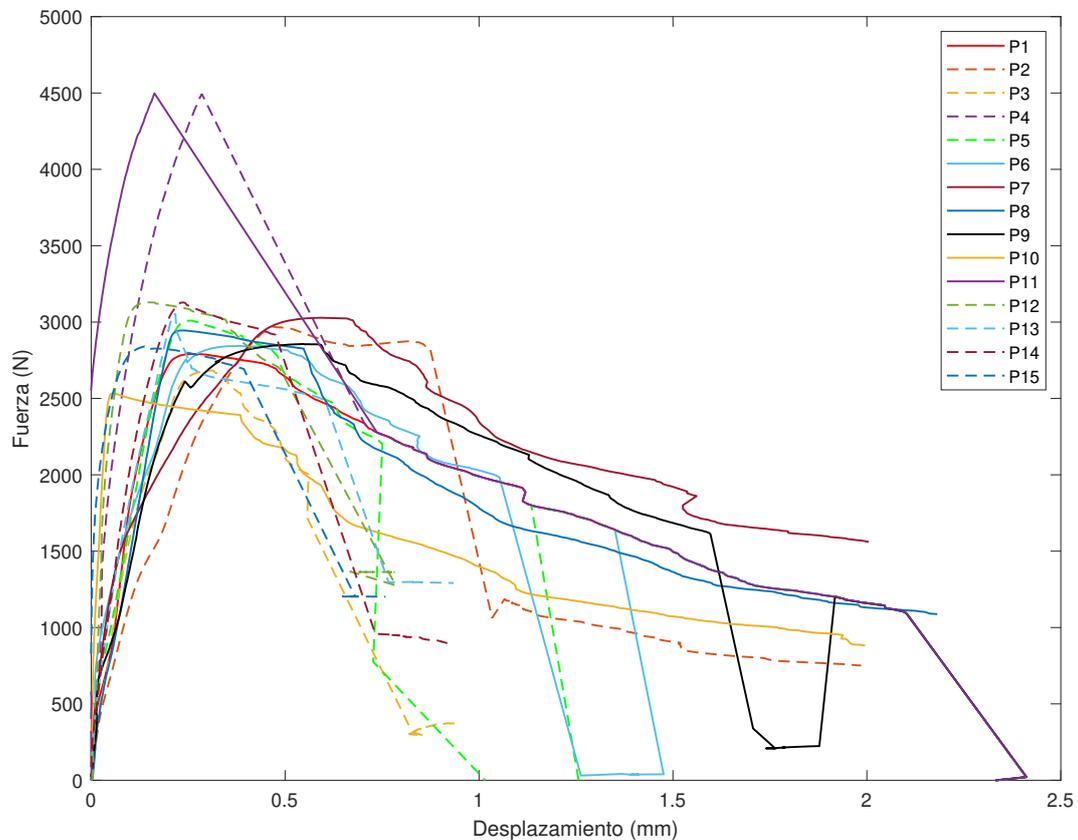


Figura 4.9: Gráfica fuerza-desplazamiento de todas las probetas estudiadas.

En primer lugar, llaman la atención las gráficas de las probetas P4 y P11. Se observa como alcanzan una fuerza máxima de 4,5 kN, valor que se corresponde con el límite superior de la célula de carga de la máquina. Esto significa que las probetas no han llegado al fallo y la máquina ha descargado al llegar al límite marcado. Si se observa la descripción de las probetas de la Tabla 4.1, se puede comprobar que tanto la probeta P4 como la P11 corresponden con aquellas con tacones de 60 mm de longitud (ver Figura 4.5). Como la longitud de las probetas es de 140 mm, el hecho de tener tacones de 60 mm hace que la zona de probeta sin morder sea solamente de 20 mm, lo que se ha visto que es insuficiente para que la probeta falle dentro de los límites de carga marcados. Es decir, el hecho de tener los tacones de 60 mm evita que se llegue a iniciar el daño, alcanzando mayores cargas que las que dispone la máquina, mientras que en las demás probetas, con tacones de 35 mm, la carga alcanzada es menor y el laminado llega a romper.

Por ello, las probetas P4 y P11 sirven para ver el comportamiento de las mismas antes del inicio de daño, pero no van a servir para modelar el fallo, por lo que quedan descartadas.

Para valorar mejor los resultados obtenidos se van a representar por separado los resultados de las probetas sin inserto de teflón y con inserto de teflón.

#### 4.4.1 Probetas sin inserto de teflón

Por un lado, en la Figura 4.10 se muestran las gráficas fuerza-desplazamiento para las probetas sin teflón restantes. Se observa como, a excepción de la probeta P10, todas soportan máximos similares, entre 2,8 y 3 kN, aproximadamente. Además, quitando las probetas P7 y P10, todas las demás presentan unas curvas con comportamiento similar. Las pendientes previas al inicio de daño son semejantes, y este ocurre para desplazamientos entre 0,2 y 0,3 mm en las probetas P1, P6 y P8, y un poco más tarde, en torno a 0,6 mm, en la probeta P9.

Más adelante, en el Capítulo 6, se va a intentar modelar de forma general el comportamiento de estas probetas mediante el *software* Abaqus.

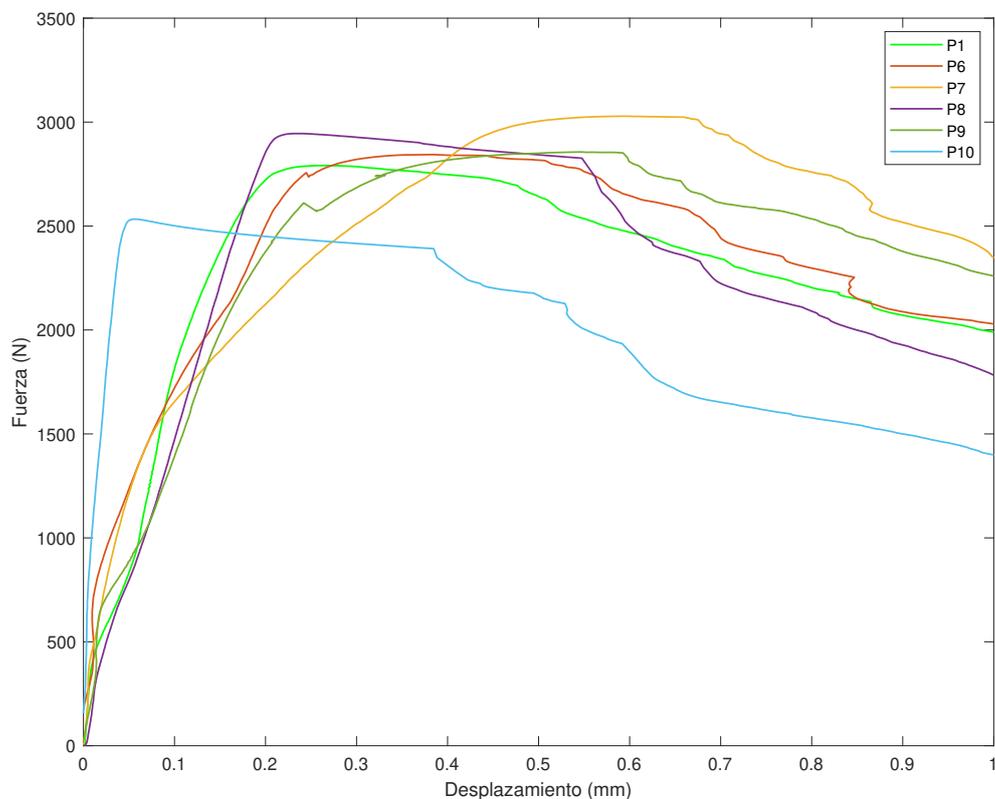


Figura 4.10: Gráfica fuerza-desplazamiento de las probetas sin inserto de teflón.

#### 4.4.2 Probetas con inserto de teflón

Por otro lado, en la Figura 4.11 se muestran las gráficas fuerza-desplazamiento para las probetas con teflón restantes, entre las que se ha descartado la probeta P4, como se ha comentado previamente, por no haber llegado al primer fallo.

Se puede observar que en este caso las probetas presentan comportamientos menos uniformes, si bien es cierto que las fuerzas máximas se encuentran entre 2,7 y 3,1 kN, y que estas se dan para desplazamientos entre 0,15 y 0,3 mm, al igual que ocurría en las probetas sin teflón (ver

Figura 4.10), a excepción de la probeta P2, en la que la fuerza máxima se alcanza en torno a los 0,45 mm.

Por tanto, puede observarse como la grieta inicial definida en las probetas con teflón prácticamente no influye en las cargas máximas alcanzadas en comparación con las probetas sin grieta. Para poder observar mayores diferencias, sería necesario realizar ensayos con una longitud o espesor de grieta mayores, donde se vería como la carga máxima soportada disminuye a medida que aumenta la grieta.

Otra característica destacable es que el fallo último aparece antes en las probetas con inserto de teflón. Esto se puede observar en las gráficas de la Figura 4.11, las cuales decrecen de forma más brusca que las gráficas de las probetas sin teflón (ver Figura 4.10). Esto parece lógico, puesto que indica que que las probetas sin teflón tienen más resistencia a compresión. La fuerza soportada va decreciendo a partir del inicio del fallo, sin embargo, para un desplazamiento de 1 mm, las probetas sin teflón todavía aguantan cargas relativamente altas, mientras que prácticamente todas las probetas con teflón han fallado completamente debido al pandeo. Por tanto, con estos ensayos se está captando la pérdida de resistencia a compresión debida al pandeo local de la zona del teflón.

Al igual que en el caso anterior, en el Capítulo 6 se intentará modelar de forma aproximada el comportamiento de las probetas con teflón mediante Abaqus, para lo que se hará uso de los elementos finitos cohesivos.

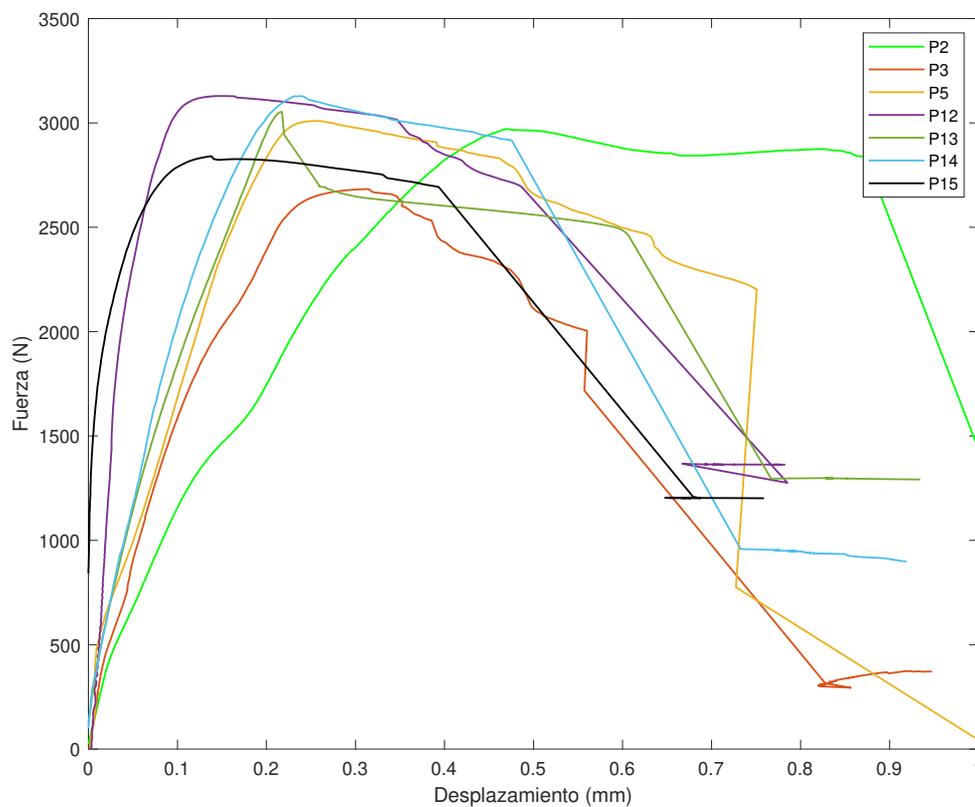


Figura 4.11: Gráfica fuerza-desplazamiento de las probetas con inserto de teflón.

## 4.5 Estado de las probetas tras los ensayos

En el presente apartado se va a realizar una inspección visual de las probetas una vez finalizados los ensayos para comprobar el estado de las mismas y analizar si existe alguna relación entre el tipo de fallo y la inserción de teflón.

### 4.5.1 Probetas sin inserto de teflón

En primer lugar, si se observa el estado de las probetas sin inserto de teflón tras los ensayos a compresión se puede apreciar cómo presentan una fractura frágil, es decir, el fallo tiene lugar sin ninguna deformación apreciable y debido a una rápida propagación de grieta (ver Figura 4.12a). Además, no se observa la formación de ningún cuello ni zona de estrangulación típica de las fracturas dúctiles.

Por último, en todas las distintas probetas sin teflón se puede apreciar la formación de bandas de cortadura con una cierta orientación respecto a la dirección de la carga (ver Figura 4.12b).

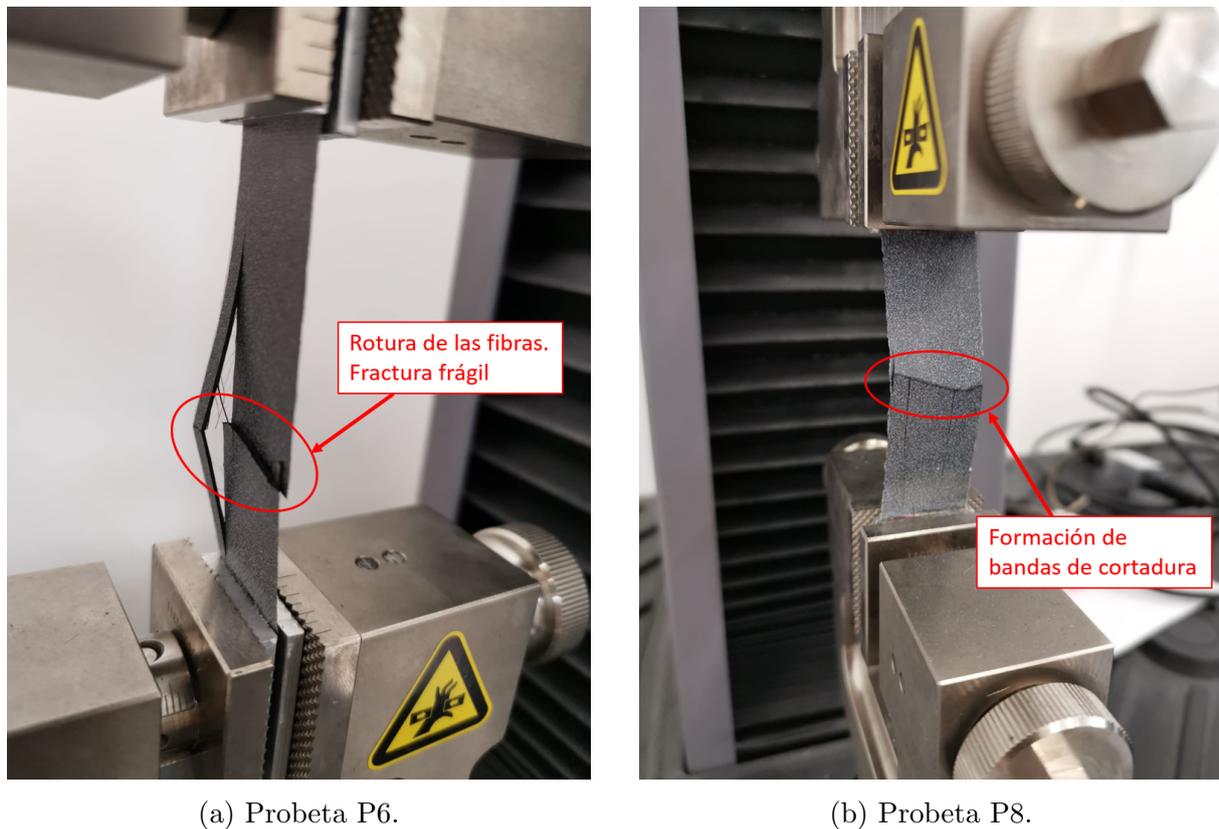
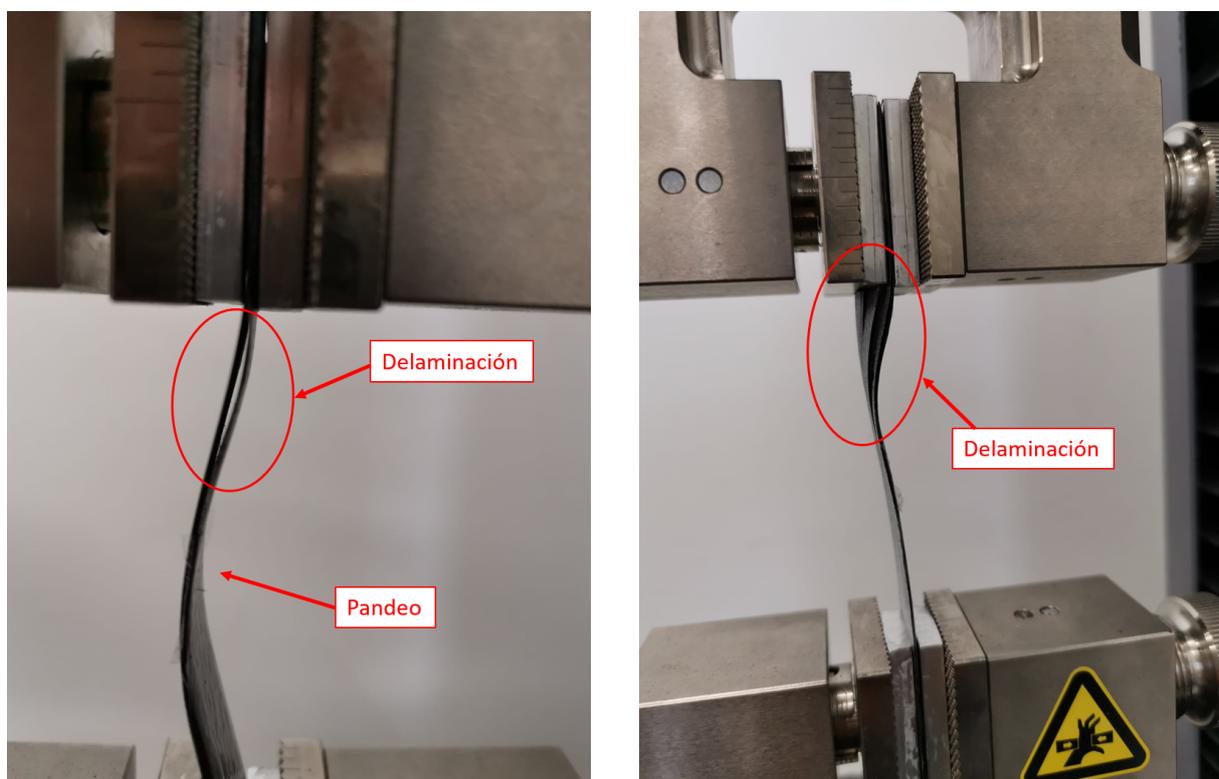


Figura 4.12: Estado de algunas de las probetas sin inserción de teflón tras los ensayos.

#### 4.5.2 Probetas con inserto de teflón

Por otro lado, si se analiza el estado de las probetas con inserto de teflón una vez finalizados los ensayos a compresión, se puede apreciar un comportamiento claramente distinto al de las probetas sin teflón. En las Figuras 4.13a y 4.13b puede observarse el fenómeno de pandeo y la consecuente delaminación o fractura interlaminar. Pese a que en dichas figuras únicamente aparecen las probetas P2 y P3, cabe remarcar que este mismo comportamiento se ha podido ver en las demás probetas con inserto de teflón ensayadas.

Por tanto, se puede concluir que el hecho de añadir una grieta inicial mediante el inserto de teflón modifica el modo de fallo, pasando de una rotura frágil de las fibras a una delaminación debida al pandeo de las mismas.



(a) Probeta P2.

(b) Probeta P3.

Figura 4.13: Estado de algunas de las probetas con inserción de teflón tras los ensayos.



# Análisis paramétrico mediante un ensayo *Double Cantilever Beam* simulado en Abaqus

## 5.1 Introducción

Según sea el desplazamiento de las caras de la grieta existen tres modos básicos de fractura (ver Figura 5.1):

1. **Modo I o modo de abertura.** Se trata del modo normal de separación de las caras de la grieta cuando se somete a tensiones normales.
2. **Modo II o modo de deslizamiento.** Desplazamiento de los labios de la grieta cuando se somete a tensiones cortantes perpendiculares al frente de grieta.
3. **Modo III o modo de desgarre.** Desplazamiento de los labios de la grieta cuando se somete a tensiones cortantes paralelas al frente de grieta.

Un material puede estar sometido a cualquier modo de fallo o combinación de estos, aunque el modo I es el más habitual, sobretodo en materiales sólidos frágiles (como es el caso de los CFRP), en los cuales las grietas tienden a buscar la orientación que minimiza la tensión cortante.

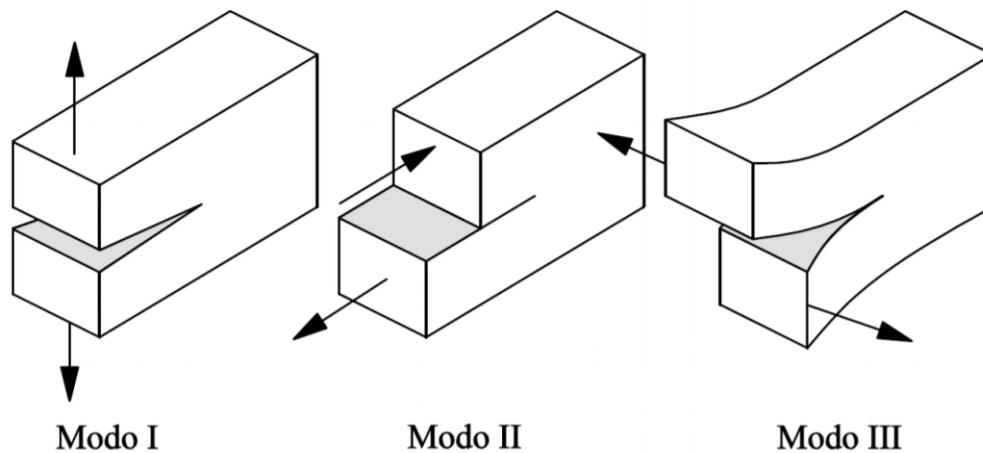


Figura 5.1: Modos básicos de fallo interlaminar [28].

En lo que respecta a este proyecto, se va a estudiar la fractura interlaminar de modo I, pues como se ha podido ver en los ensayos experimentales del Capítulo 4, es la que aparece entre las láminas de las probetas cuando se someten a tensiones de compresión. Para ello, se va a simular un ensayo tipo *Double Cantilever Beam* (DCB), el cual corresponde con el ensayo más común para evaluar este tipo de fractura en laminados compuestos unidireccionales (Huzni et al. [29]). Este ensayo permite hallar el valor de la tenacidad a fractura interlaminar que, como se ha comentado en el Capítulo 3, representa la energía necesaria para que se produzca la delaminación. No obstante, el objetivo de la simulación de este ensayo en el presente proyecto no es obtener el valor de dicha energía, sino caracterizar mediante Abaqus los ensayos experimentales tipo DCB de trabajos previos realizados por el CIIM, con el fin de constatar la validez de los elementos cohesivos en la simulación de este tipo de ensayos y conocer los valores reales de los parámetros que los definen. Esto va a permitir tener un mayor conocimiento acerca del modelado mediante elementos cohesivos para futuras aplicaciones más complejas, como la que se verá en el Capítulo 6.

En el esquema de la Figura 5.2 se muestra un ejemplo de ensayo tipo DCB. La idea es aplicar una carga de tracción sobre una probeta con un inserto en el plano medio, el cual, como se ha visto en el Capítulo 3, sirve para introducir de forma definida una grieta inicial. Dicha carga de tracción se debe aplicar en dirección normal a la superficie de grieta, como se puede observar en el esquema, simulando un modo de fallo tipo I.

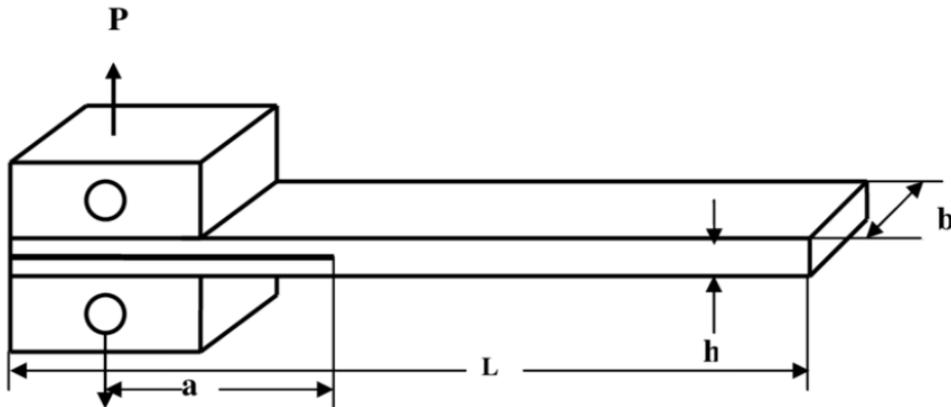


Figura 5.2: Esquema de la probeta con los bloques de carga para ensayo tipo DCB [30].

Para simular el ensayo DCB, como bien indican Salve y Jalwadi [21], Abaqus dispone de una biblioteca de elementos cohesivos que permiten modelar el comportamiento de juntas adhesivas, interfaces en compuestos y demás situaciones donde la integridad y la resistencia de las interfaces pueden ser de interés.

Por tanto, tal y como se ha hecho con los insertos de teflón en las probetas para los ensayos experimentales a compresión (Capítulo 4), se va a hacer uso de los elementos cohesivos en los modelos de Abaqus para introducir una grieta inicial. Dávila y Rose [23] afirman al respecto que «las simulaciones de fractura mediante elementos finitos cohesivos requieren de cierta experiencia para determinar los requerimientos de malla y la selección de los parámetros que caracterizan la respuesta de tracción-separación».

Por su parte, Barua llevó a cabo diferentes estudios paramétricos para analizar el efecto de las resistencias interfaciales y del refinamiento de malla sobre los resultados de la curva fuerza-desplazamiento. Dávila y Rose [23] afirman que «Barua propuso establecer los requerimientos de la malla mediante estudios de calibración de la misma utilizando una muestra simple de DCB y luego aplicar esos resultados de calibración a componentes más complejos hechos del mismo material». Esto justifica el análisis paramétrico que se va a realizar, es decir, antes de utilizar los elementos cohesivos directamente en el modelado de los ensayos a compresión del Capítulo 6, se va a analizar su uso en una probeta del mismo material para un ensayo DCB.

Para finalizar, cabe destacar que las características de los modelos y las condiciones de contorno de las simulaciones que se van a estudiar a continuación no se han definido de forma arbitraria. Como se ha comentado, el CIIM dispone de una base de datos de ensayos experimentales tipo DCB de trabajos previos, por lo que en los siguientes modelos se van a intentar reproducir las características de las probetas de dichos ensayos experimentales.

## 5.2 Implementación del modelo en Abaqus

### 5.2.1 Introducción al *software* Abaqus

El método de los elementos finitos es un método numérico que permite aproximar con cierta precisión multitud de problemas de la mecánica de sólidos a partir de la aproximación de la solución de ecuaciones en derivadas parciales. Se trata del método más utilizado para cálculo y simulación en aplicaciones de automoción y aeroespaciales. Existen diferentes códigos de elementos finitos disponibles en el mercado. Entre estos códigos, destaca el *software* Abaqus, un programa de ingeniería asistida por ordenador (CAE) de cálculo por elementos finitos perteneciente a la plataforma SIMULIA de *Dassault Systemes*.

La resolución de un problema mecánico mediante el *software* Abaqus consta de tres fases.

En primer lugar, existe una primera fase de preproceso o de definición en la que se definen la geometría, los materiales, la malla y las condiciones de contorno del problema. A continuación, existe una segunda fase de cálculo de la solución en la que se define el tipo de problema (estático/transitorio, lineal/no lineal...), el método de resolución, los *steps* o pasos de la solución y se lanzan los cálculos. Por último, se tiene una fase de postproceso una vez finalizados los cálculos, en la que se pueden visualizar los campos de la solución, tales como tensiones, deformaciones o desplazamientos, y donde se puede visualizar la pieza deformada.

Por tanto, a modo de resumen, para la implementación de un modelo en Abaqus se deben seguir una serie de pasos que se van a indicar a continuación y que se van a exponer con detalle en las siguientes secciones.

1. Creación de la geometría.
2. Definición de las propiedades de los materiales que componen el modelo.
3. Definición de los *steps*.
4. Definición de las condiciones de contorno.
5. Mallado del modelo.

### 5.2.2 Creación de la geometría

La geometría del modelo se compone de dos partes tridimensionales de tipo sólido, de modo que una representa las láminas que forman el compuesto laminado, y la otra representa el elemento cohesivo. Esta última parte corresponde con la región en la que se propagará la grieta y debe tener un espesor lo suficientemente pequeño para no introducir un espesor ficticio en el laminado. Por tanto, en las posteriores simulaciones se va a fijar un espesor del elemento cohesivo de 0,001 mm.

En las Figuras 5.3 y 5.4 puede verse un esquema de las distintas partes que componen el modelo, su geometría y dimensiones.

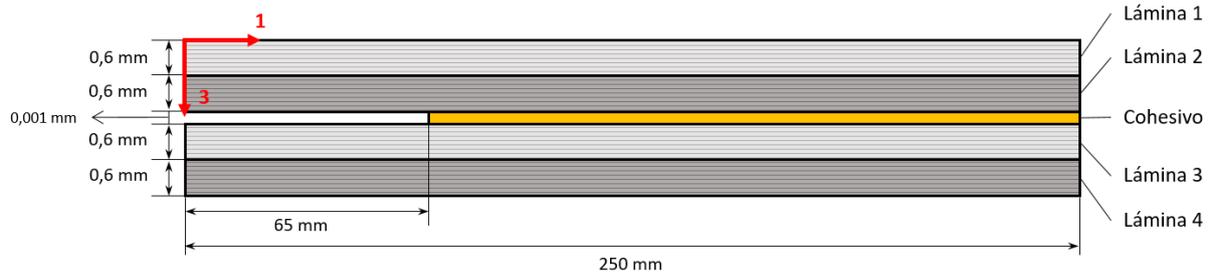


Figura 5.3: Esquema de la geometría del modelo vista de perfil.

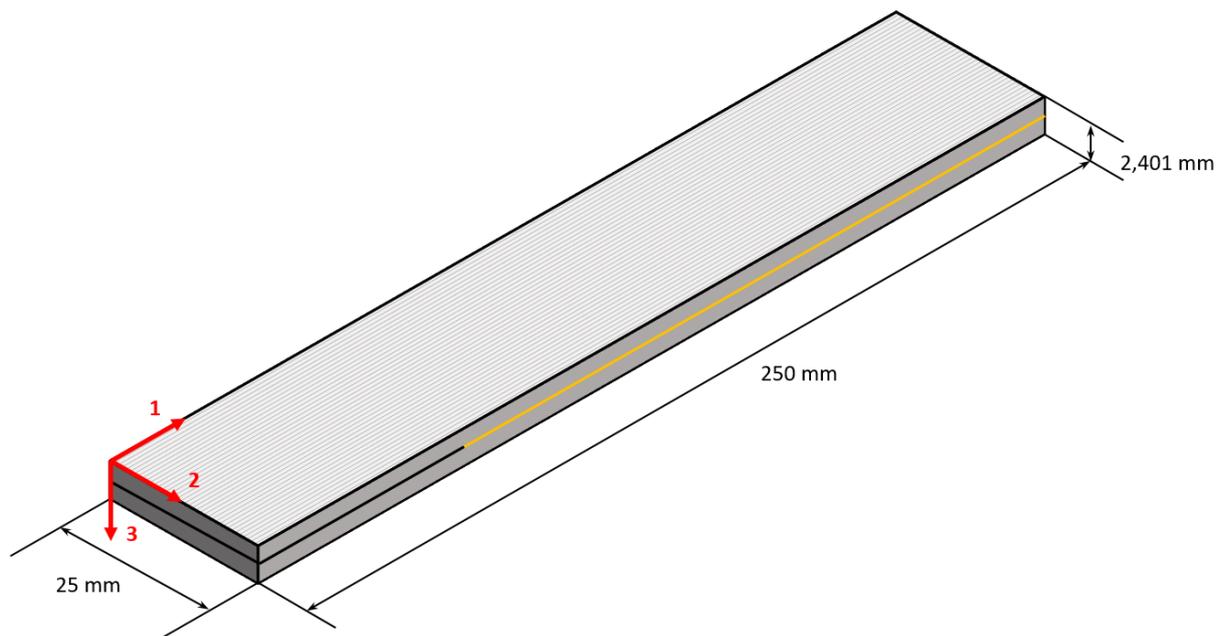


Figura 5.4: Geometría tridimensional del modelo.

### 5.2.3 Definición de las propiedades

El segundo paso es definir las propiedades de los materiales que componen el modelo, esto es las propiedades de las láminas y las propiedades de los materiales cohesivos.

#### 5.2.3.1 Propiedades de las láminas

En la Tabla 5.1 se muestran las propiedades de las láminas que componen el modelo. Se puede observar que las propiedades en la dirección 2 son iguales que las propiedades en la dirección 3, lo que supone una característica de los materiales transversalmente isótropos, hipótesis que generalmente se asume en los compuestos laminados unidireccionales.

$E_1$ (MPa)	140000
$E_2 = E_3$ (MPa)	7900
$G_{12} = G_{13}$ (MPa)	4900
$G_{23}$ (MPa)	3038
$\nu_{12} = \nu_{13}$ (-)	0,3
$\nu_{23}$ (-)	0,49

Tabla 5.1: Propiedades de las láminas

Para la introducción de estas propiedades en Abaqus se debe definir el comportamiento del material, que en este caso es elástico (*Elastic*), y a continuación la forma o tipo de parámetros que se van a introducir, que en este caso corresponde con las constantes ingenieriles del material (*Engineering Constants*) de la Tabla 5.1.

Por último, es muy importante definir la orientación del material que forman las láminas mediante la herramienta *Assign Material Orientation* (ver Figura 5.5). De lo contrario, es posible que las direcciones de las propiedades de la Tabla 5.1 no coincidan con las del sistema de referencia global.

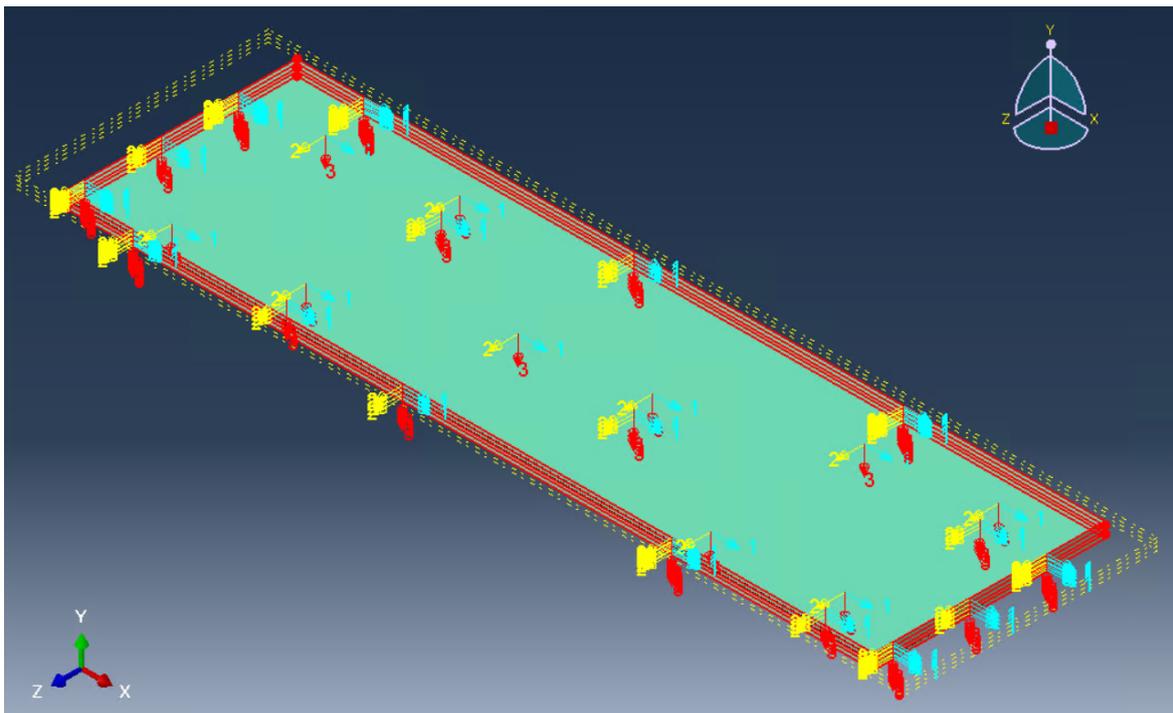


Figura 5.5: Definición de la orientación del material que componen las láminas.

### 5.2.3.2 Propiedades de los elementos cohesivos

Para la definición de las propiedades de los elementos cohesivos se deben tener en cuenta las fases expuestas en el Capítulo 3. Esto significa que se debe definir el comportamiento previo al inicio de daño, el criterio de inicio de daño y la evolución del daño, así como el coeficiente de viscosidad.

En primer lugar, como se ha comentado en la Sección 3.1, el comportamiento de los elementos cohesivos previo al inicio de daño es función de la magnitud de las rigideces interfaciales, las cuales representan las pendientes de las curvas tracción-separación, y cuyo significado físico se expondrá en mayor detalle en el estudio de la Sección 5.3.4. Por tanto, a la hora de definir las propiedades de los elementos cohesivos en Abaqus, el primer paso es seleccionar el tipo de comportamiento, que en este caso es elástico al igual que en las láminas, y el tipo de parámetros que se va a introducir, que en este caso son de tipo *Traction*, donde se deben introducir los valores de las rigideces interfaciales ( $K_{nn}$ ,  $K_{ss}$  y  $K_{tt}$ ). Dichos parámetros van a ser objeto de estudio, por lo que no se van a fijar unos valores, sino que se van a estudiar distintas magnitudes, tal y como se verá en la Sección 5.3.4.

En segundo lugar, se debe definir el criterio de inicio de daño. En la Sección 3.2 se han expuesto los distintos criterios disponibles en Abaqus. En este caso, se va a utilizar el criterio de tensión nominal cuadrática (QUADS), al igual que en las simulaciones de la base de datos, en el que se deben introducir las tensiones máximas de cada uno de los modos de fractura para un estado de carga puro, esto es  $N_{max}$ ,  $S_{max}$  y  $T_{max}$ , o, con distinta nomenclatura,  $\sigma_{I_{max}}$ ,  $\sigma_{II_{max}}$  y  $\sigma_{III_{max}}$ . El valor de estas tensiones máximas también va a ser objeto de estudio en las Secciones 5.3.5 y 5.3.6.

En tercer lugar, se debe definir la evolución del daño. En la Sección 3.3 se han visto los dos enfoques en lo que se puede basar la evolución del daño en los elementos cohesivos. En este caso, se va a utilizar la evolución del daño basada en la energía, para la cual se debe introducir en Abaqus el valor de la tenacidad a fractura interlaminar, la cual va a ser objeto de estudio en la Sección 5.3.3. Además, Abaqus precisa conocer el tipo de evolución. En este caso, se va a establecer un tipo de evolución lineal.

En cuarto y último lugar, se debe definir el parámetro de estabilidad viscosa o coeficiente de viscosidad, el cual va a ser objeto de estudio en la Sección 5.3.1, donde se expondrá con mayor detalle su significado.

### 5.2.4 Definición del *Step*

El tercer paso corresponde con la definición del *step*. Como se ha podido apreciar en las curvas fuerza-desplazamiento resultantes de los ensayos experimentales del Capítulo 4, el comportamiento del modelo completo es claramente no lineal en la fase de evolución del daño. Este mismo comportamiento se puede esperar en los ensayos tipo DCB que se van a simular en el presente capítulo, pues se va a hacer uso del mismo compuesto laminado.

Por tanto, como se va a simular un comportamiento no lineal, hay que tener en cuenta que pueden surgir problemas de convergencia en la solución. Para evitarlo, conviene establecer un número suficientemente elevado de iteraciones para alcanzar la solución. Además, el tamaño de los incrementos temporales ha de ser lo suficientemente pequeño para lograr la convergencia

en cada iteración. En la Figura 5.6 se muestran los incrementos temporales utilizados en las posteriores simulaciones.

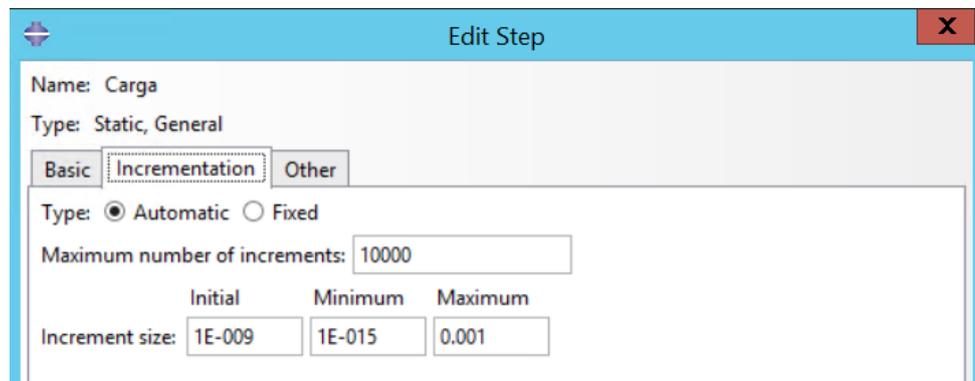


Figura 5.6: Definición de los incrementos temporales del *step*.

En lo que respecta a Abaqus, el primer paso en la definición del *step* es activar la opción *Nlgeom*, mediante la cual se tendrán en cuenta las no linealidades geométricas en ese mismo *step*.

A continuación, mediante la opción *Automatic stabilization* se puede establecer una estabilización automática cuando existan inestabilidades locales. En problemas no lineales como el que se presenta, se introduce un incremento de fuerza ( $\Delta P$ ) que provoca que el cuerpo no se encuentre en equilibrio estático, es decir, la diferencia entre las fuerzas externas y las internas en cada nodo es distinta de cero ( $P - I \neq 0$ ). Para tratar de solucionar este problema, Abaqus incluye la opción de estabilización automática que se acaba de mencionar, mediante la cual se añade una fuerza viscosa ficticia a la ecuación de equilibrio a través de un factor de amortiguamiento ( $c$ ). Este factor se puede calcular especificando la fracción de energía disipada (*Specify dissipated energy fraction*), o directamente se puede introducir su valor en caso de que se conozca (*Specify damping factor*), lo que resulta difícil si no se dispone de datos de estudios previos. Mediante la opción de la fracción de energía disipada, Abaqus establece fuerzas viscosas muy pequeñas mientras exista estabilidad en el modelo, pero cuando empiezan a aparecer inestabilidades y la velocidad local aumenta, también lo hace la fracción de energía de deformación que se disipa.

Por último, Abaqus ofrece la opción de establecer un ratio máximo para la energía disipada por la estabilización automática mediante la herramienta *Use adaptive stabilization with max. ratio of stabilization to strain energy*.

En la Figura 5.7 se muestra la opción de estabilización automática seleccionada, que es la fracción de energía disipada, así como su respectivo valor y el del ratio máximo, para las posteriores simulaciones.

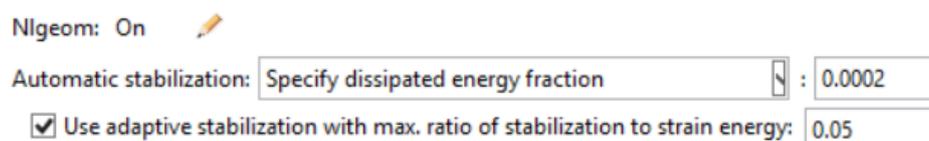


Figura 5.7: Definición de las no linealidades y la estabilización automática.

Cabe destacar que la magnitud de la fracción de energía disipada se ha definido en base a los datos de ensayos previos de los que disponía el CIIM. En cuanto a los incrementos temporales, pese a que se disponía de datos previos, se han tenido que ir modificando para lograr la convergencia de la solución en todos los distintos pasos temporales.

### 5.2.5 Definición de las condiciones de contorno

El cuarto paso consiste en definir las condiciones de contorno del modelo. Como se ha visto en el esquema del ensayo DCB de la Figura 5.2, la probeta se encuentra sometida a cargas de tracción en el extremo en el que se sitúa la grieta, en dirección perpendicular a la superficie de esta. Además, en este tipo de ensayos, la probeta se encuentra empotrada en el otro extremo.

Como se muestra en la Figura 5.9, el modelo de Abaqus presenta tres condiciones de contorno diferentes en el *step* de carga. Por un lado, se observa un empotramiento en el extremo opuesto a la grieta, el cual se ha definido con una condición tipo *Encastre* en todas las superficies laterales de ese extremo. Por otro lado, para simular la tracción se tienen dos condiciones de desplazamiento en el eje Y, un desplazamiento negativo unitario para simular la carga hacia abajo, y un desplazamiento positivo unitario para simular la carga hacia arriba. Ambas condiciones se aplican en la línea inferior y superior, respectivamente, de la división del modelo a una distancia de 30 mm del extremo, para imitar la disposición de los bloques de carga de los ensayos experimentales de los que dispone el CIIM (ver Figura 5.8). Cabe destacar que se han introducido condiciones de contorno de desplazamiento dejando la fuerza como variable, en vez de introducir condiciones de carga, porque ofrecía mejores resultados desde el punto de vista de la convergencia.

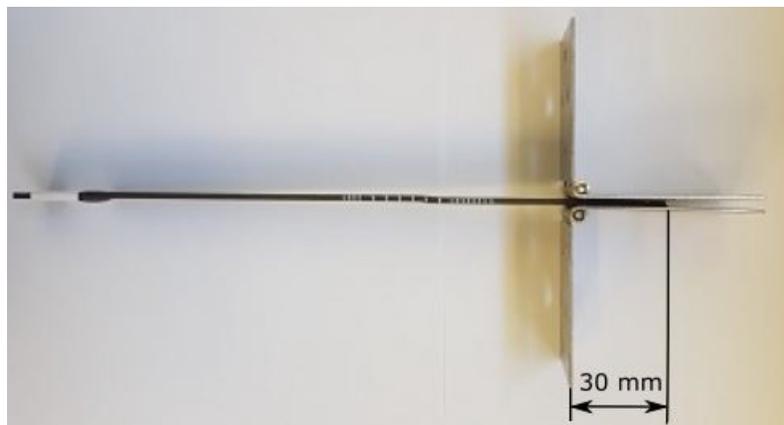


Figura 5.8: Ensayo DCB perteneciente a un proyecto previo realizado por el CIIM.

Por último, si se observa el modelo de la Figura 5.9, se puede apreciar otra división del modelo a una distancia de 65 mm del extremo. La longitud de esta división corresponde con la zona de delaminación inicial que se ha definido y que se puede apreciar en el esquema de la Figura 5.3.

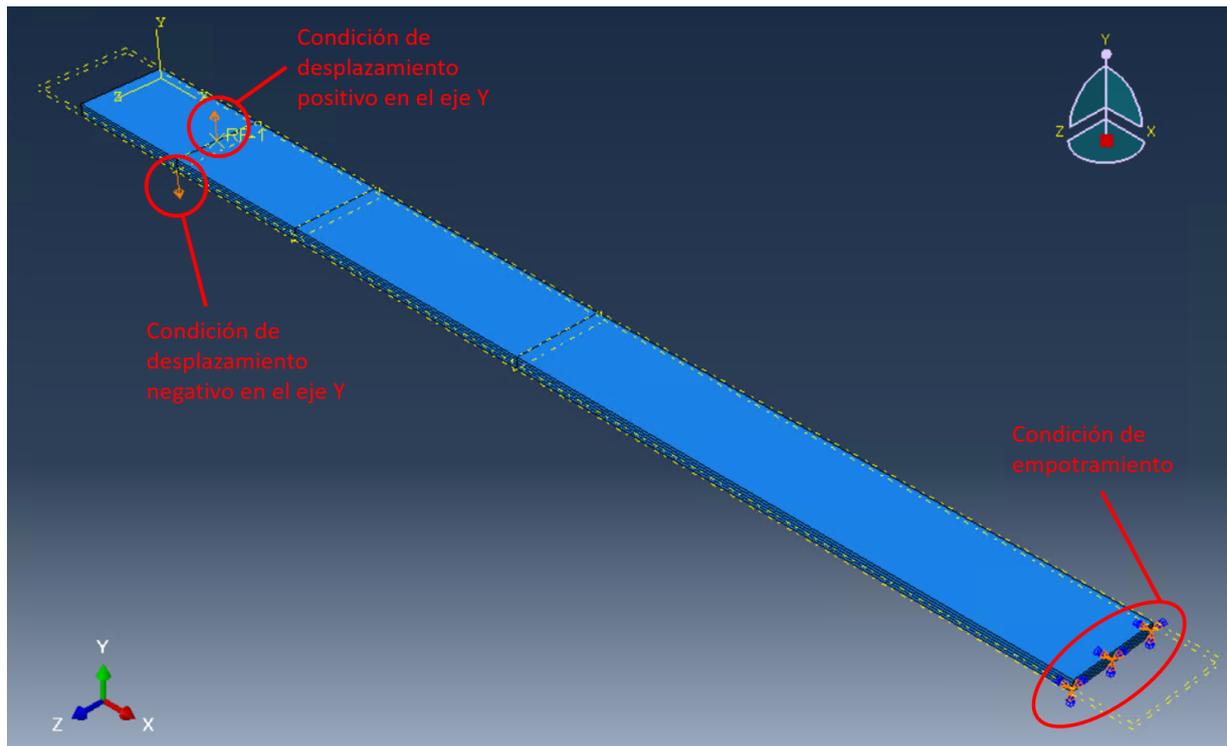


Figura 5.9: Condiciones de contorno del modelo en Abaqus.

### 5.2.6 Mallado del modelo

El quinto y último paso antes de definir el *Job* sobre el que se realice la simulación corresponde con el mallado de las láminas y de la zona cohesiva.

Como se puede apreciar en la Figura 5.9, el modelo presenta una tercera división a una distancia de 125 mm del extremo en el que se sitúa la grieta. De este modo entre la segunda división (situada a 65 mm) y la tercera se forma una zona de 60 mm de longitud, que se podría denominar como zona «crítica», en la que se va a desarrollar la delaminación (zona de propagación de grieta) y en la que el modelo va a soportar mayores tensiones. Por tanto, estas divisiones del modelo sirven para poder realizar mallados a distintos tamaños de elemento, de modo que habrá zonas más críticas que van a necesitar tamaños de elemento más pequeños para lograr la convergencia de la solución, y zonas menos críticas en las que no serán necesarios tamaños de elemento tan pequeños, ahorrando así coste computacional.

### 5.2.6.1 Mallado de las láminas

En la Figura 5.10 puede verse una vista general del mallado de las láminas. Como se ha comentado anteriormente, existen diferentes zonas según el tamaño de elemento utilizado.

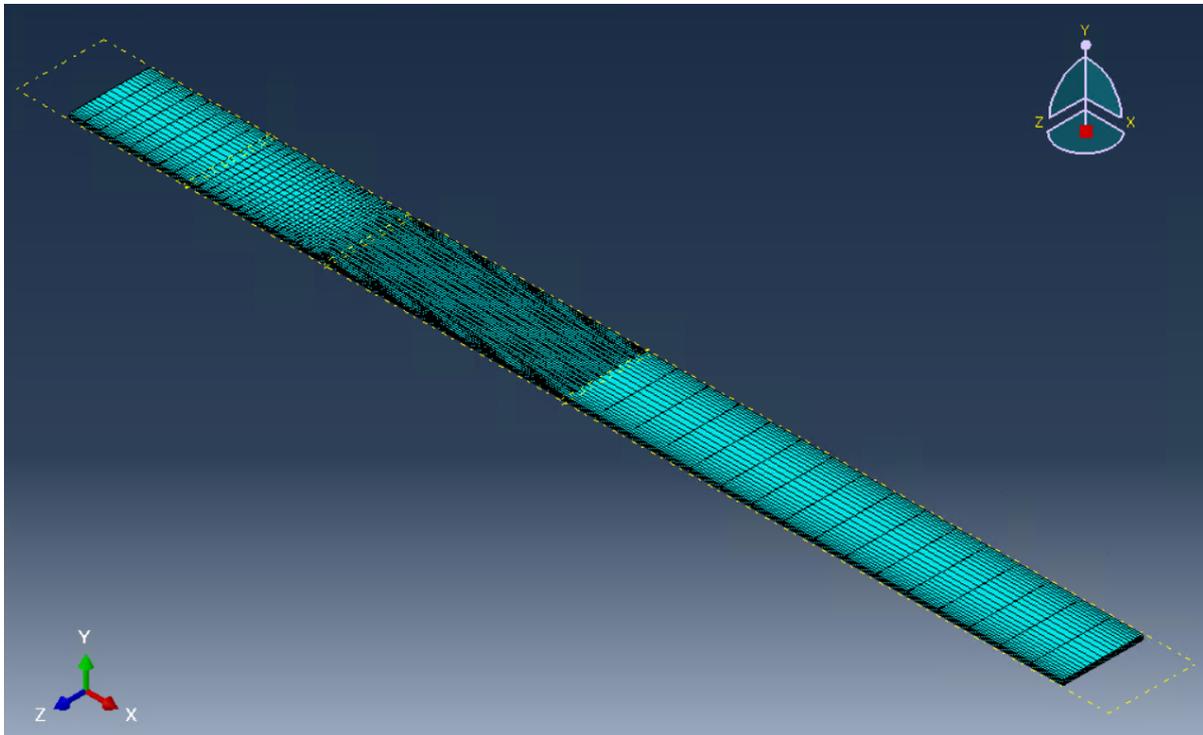


Figura 5.10: Mallado de las láminas del modelo.

Por un lado, se puede observar como la denominada zona «crítica» presenta un tamaño de elemento muy pequeño en comparación con las demás zonas. Para dicha zona se ha utilizado el método de definición de nodos por tamaño, aplicando un tamaño de elemento aproximado de 0,5 mm (ver Figura 5.11). No obstante, dicho tamaño va a ser objeto de estudio en la Sección 5.3.2, donde se estudiará la influencia del mismo en los resultados.

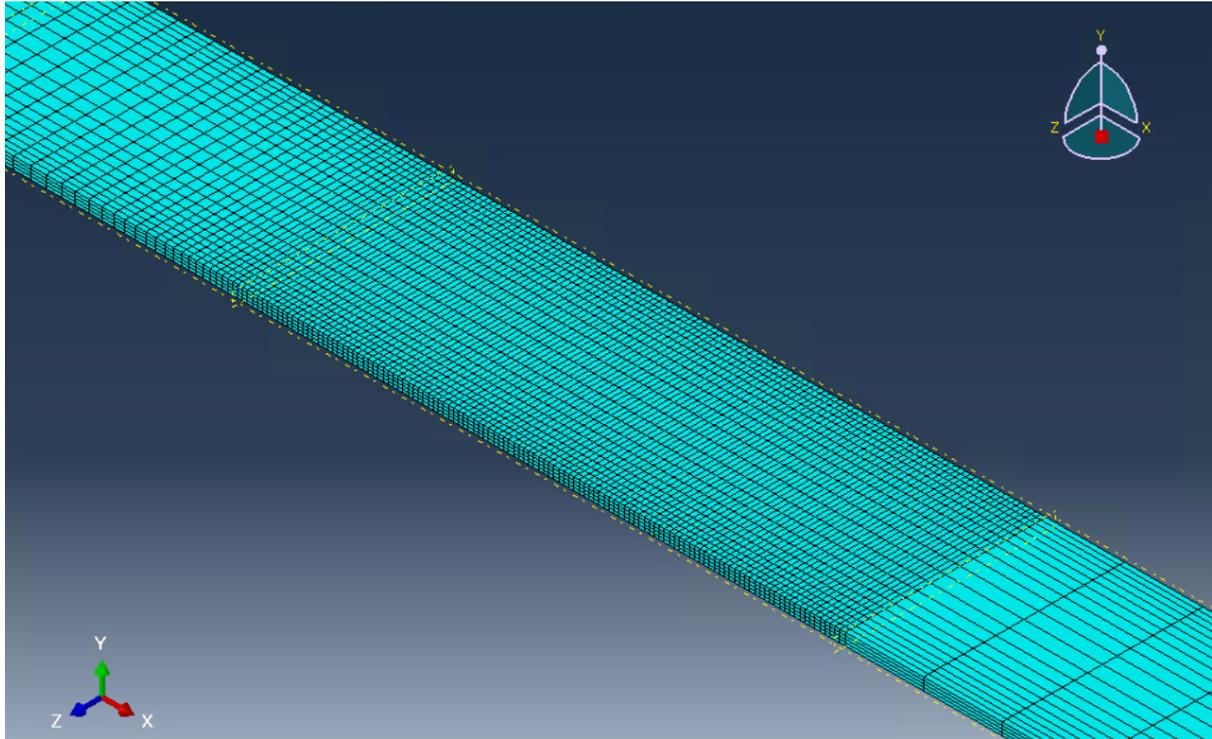


Figura 5.11: Detalle del mallado en la zona «crítica» de las láminas.

Por otro lado, para la zona del extremo opuesto a la grieta (extremo derecho de la Figura 5.10) se ha utilizado el método de definición de nodos por número, donde se ha definido un número de elementos igual a 16. Este mismo método se ha utilizado para la zona que va desde el extremo de la grieta (extremo izquierdo de la Figura 5.10) hasta la primera división, donde se han definido 8 elementos.

Por último, en la Figura 5.10 se puede apreciar como el tamaño de elemento de la zona comprendida entre la primera y la segunda división va variando, de modo que conforme se aproxima a la zona «crítica» el tamaño de elemento cada vez es menor. Esto se puede definir en Abaqus mediante el método de definición de nodos por tamaño y aplicando lo que se denomina un *bias ratio*. El *bias ratio* representa la relación entre el elemento más grande y el elemento más pequeño a lo largo de un borde. Por tanto, el mallado que se observa en dicha zona corresponde con un número de elementos igual a 30 y un *bias ratio* igual a 5.

Conviene destacar que, pese a que el tamaño de elemento de las zonas distintas a la zona «crítica» no constituye el objeto de estudio de ninguno de los estudios que se van a ver en la Sección 5.3 (ya que no se ha considerado tan importante), se han ido probando distintos tamaños para tratar de evitar los problemas de convergencia que han ido surgiendo.

### 5.2.6.2 Mallado de la zona cohesiva

Como se ha visto en la Sección 5.2.2, la zona cohesiva se encuentra en el plano medio del modelo y comprende toda la longitud del mismo menos la longitud de la grieta inicial definida.

Los mallados de esta zona son los mismos que se han realizado en las láminas, es decir, un método de definición de tamaño de elemento aproximado de 0,5 mm en la parte de propagación de grieta (extremo izquierdo de la Figura 5.12), y un método de definición por número de elementos igual a 16 en la parte posterior a la propagación de grieta (extremo derecho de la Figura 5.12).

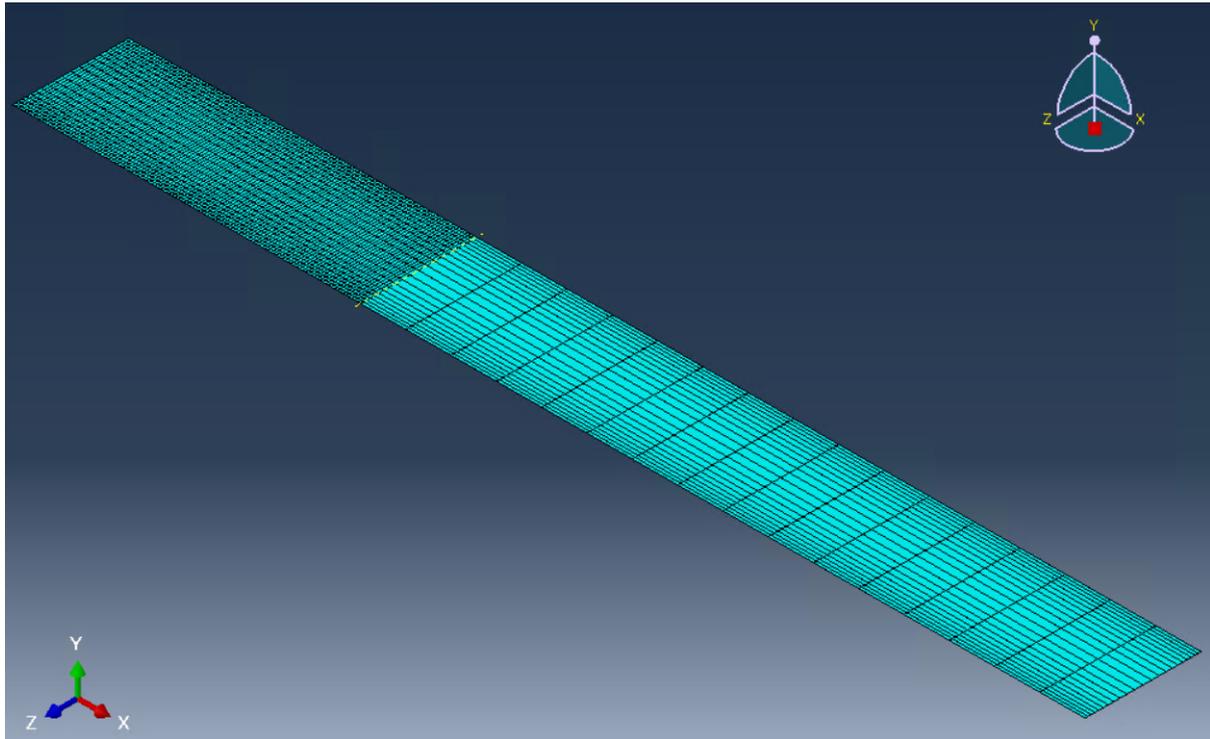


Figura 5.12: Mallado de la zona cohesiva del modelo.

## 5.3 Estudio de la influencia de los parámetros que definen los elementos cohesivos

Llegados a este punto, una vez definido el modelo, y comprobado que todos los parámetros introducidos son correctos mediante la herramienta *Data check* del módulo *Job*, se está en disposición de realizar un análisis paramétrico con el objetivo de conocer la influencia de los parámetros característicos de los elementos cohesivos sobre los resultados de la solución.

Los principales parámetros que caracterizan los elementos cohesivos, y de los cuales se van a realizar los correspondientes estudios, son los siguientes:

1. **Coefficiente de viscosidad** (Sección 5.3.1).
2. **Tamaño de elemento en la zona de propagación de grieta** (Sección 5.3.2).

3. **Tenacidad a fractura interlaminar** (Sección 5.3.3).
4. **Rigidez interfacial** (Sección 5.3.4).
5. **Tensión máxima en modo I puro** (Sección 5.3.5).
6. **Tensión máxima en modo II puro** (Sección 5.3.6).

El valor del objeto de estudio en cada caso se va a ir variando para analizar su influencia. Para ello, es necesario que los demás parámetros característicos se mantengan constantes. En el Anexo A se pueden ver los valores de los parámetros utilizados en cada estudio.

### 5.3.1 Influencia del coeficiente de viscosidad

A la hora de definir las propiedades del material cohesivo se debe definir la estabilización de daño a través de un coeficiente de viscosidad. En la teoría, según Sepasdar y Shakiba [31], este parámetro juega un papel importante en la convergencia de la solución, de modo que en muchos casos es necesario utilizar un coeficiente de viscosidad pequeño para garantizar que esta no afecte negativamente a la distribución de tensiones, aún aumentando el coste computacional, por lo que se debe buscar un consenso entre ambos.

En los estudios realizados se ha ido variando el valor del coeficiente de viscosidad ( $\eta$ ) en un orden de magnitud desde  $10^{-5}$  a  $10^{-1}$ . Los resultados de dichos estudios se muestran en la Figura 5.13. En ella, se aprecia como en este caso con el uso de los elementos cohesivos los resultados no se ven afectados por el valor del coeficiente de viscosidad, al contrario de lo que se preveía por bibliografía. Además, también se han obtenido los tiempos de simulación para cada estudio, de donde se concluye que el coeficiente de viscosidad tampoco influye en los mismos.

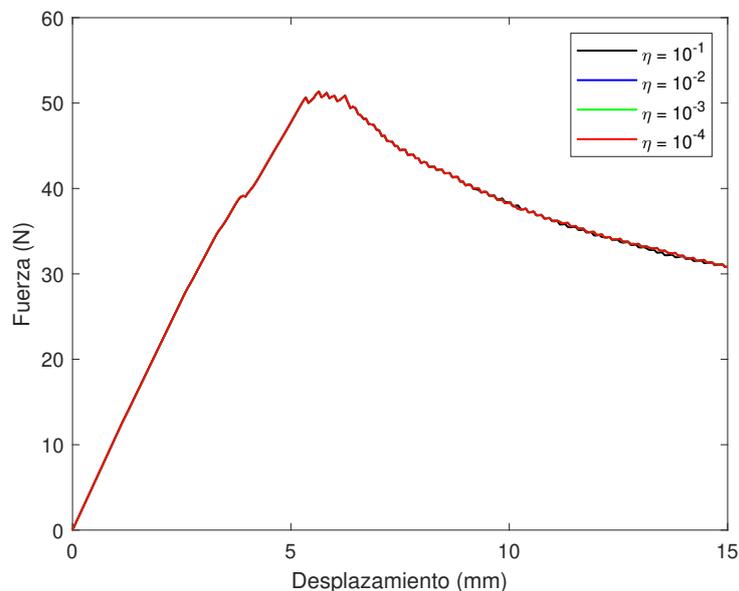


Figura 5.13: Influencia del coeficiente de viscosidad.

### 5.3.2 Influencia del tamaño de elemento en la zona de propagación de grieta

Pese a que no corresponde exactamente con un parámetro característico de los elementos cohesivos, en la presente sección se ha considerado interesante estudiar la influencia del tamaño de elemento en la zona más crítica, correspondiente con la zona de propagación de grieta (ver Figura 5.11). El objetivo de este estudio es, por un lado, analizar cómo este parámetro afecta a la precisión de los resultados y, por otro, encontrar un tamaño de elemento que ofrezca un buen equilibrio entre coste computacional y precisión.

En la Figura 5.14 se encuentra representada la gráfica fuerza-desplazamiento para tres tamaños de elemento diferentes: 0,5 mm, 0,75 mm y 1 mm. En ella se observa como la fuerza se subestima ligeramente para los tamaños más grandes, siendo la variación de la fuerza máxima entre 0,5 mm y 1 mm del 6%, aproximadamente. Por tanto, dependiendo del error que pueda llegar a asumirse en el resultado, deberá aplicarse un tamaño de elemento u otro con el respectivo coste computacional, ya que, como se puede apreciar en la Tabla 5.2, este sí que se ve claramente afectado por el tamaño de elemento, siendo el tiempo de simulación del caso de 0,5 mm el doble que el del caso de 1 mm. Por tanto, hay que tener este factor en cuenta a la hora de seleccionar el tamaño de elemento, sobretodo en aquellos casos en los que se quiera realizar muchos estudios.

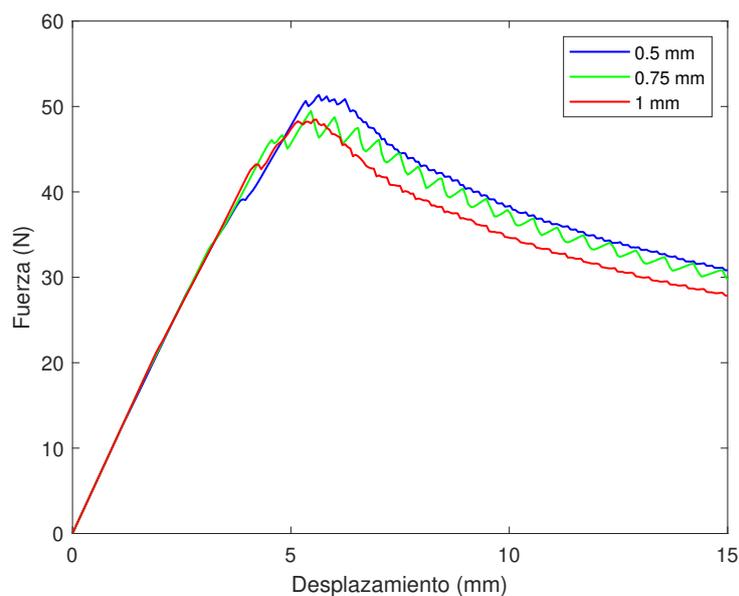


Figura 5.14: Influencia del tamaño de elemento.

Tamaño de elemento (mm)	0,5	0,75	1
Coste computacional (min)	150	106	80

Tabla 5.2: Coste computacional en función del tamaño de elemento.

Por último, conviene añadir que a partir de tamaños de elemento más pequeños, en torno a 0,25-0,3 mm, empiezan a surgir problemas de convergencia, siendo imposible la resolución de los

casos. Es por ello por lo que en los anteriores casos de estudio únicamente se ha llegado hasta el tamaño de 0,5 mm.

### 5.3.3 Influencia de la tenacidad a fractura interlaminar

La tenacidad a fractura interlaminar se puede definir como la resistencia al crecimiento de grieta, siendo un parámetro característico de la delaminación o fallo interlaminar. Como se ha comentado en la Introducción (Sección 5.1), este tipo de fallo puede ocurrir en tres modos distintos (ver Figura 5.1). Cada uno de estos modos de fallo tiene asociado un valor de tenacidad a fractura interlaminar ( $G_I$ ,  $G_{II}$ ,  $G_{III}$ ), los cuales se obtienen de forma experimental a través de un ensayo DCB.

Como puede observarse en la Figura 5.15, a medida que aumenta el valor de la tenacidad a fractura interlaminar, el valor de la fuerza máxima aumenta de forma considerable, siendo más notoria la diferencia entre los casos con tenacidad a fractura baja y media (13,6%) que entre los casos con tenacidad media y alta (7,7%). Esto puede significar que si no se elige bien el valor de la tenacidad a fractura interlaminar, el comportamiento del material puede verse subestimado o sobreestimado, con las consecuencias que esto puede acarrear. Para ello, como se ha comentado, se requiere de ensayos experimentales tipo DCB, cuyo objetivo es la obtención del valor de tenacidad a fractura interlaminar en Modo I.

Como se ha comentado a lo largo de esta memoria, el CIIM dispone de datos de ensayos experimentales tipo DCB para probetas CFRP como la del modelo que se está simulando. Por ese motivo, se conoce que el valor de tenacidad a fractura correcto en este caso es igual a 0,36 N/mm.

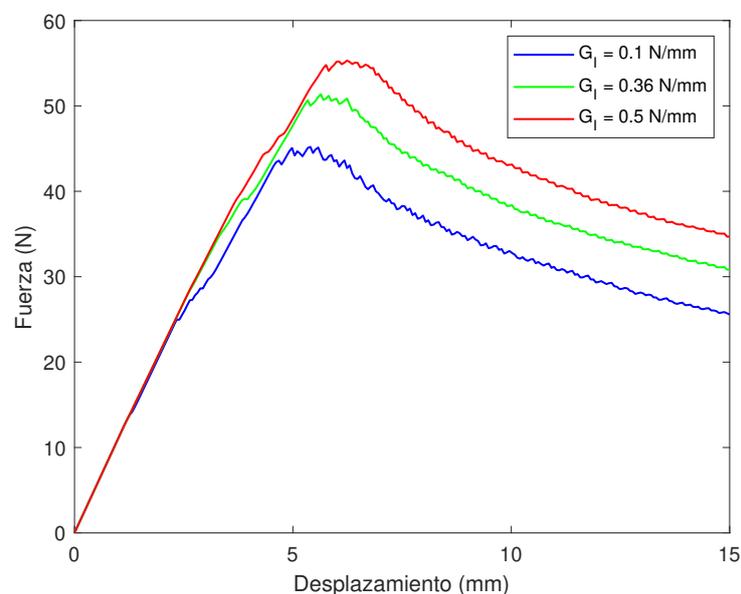


Figura 5.15: Influencia de la tenacidad a fractura interlaminar.

### 5.3.4 Influencia de la rigidez interfacial

Como se ha comentado en el Capítulo 3, el comportamiento de los elementos cohesivos viene definido por una ley de tracción-separación. Los parámetros que relacionan las deformaciones con las tracciones en cada dirección se denominan rigideces interfaciales. Como explican Turon et al. [32], estos parámetros están relacionados con el inicio de daño, de modo que bajo carga pura de modo I, II o III el inicio de la delaminación se produce cuando la correspondiente tracción interlaminar supera la respectiva rigidez interfacial máxima. En caso de carga de modo mixto, debe tenerse en cuenta la interacción entre los modos.

Cabe destacar que, como bien indican Dávila y Rose [23], las rigideces interfaciales han de ser lo suficientemente altas para no introducir una elasticidad irreal, pero sin ser excesivas, pues esto puede acarrear un aumento notable del coste computacional, llegando a provocar problemas de convergencia.

A continuación, se va a estudiar la influencia de estos parámetros mediante tres casos diferentes en los que se va a variar el valor de las rigideces interfaciales de cada dirección en un orden de magnitud. Los resultados de este estudio se pueden observar en las gráficas de la Figura 5.16, donde se aprecia que el comportamiento es prácticamente el mismo para los tres casos, con una diferencia de solo un 1 % entre las fuerzas máximas del valor más pequeño y el valor más grande. No obstante, el coste computacional sí que se ve bastante afectado al aumentar la rigidez interfacial, con un incremento de más del 30 % entre los dos casos mencionados anteriormente. Además, se ha comprobado como para el caso en el que las rigideces presentan un valor de  $10^6$  N/mm<sup>3</sup> empiezan a surgir problemas de convergencia.

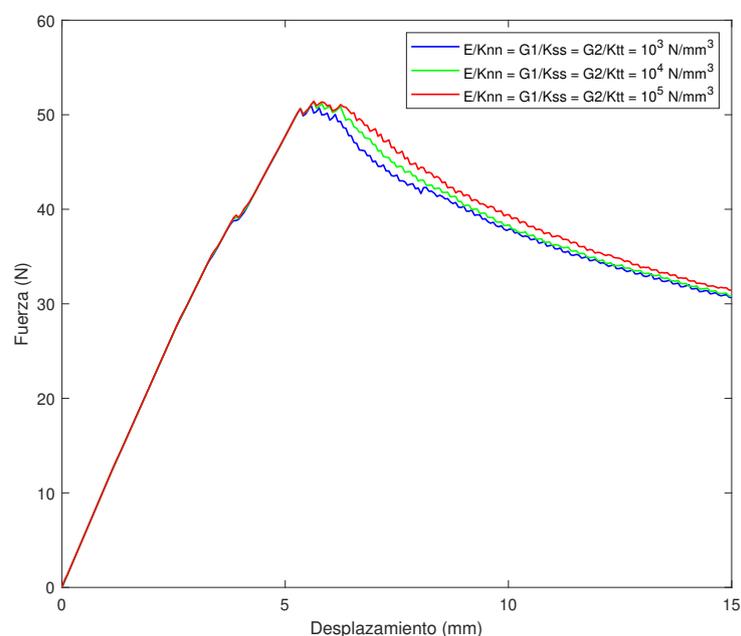


Figura 5.16: Influencia de las rigideces interfaciales.

### 5.3.5 Influencia del valor de tensión nominal máxima en modo I puro

Como era de esperar, la tensión nominal máxima en modo I puro del elemento cohesivo influye muy notablemente sobre la gráfica fuerza-desplazamiento, pues conviene recordar que este tipo de ensayos (DCB) se utiliza para estudiar este modo de fractura.

Por la bibliografía del CIIM se conoce que el valor de la tensión nominal máxima en modo I puro del elemento cohesivo utilizado está en torno a los 20 MPa. De nuevo, al igual que ocurría con el parámetro de tenacidad a fractura interlaminar visto en la Sección 5.3.3, es importante conocer, al menos de forma aproximada, la magnitud de la tensión máxima en modo I puro si no se quiere subestimar o sobreestimar la fuerza máxima del modelo en la simulación.

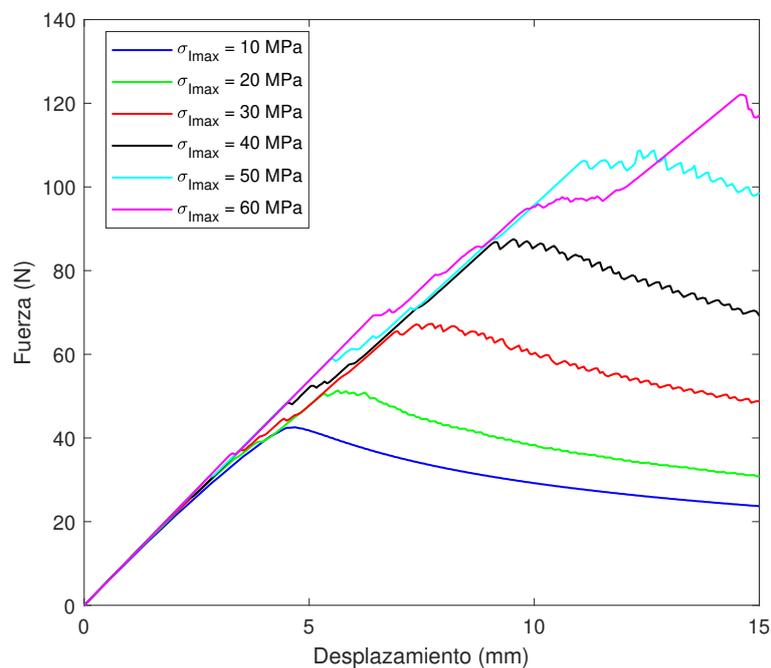


Figura 5.17: Influencia de la tensión nominal máxima en modo I puro.

### 5.3.6 Influencia del valor de tensión nominal máxima en modo II puro

Puesto que el ensayo DCB se utiliza para estudiar el fallo interlaminar en modo I, es de esperar que el valor de la tensión máxima en modo II puro no afecte a la curva fuerza-desplazamiento, tal y como se puede apreciar en los resultados de la Figura 5.18.

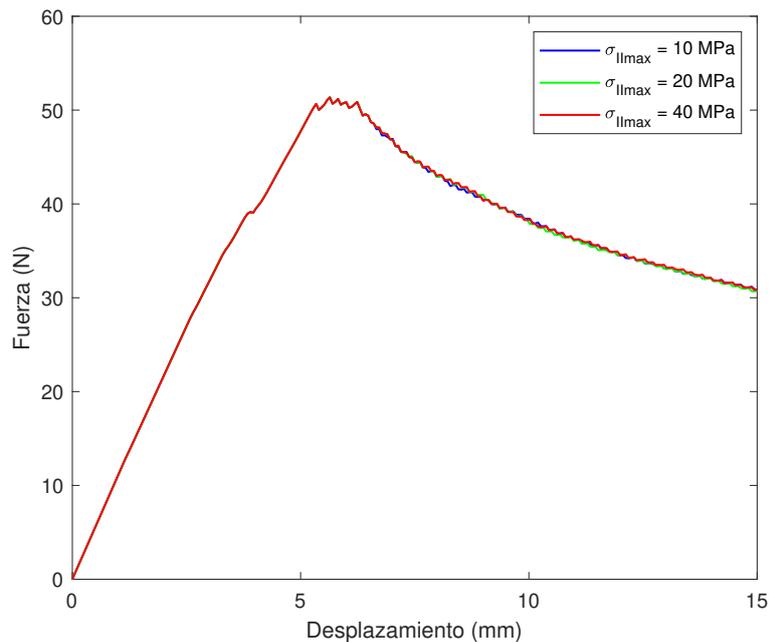


Figura 5.18: Influencia de la tensión nominal máxima en modo II puro.

### 5.3.7 Resumen

Una vez finalizados los diferentes estudios del análisis paramétrico, se pueden extraer una serie de conclusiones:

- El valor del coeficiente de viscosidad no afecta a los resultados ni al tiempo de simulación.
- La elección incorrecta del tamaño de elemento conlleva un cierto error en la solución. Se debe establecer un acuerdo entre precisión de los resultados y coste computacional. Si su valor es muy pequeño, pueden aparecer problemas de convergencia en la solución.
- La introducción de una tenacidad a fractura interlaminar distinta a la real puede acarrear ciertos problemas en la precisión de los resultados. Conviene conocer su valor aproximado, el cual se puede extraer a partir de ensayos experimentales como el DCB.
- Las rigideces interfaciales no tienen un impacto muy importante sobre los resultados, aunque sí que influyen notablemente en el coste computacional. Si su valor es muy elevado, pueden aparecer problemas de convergencia.
- El valor de la tensión nominal máxima en modo I puro tiene una gran influencia sobre los resultados. De nuevo, conviene conocer su valor a partir de ensayos experimentales previos.
- Por contra, el efecto de la tensión nominal máxima en modo II puro es despreciable.

## 5.4 Comparativa con los resultados experimentales

Para finalizar el análisis paramétrico, conviene comparar los resultados obtenidos numéricamente con los resultados de los ensayos experimentales para comprobar la utilidad de los elementos finitos cohesivos en la caracterización de este tipo de ensayos.

Los valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación, y que mejor se ajustan a los resultados de los ensayos experimentales, teniendo en cuenta el coste computacional, se muestran en la Tabla 5.3. Para su elección, ha sido de vital ayuda la realización de los estudios de la Sección 5.3.

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	20
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	40
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	0,36
<b>Estabilización de daño</b>	
Coefficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	$10^{-4}$
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	0,5

Tabla 5.3: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

La comparativa entre los resultados numéricos y los experimentales se muestra en la Figura 5.19. En ella se puede apreciar como las tendencias tanto en la región previa al inicio de daño como en la región de evolución del mismo son muy parecidas. Además, se puede observar que el método numérico también ofrece buenos resultados en lo que respecta al valor de la fuerza máxima, con una ligera subestimación del 2% respecto al máximo obtenido de forma experimental. Esto se podría corregir, como se ha visto en el estudio de la Sección 5.3.5, aumentando ligeramente el valor de la tensión nominal máxima en modo I puro. No obstante, por contra, esto provocaría que la región de evolución del daño se sobreestimara.

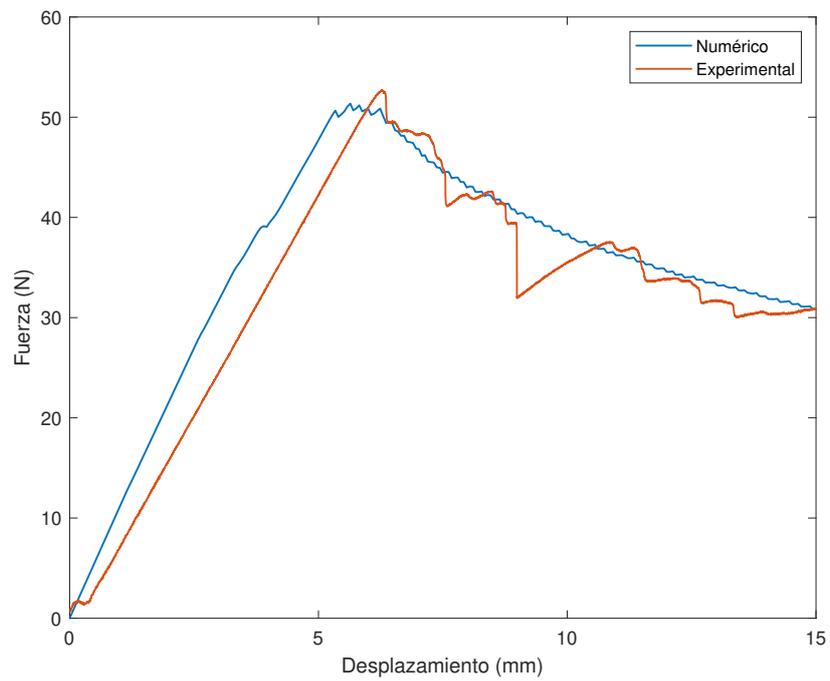


Figura 5.19: Comparativa entre los resultados numéricos y los experimentales.



# Modelado del comportamiento previo al fallo en los ensayos a compresión mediante Abaqus

## 6.1 Introducción

El objetivo de este capítulo es modelar mediante Abaqus el comportamiento previo al inicio de daño de las probetas de los ensayos experimentales a compresión vistos en el Capítulo 4. Conviene recordar que estos ensayos se realizaron para dos tipos de probetas de CFRP: unas sin inserto de teflón y otras con dicho inserto, lo cual permitía introducir de forma bien definida una delaminación inicial en el centro de la probeta. Para el modelado de este segundo tipo de probetas se va a hacer uso de los elementos cohesivos, teniendo en cuenta las conclusiones extraídas de los estudios del Capítulo 5.3, así como los valores de sus parámetros característicos, los cuales se ha comprobado que son los que mejor se ajustan a los resultados experimentales de los ensayos con probetas CFRP como los que se pretende modelar en el presente capítulo.

La motivación de estos modelados es tratar de evitar futuros ensayos experimentales a compresión en probetas de CFRP, con los gastos, tanto económicos como de tiempo, que esto permitiría ahorrar.

Por tanto, a continuación, se van a presentar los siguientes modelos: *Modelo sin inserto de teflón* y *Modelo con inserto de teflón*, de los cuales se va a describir su geometría, las propiedades de las partes que los conforman, sus respectivos *Steps*, las condiciones de contorno y el mallado, para finalizar con los resultados de ambos modelados. Cabe destacar que ambos modelos poseen la misma configuración a excepción de la geometría: propiedades, condiciones de contorno, *steps*, etc.

## 6.2 Creación de la geometría

El primer paso en el diseño de un modelo en Abaqus es la creación de su geometría. Como se van a modelar ambos tipos de probeta, es necesario crear dos geometrías distintas: una sin elementos cohesivos y, por tanto, sin huecos entre las láminas, y otra con elementos cohesivos y, por tanto, con un hueco entre las láminas centrales.

### 6.2.1 Modelo sin inserto de teflón

La geometría del *Modelo sin inserto de teflón* se compone de una única parte tridimensional de tipo sólido que representa las cuatro láminas de CFRP que conforman la probeta. Como se ha comentado en la Sección 4.2, cada una de esas láminas posee un espesor de 0,325 mm, lo que hace un espesor total de 1,3 mm. Además, la longitud del modelo es de 70 mm, lo que resulta de restarle la longitud de los tacones ( $2 \times 35$  mm) a la longitud total de la probeta (140 mm), ya que únicamente se van a modelar las probetas con tacones de 35 mm, pues las que disponían de tacones de 60 mm no llegaron a fallar, como bien se muestra en la Sección 4.4.

En las Figuras 6.1 y 6.2 puede verse un esquema de las distintas partes que componen el modelo, su geometría y dimensiones.

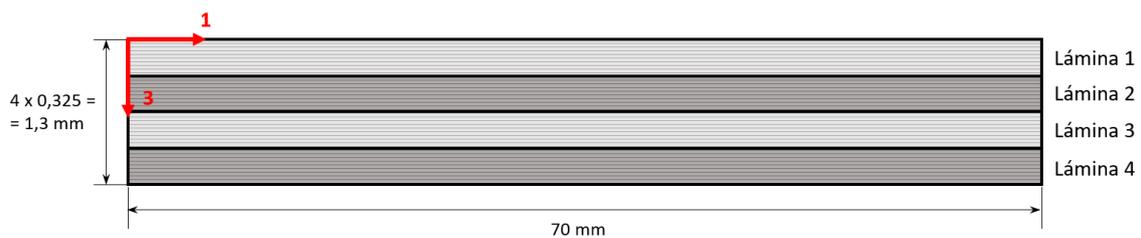


Figura 6.1: Esquema de la geometría del *Modelo sin inserto de teflón* vista de perfil.

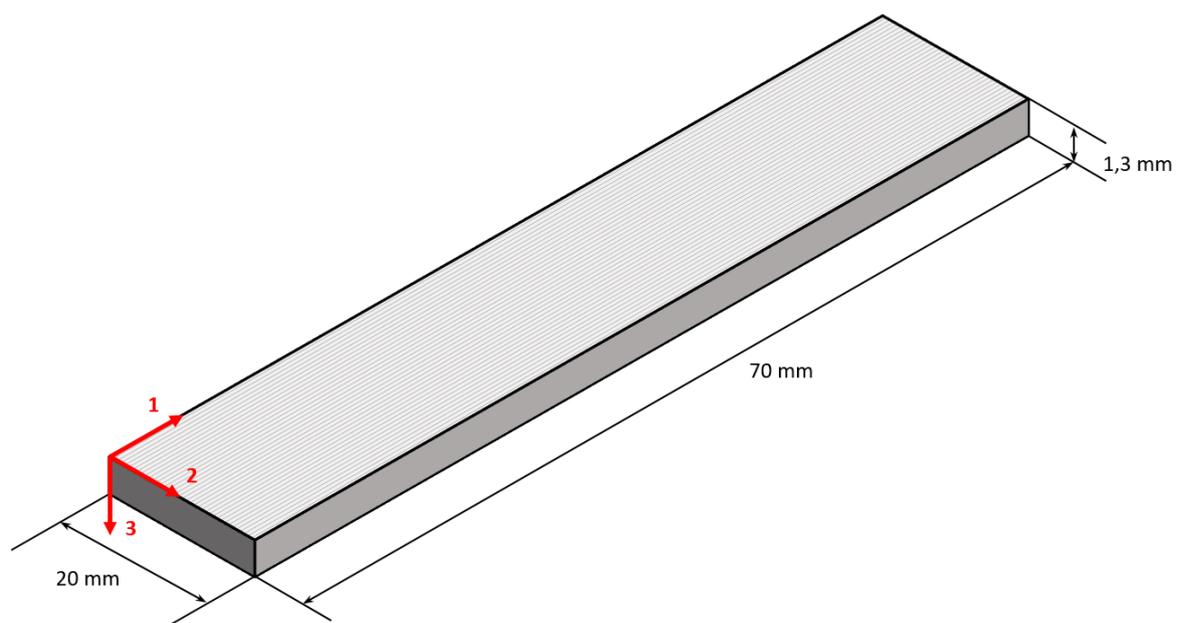


Figura 6.2: Geometría tridimensional del *Modelo sin inserto de teflón*.

### 6.2.2 Modelo con inserto de teflón

La geometría del *Modelo con inserto de teflón* se compone de dos partes tridimensionales de tipo sólido, de modo que una representa las cuatro láminas de CFRP, y la otra representa el elemento cohesivo o teflón. Como se ha comentado a lo largo del proyecto, el espesor del elemento cohesivo ha de ser lo suficientemente pequeño como para no introducir un espesor ficticio en el laminado, por lo que se va a fijar un valor de 0,01 mm.

En las Figuras 6.3 y 6.4 puede verse un esquema de las distintas partes que componen el modelo, su geometría y dimensiones.

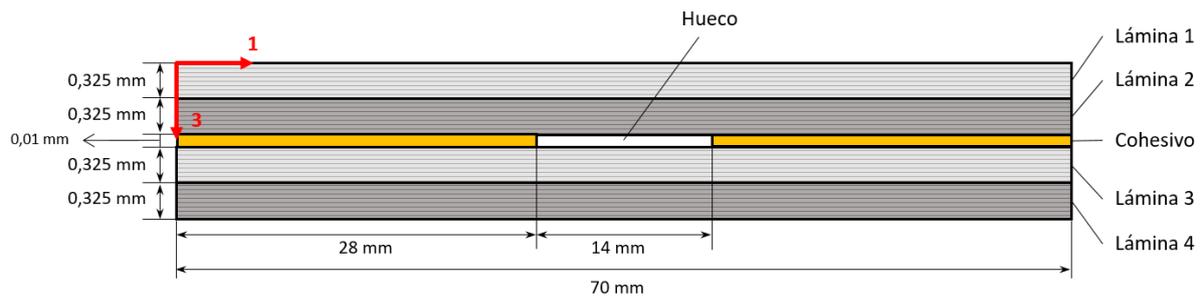


Figura 6.3: Esquema de la geometría del *Modelo con inserto de teflón* vista de perfil.

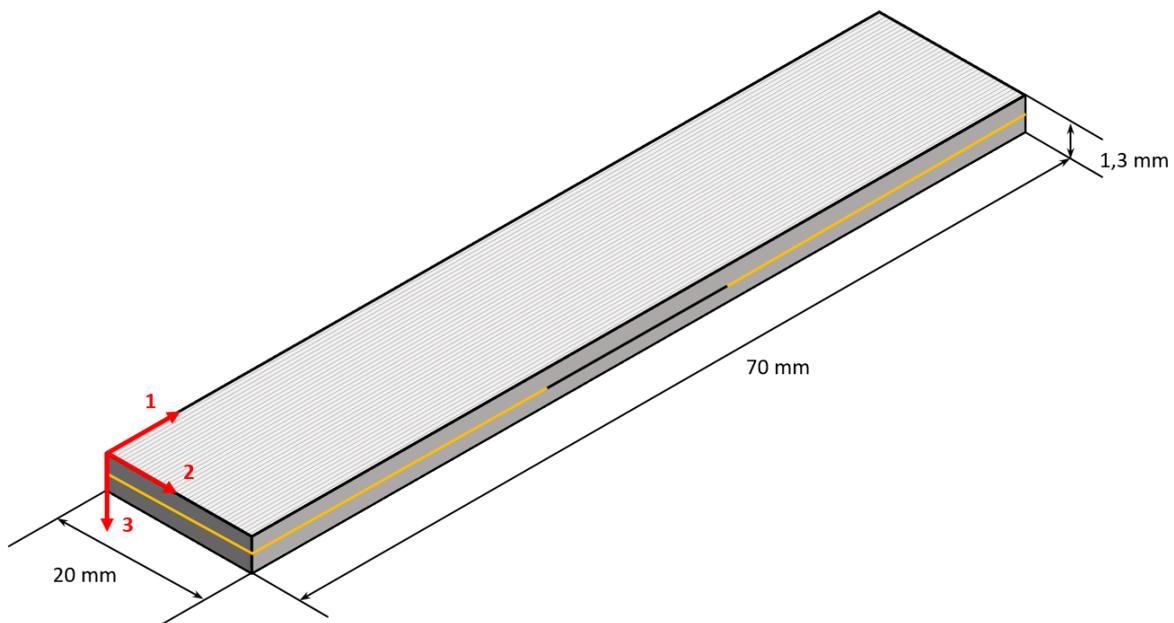


Figura 6.4: Geometría tridimensional del *Modelo con inserto de teflón*.

## 6.3 Definición de las propiedades

El segundo paso en el diseño de un modelo es definir las propiedades de los materiales que componen las distintas partes de los modelos. En este caso, tal y como se ha detallado en la Sección 5.2.3, para el caso del *Modelo con inserto de teflón* es necesario definir tanto las propiedades de las láminas como las propiedades de los elementos cohesivos, no siendo necesario definir estas últimas para el caso del *Modelo sin inserto de teflón*.

### 6.3.1 Propiedades de las láminas

Ambos modelos se componen de las mismas láminas de CFRP que las utilizadas en el modelo del análisis paramétrico del Capítulo 5, cuyas propiedades se muestran en la Tabla 5.1.

### 6.3.2 Propiedades de los elementos cohesivos

Los valores de los parámetros característicos de los elementos cohesivos que se van a utilizar se muestran en la Tabla 5.3.

## 6.4 Definición de los *Steps* y análisis del pandeo

El tercer paso consiste en la definición de los *Steps* de los modelos.

El objetivo de este capítulo es modelar el comportamiento previo fallo en ensayos a compresión, por lo que se debe tener en cuenta la aparición del fenómeno de pandeo. A continuación, se va a detallar el procedimiento para analizar dicho fenómeno en Abaqus (ver Figura 6.5).

En primer lugar, mediante un primer «submodelo» (*Modelo 1*), se realiza un análisis del pandeo lineal. A continuación, extrayendo ciertos datos de los resultados del análisis del pandeo lineal, se introduce o se carga un comportamiento no lineal en un segundo «submodelo» (*Modelo 2*) mediante una imperfección en el mismo, lo que sirve para realizar el análisis del pandeo no lineal.



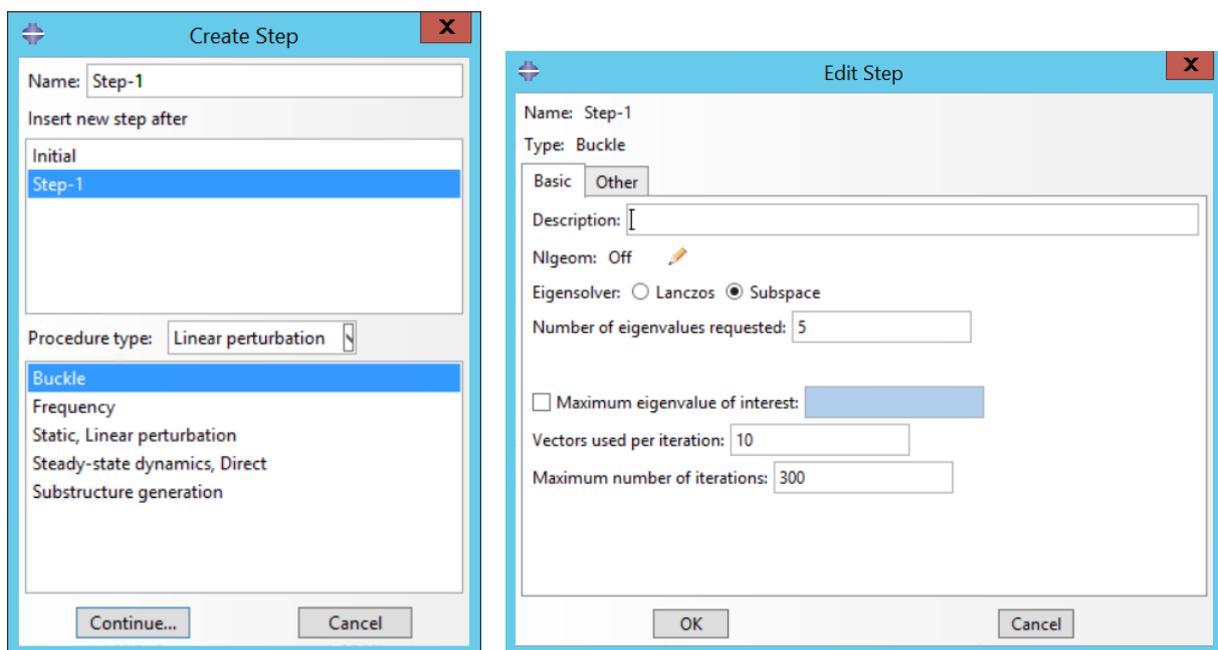
Figura 6.5: Procedimiento para el análisis del pandeo en Abaqus.

Tal y como se expondrá a continuación, cada submodelo precisa de un *step* diferente.

Por último, cabe destacar que este mismo procedimiento se debe realizar para ambos modelos, es decir, tanto para el *Modelo sin inserto de teflón* como para el *Modelo con inserto de teflón*.

### 6.4.1 Modelo 1

Para el *Modelo 1*, mediante el cual se va a analizar el pandeo lineal, es necesario crear un *step* tipo *Linear perturbation*  $\rightarrow$  *Buckle*, es decir, un *step* de pandeo (ver Figura 6.6a). A continuación, se debe indicar el número de autovalores requerido, donde cada uno se va a corresponder con un modo de vibración o pandeo distinto, así como el máximo número de iteraciones (ver Figura 6.6b). Por un lado, en este caso no es necesario poner un número muy elevado de autovalores, pues el modo de vibración que interesa, es decir, aquel que más se asemeja al que aparece en las probetas de CFRP en los ensayos del Capítulo 4, es el que se corresponde con el primer autovalor que se muestra en los resultados. Por otro lado, se debe tener en cuenta que si se fija un número máximo de iteraciones bajo es posible que la solución no converja.



(a) Selección del *Buckle Step*.

(b) Parámetros del *Buckle Step*.

Figura 6.6: Capturas de la definición del *step* de pandeo en Abaqus.

Tanto el *Modelo sin inserto de teflón* como el *Modelo con inserto de teflón* poseen los mismos datos para el *step* de pandeo del *Modelo 1*. Esto es un número de autovalores igual a 5 y un número máximo de iteraciones igual a 300.

El último paso a tener en cuenta, y que se debe realizar antes de ejecutar (*submit*) el *job*, es añadir el comando *\*NODE FILE, U* al final de la macro del submodelo mediante la opción *Edit keywords*. La función de dicho comando es crear un archivo con la información referente a los modos de vibración, de tal manera que posteriormente se pueda recurrir a dicho archivo para incluir la imperfección en el *Modelo 2*.

### 6.4.2 Modelo 2

Por su parte, el *Modelo 2* presenta un *step* del tipo *Static, General* como el expuesto en la Sección 5.2.4. En la Figura 6.7 se muestran los parámetros del *step* utilizados en este caso: un número máximo de incrementos igual a 1000, y unos incrementos temporales inicial, mínimo y máximo igual a  $10^{-3}$ ,  $10^{-5}$  y  $10^{-1}$ , respectivamente.

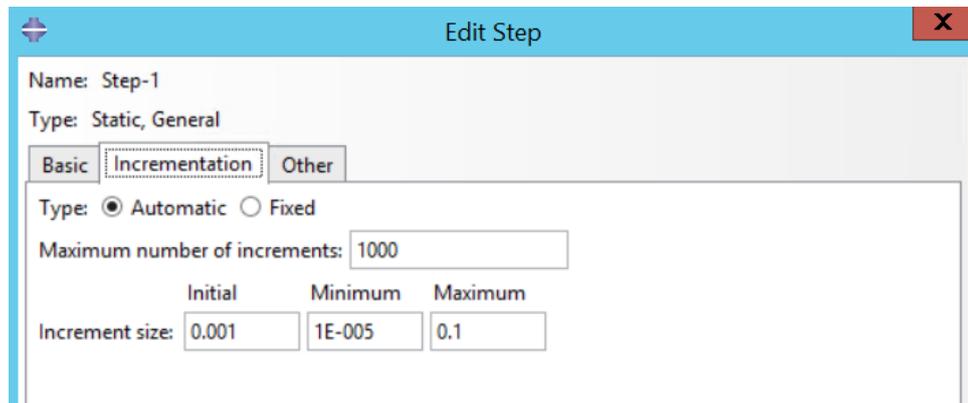


Figura 6.7: Definición de los incrementos temporales del *step* del *Modelo 2*.

De nuevo, antes de ejecutar el *job*, es necesario modificar la macro mediante *Edit keywords*. En este caso, justo antes de la línea en la que se define el *step* hay que añadir el comando que se muestra en la Figura 6.8.

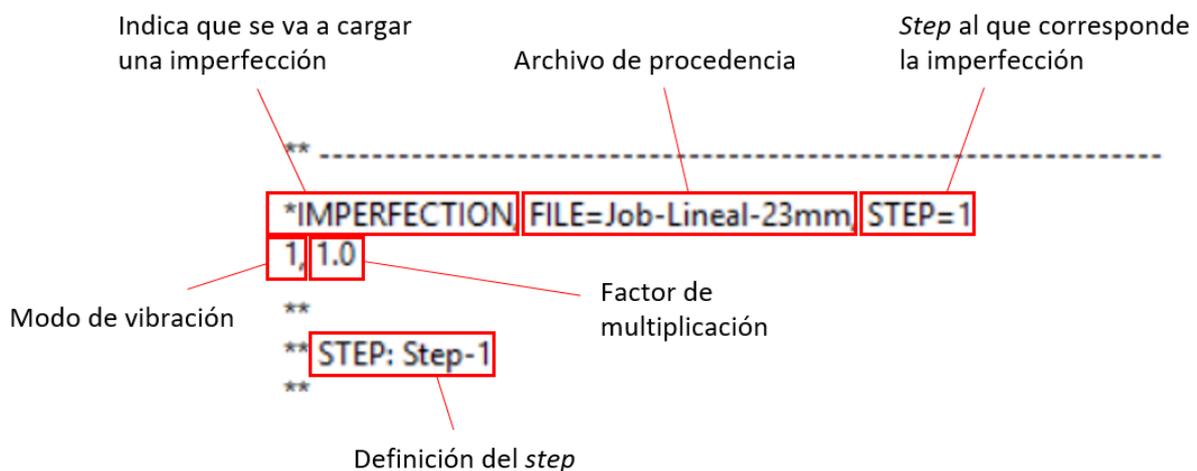


Figura 6.8: Comando para cargar la imperfección en la macro del modelo.

El significado de dicho comando es que se va a aplicar una imperfección sobre el submodelo actual, la cual procede del *step* y del archivo que se indique a continuación de *STEP* y *FILE*, respectivamente, y se corresponde con el *Modelo 1*, como se ha comentado en la Sección 6.4.1.

Por otro lado, el primer número de la segunda línea indica el modo de vibración al que corresponde la imperfección que se va a cargar, mientras que el segundo número indica el factor por el que se van a multiplicar los desplazamientos que se cargan como imperfección.

Cuando se ejecuta el análisis del pandeo lineal, la solución que se obtiene es un campo de desplazamientos. Estos desplazamientos se cargan en forma de imperfección inicial en el *Modelo 2*, de modo que, si por ejemplo, el valor máximo de dichos desplazamientos es 1 mm y el factor con el que se carga es igual a 1, significa que se va a cargar directamente ese milímetro de desplazamiento. Si se pusiera 0,5, la imperfección que se cargaría sería la mitad, y lo contrario ocurriría si se multiplicara por 2. Por tanto, con el factor de multiplicación se ajusta cuánto desplazamiento inicial se va a cargar en el segundo modelo. Cuanto más pequeño sea, más tiene que tender la solución al caso sin pandeo y su comportamiento más se tiene que parecer al caso en el que la lámina estuviese totalmente recta y hubiese solamente compresión sin pandeo.

## 6.5 Definición de las condiciones de contorno

Los modelos de Abaqus presentan dos condiciones de contorno diferentes, tal y como se muestra en la Figura 6.10.

Por un lado, se observa un empotramiento en las superficies laterales del extremo izquierdo de la probeta, lo que simula la mordaza inferior de la máquina utilizada en los ensayos experimentales a compresión (ver Figura 4.8), la cual restringe cualquier grado de libertad.

Por otro lado, para simular la compresión se tiene una condición de desplazamiento negativo unitario en el eje X, restringiendo los demás grados de libertad (ver Figura 6.9). Dicha condición se encuentra aplicada en el punto RP-1, que simula el conjunto de todas las superficies laterales del extremo derecho de la probeta, lo cual facilita el post-procesado de los resultados. El hecho de que el valor del desplazamiento impuesto sea de -1 mm no es casual, sino que es el resultado de una serie de estudios en los que se ha concluido que se trata del valor que mejor se ajusta a los resultados experimentales. Como se verá en la Sección 6.7, con la finalidad de ajustar aun más los resultados se estudiarán diferentes factores de multiplicación, cuyo significado se ha expuesto en la Sección 6.4.2.

Por último, cabe destacar que la condición de contorno de desplazamiento se aplica en los dos *steps* correspondientes a los dos submodelos diferentes utilizados para el análisis del pandeo que se han expuesto en la Sección 6.4.

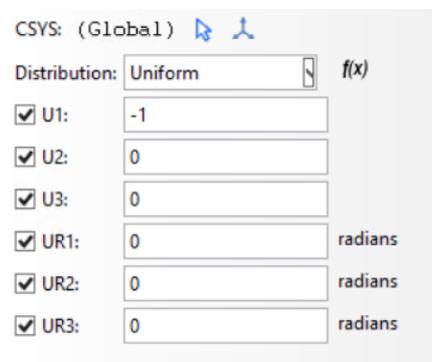


Figura 6.9: Captura de la definición de la condición de desplazamiento negativo unitario en el eje X.

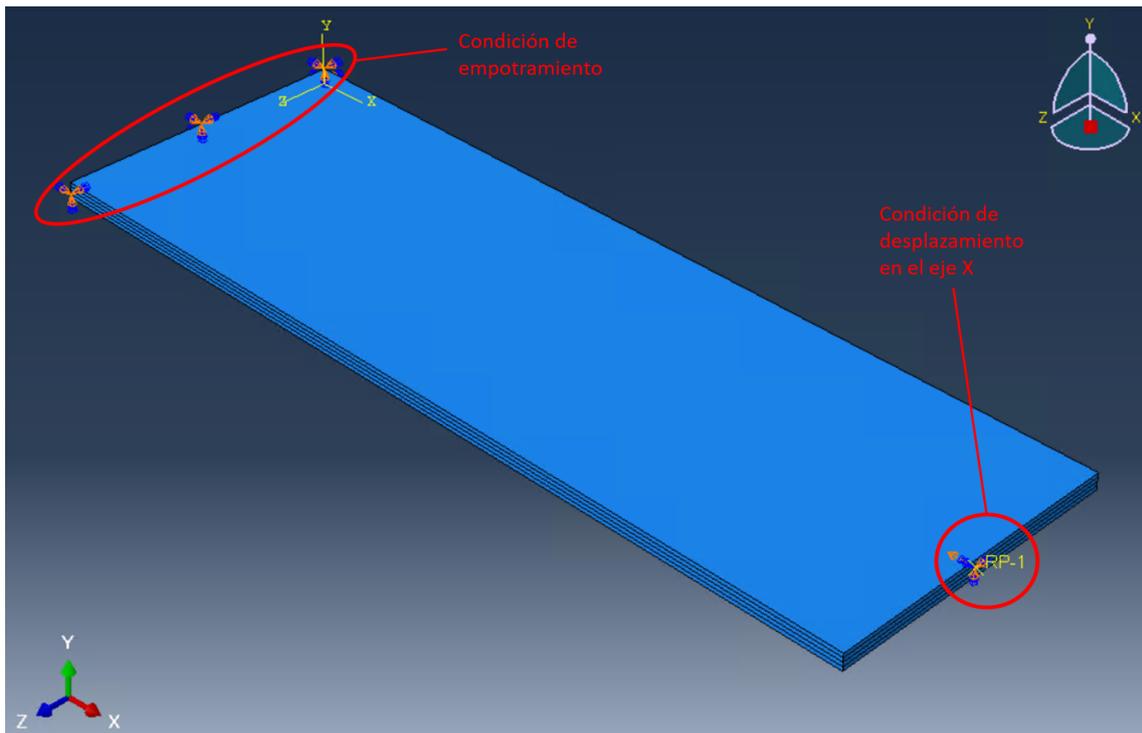


Figura 6.10: Condiciones de contorno para el modelado del ensayo a compresión.

## 6.6 Mallado de los modelos

Para el mallado de ambos modelos se ha hecho uso del método de definición de tamaño de elemento aproximado, imponiendo un valor de 0,5 mm en todo el modelo (ver Figura 6.11). Esto significa que para el caso del *Modelo con inserto de teflón* no existe ninguna diferencia entre el mallado de las láminas y el de la zona cohesiva.

En este caso no se ha visto necesario realizar un análisis de sensibilidad de malla para conocer el valor del tamaño de elemento a partir del cual los resultados empiezan a diferir en un cierto porcentaje, ya que el coste computacional de las simulaciones es muy poco significativo al tratarse de un modelo de pequeñas dimensiones. Por tanto, si bien es cierto que un mayor tamaño de elemento, como por ejemplo 1 mm, hubiese ofrecido resultados prácticamente iguales, se ha preferido simplificar el proceso introduciendo el mismo tamaño de elemento en todo el modelo, puesto que el ahorro computacional no compensa.

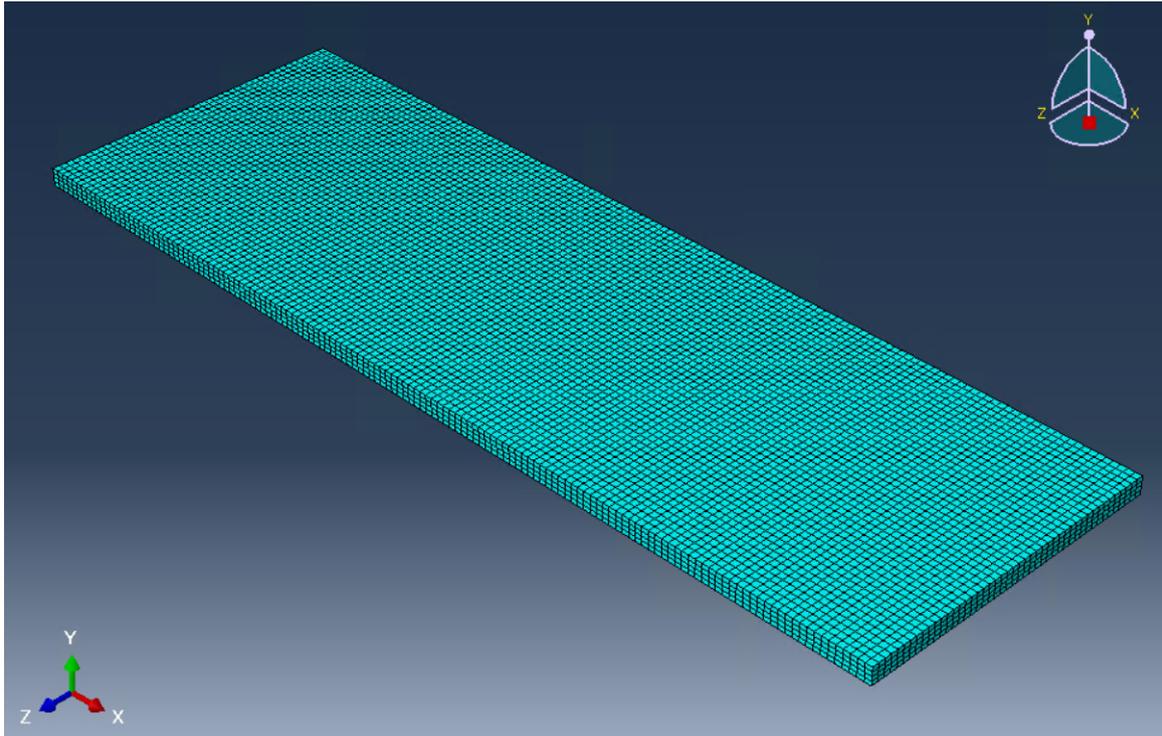


Figura 6.11: Mallado de los modelos para el análisis de pandeo.

## 6.7 Resultados de los modelados

En la presente sección se van a presentar los resultados de los modelados de ambos casos, tanto del *Modelo sin inserto de teflón* como del *Modelo con inserto de teflón*.

Por un lado, se van a representar las gráficas fuerza-desplazamiento resultantes, comparándolas con las obtenidas en los ensayos experimentales, lo que permitirá realizar una valoración de los modelados.

Por otro lado, también se van a mostrar los campos de desplazamientos resultantes del análisis del pandeo en las distintas simulaciones.

Pese a que la anchura teórica de las probetas utilizadas en los ensayos experimentales a compresión (Capítulo 4) era de 20 mm, se realizaron medidas posteriores a su fabricación en las que se comprobó que la anchura real de la mayoría de ellas era de unos 23 mm, aproximadamente. Esta diferencia puede deberse a defectos en la fabricación. Las probetas fueron fabricadas en los talleres del CIIM, por lo que resultaba complejo obtener probetas de muy buena calidad con los recursos disponibles. Por tanto, para tratar de ajustar aún más los modelados a los resultados experimentales, las simulaciones se van a realizar para ambas anchuras, 20 mm y 23 mm.

### 6.7.1 Modelo sin inserto de teflón

En primer lugar, se van a presentar los resultados de los modelados para el caso del *Modelo sin inserto de teflón*.

Tal y como se ha expuesto en la Sección 6.4, el análisis del pandeo presenta dos fases: una primera fase en la que se lleva a cabo un análisis del pandeo lineal en un primer modelo, y una segunda fase en la que se cargan como imperfección los desplazamientos resultantes de la primera fase sobre un segundo modelo. Para controlar la magnitud de la imperfección cargada existe una variable en forma de factor de multiplicación. Los resultados que se van a mostrar en la presente sección son fruto de diferentes estudios en los que se ha ido variando el valor de dicho factor para las anchuras de 20 mm y 23 mm con la finalidad de ajustar al máximo las curvas fuerza-desplazamiento a los resultados experimentales.

A modo de resumen, en la Tabla 6.1 se muestran los diferentes casos de estudio.

Caso	Anchura (mm)	Factor de imperfección (IMP) (-)
1	20	0,5
2		0,75
3		0,85
4		1
5	23	0,75
6		0,85
7		1
8		1,1

Tabla 6.1: Casos de estudio para el *Modelo sin inserto de teflón*

En la Figura 6.12 se muestran los resultados de las gráficas fuerza-desplazamiento para cada uno de los casos estudiados. Para facilitar su visualización, los casos para una anchura de 20 mm se encuentran representados en línea continua, mientras que los casos para 23 mm se encuentran en línea discontinua.

La curva de color negro refleja la media de las gráficas fuerza-desplazamiento obtenidas en los ensayos experimentales y representadas en la Figura 4.10. Dicha curva se encuentra en el interior de un área sombreada que representa las desviaciones típicas.

Si se analizan los resultados de la Figura 6.12, puede observarse como hay cuatro de los casos estudiados que se ajustan de forma más exacta al comportamiento experimental. Estos son los Casos 2, 3, 7 y 8 de la Tabla 6.1. De entre ellos, el modelado que reproduce de forma más exacta la pendiente de la gráfica fuerza-desplazamiento en la zona previa al inicio de daño es el correspondiente con el Caso 8, es decir, el realizado para una anchura de 23 mm y un factor de imperfección de 1,1.

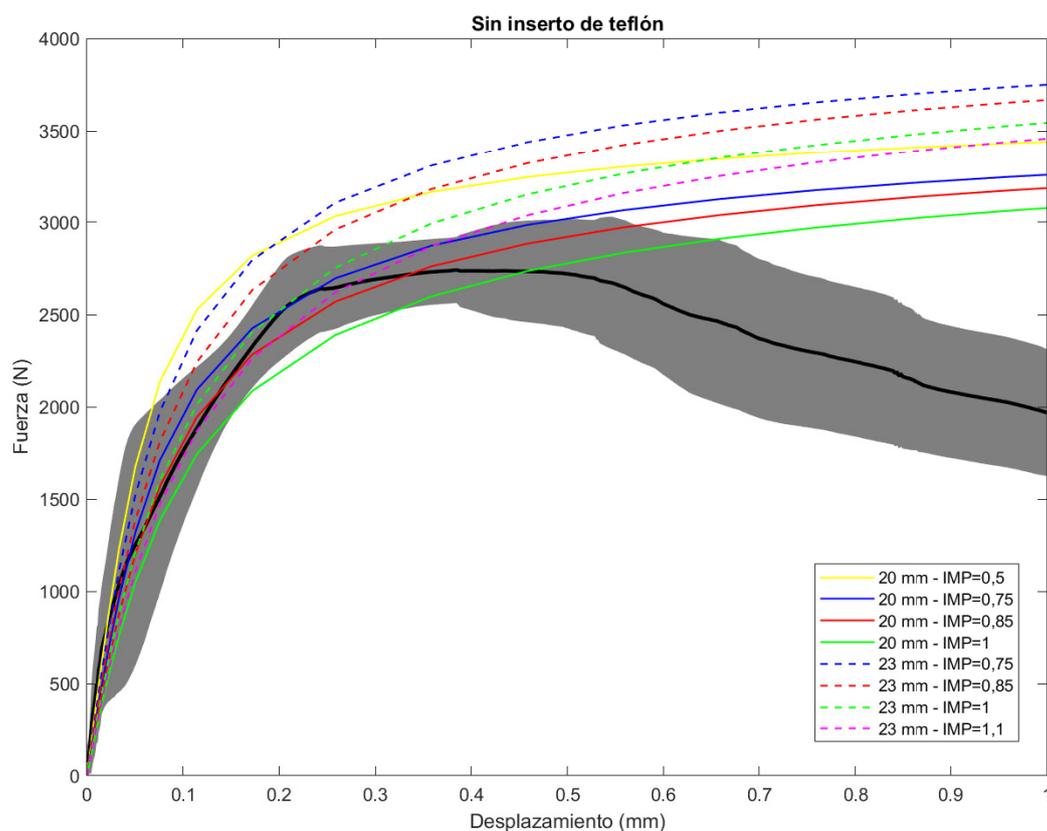


Figura 6.12: Gráficas fuerza-desplazamiento del *Modelo sin inserto de teflón* para los distintos casos estudiados.

Es muy importante tener en cuenta que los modelados realizados en el presente proyecto únicamente van a poder caracterizar el comportamiento de los ensayos experimentales en la zona previa al inicio de daño. Esto significa que para el caso concreto del *Modelo sin inserto de teflón* solamente se va a poder modelar el comportamiento hasta un valor de desplazamiento en torno a los 0,35-0,4 mm (ver Figura 6.12), momento a partir del cual empieza a decrecer la fuerza debido a que empiezan a romperse las primeras fibras, lo que provoca la degradación de las propiedades del material.

Si se quisiera tener en cuenta la degradación de las láminas en los modelados, sería necesario incluir algún criterio de daño en las simulaciones realizadas en Abaqus. En el presente proyecto no se ha estimado oportuno incluirlo, pues esto aumentaría considerablemente la complejidad y la extensión del mismo. No obstante, se podría considerar como un posible trabajo futuro partiendo de los resultados y las conclusiones extraídas de este proyecto.

Por último, se puede observar que para un mismo valor de anchura, los desplazamientos aumentan ligeramente a medida que disminuye el factor de imperfección. Esto puede deberse a lo comentado en la Sección 6.4.2, es decir, que conforme más pequeño es el factor, más tiende la solución al caso en el que la probeta se encuentra totalmente recta sin llegar a producirse pandeo, lo que provoca que la pendiente de la curva fuerza-desplazamiento sea mayor, y por tanto, también lo sea el desplazamiento máximo alcanzado.

### 6.7.2 Modelo con inserto de teflón

A continuación, se van a presentar los resultados de los modelados para el caso del *Modelo con inserto de teflón*

Al igual que se ha realizado para el caso del *Modelo sin inserto de teflón*, se van a realizar diferentes simulaciones variando el valor del factor de multiplicación de la imperfección para tratar de lograr un mejor ajuste de las curvas fuerza-desplazamiento. No obstante, como se ha comprobado que el modelo con anchura de 23 mm se ajusta mejor a los resultados experimentales, en la presente sección únicamente se van a estudiar modelos con dicha dimensión, lo que conlleva un ahorro considerable de coste computacional.

A modo de resumen, en la Tabla 6.2 se muestran los diferentes casos de estudio.

Caso	Anchura (mm)	Factor de imperfección (IMP) (-)
1	23	0,7
2		0,8
3		0,9
4		1

Tabla 6.2: Casos de estudio para el *Modelo con inserto de teflón*

#### 6.7.2.1 Gráficas fuerza-desplazamiento

En la Figura 6.13 se muestran los resultados de las gráficas fuerza-desplazamiento para cada uno de los casos que se muestran en la Tabla 6.2. Del mismo modo que en el modelo anterior, la curva de color negro representa el valor medio de los resultados experimentales de la Figura 4.11, de los que se ha descartado la probeta P2 debido a que su comportamiento se desvía claramente del resto de probetas. Por su parte, el área sombreada de color gris representa la desviación típica del conjunto de datos experimentales.

Si se analizan los resultados de los modelados, puede verse como el comportamiento de las curvas en la zona previa al inicio de fallo se ajusta de manera correcta, siendo el caso con un factor de imperfección de 0,8 el que mejor caracteriza los ensayos experimentales, logrando un comportamiento prácticamente idéntico.

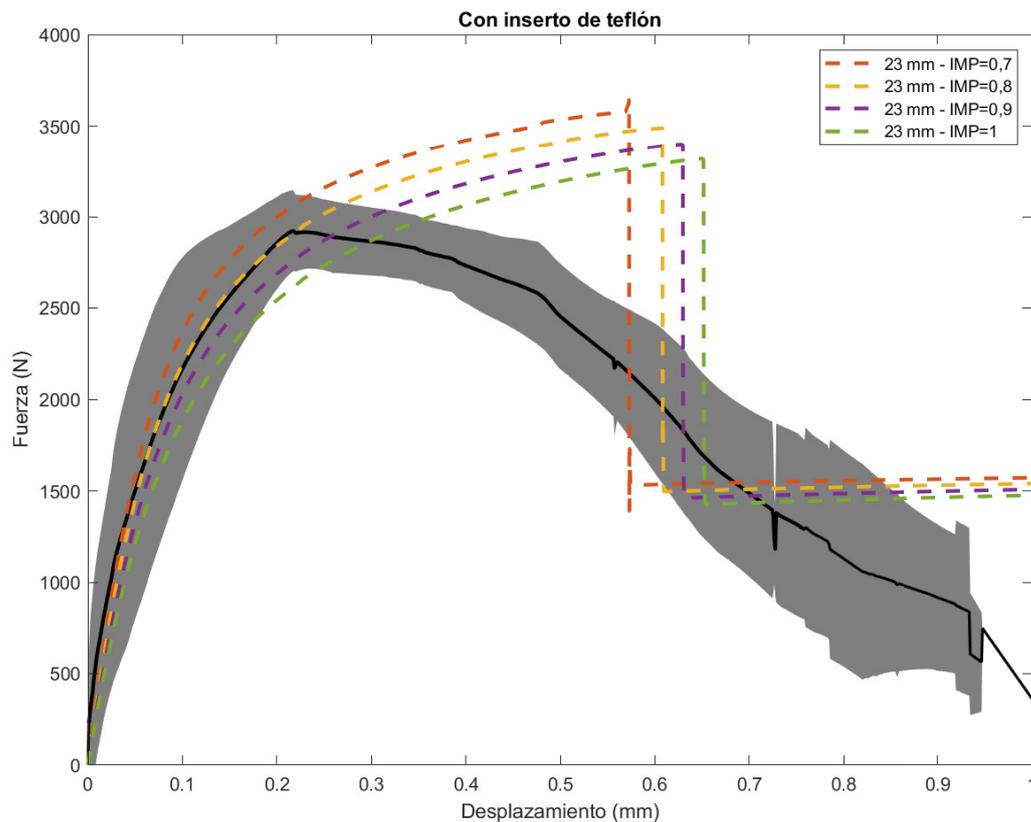


Figura 6.13: Gráficas fuerza-desplazamiento del *Modelo con inserto de teflón* para los distintos casos estudiados.

De nuevo, conviene recordar que el procedimiento seguido en este capítulo únicamente permite modelar el comportamiento en la zona previa al inicio del daño (hasta un desplazamiento de 0,2 mm, aproximadamente), puesto que no se ha incluido ningún criterio de daño en los modelos.

Sin embargo, en las gráficas de la Figura 6.13 sí que se observa una caída brusca de la fuerza en torno a los 0,6 mm. Este comportamiento, tal y como se comprobará en la Sección 6.7.2.3, representa el momento en el que se produce el fallo de los elementos cohesivos, los cuales sí que precisan definir la evolución del daño mediante alguno de los criterios disponibles, tal y como se ha expuesto en la Sección 5.2.3.2. Para los casos estudiados en esta sección, Abaqus utiliza la evolución del daño basada en la energía mediante la introducción del valor de la tenacidad a fractura interlaminar.

### 6.7.2.2 Campo de desplazamientos tras el análisis de pandeo

En esta sección se van a representar los campos de desplazamiento resultantes del análisis del pandeo lineal y del análisis del pandeo no lineal únicamente para el modelo con factor de imperfección de 0,8, por ser el que mejor se ajusta al comportamiento experimental.

Por un lado, en la Figura 6.14 se muestran los campos de desplazamiento resultantes del análisis del pandeo lineal. Se puede observar en la parte inferior de las figuras que dichos campos de desplazamiento corresponden al modo de vibración tipo 1. Además, se puede apreciar como el modo de vibración es muy semejante al producido en las probetas durante los ensayos experimentales a compresión antes de producirse el fallo de las mismas. Esto justifica que la imperfección cargada en el *Modelo 2* corresponda a este modo.

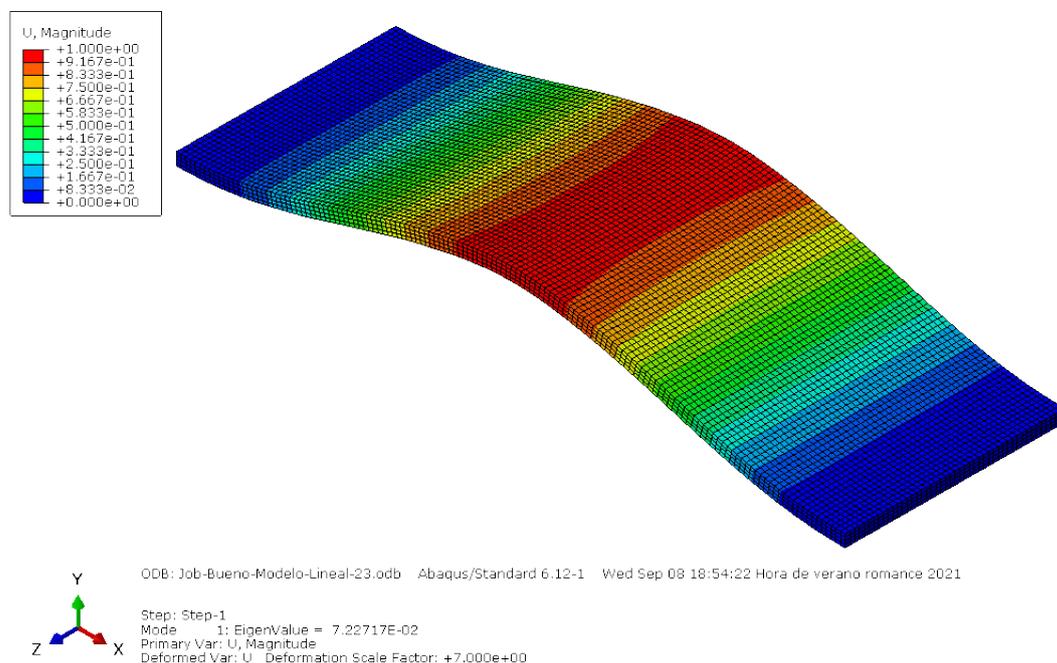


Figura 6.14: Campos de desplazamiento resultantes del análisis de pandeo lineal en el *Modelo con inserto de teflón*.

Por otro lado, en la Figura 6.15 se muestra la evolución del campo de desplazamientos para cuatro instantes de tiempo distintos una vez finalizado el análisis completo del pandeo. Puede verse como para el tiempo de 0,25 s (ver Figura 6.15a) la probeta ya presenta una delaminación en la zona de elementos cohesivos de la parte izquierda.

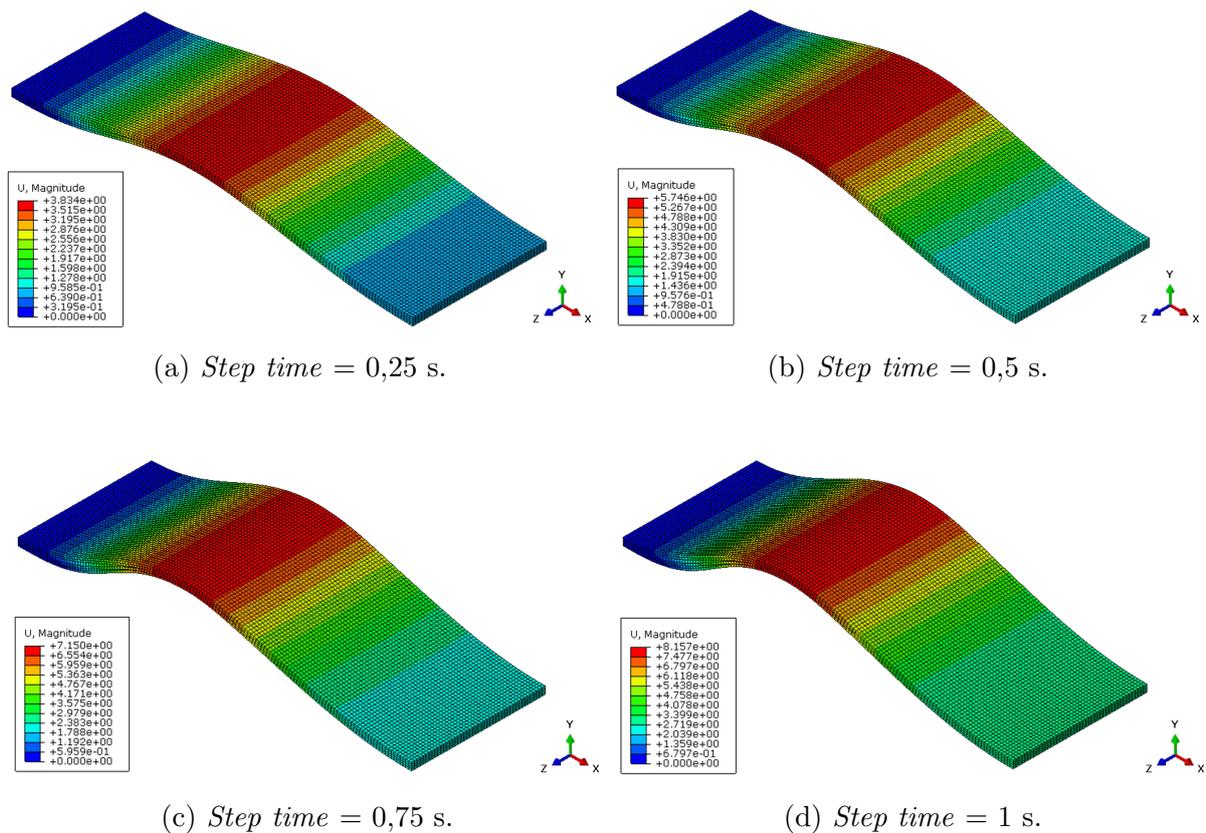


Figura 6.15: Campo de desplazamientos resultante del análisis de pandeo en el *Modelo con inserto de teflón* para diferentes instantes de tiempo.

### 6.7.2.3 Degradación de los elementos cohesivos

La evolución del campo de desplazamientos del modelo entero representada en la Figura 6.15 permite conocer la respuesta de este ante la carga a compresión a lo largo de todo el periodo de simulación. No obstante, para poder comprender qué es lo que ocurre y qué ocasiona el brusco decrecimiento de la fuerza soportada cuando se alcanza un desplazamiento aproximado de 0,6 mm (ver Figura 6.13), es necesario estudiar los instantes de tiempo justo antes y justo después de dicho punto.

Para ello, se van a obtener los campos de la variable escalar de daño de los elementos cohesivos para diferentes instantes de tiempo cercanos al desplazamiento de 0,6 mm. Como se ha comentado en la Sección 3.3, la variable escalar de daño permite modelar la evolución del mismo. Su valor se encuentra entre 0 y 1, siendo 0 si el elemento no está dañado, y 1 si está completamente dañado, lo que significa que no puede soportar más carga.

Para conocer el instante de tiempo que se corresponde con el valor de desplazamiento de 0,6 mm basta con conocer el tiempo total de simulación y el desplazamiento máximo alcanzado. De este modo, puesto que para un tiempo total de 1 s se ha alcanzado un desplazamiento de 3 mm, se deduce que el valor de desplazamiento de 0,6 mm se alcanzará a los 0,2 s.

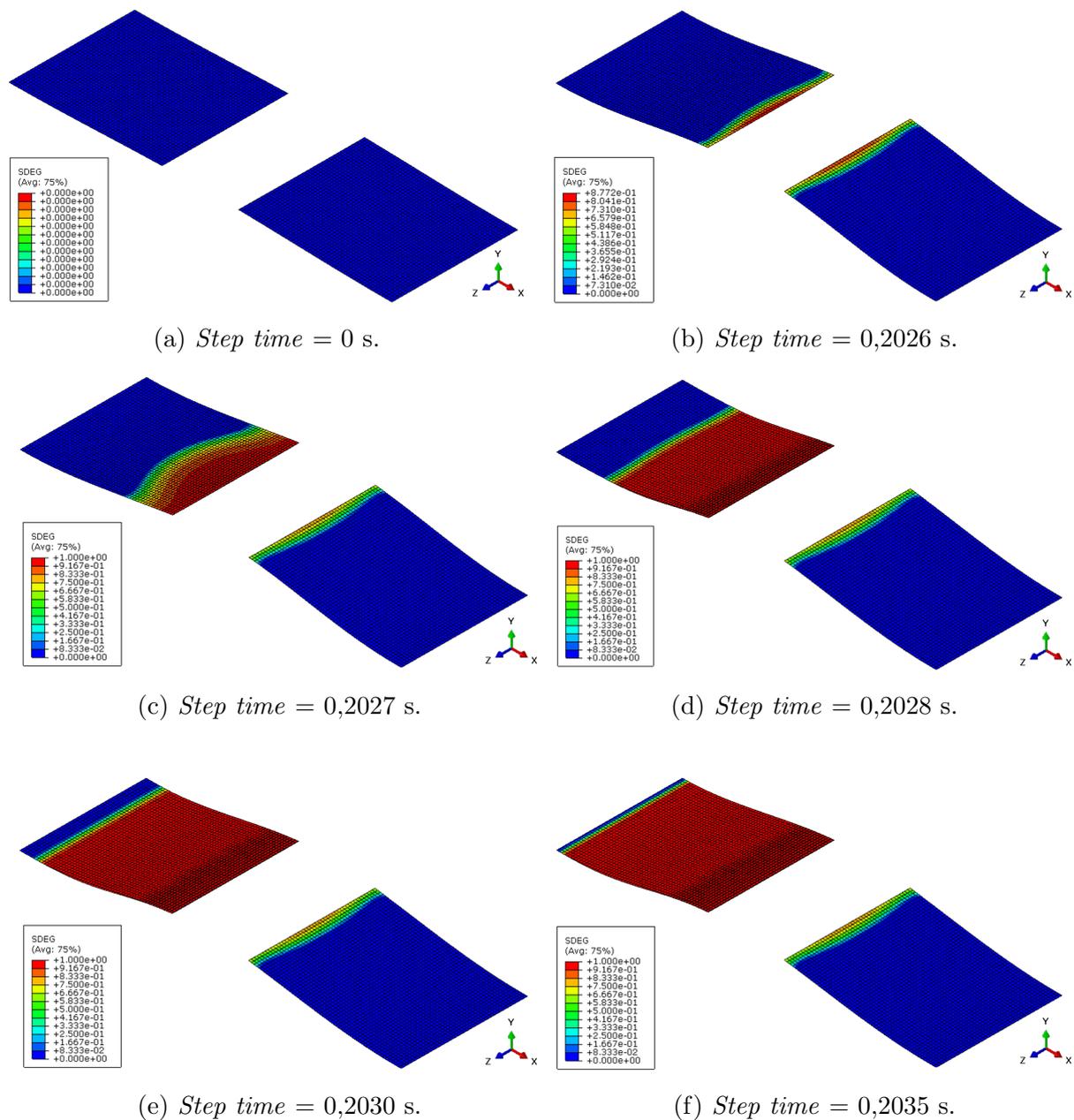


Figura 6.16: Evolución de la variable escalar de daño para diferentes instantes de tiempo.

La Figura 6.16 muestra la evolución de la variable escalar de daño en las láminas de elementos cohesivos para diferentes instantes de tiempo entorno a 0,2 s. Puede apreciarse muy claramente como los elementos que componen la lámina de cohesivo del lado izquierdo empiezan a dañarse al llegar a los 0,2 s hasta el punto en el que, instantes después, la lámina se encuentra dañada en su totalidad. Llegado a este punto, el cohesivo no es capaz de soportar más carga, lo que provoca un pico de decrecimiento en la gráfica fuerza-desplazamiento, tal y como se ha visto en la Figura 6.13.

Si se comparan los resultados numéricos obtenidos con los experimentales vistos en la Sección 6.16, se puede comprobar como el comportamiento mostrado en la Figura 6.16, en el que un lado delamina completamente y el otro no, es el mismo comportamiento que se podía ver en las probetas con teflón una vez finalizados los ensayos (ver Figura 4.13a).

Por tanto, se puede concluir que el modelado realizado en la presente sección reproduce de forma correcta tanto la gráfica fuerza-desplazamiento en la zona previa al inicio de daño como el modo de fallo producido, en este caso la delaminación.



# Conclusiones y trabajos futuros

El reciente crecimiento en el uso de los materiales compuestos en la industria aeronáutica hace necesario profundizar en su estudio y, más concretamente, en los modos de fallo que presenta, entre los que destaca la delaminación.

Las principales conclusiones que se han extraído de este trabajo se exponen a continuación.

- En primer lugar, en el Capítulo 4 se ha comprobado el efecto que produce la introducción de una grieta inicial definida mediante insertos de teflón en el plano medio de probetas de CFRP. Las probetas sin inserto ensayadas presentan una rotura frágil de fibras. Por contra, en las probetas con inserto se produce el fallo por delaminación y se aprecia claramente el pandeo de las láminas. Además, como era de esperar, las probetas sin grieta inicial son capaces de soportar carga durante un mayor desplazamiento que las probetas con grieta, en las que el fallo último aparece más temprano. Sin embargo, pese a que el inserto modifica el modo de fallo, se ha visto que el espesor de teflón introducido no influye en la fuerza máxima alcanzada. Por tanto, se puede concluir que la introducción de teflón en las probetas constituye una buena herramienta para provocar y estudiar el fenómeno de delaminación de forma experimental.
- En segundo lugar, mediante el análisis paramétrico del Capítulo 5 se ha visto que es necesario conocer la magnitud aproximada de los parámetros característicos de los elementos cohesivos si se quieren obtener modelados con un mayor ajuste. Para ello, los ensayos experimentales como el DCB constituyen una herramienta esencial.

A su vez, se ha comprobado la validez de los elementos cohesivos para modelar ensayos tipo DCB, en los que se aplica una carga de tracción en dirección normal a la superficie de grieta.

- Por último, también se ha comprobado en el Capítulo 6 la utilidad de los elementos cohesivos en la caracterización de ensayos experimentales a compresión, para los que ha sido necesario aprender a realizar análisis de pandeo en Abaqus. Se ha visto como estos modelados consiguen reproducir de forma correcta tanto la gráfica fuerza-desplazamiento en la

zona previa al inicio de daño, como el modo de fallo que aparece en las probetas, en este caso la delaminación.

Para finalizar, se proponen una serie de posibles trabajos futuros.

- El coste asociado a la fabricación de las probetas y a la preparación y realización de los ensayos experimentales supone una gran limitación. Por ello, sería interesante poder repetir los ensayos a compresión con un mayor número de probetas con la finalidad de conseguir una mayor repetibilidad y uniformidad en los resultados.

Por otro lado, también sería interesante realizar los ensayos experimentales con diferentes espesores y longitudes de grieta para conocer mejor su efecto sobre la carga máxima soportada por la probeta.

- Más allá de las simulaciones, en aplicaciones reales no se tiene únicamente degradación de los elementos cohesivos, sino que las propias láminas de CFRP también se quiebran. Por tanto, aunque los elementos cohesivos sí tengan un criterio de evolución del daño en Abaqus mediante una variable escalar, sería también necesario introducir al modelo completo una degradación de las propiedades del material CFRP para poder modelar el comportamiento de las probetas en las fases de inicio y evolución del daño.

Parte II

**ANEXOS**



## Anexo A

# Parámetros utilizados en los distintos estudios del análisis paramétrico del Capítulo 5

En este Anexo se muestran, a modo de tabla resumen, los valores de los parámetros característicos de los elementos cohesivos utilizados en los distintos estudios del análisis paramétrico del Capítulo 5 realizado en Abaqus. Las celdas destacadas en amarillo indican el rango en el que se han evaluado dichas variables en cada estudio.

### A.1 Estudio del coeficiente de viscosidad (Sección 5.3.1)

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	20
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	40
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	0,36
<b>Estabilización de daño</b>	
Coeficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	<b><math>10^{-5} - 10^{-1}</math></b>
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	0,5

Tabla A.1: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

## A.2 Estudio del tamaño de elemento en la zona de propagación de grieta (Sección 5.3.2)

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	20
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	40
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	0,36
<b>Estabilización de daño</b>	
Coefficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	$10^{-4}$
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	<b>0,5 – 0,75 – 1</b>

Tabla A.2: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

## A.3 Estudio de la tenacidad a fractura interlaminar (Sección 5.3.3)

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	20
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	40
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	<b>0,1 – 0,36 – 0,5</b>
<b>Estabilización de daño</b>	
Coefficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	$10^{-4}$
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	0,5

Tabla A.3: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

#### A.4 Estudio de la rigidez interfacial (Sección 5.3.4)

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	20
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	40
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	0,36
<b>Estabilización de daño</b>	
Coefficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	$10^{-4}$
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3 - 10^4 - 10^5$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3 - 10^4 - 10^5$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3 - 10^4 - 10^5$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	0,5

Tabla A.4: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

#### A.5 Estudio de la tensión máxima en modo I puro (Sección 5.3.5)

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	<b>10 - 20 - 30 - 40 - 50 - 60</b>
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	40
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	0,36
<b>Estabilización de daño</b>	
Coefficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	$10^{-4}$
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	0,5

Tabla A.5: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

## A.6 Estudio de la tensión máxima en modo II puro (Sección 5.3.6)

<b>Criterio de inicio de daño tipo QUADS</b>	
Tensión nominal máxima en modo I puro ( $\sigma_{I_{max}}$ ) (MPa)	20
Tensión nominal máxima en modo II puro ( $\sigma_{II_{max}}$ ) (MPa)	<b>10 – 20 – 40</b>
Tensión nominal máxima en modo III puro ( $\sigma_{III_{max}}$ ) (MPa)	40
<b>Evolución del daño</b>	
Energía de fractura ( $G_I$ ) (N/mm)	0,36
<b>Estabilización de daño</b>	
Coefficiente de viscosidad ( $\eta$ ) (-)	$10^{-4}$
<b>Ley de tracción-separación</b>	
Rigidez interfacial (E/Knn) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G1/Kss) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
Rigidez interfacial (G2/Ktt) (N/mm <sup>3</sup> )	$10^3$
<b>Controles de tamaño</b>	
Tamaño de elemento aproximado (zona «crítica») (mm)	0,5

Tabla A.6: Valores de los parámetros cohesivos utilizados en la simulación numérica.

# Pliego de condiciones

## B.1 Alcance

La finalidad del presente Anexo es definir las condiciones necesarias para realizar el proyecto sobre el que se ha basado el Trabajo Final de Máster titulado *Modelado del fallo por delaminación bajo cargas de compresión en laminados CFRP mediante elementos finitos cohesivos*. Se ha considerado este TFM como un posible proyecto de consultoría realizado por un ingeniero independiente para un cliente que precisa conocer el comportamiento bajo cargas de compresión de un componente aeronáutico formado por laminados CFRP.

## B.2 Resumen del proyecto

Para poder llevar a cabo este proyecto, el cliente exige una serie de puntos:

- Evaluación de la viabilidad de la metodología llevada a cabo para el caso particular de componentes aeronáuticos.
- Propuesta de herramientas y estrategias que permitan llevar a cabo de forma exitosa la aplicación de dicha metodología.
- Identificación de las limitaciones que ofrece la metodología.
- Sugerencias para la mejora de la robustez en posibles ampliaciones y trabajos futuros.

## **B.3 Condiciones del proyecto**

### **B.3.1 Condiciones técnicas**

Para la realización de este proyecto ha sido necesario el uso de equipo informático que permita llevar a cabo los estudios y simulaciones presentadas. Este equipo está compuesto por dos ordenadores: un ordenador portátil personal mediante el cual se ha realizado el pre-proceso y el post-proceso de las simulaciones y cálculos, y un ordenador de sobremesa más potente en el que se han lanzado los cálculos y que disponía de ciertas licencias. Las características técnicas de estos ordenadores pueden verse con detalle en el Anexo C.

Por otro lado, entre los programas utilizados durante la elaboración del proyecto se encuentran los *softwares* Abaqus, MATLAB, Microsoft Excel y Microsoft PowerPoint (estos dos últimos se engloban dentro del paquete Microsoft 365). El presupuesto de cada uno de estos programas puede observarse en el Anexo C.

### **B.3.2 Evaluación de resultados**

Los modelos que se han presentado en este proyecto corresponden con aproximaciones de componentes aeronáuticos reales sometidos bajo una serie de condiciones de contorno que no tienen porque asemejarse al cien por cien con la realidad. Por ello, el autor no se hace responsable de la existencia de posibles discrepancias entre los resultados del modelo aproximado y el componente real.

En caso de ser necesaria más información sobre la metodología llevada a cabo en el proyecto, conviene consultar las referencias utilizadas por el autor que se pueden observar en la Bibliografía.

### **B.3.3 Condiciones económicas**

#### **B.3.3.1 Derechos económicos**

- El cliente tiene derecho a utilizar los resultados de este proyecto y conseguir un beneficio económico gracias a los mismos.

#### **B.3.3.2 Deberes económicos**

- Para poder llevar a cabo este proyecto, el cliente debe abonar la cantidad indicada en los presupuestos descritos en el Anexo C.
- El cliente no tiene permiso para reproducir la metodología empleada durante este proyecto y conseguir beneficio económico de ello.

### **B.3.4 Condiciones del contrato**

En lo referente a la propiedad intelectual:

- El cliente no puede publicar bajo ningún concepto la metodología empleada en este proyecto, ni difundirla a terceras personas o entidades.



## Anexo C

# Presupuesto

El objetivo de este Anexo es establecer unos presupuestos para la elaboración del presente proyecto detallando cada uno de los costes, los cuales se pueden desglosar en costes de *software*, costes de *hardware*, costes de material, mano de obra y costes indirectos. Para ello, se va a suponer una duración aproximada de realización del proyecto de unos 4 meses.

### C.1 Costes de *software*

Para la elaboración del presente proyecto se ha hecho uso de diferentes *softwares* o programas informáticos, todos ellos con sus respectivas licencias de pago. En la Tabla C.1 se encuentran detallados los costes de adquisición de licencias<sup>1</sup>, así como los tiempos proporcionales de uso de cada uno de los programas utilizados.

Aunque este proyecto se ha desarrollado con una finalidad y en un ámbito académico, para la elaboración de los presupuestos se va a tener en cuenta que se trata de un posible proyecto de consultoría (al igual que se ha hecho en el Anexo B correspondiente al *Pliego de condiciones*), lo que conlleva el uso de licencias profesionales o comerciales, y no de licencias académicas.

<i>Software</i>	Descripción	Tiempo licencia	Tiempo empleado	Precio (€/año)	Coste parcial (€)
Abaqus 6.12	Profesional	1 año	33 %	16.400	5.467
MATLAB R2020a	<i>Standard</i>	1 año	33 %	800	267
Microsoft 365	Empresa Estándar	1 año	33 %	140	47
SUBTOTAL					5.781

Tabla C.1: Desglose de costes de *software*.

<sup>1</sup>Referencias de costes extraídas de las páginas web oficiales a fecha de 08 de julio de 2021.

## C.2 Costes de *hardware*

Para la elaboración del presente proyecto se ha hecho uso de dos equipos informáticos (un ordenador portátil personal y un ordenador de sobremesa proporcionado por el Centro de Investigación de Ingeniería Mecánica de la Universitat Politècnica de València), además de una máquina electromécanica de modelo MTS C42.503 para realizar los ensayos experimentales a compresión. Las características técnicas de los ordenadores se pueden consultar en la Tabla C.2.

Modelo	Tipo	Procesador	Memoria RAM	Sistema operativo
MSI GF63 Thin 9SC	Portátil	Intel(R)Core (TM) i7-9750H 2.60GHz	16 GB	Microsoft Windows 10 Home (64 bits)
Dell Inc.	Sobremesa	Intel(R) Xeon (R) CPU E5430 2.66GHz	32 GB	Microsoft Windows Server 2012 R2 Standard

Tabla C.2: Características técnicas de los ordenadores utilizados en el proyecto.

Los costes de estos equipos, así como de la máquina de ensayo, se encuentran detallados en la Tabla C.3, donde se ha supuesto un tiempo de amortización de 5 años para los ordenadores y de 20 años para la máquina de ensayos.

Equipo	Tiempo empleado sobre el coste total	Precio (€/ud)	Coste parcial (€)
Ordenador portátil	6,7 %	1.000	67
Ordenador sobremesa	6,7 %	4.000	268
Máquina ensayos MTS	1 %	18.000	180
SUBTOTAL			515

Tabla C.3: Desglose de costes de *hardware*.

## C.3 Costes de material

Para la realización de los ensayos experimentales a compresión del Capítulo 4 se han fabricado probetas de CFRP como la que se puede ver en la Figura 4.2. Esto conlleva unos costes de material de unos 800 €, aproximadamente.

## C.4 Costes de mano de obra

La realización de este proyecto lleva asociadas una gran cantidad de horas de trabajo intelectual que van desde su búsqueda y planificación hasta la elaboración de su memoria. Detrás de este trabajo intelectual se encuentra un ingeniero aeroespacial asesorado por un catedrático de universidad y un ingeniero aeronáutico estudiante de doctorado, lo que conlleva que el mayor coste de los presupuestos sea el expuesto en esta sección (ver Tabla C.4).

Personal	Tareas	Tiempo empleado (h)	Coste por hora de trabajo (€/h)	Coste parcial (€)
Ingeniero aeroespacial	Desarrollo	480	30	14.400
Catedrático	Asesoramiento	10	45	450
Doctorando	Asesoramiento	50	45	2.250
SUBTOTAL				17.100

Tabla C.4: Desglose de costes de mano de obra.

## C.5 Costes indirectos

A la hora de establecer los presupuestos para la elaboración del proyecto, hay que tener en cuenta posibles costes indirectos como pueden ser el alquiler de una vivienda o el transporte. Estos costes son difíciles de determinar con exactitud, por lo que se va a suponer que su valor corresponde con el 10 % de la suma de los demás costes.

## C.6 Coste total y precio de mercado

Por último, el coste industrial se puede obtener como la suma de cada uno de los subcostes (ver Tabla C.5). Además, a este coste industrial se le debe añadir un margen comercial de un 10 % en concepto de beneficios netos para la empresa.

En la Tabla C.6 se muestra el coste total, obtenido como la suma del coste industrial y el margen comercial. Sobre dicho coste total se debe aplicar el 21 % de IVA para obtener el precio de mercado final que tendrá que pagar el cliente para el desarrollo del proyecto.

Tipo	Subcoste (€)
<i>Software</i>	5.781
<i>Hardware</i>	515
Material	800
Mano de obra	17.100
Indirecto	2420
Coste industrial	26.616

Tabla C.5: Desglose de costes totales y coste industrial.

Tipo	Euros (€)
Coste industrial	26.616
Margen comercial	2.661
Coste total	29.277
IVA	6.148
Precio de mercado	35.425

Tabla C.6: Precio de mercado.

Por tanto, el **precio final de mercado** es **35.425 €**.

# Bibliografía

- [1] S. Rana y R. Figueiro. *Advanced composites in aerospace engineering*. School of Engineering, University of Minho, 2016, págs. 1-6. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/B978-0-08-100037-3.00001-8>.
- [2] C. Soutis. *Fibre reinforced composites in aircraft construction*. Aerospace Engineering, The University of Sheffield, 2005, págs. 1. URL: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2005.02.004>.
- [3] G. Brown. *The use of composites in aircraft construction*. 2014. URL: <http://vandaair.com/2014/04/14/the-use-of-composites-in-aircraft-construction>.
- [4] A. Baker, S. Dutton y D. Kelly. *Composite materials for aircraft structures. Second edition*. American Institute of Aeronautics y Astronautics, 2012, págs. 1-2.
- [5] P.F. Liu y col. *Finite element analysis of the influence of cohesive law parameters on the multiple delamination behaviors of composites under compression*. 2015, págs. 1-2. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.06.058>.
- [6] E.F. Rybicki y M.F. Kanninen. *A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral*. 1977, págs. 931-938. URL: [https://doi.org/10.1016/0013-7944\(77\)90013-3](https://doi.org/10.1016/0013-7944(77)90013-3).
- [7] I.M. Daniel y O. Ishai. *Engineering mechanics of composite materials*. 2006, págs. 1-2.
- [8] OKM S.L. <https://okmsl.com/>. 15 de Julio de 2021.
- [9] ESGRAF. <https://www.esgraf.com.mx/>. 15 de Julio de 2021.
- [10] Sooluciona.com. <https://sooluciona.com/>. 15 de Julio de 2021.
- [11] Clipcarbono. <https://www.clipcarbono.com/>. 15 de Julio de 2021.

- [12] TF3P. <https://tf3p.com/>. 15 de Julio de 2021.
- [13] Resinas Castro S.L. <https://www.castrocompositesshop.com/>. 15 de Julio de 2021.
- [14] Alibaba.com. <https://spanish.alibaba.com/>. 15 de Julio de 2021.
- [15] O.T. Thomsen y K.K. Kratmann. *Experimental Characterisation of Parameters Controlling the Compressive Failure of Pultruded Unidirectional Carbon Fibre Composites*. 2010, págs. 15-22.
- [16] M.G. Mehta y J.A. Vadher. *A Study on Different Failures of Composite Materials*. 2017, págs. 302-306.
- [17] M. Bowkett y K. Thanapalan. *Comparative analysis of failure detection methods of composites materials' systems*. 2017, págs. 170-171. URL: <http://dx.doi.org/10.1080/21642583.2017.1311240>.
- [18] Garg A.C. *Delamination - A damage mode in composite structures*. 1988, págs. 557-558.
- [19] R.G. Wang y col. *A numerical and experimental investigation on delamination buckling behavior in laminated composites under compressive load*. 2011.
- [20] Y. Zhou y col. *A multi-state progressive cohesive law for the prediction of unstable propagation and arrest of Mode-I delamination cracks in composite laminates*. 2021. URL: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2021.107684>.
- [21] A.K. Salve y Jalwadi S.N. *Implementation of Cohesive Zone in ABAQUS to Investigate Fracture Problems*. 2015, págs. 60-64.
- [22] P. Rozylo. *Experimental-numerical study into the stability and failure of compressed thin-walled composite profiles using progressive failure analysis and cohesive zone model*. 2020, págs. 2, 5. URL: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113303>.
- [23] C.G. Dávila y C.A. Rose. *Guidelines and Parameter Selection for the Simulation of Progressive Delamination*. 2008, págs. 3-4.
- [24] A. Turon y col. *An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models*. 2006, pág. 1669. URL: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2006.08.025>.
- [25] ASTM International. *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading*. 2016. URL: [10.1520/D3410\\_D3410M-16](https://doi.org/10.1520/D3410_D3410M-16).

- [26] Arruti J. *La técnica de bolsa de vacío en cámara de vacío para la fabricación de materiales compuestos de matriz epoxi*. 2 de Diciembre de 2015. URL: <https://www.redalyc.org/pdf/707/70745478004.pdf>.
- [27] T.A. Cortés y Tovar A. *Comparación entre los procesos industriales para el conformado de piezas con materiales compuestos*. 2020, pág. 37.
- [28] *Capítulo 2. Mecánica de la Fractura Elástica Lineal*, pág. 6. URL: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60141/fichero/Cap%C3%ADtulo+2%252FCap%C3%ADtulo+2.pdf>.
- [29] S. Huzni y col. *Finite element modeling of delamination process on composite laminate using cohesive elements*. 2013, págs. 1023-1024. URL: <http://dx.doi.org/10.15282/ijame.7.2012.18.0083>.
- [30] M.S. Sham Prasad, C.S. Venkatesha y T. Jayaraju. *Experimental Methods of Determining Fracture Toughness of Fiber Reinforced Polymer Composites under Various Loading Conditions*. 2011, pág. 1266. URL: [10.4236/jmmce.2011.1013099](https://doi.org/10.4236/jmmce.2011.1013099).
- [31] R. Sepasdar y M. Shakiba. *Overcoming the Convergence Difficulty of Cohesive Zone Models through a Newton-Raphson Modification Technique*. 2019. URL: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2020.107046>.
- [32] A. Turon y col. *A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading*. 2005, págs. 1078-1079. URL: <https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2005.10.003>.

