



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Estudio paramétrico de un laminado tejido de material compuesto de fibra de carbono sometido a impacto mediante modelos de elementos finitos.

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Mecánica

AUTOR/A: Lorenzo Amigo, Diego

Tutor/a: Feito Sánchez, Norberto

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023



Grado en Ingeniería Mecánica
Trabajo Fin de Grado
Curso académico 2022-2023

DISEÑO Y ANÁLISIS DE UN
LAMINADO TEJIDO DE MATERIAL
COMPUESTO DE FIBRA DE CARBONO
SOMETIDO A IMPACTO

Autor:

Diego Lorenzo Amigo

Directores:

Norberto Feito Sánchez

Valencia, 4 de Julio de 2023

Agradecimientos

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento a Norberto y al equipo Helios Race UPV por su invaluable contribución en este proyecto de diseño y análisis en la Universitat Politècnica de Valencia. Durante estos últimos cinco meses, hemos trabajado arduamente para lograr el objetivo de diseñar un laminado que cumpla con los criterios de resistencia y peso establecidos.

En primer lugar, quiero agradecer a cada miembro del equipo de estructura de Helios Race UPV. Su dedicación, pasión y colaboración han sido fundamentales para el éxito de este proyecto. Juntos hemos enfrentado desafíos y hemos superado obstáculos, siempre apoyándonos mutuamente y compartiendo nuestras habilidades y conocimientos. Ha sido un honor trabajar con un equipo tan talentoso y comprometido.

Quiero extender un agradecimiento especial al tutor del proyecto, Norberto Feito Sánchez. Su orientación y experiencia han sido indispensables para el desarrollo de este trabajo. Su paciencia, dedicación y sabiduría han sido un verdadero regalo, sin él esto no habría sido posible.

También quiero expresar mi gratitud al Instituto de Tecnologías de Materiales (ITM) por su apoyo y recursos. Su contribución ha sido fundamental para el desarrollo del proyecto y me han permitido acceder a las herramientas y conocimientos necesarios para llevar a cabo el diseño.

En resumen, este proyecto ha sido un desafío emocionante y enriquecedor, y no hubiera sido posible sin la colaboración y el esfuerzo de todos ustedes. Agradezco profundamente su dedicación, compromiso y pasión por el diseño y análisis de materiales. Ha sido un honor ser parte de este equipo y estoy emocionado por los logros que hemos alcanzado juntos.

Resumen

La eficiencia energética supone un factor determinante a la hora de cumplir los objetivos económicos y medioambientales marcados en los diferentes sectores industriales. Para lograr esta eficiencia, el uso de materiales y estructuras optimizadas en peso y resistencia es clave. En este aspecto los materiales compuestos representan una solución interesante, ya que poseen unas excelentes propiedades mecánicas con peso muy reducido, en comparación a otras opciones.

El presente proyecto se centra en el estudio de seguridad ante impacto de un laminado de material compuesto de fibra de carbono para su utilización en el equipo **Helios Race UPV** cuyo objetivo es el de desarrollar un prototipo de monoplaza propulsado únicamente por energía solar. Este laminado se utilizará para la fabricación de la carrocería del vehículo, por lo que se buscará una solución estructural óptima en peso, y que proporcione la resistencia suficiente ante situaciones extremas de vuelco, impacto frontal e impacto lateral para garantizar la seguridad del piloto en todo momento.

En el estudio se analiza el comportamiento ante impactos a baja velocidad de diferentes laminados tejidos de fibra de carbono variando su espesor, su orientación y la secuencia de apilamiento de sus capas. Para ello, se han desarrollado diversos modelos numéricos mediante el método de los elementos finitos, con el fin de calcular algunos de los parámetros más significativos de los laminados.

Tras la obtención y discusión de los datos se extraerá como conclusión más relevante la elección de un laminado de material compuesto para la fabricación de la carrocería del vehículo desarrollado por Helios Race UPV.

Posteriormente, se comprobará que el laminado seleccionado cumpla todos los requerimientos del estudio de seguridad comparando los resultados numéricos obtenidos con los resultados experimentales.

Palabras clave: Materiales compuestos; FEM; eficiencia energética; CFRP; impacto; monoplaza; Helios Race.

Abstract

Energy efficiency is a determining factor in meeting the economic and environmental objectives set in the different industrial sectors. To this efficiency, the use of materials and structures optimized in weight and strength is key. In this regard, composite materials represent an interesting solution, as they possess excellent mechanical properties with very low weight, compared to other options.

The present project focuses on the impact safety study of a carbon fiber composite material laminate for use in the **Helios Race UPV** team whose objective is to develop a monoplace prototype propelled only by solar energy. This laminate will be used for the manufacture of the vehicle's body, so an optimal structural solution will be sought in weight, and that provides sufficient resistance to extreme situations of twist, frontal impact and side impact to ensure the safety of the driver at all times.

The study analyzes the behavior before low-speed impacts of different carbon fiber laminated tissues, varying their thickness, orientation and stacking sequence of their layers. For this purpose, various numerical models have been developed using the finite element method, in order to calculate some of the most significant parameters of laminates.

After obtaining and discussing the data, the most relevant conclusion will be the choice of a composite material laminate for the manufacture of the car body developed by Helios Race UPV.

Subsequently, it will be verified that the selected laminate meets all the requirements of the safety study by comparing the numerical results obtained with the experimental results

Keywords: Composite materials; FEM; energy efficiency; CFRP; impact; monoplace; Helios Race.

Índice

I MEMORIA.....	1
1. Introducción.....	- 2 -
1.1. Proyecto Helios Race.....	- 2 -
1.2. Objetivos.....	- 2 -
1.3. Objetivos de desarrollo sostenible.....	- 2 -
1.4. Alcance.....	- 4 -
1.5. Estructura del proyecto.....	- 4 -
2. Estado del arte de los materiales compuestos.....	- 5 -
2.1. Generalidades de los materiales compuestos.....	- 5 -
2.2. Refuerzos de fibra.....	- 6 -
2.3. Matrices.....	- 7 -
2.4. Laminados de fibras largas.....	- 8 -
3. Caracterización de los tejidos de fibra de carbono.....	- 10 -
3.1. Ley de Hooke generalizada. Material anisótropo.....	- 10 -
3.2. Matriz elástica en láminas ortótropas.....	- 11 -
3.3. Matriz elástica en láminas transversalmente isótropas.....	- 12 -
3.4. Matriz de rigidez reducida en tensión plana [Q].....	- 13 -
3.5. Transformación de coordenadas de la matriz [Q].....	- 13 -
3.6. Modelos Micromecánicos.....	- 15 -
3.7. Modos de fallo.....	- 19 -
3.8. Criterios de fallo para materiales compuestos.....	- 20 -
3.8.1. Teoría de la tensión máxima.....	- 20 -
3.8.2. Teoría de la deformación máxima.....	- 20 -
3.8.3. Teoría de Tsai-Hill y Tsai-Wu.....	- 21 -
3.8.4. Teoría de Hashin.....	- 21 -
4. Impactos sobre laminados de material compuesto.....	- 23 -
4.1. Respuesta ante impacto.....	- 23 -
4.2. Impactos a baja velocidad.....	- 24 -
5. Normativa aplicable.....	- 26 -
6. Estimación de las constantes ingenieriles de una lámina CFRP mediante FEM	- 26 -
6.1. Introducción al método de elementos finitos.....	- 27 -

6.2.	Escalas de modelización de los materiales compuestos.	- 27 -
6.3.	Implementación numérica de una lámina CFRP	- 29 -
6.3.1.	Materiales seleccionados	- 29 -
6.3.2.	Mallado y condiciones de contorno	- 30 -
6.3.3.	Estimación de las constantes ingenieriles de una lámina CFRP	- 30 -
6.4.	Cálculo de las constantes ingenieriles de una lámina CFRP	- 32 -
6.5.	Comprobación de resultados	- 34 -
7.	Estudio paramétrico de laminados CFRP mediante FEM	- 35 -
7.1.	Implementación de la geometría	- 35 -
7.2.	Definición de la interacción laminado-percutor	- 37 -
7.3.	Análisis y selección del mallado	- 38 -
7.4.	Refinamiento del mallado	- 40 -
7.5.	Validación del modelo numérico	- 48 -
7.6.	Resultados	- 50 -
7.6.1.	Análisis de la influencia del espesor	- 50 -
7.6.2.	Análisis de la influencia de la orientación	- 54 -
8.	Conclusiones.....	- 58 -
9.	Trabajos futuros.....	- 59 -
	Bibliografía.....	- 61 -
II PLIEGO DE CONDICIONES		67
1.	Introducción	- 68 -
2.	Especificaciones informáticas.....	- 68 -
2.1.	Licencias	- 68 -
2.2.	Hardware.....	- 68 -
3.	Especificaciones de los materiales	- 68 -
3.1.	Resina epoxi Resoltech 1805	- 68 -
3.2.	Tejido de Fibra de Carbono PYROFIL™ TR50S 6K.....	- 70 -
III PRESUPUESTO		72
1.	Coste asociado al proyecto	- 73 -
1.1.	Coste asociado a la compra de los materiales.....	- 73 -
1.2.	Coste de adquisición de licencias	- 73 -
1.3.	Coste de la mano de obra	- 74 -
1.4.	Coste total	- 74 -

Índice de figuras

Figura 1: Objetivos de Desarrollo Sostenible [1].....	3 -
Figura 2: Representación esquemática de un material compuesto. [2]	5 -
Figura 3: Clasificación de los materiales compuestos. [2].....	6 -
Figura 4: (a) fibra larga unidireccional, (b) fibra larga tejida, (c) fibra en partículas, (d) fibra corta. [2]	7 -
Figura 5: Representación esquemática de (a) Tafetán y (b) Sarga. [3]	8 -
Figura 6: Representación esquemática de tejido 3D. [3]	9 -
Figura 7: Representación de las componentes tensionales sobre volumen elemental.-	10 -
Figura 8: Representación de los planos de simetría en un material con fibra unidireccional.	11 -
Figura 9: Matriz de rigidez para un estado de tensión plana.....	13 -
Figura 10: Representación de un giro cualquiera sobre el sistema de referencia global .-	14 -
Figura 11: Valores límites para el módulo de rigidez transversal [5].....	16 -
Figura 12: Valores estimados por el modelo de HT para: (a) Módulo transversal y (b) Módulo de cizalladura. [6].....	17 -
Figura 13: Comparación de los valores estimados por algunos modelos micromecánicos para las propiedades mecánicas de una lámina de compuesto.	18 -
Figura 14: Modos de fallo para un laminado de material compuesto. [3]	19 -
Figura 15: Esquemmatización del proceso de impacto sobre un laminado. [3].....	19 -
Figura 16: Evolución del daño según el modelo de fallo de Hashin. [10]	22 -
Figura 17: Clasificación de los tipos de impacto según tiempo de aplicación [12] ..-	23 -
Figura 18: Respuesta de un laminado ante impactos de baja y elevada masa. [12] ..-	24 -
Figura 19: Fallo de un laminado de material compuesto. [14].....	25 -
Figura 20: Representación del comportamiento serie-paralelo de los constituyentes del material compuesto a escala microscópica. [15]	27 -
Figura 21: Representación del comportamiento de un material compuesto a nivel de lámina bajo un estado plano de tensiones. [15]	28 -
Figura 22: Representación a escala macroscópica de un laminado de material compuesto y la designación de sollicitaciones y número de capa. [15].....	28 -
Figura 23: Discretización de una lámina CFRP para el cálculo de sus propiedades mecánicas.....	30 -
Figura 24: Volumen elemental analizado en la simulación 1	31 -
Figura 25: Volumen elemental analizado en la simulación 2	31 -

Figura 26: Volumen elemental analizado en la simulación 3	- 32 -
Figura 27: Volumen elemental analizado en la simulación 4.....	- 32 -
Figura 28: Geometría del cuerpo de impacto.	- 36 -
Figura 29: Sistema de referencia orientado del laminado	- 37 -
Figura 30: Restricción de contacto entre percutor y superficie de referencia del laminado.	- 37 -
Figura 31: Definición de superficie de referencia	- 38 -
Figura 32: Elementos tipo continuum shell en Abaqus/Explicit. [17]	- 39 -
Figura 33: Malla definida en la geometría esférica del percutor.....	- 39 -
Figura 34: Puntos de integración y nodos del elemento S4R. [17].....	- 40 -
Figura 35: Convergencia de resultados Vs Número de elementos	- 42 -
Figura 36: Opciones de mapeo en la discretización del laminado	- 43 -
Figura 37: Discretización generada según el algoritmo de definición	- 44 -
Figura 38: Comparación del parámetro Δt_{stable} en función del número de nodos entre discretización uniforme y no uniforme con mapeo circular	- 46 -
Figura 39: Comparación del desplazamiento en función del tiempo entre discretización uniforme y no uniforme con mapeo circular	- 46 -
Figura 40: Discretización C5 utilizada para la definición de la geometría del laminado. - 48 -	
Figura 41: Curvas fuerza-tiempo obtenidas numérica y experimentalmente.....	- 49 -
Figura 42: Comparación del daño derivado de un ensayo a 10J	- 49 -
Figura 43: Curvas obtenidas ante impacto a 10J en función del espesor del laminado ... - 52 -	
Figura 44: Curva energía total-tiempo en simulación a 10J en función del espesor del laminado	- 53 -
Figura 45: Curvas de evolución de daño a 10J en función del espesor del laminado- 54 -	
Figura 46: Curvas obtenidas ante impacto a 10J en función de la orientación de las capas del laminado	- 55 -
Figura 47: Curvas de distribución de la fuerza de reacción para el análisis de la secuencia de apilamiento	- 56 -
Figura 48: Campo de deformaciones para los laminados G y H. Desplazamiento=3.7mm.	- 56 -
Figura 49: Evolución de los parámetros de daño en función de la secuencia de apilamiento.	- 57 -
Figura 50: Carrocería diseñada por el equipo de Estructura en Helios Race UPV ..- 73 -	

Índice de tablas

Tabla 1: Propiedades mecánicas de algunas fibras de refuerzo. [2]	- 6 -
Tabla 2: Propiedades mecánicas de algunas matrices poliméricas. [6]	- 8 -
Tabla 3: Características mecánicas de algunas láminas de fibra larga. [6].....	- 9 -
Tabla 4: Disipaciones energéticas de la lámina propuesta.....	- 22 -
Tabla 5: Propiedades de refuerzo y matriz para los casos de estudio propuestos.....	- 29 -
Tabla 6: Propiedades resistentes usadas en el análisis.....	- 30 -
Tabla 7: Resultados de simulación y comparación de los valores estimados por los modelos micromecánicos	- 34 -
Tabla 8: Propiedades mecánicas de la lámina Tafetán/Epoxi.....	- 35 -
Tabla 9: Propiedades del percutor.....	- 36 -
Tabla 10: Casos de estudio para el refinamiento H-Adaptativo	- 41 -
Tabla 11: Comparación de los resultados obtenidos en función del algoritmo de mapeo	- 45 -
Tabla 12: Características de los modelos con discretización por medio de mapeo circular.	- 45 -
Tabla 13: Mejores soluciones de discretización del modelo.	- 47 -
Tabla 14: Características del ensayo experimental y el modelo numérico para la comparación de los resultados.....	- 48 -
Tabla 15: Casos de estudio para el análisis de la influencia del espesor sobre el comportamiento del laminado	- 50 -
Tabla 16: Casos de estudio para el análisis de la influencia de la orientación sobre el comportamiento del laminado	- 54 -
Tabla 17: Ficha técnica de la Resina Epoxi Resoltech	- 69 -
Tabla 18: Ficha técnica del tejido de tafetán utilizado para la elaboración de los laminados	- 70 -
Tabla 19: Coste del material.	- 73 -
Tabla 20: Coste de licencia del software ABAQUS UNFIES FEA R6.12.....	- 74 -
Tabla 21: Coste asociado a la mano de obra.....	- 74 -
Tabla 22: Coste total asociado al proyecto.	- 75 -

PARTE I MEMORIA

1. Introducción

1.1. Proyecto Helios Race

Helios Race UPV nace en 2021 a raíz del interés de un grupo de estudiantes de distintos grados de la Universitat Politècnica de Valencia (UPV) en la aplicación al sector de transportes de tecnologías de desarrollo sostenibles.

El grupo tiene como objetivo el diseño y desarrollo de un monoplaza completamente sostenible, propulsado exclusivamente por energía solar fotovoltaica, haciéndolo completamente sostenible. La motivación del equipo es el de presentarse a la competición *Ilumen European Solar Challenge*, que se celebra en Bélgica cada dos años. La competición concentra a equipos de diversas universidades mundiales que desarrollan vehículos de propulsión eléctrica para su participación en una carrera de resistencia.

Actualmente el equipo está integrado por 21 alumnos de diferentes especialidades, además de contar con el apoyo de diversos docentes, investigadores y empresas. También es imprescindible el apoyo que ofrece tanto el Grupo de Generación Espontánea (GE) como el Instituto de Tecnologías de Materiales (ITM) de la UPV, cediendo espacios e instalaciones para el desarrollo del trabajo del equipo.

1.2. Objetivos

El objetivo principal del presente trabajo está encuadrado en el equipo **Helios Race UPV**, y consiste en proporcionar una solución estructural segura y fiable para llevar a cabo la fabricación y validación de la carrocería del prototipo. Para ello se analizará el comportamiento de diferentes laminados de material compuesto de tejido de fibra de carbono y matriz epoxi frente a impactos.

Se pretende realizar un estudio paramétrico para analizar la influencia del espesor, la orientación y el número de capas sobre el comportamiento mecánico del material.

Para el desarrollo de este estudio se empleará una metodología apoyada en el método de los elementos finitos capaz de reproducir el comportamiento ante impacto del laminado. Se implementará un modelo de comportamiento basado en la mecánica del daño continuo, que parte de la hipótesis de que las variables del problema pueden ser descritas mediante ecuaciones continuas. Tras esta simplificación es posible tratar el problema mediante ecuaciones diferenciales.

A partir de las regulaciones impuestas por la empresa organizadora de las competiciones en las que Helios Race participará, se establecerán los diferentes casos de impacto a los que se someterán los laminados. De este modo, el segundo objetivo del trabajo consiste en conseguir la certificación de seguridad del prototipo ante casos extremos de impacto. Así, Helios Race se convertirá en el primer equipo español en desarrollar por completo un monoplaza de competición seguro y sostenible.

1.3. Objetivos de desarrollo sostenible

El surgimiento de los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS), es una respuesta a la creciente preocupación por el impacto negativo que el desarrollo económico y social ha tenido en el medio ambiente y en la sociedad en general. En el año 2000, la comunidad internacional se reunió en la Cumbre del Milenio de las Naciones Unidas y acordó un

conjunto de objetivos de desarrollo (Objetivos de Desarrollo del Milenio), con el fin de abordar los retos globales más apremiantes, incluyendo la pobreza extrema, la desigualdad y la degradación ambiental.

Estos objetivos evolucionaron para convertirse en los 17 ODS (Figura 1) adoptados por la Agenda 2030 para el Desarrollo Sostenible, que se convirtieron en un marco global compartido para abordar los desafíos más importantes que enfrenta la humanidad. Estos objetivos abarcan una amplia gama de temas, desde la erradicación de la pobreza y la desigualdad hasta la protección del medio ambiente y la promoción de la paz y la justicia.



Figura 1: Objetivos de Desarrollo Sostenible [1]

La importancia actual de los ODS es crucial, ya que el mundo enfrenta una serie de desafíos interrelacionados que requieren una acción global coordinada. La pandemia de COVID-19 ha intensificado muchos de estos desafíos, incluyendo la pobreza, la desigualdad y la inseguridad alimentaria, y ha demostrado la necesidad urgente de una acción decidida para lograr un desarrollo sostenible.

Además, la crisis climática y la degradación ambiental continúan siendo una amenaza urgente para la seguridad y el bienestar de las personas y de los ecosistemas. Los ODS ofrecen un marco para abordar estos desafíos y asegurar un futuro sostenible para todas las personas.

De entre los 17 objetivos ODS, este trabajo fin de grado se relaciona concretamente con dos de ellos:

- **9. Industria, innovación e infraestructura:** concretamente con su meta 9.4, la cual plantea para 2030, modernizar la infraestructura y reconvertir las industrias para que sean sostenibles, utilizando los recursos con mayor eficacia y promoviendo la adopción de tecnologías y procesos industriales limpios y ambientalmente racionales, y logrando que todos los países tomen medidas de acuerdo con sus capacidades respectivas

- 11. Ciudades y comunidades sostenibles: concretamente con su meta 11.2, la cual plantea para 2030, proporcionar acceso a sistemas de transporte seguros, asequibles, accesibles y sostenibles para todos y mejorar la seguridad vial, en particular mediante la ampliación del transporte público, prestando especial atención a las necesidades de las personas en situación de vulnerabilidad, las mujeres, los niños, las personas con discapacidad y las personas de edad.

1.4. Alcance

El diseño y cálculo de estructuras complejas involucra el trabajo de ingenieros de diferentes ámbitos en un proceso iterativo de cálculo y validación. El presente trabajo alberga el proceso de diseño para el dimensionado y validación de un laminado tejido de material compuesto para la fabricación de la carrocería del prototipo de Helios Race UPV.

Para lograrlo se obtendrá un modelo numérico basado en el método de elementos finitos para la caracterización y estudio de comportamiento del laminado ante casos de impacto, en un futuro se realizarán ensayos experimentales para realizar la validación del modelo numérico.

1.5. Estructura del proyecto

El presente trabajo está dividido en siete capítulos, del siguiente modo:

- En el primer capítulo se realiza una presentación de los objetivos y la metodología del proyecto, sirviendo de presentación al trabajo realizado.
- En el segundo capítulo se realiza una introducción a los materiales compuestos. Además, se presentarán algunos de los conceptos teóricos más relevantes y se resumirán las características de los principales constituyentes que pueden formar un laminado de material compuesto. Finalmente, se presentan algunas generalidades de los laminados de fibra larga.
- En el tercer capítulo se detallarán los principales modelos de comportamiento de laminados de material compuesto tejido y su respuesta ante impactos de baja velocidad. También se realizará una descripción de los principales modos y métodos de fallo de estos laminados.
- En el cuarto capítulo se presenta la normativa aplicable al proyecto, sirviendo de base para la definición de los estados de carga y criterios para el análisis de los laminados.
- En el capítulo quinto se describe la metodología numérica seguida para desarrollar e implementar el modelo de comportamiento para un material compuesto en el *software* comercial de elementos finitos *Abaqus/Explicit 6.12*. Además, se presentarán los resultados obtenidos a través del análisis.
- El sexto capítulo está dedicado a analizar y comparar los resultados obtenidos en la campaña experimental. En este capítulo se validará la metodología numérica seguida en el presente proyecto y se analizarán las diferencias obtenidas en los resultados.
- Por último, en el séptimo capítulo, se recogen las principales conclusiones obtenidas y se proponen posibles líneas de continuación del desarrollo del trabajo.

2. Estado del arte de los materiales compuestos

2.1. Generalidades de los materiales compuestos

Un material compuesto se define como la combinación a escala macroscópica de dos o más constituyentes que forman un nuevo material con interfases de separación entre ellos. Los constituyentes suelen denominarse refuerzo y matriz, en base a su función en el nuevo material. Ambos componentes se ilustran en la Figura 2.

El comportamiento y propiedades de un material compuesto no solo está condicionado por las propiedades de cada uno de los constituyentes, sino también por la naturaleza y características de la interfase que se forma entre ambos elementos. Esta interfase es la encargada de la transmisión de esfuerzos de la matriz a las fibras, lo que condiciona en gran medida la resistencia final del compuesto. De esta manera, con una interfase muy resistente, el material tendrá mayor resistencia a la nucleación y transmisión de fisuras a lo largo de su geometría.

Por lo tanto, el objetivo del material compuesto es el de obtener propiedades que no pueden ser alcanzadas por ninguno de los constituyentes actuando aisladamente, así como aunar las propiedades individuales de dichos constituyentes en un solo material. Con este proceso se alcanzan combinaciones optimizadas y poco comunes de rigidez, peso, resistencia, dureza y conductividad.

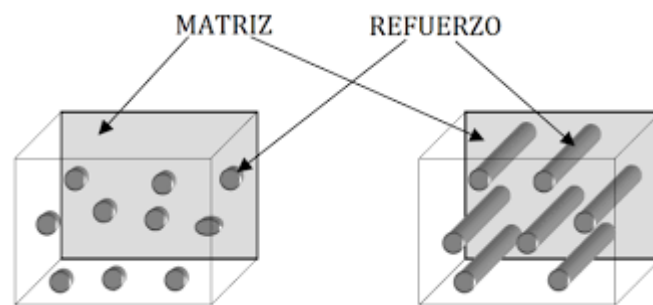


Figura 2: Representación esquemática de un material compuesto. [2]

Es evidente que no todas estas propiedades se ven mejoradas a la vez, por ello el objetivo en el diseño de componentes en material compuesto es el de crear un material que posea aquellas características necesarias para la aplicación del diseño.

Una posible clasificación de los materiales compuestos viene determinada por la geometría y disposición de la fibra en la matriz, obteniendo la clasificación que aparece en la Figura 3.

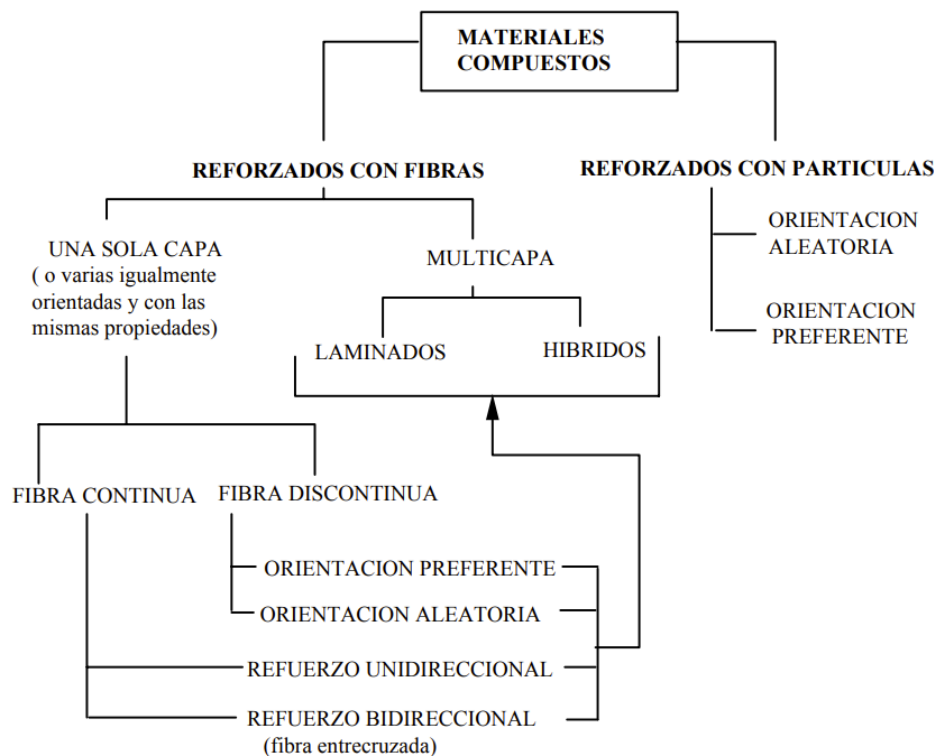


Figura 3: Clasificación de los materiales compuestos. [2]

2.2. Refuerzos de fibra

Los refuerzos son el elemento constituyente encargados de resistir gran parte de las cargas. Suelen estar formadas por fibras de resistencia y rigidez específicas muy elevadas, además de poseer gran estabilidad dimensional y térmica.

Los 3 tipos de fibras más utilizadas son:

- Fibra de Vidrio: componente de origen natural con propiedades isotrópicas. Los más utilizados son Vidrio E, Vidrio C, Vidrio S.
- Fibra de carbono: componente de origen sintético con propiedades anisótropas. Entre los tres casos se trata del material con mayor rigidez y estabilidad térmica.
- Fibra de Aramida: Componente de origen orgánico con propiedades anisótropas. Entre los tres casos se trata del único con un comportamiento dúctil, admitiendo deformaciones plásticas, y con la mayor resistencia específica.

Tabla 1: Propiedades mecánicas de algunas fibras de refuerzo. [2]

Propiedad	Fibra de carbono	Fibra de vidrio	Aramida
Diámetro [μm]	7.0 - 9.7	8.0 - 14.0	11.9
ρ [kg/m^3]	1750 - 1950	2560	1450
E [GPa]	250 - 390	76	125
X_T [MPa]	2200 - 8700	1400 - 2500	2800 - 3600

En la Tabla 1 se resumen las propiedades de los principales materiales empleados como fibras de refuerzo. En esta tabla ρ , E y X_T representan la densidad, el módulo de Young y el límite elástico a tracción respectivamente.

Atendiendo al material empleado como refuerzo, los materiales compuestos reforzados con fibras pueden clasificarse en materiales con refuerzo discontinuo (Partículas y fibras cortas), en el que la longitud de la fibra afecta directamente a las propiedades mecánicas, y materiales con refuerzo continuo o de fibras largas, con relación longitud-diámetro del orden de miles. En este último caso la fibra es el componente encargado de la absorción de los esfuerzos. Ejemplos de dicha clasificación se puede observar en la Figura 4.

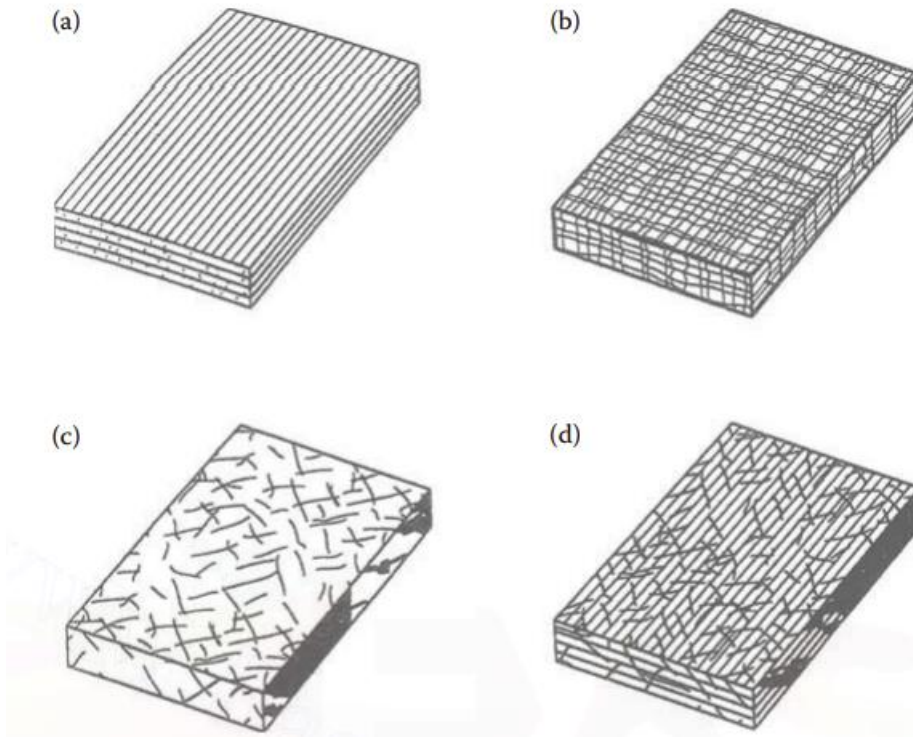


Figura 4: (a) fibra larga unidireccional, (b) fibra larga tejida, (c) fibra en partículas, (d) fibra corta. [2]

2.3. Matrices

El componente denominado matriz posee la función de aglutinar y de proteger de la fibra de refuerzo del daño derivado de su uso y manipulación, así como de agentes externos. Además, en el caso de fibras largas se encarga de transferir las cargas al refuerzo.

Las matrices se pueden clasificar en dos bloques fundamentales:

- Termoplástica, de comportamiento anisótropo y muy viscoso.
- Termoestable, de comportamiento isótropo, más rígida.

En la Tabla 2 se resumen las propiedades de los principales materiales empleados para fabricar matrices poliméricas. En esta tabla ρ , E y X_T representan la densidad, el módulo de Young y el límite elástico a tracción respectivamente. $T_{\text{distorsion}}$ y $T_{\text{fusión}}$ se corresponden con las temperaturas de distorsión y transición respectivamente.

Tabla 2: Propiedades mecánicas de algunas matrices poliméricas. [6]

Propiedad	Epoxi	Poliéster	Polipropileno	Policarbonato
Tipo de matriz	Termoestable	Termoestable	Termoplástica	Termoplástica
ρ [kg/m ³]	1100 - 1400	1200 - 1500	900	1060 - 1200
E [GPa]	3.0 - 6.0	2.0 - 4.5	1.0 - 1.4	2.2 - 2.4
X_T [MPa]	35 - 100	40 - 90	25 - 38	45 - 70
$T_{distorsión}$ [°C]	50 - 300	50 - 110	-	-
$T_{fusión}$ [°C]	-	-	60 - 65	110 - 140

2.4.Laminados de fibras largas

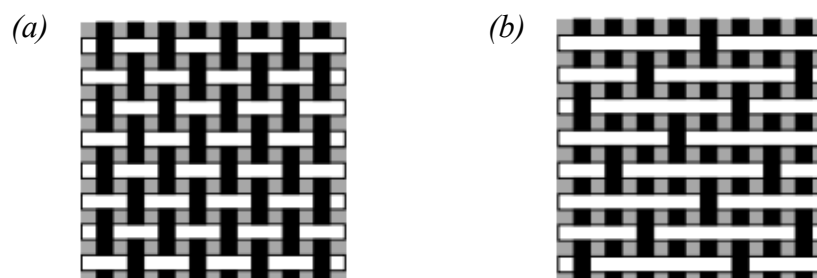
El presente trabajo se centra en el estudio del comportamiento de laminados de fibras largas de carbono y matriz polimérica. Por ello a continuación se describen algunas de sus configuraciones más comunes.

Un laminado está formado por el apilamiento de varias láminas de material compuesto, creando una única estructura sólida y continua. Cada una de estas láminas puede contener a las fibras orientadas en una o varias direcciones diferentes, influyendo el resultado en el comportamiento del laminado. Se denomina lámina unidireccional a aquella que orienta las fibras en una única dirección. Estas láminas tienen propiedades anisótropas debido a que su comportamiento longitudinal (dirección de orientación de las fibras) y transversal es completamente distinto. En el plano transversal las propiedades predominantes serán las de la matriz. De esta manera es posible configurar un laminado para resistir un estado de carga en determinadas direcciones.

Para reducir la anisotropía en las láminas, es posible orientar las fibras en dos direcciones perpendiculares entre sí, denominadas urdimbre y trama, de esta manera se forma un tejido. El tejido posee propiedades constantes en las dos direcciones principales de su plano, entrelazando las fibras según un patrón determinado, logrando gran capacidad de absorción de impactos. En función del patrón seguido los tejidos reciben distintos nombres y poseen diferentes características.

Los tejidos de tafetán (Figura 5.a) proporcionan gran estabilidad y rigidez y son comúnmente utilizados en el apilamiento de láminas de tejido.

Los tejidos tipo satén (Figura 5.b) se utilizan para mejorar las propiedades mecánicas, apilando varias láminas con el mismo patrón. Existen diferentes configuraciones de este patrón de entrelazamiento, pudiendo ser de relación cuatro a uno (5HS por sus siglas en inglés), tres a uno...etc.

**Figura 5:** Representación esquemática de (a) Tafetán y (b) Sarga. [3]

Otro tipo de configuración de tejidos es incluir la trama a través del espesor. De esta manera una segunda trama entrelaza varias láminas de tejido en la dirección del espesor, proporcionando mejores propiedades en la dirección normal al plano (Figura 6).

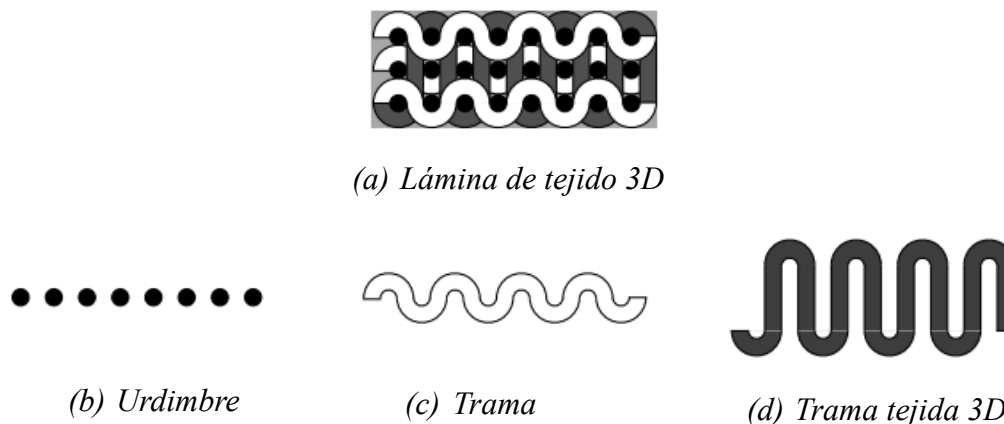


Figura 6: Representación esquemática de tejido 3D. [3]

En la Tabla 3 se muestran las propiedades de varias láminas formadas por fibra de carbono **Toray T700** y matriz **epoxi 8552**. En esta tabla E_1 , E_2 , X_T e Y_T representan los módulos de elasticidad y los límites elásticos a tracción en dirección 1 (o dirección de las fibras) y dirección 2 (o dirección transversal a las fibras) respectivamente. En ella puede apreciarse el cambio de propiedades debido a la distinta disposición de las fibras. En el caso de las láminas unidireccionales, las propiedades en la dirección 1 (E_1 y X_T) son mucho mayores que en dirección 2 (E_2 , e Y_T), debido a que la lámina es más resistente en la dirección de las fibras. Por otro lado, en los laminados de tipo tejido, las propiedades resultan similares en ambas direcciones. Otra de las características de los tejidos es que, a igual volumen de fibras, sus propiedades mecánicas en cualquiera de sus direcciones son notablemente inferiores a las de un laminado unidireccional en dirección longitudinal. Esto se debe a que, en el caso de los tejidos, el volumen de fibras suele dividirse al 50 % entre la urdimbre y la trama reduciendo las propiedades entre un 50 % y un 60 %.

Tabla 3: Características mecánicas de algunas láminas de fibra larga. [6]

Designación	MTC510-UD300-HS	MTC510-C200T-HS-3K	MTC510-C200-HS-3K
Configuración	Unidireccional	Sarga	Tafetán
Tipo de Fibra	Toray T700	Toray T700	Toray T700
Tipo de Matriz	Epoxy 8552	Epoxy 8553	Epoxy 8554
Volumen de fibras [%]	57.71	42%	42
Urdimbre/trama	-	50	50
E_1 [Gpa]	119.3	61.1	59
E_2 [Gpa]	8.2	60.1	60.2
X_t [Mpa]	2282	924	870
Y_t [Mpa]	54	882	852

3. Caracterización de los tejidos de fibra de carbono

El objeto del presente capítulo es el de caracterizar mecánicamente un material CFRP para su aplicación en la construcción del vehículo. Previamente a la realización del análisis es necesario conocer el ámbito teórico de aplicación que será utilizado para la caracterización del laminado, así como para determinar sus mecanismos de fallo.

3.1.Ley de Hooke generalizada. Material anisótropo

El estudio de la ley de comportamiento del laminado se va a ceñir al caso elástico lineal, lo que quiere decir que existe proporcionalidad entre acciones y desplazamiento y por tanto entre tensiones y deformaciones.

La relación constitutiva más simple es la ley de Hooke en la que las deformaciones y las tensiones mantienen una relación lineal. Este modelo es conocido como un modelo elástico. En este contexto la relación que puede plantearse entre el tensor tensiones y el tensor deformaciones es:

$$\sigma_i = C_{ij} \cdot \varepsilon_j \tag{3.1}$$

Donde i define la dirección normal al plano en que actúa la tensión y j define la dirección paralela a la tensión. i y j varían de 1 a 6, por lo que C_{ij} será un tensor de segundo orden con 36 constantes de rigidez denominada matriz de rigidez. Conocidos los elementos de esta matriz, y las deformaciones unitarias en el punto de estudio ε_i , $i = 1, \dots, 6$ (pueden medirse experimentalmente), puede obtenerse el estado tensional del sólido en el punto considerado.

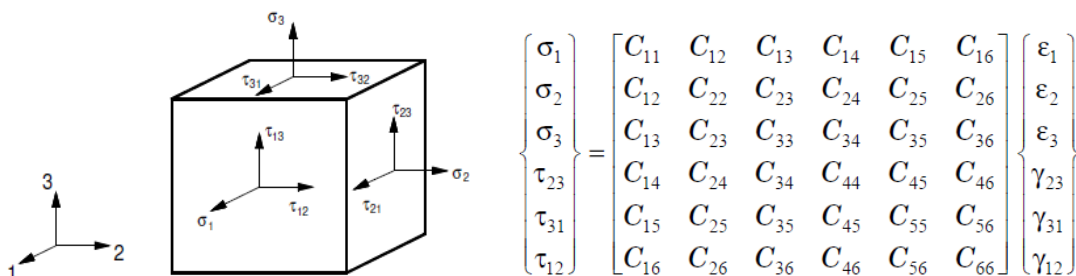


Figura 7: Representación de las componentes tensionales sobre volumen elemental.

Puede observarse en la Figura 7 que para resolver un problema de Elasticidad es necesario conocer las 36 constantes de la matriz de rigidez. Este es el caso de los materiales anisótropos, es decir, aquellos en los que no existe una simetría en su comportamiento mecánico, en ninguna de las direcciones del espacio. Sin embargo, el número de constantes ingenieriles necesarias para definir la matriz de rigidez se puede disminuir suponiendo condiciones de trabajo adiabáticas e isotermas reversibles. Bajo estas condiciones, la energía de deformación por unidad de volumen es función potencial del estado de deformación, lo que le confiere la siguiente propiedad:

$$U = \int_0^{\varepsilon_i} \sigma_i \cdot d\varepsilon \rightarrow \frac{\partial U}{\partial \varepsilon_i} = \sigma_i = C_{ij} \cdot \varepsilon_j \tag{3.2}$$

Realizando la derivada segunda respecto a la dirección transversal, se obtiene:

$$\frac{\partial^2 U}{\partial \varepsilon_i \partial \varepsilon_j} = C_{ij} \tag{3.3}$$

Del mismo modo, siguiendo el mismo procedimiento, pero en dirección transversal, se puede llegar a la conclusión de que $C_{ij} = C_{ji}$, por lo que el tensor de rigidez de 2º orden que define la ley de comportamiento elástica lineal será un tensor simétrico definido por 21 constantes independientes asociadas a una referencia determinada, llamadas constantes de rigidez del compuesto. La ley de comportamiento del material quedaría:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{44} \\ \sigma_{55} \\ \sigma_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & SIM & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{44} \\ \varepsilon_{55} \\ \varepsilon_{66} \end{bmatrix} \tag{3.4}$$

Las 21 constantes que definen un material anisótropo van asociadas a un determinado sistema de referencia, como se ha visto en la Figura 7. Por tanto, los valores de σ_{ij} , ε_{ij} y el tensor de rigidez dependerán de la orientación de los ejes.

3.2. Matriz elástica en láminas ortótropas

La reducción de las constantes necesarias para definir un material se produce cuando este presenta alguna simetría en su constitución, provocando que las propiedades mecánicas puedan ser iguales en diferentes direcciones.

Los materiales compuestos están formados mediante el apilamiento de láminas en las que las fibras están alineadas según una determinada dirección. Generalmente se conocen como "láminas unidireccionales", y es usual apilar un laminado por grupos de láminas unidireccionales. Estas láminas, o grupos de láminas unidireccionales, tienen dos planos de simetría mutuamente ortogonales, y por lo tanto el plano perpendicular a estos dos planos es también un plano de simetría, como se observa en la Figura 8.

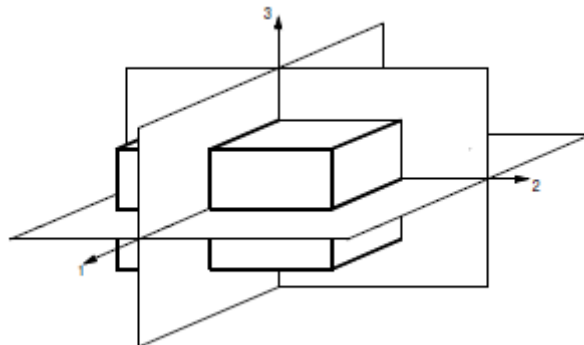


Figura 8: Representación de los planos de simetría en un material con fibra unidireccional.

Estas láminas son materiales ortotrópicos, y en estos, el número de constantes elásticas desconocidas se reduce a 12. La ecuación de la elasticidad queda de la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{44} \\ \sigma_{55} \\ \sigma_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{44} \\ \varepsilon_{55} \\ \varepsilon_{66} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Observando la matriz, se puede destacar que:

- Hay 9 constantes no nulas independientes
- No existen acoplamientos entre las tensiones normales y las deformaciones tangenciales
- No existen acoplamientos entre tensiones tangenciales y deformaciones normales
- No existen acoplamientos entre las tensiones tangenciales de un plano y las deformaciones tangenciales de otro plano.

Generalmente los estudios de diseño y dimensionado de componentes estructurales parten del estado tensional al que van a estar sometidos, por ello para realizar el estudio habrá que encontrar una expresión que relacione el estado de deformaciones con el estado tensional. Se podrá definir una relación $\varepsilon - \sigma$ inversa a la anterior, donde las constantes que aparecerán ahora son coeficientes de flexibilidad, quedando los coeficientes de dicha matriz como la Ecuación 3.6. Esta matriz, se define como **[S]** y es la inversa de la matriz de rigidez **[C]**. La matriz **[S]** se denomina matriz de flexibilidad.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{44} \\ \varepsilon_{55} \\ \varepsilon_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{44} \\ \sigma_{55} \\ \sigma_{66} \end{bmatrix} \rightarrow \varepsilon_i = S_{ij} \cdot \sigma_j \quad (3.6)$$

3.3. Matriz elástica en láminas transversalmente isótropas

Anteriormente se ha afirmado que las láminas unidireccionales son generalmente materiales ortotrópicos. Sin embargo, puede hacerse una simplificación adicional, ya que estas láminas no sólo son ortótropas, sino también transversalmente isótropicas. Esto es, sus propiedades elásticas son iguales en un plano perpendicular a la dirección de las fibras ($x_1 - x_2$), por tanto, la ecuación anterior se simplifica a la Ecuación 3.7.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{23}/E_2 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & E_2/2(1+\nu_{23}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.7)$$

Como se observa en la Ecuación 3.7, un material transversalmente isotrópico, y, por tanto, una lámina de material compuesto, queda definido elásticamente mediante las siguientes cinco constantes elásticas: E_1 , E_2 , ν_{23} , ν_{12} y G_{12} . Estas constantes elásticas se pueden obtener a partir de los módulos de Young y los coeficientes de Poisson de los materiales constituyentes (las fibras y la matriz), mediante formulaciones de micromecánica, que se comentarán posteriormente.

3.4. Matriz de rigidez reducida en tensión plana [Q]

Una consideración importante en el estudio de los materiales compuestos es la condición de tensión plana, cuya adopción se fundamenta en la manera en la que se emplean los CFRP en diversas estructuras.

Así, por ejemplo, estos materiales se utilizan en placas, vigas y otras formas estructurales que se caracterizan por tener como mínimo una de sus dimensiones geométricas (como mínimo) con uno o varios órdenes de magnitud inferior que las otras dimensiones. Esta característica permite simplificar el estado tensional asumiendo que $\sigma_z = 0$, $\tau_{yz} = 0$ y $\tau_{xz} = 0$ (véase Figura 9). De este modo, la relación deformación-tensión para un material ortotrópico bajo un estado de tensión plana se expresa según la Figura 9, donde a la matriz $S_{3 \times 3}$ en condiciones de tensión plana se la conoce como matriz de flexibilidad reducida.

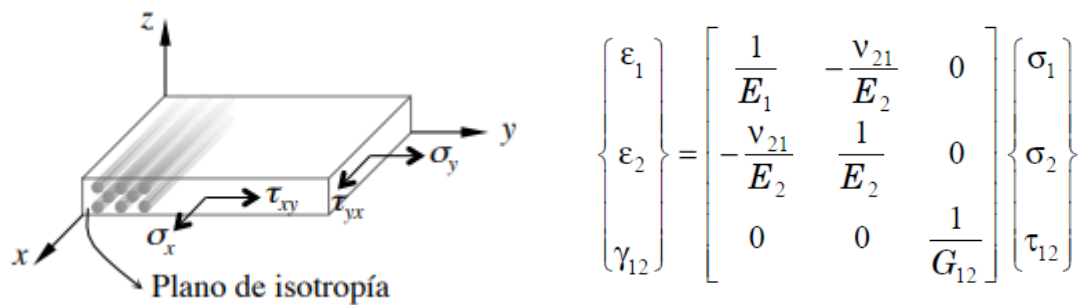


Figura 9: Matriz de rigidez para un estado de tensión plana.

3.5. Transformación de coordenadas de la matriz [Q]

Como se comentaba anteriormente, las direcciones principales de una lámina ortótropa habitualmente no coinciden con las direcciones globales usadas para la definición del laminado. Dado que los criterios de resistencia están referidos a los ejes principales de la lámina y a las cargas sobre estos ejes, es preciso disponer de una expresión que relacione el estado tensional en ejes orientados y no orientados.

Los estados tensionales σ referidos a los ejes geométricos o no orientados (x, y) y principales u orientados (1, 2) quedan relacionados a través de una matriz de giro, en función del ángulo que forman los diferentes sistemas de ejes (Figura 10).

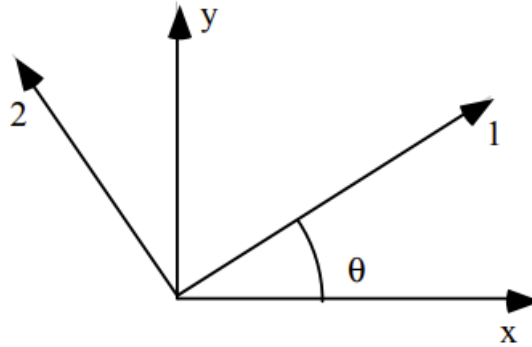


Figura 10: Representación de un giro cualquiera sobre el sistema de referencia global

La matriz de transformación de coordenadas viene definida como la matriz **T**:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}; \quad [\bar{\sigma}] = [T] \cdot [\sigma] \quad (3.8)$$

De manera análoga se pueden relacionar los tensores de deformación en ejes orientados y globales. Que para un estado plano de tensión:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = [R] \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix}; \quad [\bar{\varepsilon}] = [R] \cdot [T]^{-1} \cdot [R]^{-1} \cdot [\varepsilon] \quad (3.9)$$

Sustituyendo la Ecuación 3.9 en la ley de comportamiento en ejes principales (Ecuación 3.1):

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [R] \cdot [T] \cdot [R]^{-1}; \quad [\bar{S}] = [\bar{Q}]^{-1} \quad (3.10)$$

Aunque las propiedades de rigidez y resistencia características de la lámina se puedan obtener de manera experimental, es preciso establecer la manera de obtener estas características a partir de las propiedades de rigidez y resistencia de cada uno de los elementos que conforman el material compuesto. De esta manera las características de rigidez de la lámina (E_{11} , E_{22} , G_{12} , ν_{12}) quedarán relacionadas con las características de rigidez de la fibra (E_f , G_f , ν_f) así como de su volumen porcentual en el material compuesto (V_f , V_m).

Existen diferentes modelos semiempíricos basados en la micromecánica para el cálculo de las propiedades del compuesto.

3.6. Modelos Micromecánicos

Para determinar el comportamiento mecánico de un material ortótropo es posible hacer uso de diferentes modelos micromecánicos. Estos modelos suponen una serie de hipótesis para estimar su comportamiento elástico y que se mencionan a continuación:

- La fibra y la matriz son elásticas, homogéneas e isotropas.
- Los constituyentes no presentan defectos estructurales.
- La interfaz es perfecta e infinitamente delgada.
- Las propiedades de la matriz en las proximidades de la fibra no varían.

Aunque en la práctica sea complicado cumplir íntegramente todas las hipótesis, se ha comprobado que los resultados obtenidos mediante estos modelos proporcionan una buena estimación en la fase de prediseño del material. A continuación, se comentarán algunos de estos modelos.

I. Regla de las mezclas (ROM) y Regla inversa de las mezclas (IROM)

La regla de las mezclas presenta un conjunto de ecuaciones fundamentales para predecir las características mecánicas de una lámina epoxi-fibra. Las ecuaciones de ROM son las presentadas a continuación:

$$E_c = V_f E_f + V_m E_m \quad (3.11)$$

$$\nu_{12} = V_f \nu_{f12} + V_m \nu_m \quad (3.12)$$

$$E_{22} = \frac{E_m}{1 - V_f \left(1 - \frac{E_m}{E_{22f}}\right)} \quad (3.13)$$

$$G_{12} = \frac{G_m}{1 - V_f \left(1 - \frac{G_m}{G_{12f}}\right)} \quad (3.14)$$

$$G_{23} = \frac{G_m}{1 - V_f \left(1 - \frac{G_m}{G_{23f}}\right)} \quad (3.15)$$

Donde E es el módulo de Young, V_f es la fracción de volumen, ν es la relación de Poisson y G_{12} es el módulo de cizalladura. Los coeficientes f , y m representan, fibra y matriz, respectivamente.

Sin embargo, según la literatura ([4]), existen ciertos aspectos que limitan la utilidad de ROM. Este modelo es incapaz de predecir con precisión algunas de las características mecánicas del compuesto debido fundamentalmente al incremento de tensiones y deformaciones en la interfase de este, factor que provoca una disminución de las propiedades mecánicas del material. Debido a esta imprecisión, los valores obtenidos por ROM normalmente estarán sobreestimados (límite superior en la Figura 11), en comparación con los valores reales. Por otra parte, en la realidad las fibras no están distribuidas homogéneamente, de la misma manera que su orientación tampoco es constante. Por esta razón la ROM no se utiliza para el cálculo de las propiedades en el plano transversal, ya que únicamente aproxima correctamente los valores en el plano

longitudinal. Como resultado, a la Ecuación 3.13 se añade la regla inversa de las mezclas (IROM). Este modelo servirá de límite inferior para el valor real del módulo transversal (curva azul de la Figura 11).

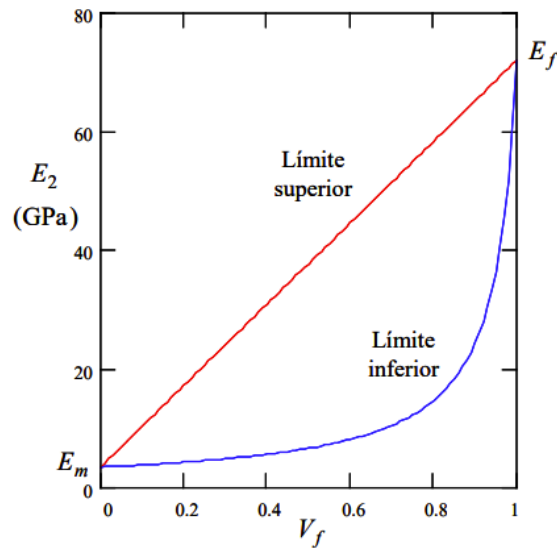


Figura 11: Valores límites para el módulo de rigidez transversal [5]

Con esta modificación, la E_2 se calcula mediante una nueva expresión:

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f V_f + E_m V_m} \quad (3.16)$$

II. Halpin-tsai (H-T)

Se trata de un modelo basado en la geometría y orientación de la fibra, así como de las propiedades de los constituyentes. La ecuación de Halpin-Tsai es la mostrada en la siguiente expresión:

$$\frac{M}{M_m} = \frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} \quad (3.17)$$

Con el parámetro η calculado mediante la expresión:

$$\eta = \frac{\frac{M_f}{M_m} - 1}{\frac{M_f}{M_m} + \xi} \quad (3.18)$$

Donde M es la constante a calcular (E_2 , G_{12} , ν_{23} , etc); M_m es la constante de rigidez de la matriz; M_f es la constante de rigidez de la fibra; η es una función; ξ es un parámetro empírico de medida del refuerzo y su obtención representa la mayor complicación en el uso de las ecuaciones de Halpin-Tsai.

Ante valores del coeficiente ξ pequeños ($\xi \rightarrow 0$), el modelo de Halpin-Tsai es reducido a la Ecuación 3.11 de ROM. De la misma manera, para valores altos de ξ ($\xi \rightarrow \infty$), el modelo de Halpin-Tsai converge a la Ecuación 3.13 de IROM.

De acuerdo con Adams y Doner's [6] para valores de $\xi = 2$ la expresión sirve de aproximación para los valores del módulo transversal del compuesto (E_2) y $\xi = 1$ sirve para el cálculo del módulo de cizalladura (G_{12}). Sin embargo, según Hewitt y Malherbe [6] las ecuaciones de Halpin-Tsai subestiman el módulo de cizalladura para laminados con $V_f > 0.5$. Por esta razón proponen otro valor para uno de los dos casos del coeficiente de refuerzo, el valor estará determinado por la Ecuación 3.19.

$$\xi = 1 + 40V_f^{10} \tag{3.19}$$

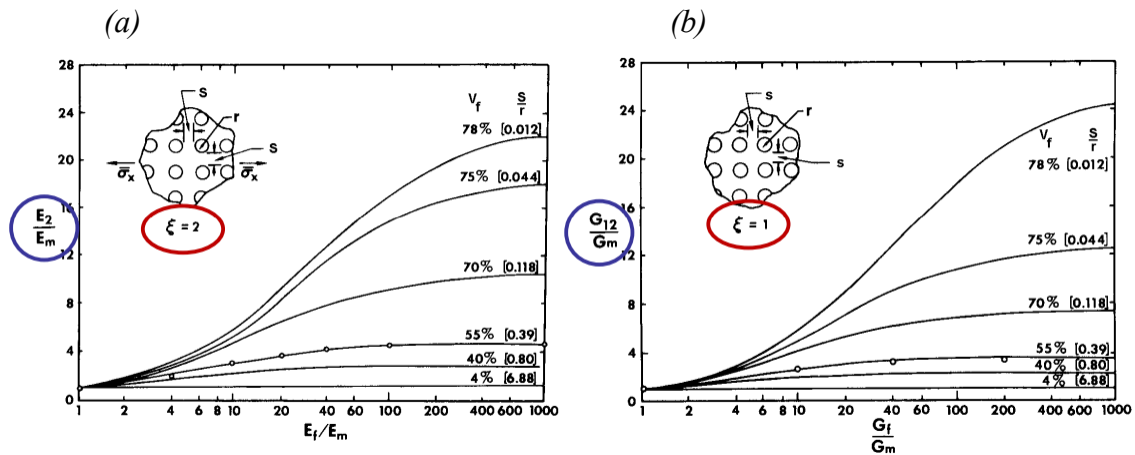


Figura 12: Valores estimados por el modelo de HT para: (a) Módulo transversal y (b) Módulo de cizalladura. [6]

Como se aprecia en la Figura 12, la correlación de Halpin-Tsai se ajusta a las soluciones de Adams y Doner para $V_f=0.55$, en el caso de fibras cilíndricas con ordenación cuadrada.

III. Chamis (CH)

El comportamiento real de un tejido de material compuesto no queda representado correctamente por los modelos micromecánicos de ROM, IROM y HT.

Chamis [7] obtuvo un modelo simplificado del modelo propuesto por Hopkins y Chamis. Las ecuaciones se expresan a continuación:

$$E_{11} = V_f \cdot E_{1f} + V_m \cdot E_m \tag{3.20}$$

$$E_{33} = \frac{E_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot (1 - E_m/E_{2f})} \tag{3.21}$$

$$G_{12} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot (1 - G_m/G_{12f})} \tag{3.22}$$

$$G_{23} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot (1 - G_m/G_{23f})} \tag{3.23}$$

$$v_{12} = V_f \cdot v_{12f} + V_m \cdot v_m \tag{3.24}$$

$$v_{23} = \frac{E_{22}}{2 \cdot G_{23}} \tag{3.25}$$

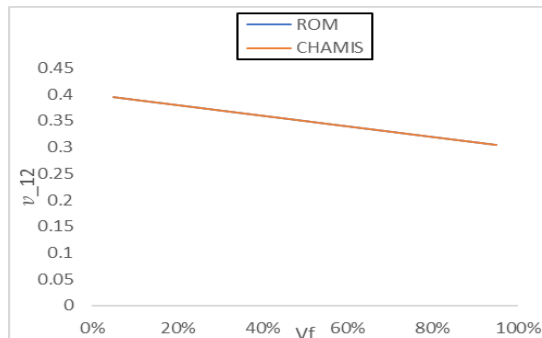
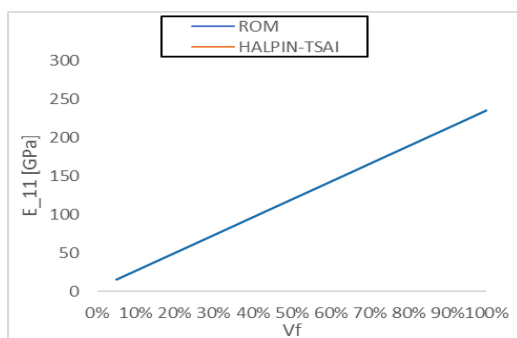
Se observa que las ecuaciones previas para el cálculo de las propiedades mecánicas de una lámina de material compuesto son similares a las dadas por la regla de las mezclas, pero en este caso las ecuaciones de E_{22} y G_{12} se sustituye el factor V_f por $\sqrt{V_f}$.

En los modelos predictivos presentados, el cálculo de las propiedades E_{11} y v_{12} se realizan en base a las mismas expresiones matemáticas, de esta manera los resultados estimados serán iguales. En la Figura 13.a y 13.b se presenta la evolución de ambos parámetros en función del volumen de fibra para cada modelo predictivo.

En el cálculo de E_{33} y G_{12} los modelos presentan diferencias en el valor estimado, en la Figura 13.c y 13.d se puede comprobar la hipótesis de Hewitt y Malherbe de subestimación de ambos parámetros para fracciones de volumen superiores a 55%. También se comprueba que el método de ROM representa el límite inferior del valor real de E_{33} .

(a) Módulo longitudinal

(b) Poisson mayor



(b) Módulo transversal

(c) Módulo de cortadura

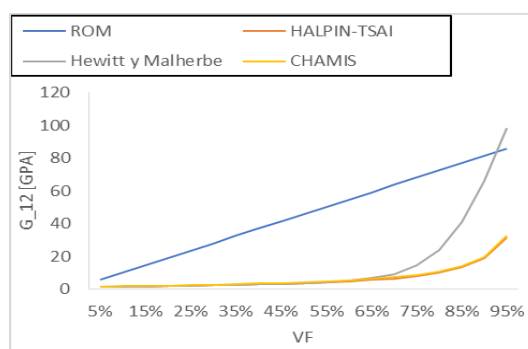
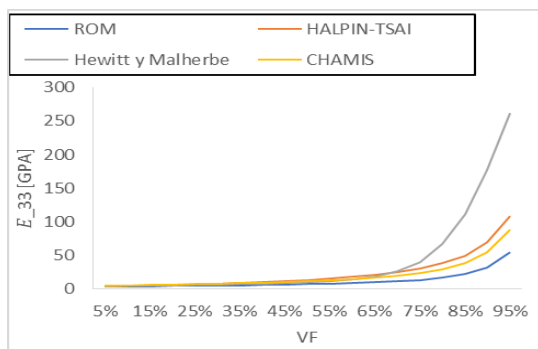


Figura 13: Comparación de los valores estimados por algunos modelos micromecánicos para las propiedades mecánicas de una lámina de compuesto.

3.7. Modos de fallo

Debido a que un laminado de material compuesto está formado por el apilamiento de láminas, los modos de fallo de estas estructuras se dividen en dos categorías; separación de láminas (fallo interlaminar) y fallos internos de cada lámina (fallo intralaminar) [8].

El fallo interlaminar consiste en la iniciación y propagación de grietas en la interfase de dos láminas. Este fenómeno se conoce como delaminación. Estas fisuras se generan en la matriz del laminado, provocando a su vez la separación de las láminas y una reducción de sus propiedades mecánicas. Una vez se ha dado la nucleación de la grieta, la propagación de esta dependerá fundamentalmente de la resistencia del material ante cada uno de los tres modos fundamentales de propagación de fisuras en laminados; Modo I de apertura de grieta (Figura 14.a), modo II de deslizamiento (Figura 14.b) y modo III de deslizamiento lateral (Figura 14.c).

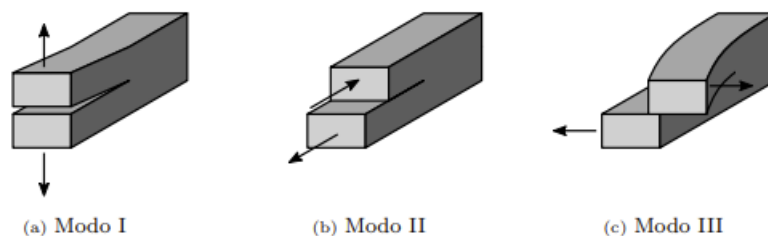


Figura 14: Modos de fallo para un laminado de material compuesto. [3]

El fallo intralaminar representa el modo de fallo más catastrófico de un laminado, debido a que es imposible de prevenir únicamente con inspección visual. Este fallo se produce en el interior del laminado. Se puede clasificar en función del constituyente que falla: la matriz, o el refuerzo.

Ante impactos a baja velocidad, estos modos de fallo pueden producirse o no en función de la energía absorbida en el impacto. Tal como ocurría ante esfuerzos en el plano de la lámina, el primer modo de fallo en aparecer es la delaminación, seguida del fallo en la matriz (fundamentalmente debido al esfuerzo cortante generado en la interfase de transmisión de esfuerzos). Por último, la rotura de las fibras se suele dividir en dos fenómenos; pandeo en el punto de impacto y rotura por tracción en la parte inferior. La Figura 15 muestra una esquematización del proceso de impacto a baja velocidad sobre un laminado de material compuesto.

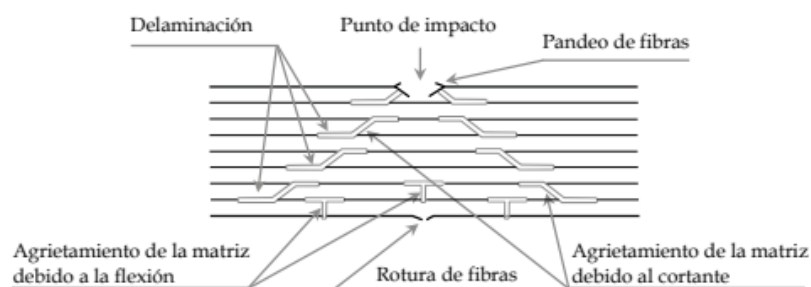


Figura 15: Esquematización del proceso de impacto sobre un laminado. [3]

3.8. Criterios de fallo para materiales compuestos

Como ya se ha comentado, un laminado de material compuesto puede experimentar varios tipos de fallo, tales como; delaminación, rotura de matriz, rotura de fibra, y rotura intra laminar. Para predecir y prevenir estos estados de fallo se han desarrollado diferentes criterios de fallo basados en el cálculo de los estados máximos de tensión y deformación.

Las teorías de fallo para materiales compuestos son similares a las utilizadas para materiales isótropos como el acero. Sin embargo, para el análisis de laminados las teorías de fallo no están basadas en las direcciones principales de tensiones normales y tangenciales, sino que están basadas en los ejes locales u orientados del compuesto, tal como se mencionaba en capítulos anteriores. Por esta razón existen cuatro parámetros que definen la resistencia de una lámina de material compuesto en el plano; uno para tracción y otro para compresión, en cada uno de los dos ejes orientados del material. Es posible definir un quinto parámetro relacionado con la resistencia transversal de la lámina. La terminología de los cinco parámetros de resistencia se muestra a continuación:

$$\sigma_{1\text{ult}}^T = \text{Resistencia longitudinal a tracción}$$

$$\sigma_{1\text{ult}}^C = \text{Resistencia longitudinal a compresión}$$

$$\sigma_{2\text{ult}}^T = \text{Resistencia transversal a tracción}$$

$$\sigma_{2\text{ult}}^C = \text{Resistencia transversal a compresión}$$

$$\tau_{12\text{ult}} = \text{Resistencia a cortadura plana}$$

3.8.1. Teoría de la tensión máxima

Este criterio define que el fallo se producirá si cualquier estado de tensión, normal o tangencial, es superior a las resistencias últimas de la lámina. Es decir, la lámina llegará a la rotura si cualquiera de las expresiones mostradas a continuación es incumplido.

$$-\sigma_{1\text{ult}}^C < \sigma_1 < \sigma_{1\text{ult}}^T \tag{3.26}$$

$$-\sigma_{2\text{ult}}^C < \sigma_2 < \sigma_{2\text{ult}}^T$$

$$-\tau_{12\text{ult}} < \tau_{12} < \tau_{12\text{ult}}$$

3.8.2. Teoría de la deformación máxima

De la misma manera que ocurría con la teoría de tensiones máximas, la teoría de deformación máxima se resuelve en los ejes orientados del material. El fallo se producirá si el estado máximo calculado excede el admisible.

$$-\varepsilon_{1\text{ult}}^C < \varepsilon_1 < \varepsilon_{1\text{ult}}^T \tag{3.27}$$

$$-\varepsilon_{2\text{ult}}^C < \varepsilon_2 < \varepsilon_{2\text{ult}}^T$$

$$-\gamma_{12\text{ult}} < \gamma_{12} < \gamma_{12\text{ult}}$$

Donde

$$\varepsilon_{1\text{ult}}^T = \text{Deformación longitudinal máxima a tracción}$$

$$\varepsilon_{1\text{ult}}^C = \text{Deformación longitudinal máxima a compresión}$$

$$\varepsilon_{2\text{ult}}^T = \text{Deformación transversal máxima a tracción}$$

$$\varepsilon_{2\text{ult}}^C = \text{Deformación transversal máxima a compresión}$$

$$\gamma_{12\text{ult}} = \text{Deformación angular máxima}$$

Estos parámetros pueden ser calculados directamente a partir de las resistencias últimas del material junto con su módulo elástico, asumiendo la relación lineal entre $\varepsilon - \sigma$ representada en la Ecuación 3.1.

3.8.3. Teoría de Tsai-Hill y Tsai-Wu

La energía de distorsión es la energía relacionada con el cambio de forma de un cuerpo debido a su estado tensional. En este caso, la rotura se dará cuando esta energía supere el valor límite definido por el criterio. Tsai-Hill adaptó la teoría de energía máxima de distorsión de Von-Mises para materiales anisótropos al caso de láminas de material compuesto. Por otra parte, Tsai-Wu [9] extendió el criterio de Tsai-Hill introduciendo términos para discernir entre estados de tracción y compresión. Tsai-Hill definió que el fallo se produce si se cumple la expresión 3.25:

$$\left[\frac{\sigma_1}{\sigma_{1\text{ult}}^T} \right]^2 - \left[\frac{\sigma_1 \sigma_2}{\sigma_{1\text{ult}}^T \sigma_{2\text{ult}}^T} \right] + \left[\frac{\sigma_2}{\sigma_{2\text{ult}}^T} \right]^2 + \left[\frac{\tau_{12}}{\tau_{12\text{ult}}^T} \right]^2 > 1 \quad (3.28)$$

Por otra parte, Tsai-Wu define una expresión de 42 constantes para el caso de sólido tridimensional:

$$(G_2 + G_3)\sigma_1^2 + (G_1 + G_3)\sigma_2^2 + (G_2 + G_1)\sigma_3^2 - 2G_3\sigma_1\sigma_2 - 2G_2\sigma_1\sigma_3 - 2G_1\sigma_3\sigma_2 + 2G_4\tau_{23}^2 + 2G_5\tau_{13}^2 + 2G_6\tau_{12}^2 < 1 \quad (3.29)$$

Las componentes G_1, G_2, G_3, G_4, G_5 y G_6 del criterio de resistencia dependerán de las resistencias últimas del material y se calcularán de manera directa mediante estas. Por tanto, es posible llegar a una expresión de fallo a partir de las resistencias últimas del material, mostradas en la Tabla 6.

3.8.4. Teoría de Hashin

Hashin divide el fenómeno de fallo en dos procesos; Iniciación y evolución del daño.

La iniciación del daño se refiere al inicio de la degradación en un punto del material. Estos criterios dividen los mecanismos de fallo de las fibras de material compuesto en dos grupos; Rotura de fibra (FF por sus siglas en inglés) y rotura intra laminar (IFF). Ambas están divididas en dos modos; tracción y compresión. La evaluación de la iniciación del daño se realiza mediante el tensor de tensiones. En este caso, se tiene:

Fallo de fibra cuando $\sigma_1 > 0$:

$$HSNFTCRT = F_f^+ = \left(\frac{\sigma_{11}}{S_{11}^+}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (3.30)$$

Fallo de fibra cuando $\sigma_1 \leq 0$:

$$HSNFCCRT = F_f^- = \left(\frac{\sigma_{11}}{S_{11}^-}\right)^2 \geq 1 \quad (3.31)$$

Fallo intra laminar cuando $(\sigma_2 + \sigma_3) \geq 0$:

$$HSNMTCRT = F_m^+ = \left(\frac{\sigma_{22}}{S_{22}^+}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (3.32)$$

Fallo intra laminar cuando $(\sigma_2 + \sigma_3) < 0$:

$$HSNMCCRT = F_m^- = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{S_{22}^-}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\sigma_{22}}{S_{22}^-}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (3.33)$$

En estas ecuaciones existen dos parámetros introducidos por el usuario; α que representa la contribución del módulo transversal al comportamiento longitudinal, y que se encuentra en valores entre 0 y 1, y S_{23} . Por otra parte, se hace uso de las propiedades resistentes del material representadas en la Tabla 6.

En los modelos numéricos realizados con elementos finitos, para reducir la dependencia del modelo de la discretización realizada (mallado) se introduce la longitud característica del elemento en la formulación. De este modo la ley constitutiva se expresaría como una relación $\varepsilon - \sigma$ dependiente del tamaño del elemento utilizado. La variable de daño evoluciona siguiendo la Figura 16 en cada modo de fallo.

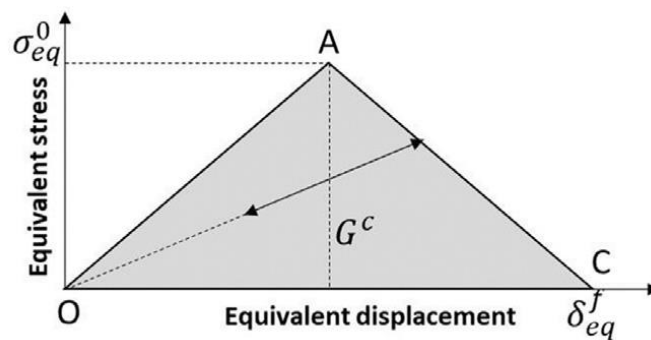


Figura 16: Evolución del daño según el modelo de fallo de Hashin. [10]

Tabla 4: Disipaciones energéticas de la lámina propuesta

G_f^t [N/m]	G_f^c [N/m]	G_m^t [N/m]	G_m^c [N/m]
8.68	3.83	8.68	3.83

La pendiente positiva representa el comportamiento previo al fallo y corresponde al comportamiento elástico lineal del propio material. La pendiente negativa se produce por la degradación de las propiedades mecánicas del material tras el fallo. Para cada modo de

fallo habrá que introducir los valores de la energía disipada debido al fallo (Tabla 4) que representa el área del triángulo OAC en la Figura 16 y que normalmente es conocida como energía de fractura.

Este criterio posee algunas ventajas respecto a los otros modelos propuestos. Hashin [11] establece un modelo de rotura diferente para cada dirección y diferencia entre los casos de compresión y tracción. Otros modelos no diferencian entre el comportamiento a tracción y compresión debido a que trabajan con los valores absolutos de los estados de carga. Como el comportamiento resistente de una lámina de compuesto es diferente ante estados de compresión y tracción, la utilización de criterios el fallo en términos absolutos provoca que el fallo pueda aparecer de manera no predictiva.

4. Impactos sobre laminados de material compuesto

El presente trabajo se centra en el análisis ante impactos de baja velocidad de un laminado tejido de fibra de carbono y matriz epoxi. Por ello, en esta sección se presentan los fundamentos más relevantes relacionados con el análisis de impactos de baja velocidad.

4.1. Respuesta ante impacto

Es bien conocido que el daño por impacto disminuye severamente la resistencia y durabilidad de los laminados de material compuesto. Conocer en qué condiciones de impacto se va a producir el fallo del laminado y la consecuente pérdida de propiedades, es algo necesario y de vital importancia. La iniciación y propagación de los diferentes modos de fallo del laminado estarán determinadas por diversas variables; como las características geométricas y mecánicas del laminado, las condiciones de contorno y las propiedades geométricas y mecánicas del proyectil.

Olsson [12] estudió los tipos de impactos sobre laminados de material compuesto y los clasificó en función del tiempo de aplicación. De esta manera, en impactos de duración pequeña el daño del material y la propagación del fallo está dominada por la propagación tridimensional de las ondas de choque a través del espesor (Figura 17.a), por otra parte, para impactos de duración media, la respuesta está dominada por las ondas de flexión y cortante (Figura 17.b). Por último, existen impactos con tiempo de aplicación muy largos, comparables a un caso estático (Figura 17.c). La respuesta de este tipo de impacto está definida por el caso cuasi estático e influenciada por el tamaño y condiciones de contorno del laminado.

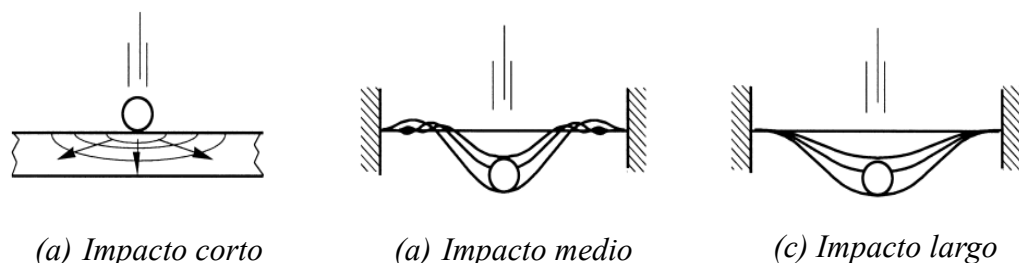


Figura 17: Clasificación de los tipos de impacto según tiempo de aplicación [12]

En general, las tensiones y deformaciones sufridas con un impacto de masa baja no guardan una relación proporcional, además, ante impactos de pequeña masa, la duración

del contacto percutor-laminado resulta más corta. Por otra parte, en casos de impacto con grandes masas, los estados tensionales y de deformaciones serán proporcionales y simétricos, ante la misma situación cinemática.

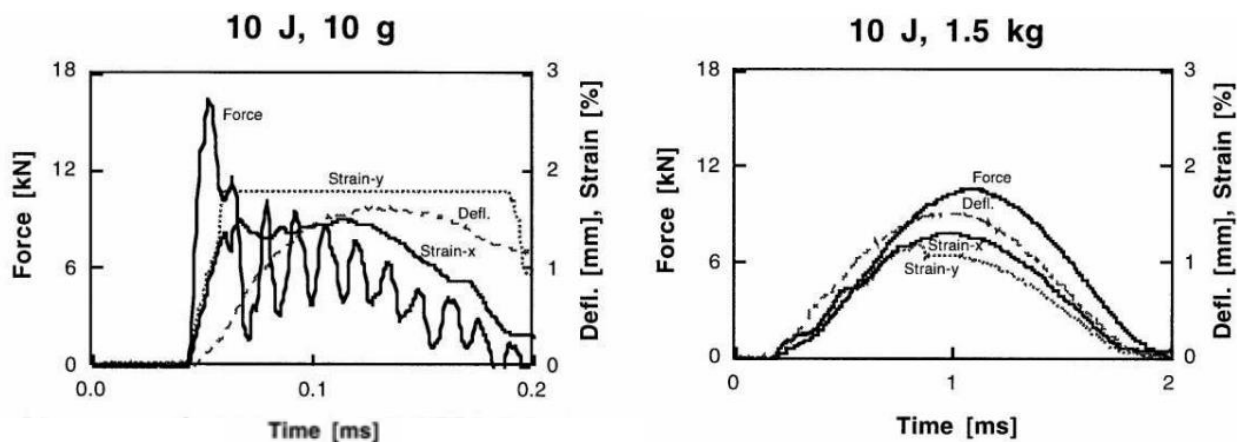


Figura 18: Respuesta de un laminado ante impactos de baja y elevada masa. [12]

La Figura 18 muestra la comparación entre un caso de impacto del mismo laminado ante 10J con una masa de 10g y otro impacto de 10J y 1.5kg.

4.2. Impactos a baja velocidad

Los impactos de baja velocidad se consideran muy peligrosos en los materiales compuestos, porque el daño que provocan reduce significativamente las propiedades resistentes del material. Hay que tener en cuenta que, en los laminados de fibra de carbono, el daño no puede ser identificado por inspección visual.

Feraboli y Kedward [12] desarrollaron una metodología capaz de analizar de manera eficiente los impactos de baja velocidad sobre materiales compuestos. Esta metodología se conoce como “*Composite Structure Impact Performance Assesment Program*” y establece una serie de indicadores que permiten identificar el daño producido por la cada uno de los parámetros de impacto. Algunos de estos indicadores son: Fuerza máxima y crítica, energía disipada y crítica, tiempo de contacto (COR por sus siglas en inglés).

Sin embargo, en los últimos años se están desarrollando modelos centrados principalmente en la identificación de la influencia de la degradación de las propiedades mecánicas del material sobre la resistencia final del laminado. Las propiedades mecánicas del laminado tienen una influencia directa sobre su respuesta. En esta línea, se ha demostrado que el inicio y propagación de los distintos mecanismos de fallo están directamente relacionados con el espesor y la secuencia de apilamiento. Existirán entonces diferentes opciones para aumentar la rigidez y resistencia final del laminado compuesto: bien aumentando únicamente el espesor; o bien encontrando una secuencia de apilamiento que aporte mayor resistencia con un menor espesor y por tanto menor peso.

En relación con la secuencia de apilamiento, uno de los parámetros más interesantes de estudio es el *ply clustering* o *cluster*, que consiste en apilar de manera adyacente varias capas con la misma orientación. En este sentido, existen estudios que han demostrado que la absorción energética previa al daño se incrementa al aumentar el *cluster* ([3]).

Cuando se habla de daño generado por impactos a baja velocidad existen diferentes modos de iniciación del fallo. Volnei Tita [13] estudió y clasificó los mecanismos de fallo fundamentales bajo un estado de impacto a baja velocidad, pudiendo identificar dos tipos principalmente:

1. Fallo intralaminar: Daño en fibras, matriz polimérica e interfase
2. Fallo interlaminar: Delaminación en interfase

El fallo intra laminar en fibras se muestra en la Figura 19 con el número 4. Este fallo dependerá del estado de carga, ya que los estados de cargas de compresión pueden inducir micro pandeos, mientras que las cargas de tracción provocan la rotura de las fibras. Por otra parte, el fallo intra laminar en matriz dependerá de su ductilidad por estar sometida mayoritariamente a estados de carga de cortadura (número 5 en la Figura 19).

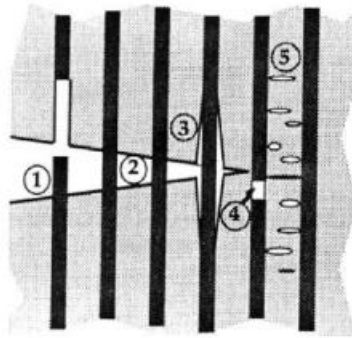


Figura 19: Fallo de un laminado de material compuesto. [14]

Como se ha mencionado en anteriores capítulos, la resistencia de la interfase es uno de los parámetros más relevantes en el comportamiento final del laminado. Su rigidez y resistencia afectarán directamente a la propagación de los modos de fallo. En el número 1 y 2 de la Figura 19 se representa el fallo del laminado debido a una interfase débil y una interfase muy fuerte respectivamente. Cuando la interfase es débil, la fibra es separada de la matriz, rompiéndose el principal mecanismo de transmisión de cargas entre matriz y refuerzo. Este factor se representa en la Figura 19 con el número 1.

Por otra parte, el fallo interlaminar se conoce como delaminación. Tras la formación de microgrietas y fisuras en el fallo intra laminar, se produce un aumento del estado tensional en el borde de la grieta, actuando como concentrador de tensiones. Esto propicia que la grieta se propague por las diferentes capas, comenzando así la delaminación. Este fenómeno se presenta en la Figura 19 con el número 3.

Este mecanismo de fallo es muy común que aparezca en ensayos de impactos a baja velocidad. El daño ocurre en las caras exteriores del laminado, en contacto con el percutor. El elevado estado tensional que está sufriendo la superficie de contacto se propagará por el resto de las capas. El efecto de la delaminación provoca una disminución de las características resistentes y un aumento de la flexibilidad de la estructura, por lo que se estará produciendo nuevo daño en las cercanías de la zona delaminada. Este aumento de daño intralaminar provoca nuevos daños interlaminares, que incrementarán de nuevo el estado de cortadura sometido en cada capa.

La grieta dejará de propagarse en el momento en el que la energía disipada sea insuficiente para activar ningún mecanismo de fallo.

5. Normativa aplicable

Como se ha comentado en la introducción del proyecto, este TFG está basado en el desarrollo de un vehículo eléctrico por parte del equipo Helios Race UPV. El objetivo del equipo es el de presentarse a la competición *Ilumen Solar Challenge* celebrada en Bélgica cada año par. Para poder participar en esta competición la empresa reguladora aporta una normativa para llevar a cabo el diseño y fabricación del prototipo, albergando aspectos de seguridad, iluminación, batería, dimensiones...etc. Esta normativa es la base de todo equipo que quiera presentarse a cualquier competición de este estilo.

En el caso de este proyecto, el estudio está basado en la comprobación de seguridad de la carrocería del vehículo ante estados de impacto severos. En este aspecto, la normativa efectúa una serie de regulaciones de obligado cumplimiento:

- Cada equipo debe proporcionar la información de cómo la cabina protegerá al piloto de cualquier impacto frontal, lateral o vuelco del vehículo.
- Para aquellos equipos que vayan a realizar un análisis de elementos finitos de la celda de ocupante las cargas mínimas aplicadas son:
 - I. Impacto frontal: una carga de 5g, opuesta al sentido de la marcha y aplicada en la parte delantera del vehículo en un área menor de 250x600mm.
 - II. Impacto lateral: una carga de 5g aplicada en el costado de la celda del ocupante, aplicada junto al torso del conductor en un área menor de 250x600mm.
 - III. Impacto superior: una carga con componentes 5g hacia abajo, 1,5g hacia los lados y 4g hacia atrás, aplicados en cada posible área de contacto entre la celda del piloto y el suelo, en el momento en que la celda está boca arriba. El área de contacto no deberá ser superior a una circunferencia de 150mm de diámetro.
- El diseño y construcción del vehículo deberá asegurar que, en caso de colisión, cualquier parte de la estructura se desviará lejos de la cabina del piloto. Ningún componente deberá penetrar en la celda del piloto en caso de impacto.

Al ser el primer dimensionado de carrocería que realiza Helios Race UPV, el proyecto se realizará teniendo en cuenta que toda la estructura está formada por el mismo laminado, teniendo el mismo comportamiento ante cualquier dirección de impacto. Será en los próximos años cuando, entre los objetivos del equipo, se incluya el de optimizar esta estructura por partes. Por esta razón, para el cálculo del laminado que se utilizará para la fabricación del prototipo, se realizará un ensayo a 5g de impacto considerando que el vehículo está totalmente cargado (170kg).

6. Estimación de las constantes ingenieriles de una lámina CFRP mediante FEM

En esta sección se detalla la metodología numérica utilizada para el análisis de los laminados de material compuesto mediante el *software* comercial de elementos finitos *Abaqus/Explicit 6.12*. Además, se describe el procedimiento adoptado para adquirir, analizar y comparar los resultados. Por ello, tras una primera parte de introducción teórica

a la metodología numérica, el capítulo se ha dividido en dos secciones; Presentación del modelo y obtención de resultados. En la primera de ellas se detallan las características del modelo numérico implementado, así como de los diferentes materiales empleados para el análisis. En este apartado se realizará también un estudio de la discretización realizada en el modelo, con una influencia directa sobre la precisión de los resultados obtenidos. En la segunda parte, se muestra la metodología seguida para analizar los datos, así como de los resultados obtenidos en el modelo.

6.1. Introducción al método de elementos finitos

El Método de Elementos Finitos (MEF) es una técnica numérica utilizada para analizar y encontrar soluciones aproximadas de ecuaciones diferenciales parciales y otros problemas matemáticos complejos. Tal como se ha comentado en anteriores capítulos, el modelo implementado está basado en la mecánica del daño continuo, en la que las variables del problema están descritas mediante ecuaciones continuas. De esta manera, es posible definir por completo el problema mediante ecuaciones diferenciales. El principio fundamental reside en la discretización o subdivisión de un dominio continuo en un número finito de elementos más pequeños conectados entre sí por los nodos de estos elementos.

Las teorías detrás del MEF se basan en la formulación variacional de un problema matemático. En el caso de la mecánica estructural, el problema consiste en encontrar las deformaciones y esfuerzos en una estructura sometida a cargas externas. Esta formulación está basada en el principio de mínima energía potencial (MTPE por sus siglas en inglés), siendo este un planteamiento en desplazamientos (Se impone continuidad en los desplazamientos del modelo).

6.2. Escalas de modelización de los materiales compuestos.

La naturaleza no homogénea de los materiales compuestos permite su análisis desde diferentes escalas geométricas; microescala, meso escala y macro escala.

- 1) Microescala: Es la escala más reducida del material. Las propiedades globales se estudiarán a partir de la discretización de cada uno de los componentes individuales o constituyentes por separado. En la escala microscópica se analiza el proceso de deformación, fractura y daño a nivel microscópico.

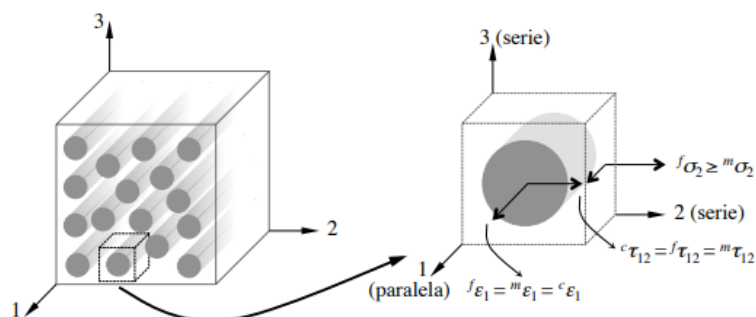


Figura 20: Representación del comportamiento serie-paralelo de los constituyentes del material compuesto a escala microscópica. [15]

- 2) Mesoescala: Referida a la escala intermedia entre la micro y la macro en la que el tamaño del volumen elemental estudiado es suficientemente pequeño, comparado con el diámetro del refuerzo, como para considerar el compuesto como homogéneo. Esta aproximación hace referencia al estudio de la lámina de manera global, incluyendo el comportamiento de las fibras, su orientación y su interacción con la matriz, pero sin diferenciar la fibra y la matriz como dos entidades diferentes. Los parámetros de comportamiento estudiados se harán por tanto a nivel de lámina.

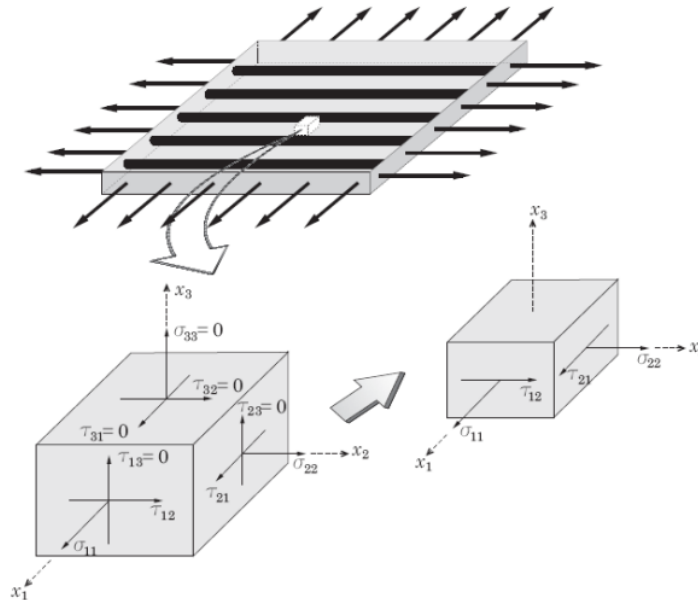


Figura 21: Representación del comportamiento de un material compuesto a nivel de lámina bajo un estado plano de tensiones. [15]

- 3) Macroescala: Debido a que la aplicabilidad estructural de una lámina de material compuesto es limitada, generalmente se recurre a la fabricación de laminados (apilamiento de sucesivas láminas con diferentes orientaciones). Este nivel de análisis es conocido como macro escala. Las propiedades globales del laminado y sus interacciones con las estructuras que lo contienen se estudiarán a partir de un modelo de laminado completo. Bajo esta aproximación se puede analizar la resistencia y rigidez del laminado, así como de su comportamiento bajo cargas y condiciones externas.

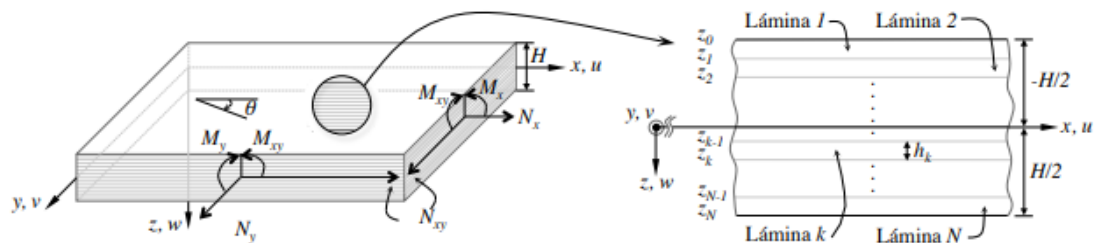


Figura 22: Representación a escala macroscópica de un laminado de material compuesto y la designación de solicitaciones y número de capa. [15]

6.3. Implementación numérica de una lámina CFRP

El estudio de impacto que se realiza en este proyecto está basado en el análisis de un laminado de material compuesto con una fracción en volumen de refuerzo del 60%. Debido a que el modelo se va a definir a nivel de macroescala, primero se estudiará un modelo de una lámina CFRP para calcular las propiedades mecánicas a este nivel. De esta manera, el modelo utilizado posteriormente para el análisis a impacto implementará las propiedades conjuntas de fibra y epoxi, tal como se explica en el siguiente apartado.

Para la determinación de cualquier característica mecánica de una lámina ortótropa existen diferentes modelos numéricos. Algunos de estos modelos suponen una deformación de fibra y matriz igual en dirección del refuerzo. De esta manera, se va a implementar un modelo al cual se le aplicarán esfuerzos uniaxiales en las diferentes direcciones orientadas del refuerzo. Utilizando las simplificaciones detalladas en el capítulo anterior, se podrán conocer las 9 constantes independientes de la lámina.

6.3.1. Materiales seleccionados

En el presente trabajo se busca llegar a una solución optimizada en peso, rigidez y resistencia. Se pretende lograr la resistencia mínima admisible por normativa con un peso mínimo. Para conseguir este objetivo, se va a seguir un análisis iterativo basado en la comparación de los resultados para una lámina de tejido de tafetán de fibra de carbono y matriz de resina epoxi. En la Tabla 5 se presentan las propiedades mecánicas de cada uno de los constituyentes.

Tabla 5: Propiedades de refuerzo y matriz para los casos de estudio propuestos.

Tejido	Designación	Espesor [mm]	E1=E2[Gpa]	ν	Deformacion en rotura [%]	Densidad [g/cm3]
Tafetán	HR Carbon Fiber TR50 S	0.28 ±2.5%	235	0.3	2.1	1.82

Resina	Designación	E [Gpa]	ν	Deformación en rotura [%]	Densidad [g/cm3]
Epoxy	RESOLTECH 1805	3.55	0.4	2.3	0.94

Debido a que algunas propiedades no son proporcionadas por el fabricante, es necesario realizar ciertas simplificaciones con el fin de definir por completo las propiedades de cada material.

- Para el cálculo del módulo de cizalladura se hará uso de la ley de Hooke generalizada aplicada a materiales isótropos, con esto es posible definirla a partir de los parámetros E y ν .

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$

- Por otra parte, el coeficiente de Poisson quedará definido exactamente a partir de ensayos experimentales, aunque se puede hacer uso de los valores típicos de este coeficiente para el caso de laminados de fibra de carbono y matriz epoxi ($0,3 < \nu < 0,4$).

Las propiedades resistentes utilizadas para modelizar la rotura de la lámina son las mostradas en la Tabla 6. Estas características resistentes han sido obtenidas a partir de las propiedades ofrecidas por el fabricante.

Tabla 6: Propiedades resistentes usadas en el análisis

σ_{1ult}^T [MPa]	σ_{1ult}^C [MPa]	σ_{2ult}^T [MPa]	σ_{2ult}^C [MPa]	τ_{12ult}^T [MPa]	τ_{12ult}^C [MPa]
1400	930	1400	930	115	80

6.3.2. Mallado y condiciones de contorno

Existen diferentes ensayos que permiten el cálculo de las propiedades mecánicas de una lámina. En este caso, se van a definir 4 ensayos. A continuación, se expondrán las condiciones aplicadas para calcular cada uno de los parámetros.

El modelo de una lámina CFRP se implementará mediante *Abaqus/Implicit*, ya que las condiciones aplicadas para determinar las propiedades de la lámina se consideran cuasi-estáticas.

La geometría se define como una lámina rectangular de 200x100mm de 0.3 mm de espesor. Para la discretización del modelo se recurrirá a un mallado uniforme con elementos placa *conventional Shell S4R*, de 4 nodos y 3 puntos de integración, con tamaño de elemento de 2mm. En la Figura 23 se muestra la discretización de una lámina CFRP.

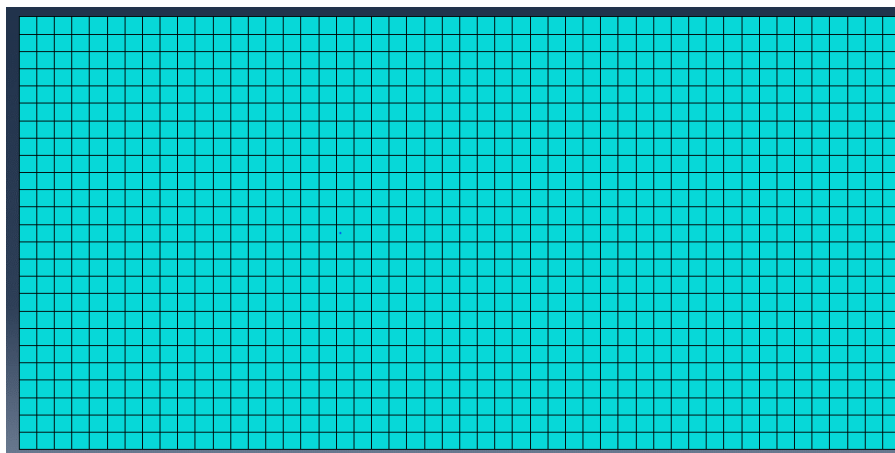


Figura 23: Discretización de una lámina CFRP para el cálculo de sus propiedades mecánicas.

En cuanto a las condiciones de contorno, se definirán cargas de tracción en dirección uniaxial, junto con un encastre en la cara opuesta a la aplicación de las cargas. Cada uno de los cuatro ensayos contarán con condiciones de contorno propias, que se detallan a continuación.

6.3.3. Estimación de las constantes ingenieriles de una lámina CFRP

Para la determinación de cualquier característica de la lámina equivalente homogénea y ortótropa, se supone una deformación de matriz y refuerzo constante en dirección de las fibras. Existen diferentes ensayos que permiten el cálculo de estas propiedades

mecánicas, a continuación, se expondrán las condiciones aplicadas para calcular cada uno de los parámetros.

Los estados de carga serán los siguientes:

- I. Simulación 1 (Cálculo de E_{11} y ν_{12}): El volumen elemental analizado en este ensayo es el mostrado en la Figura 24. Se ha aplicado una tracción uniaxial en dirección longitudinal de las fibras (dirección orientada 1) y se calcularán los desplazamientos en dirección longitudinal y transversal (dirección 1 y 2, respectivamente).



Figura 24: Volumen elemental analizado en la simulación 1

- II. Simulación 2 (Cálculo de E_{33} y ν_{23}): El volumen elemental analizado en este ensayo es el mostrado en la Figura 25. En este caso se aplica una tracción uniaxial en dirección transversal (dirección orientada 2) y se calcularán los desplazamientos en dirección transversal y del espesor (dirección 2 y 3, respectivamente).

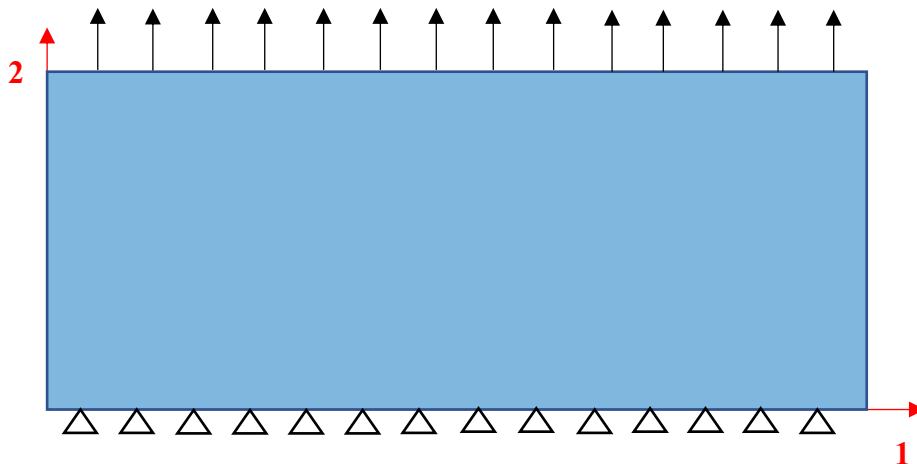


Figura 25: Volumen elemental analizado en la simulación 2

- III. Simulación 3 (Cálculo de G_{12}): El volumen elemental analizado en este ensayo es el mostrado en la Figura 26. Este ensayo reproduce el comportamiento de la

lámina ante un estado de tensión tangencial aplicado en la dirección 12 orientada.



Figura 26: Volumen elemental analizado en la simulación 3

- IV. Simulación 4 (Cálculo de G_{13}): El volumen elemental analizado en este ensayo es el mostrado en la Figura 27. Este ensayo es similar al anterior, en este caso la tensión se aplica en dirección del espesor (dirección orientada 3) y la deformación angular calculada será en dirección 1.

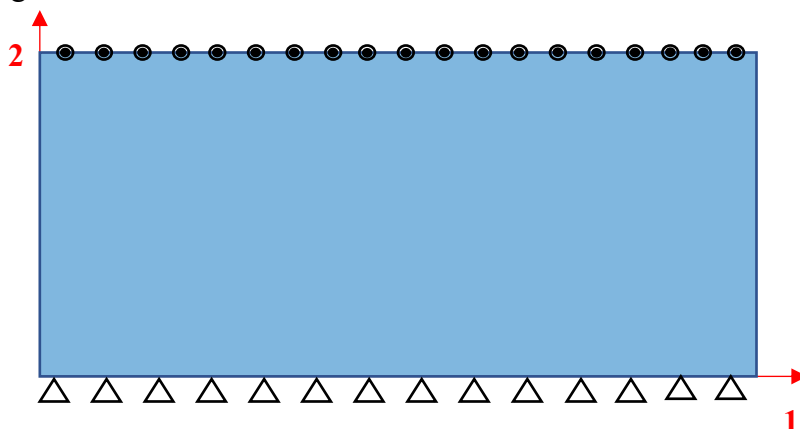


Figura 27: Volumen elemental analizado en la simulación 4

6.4. Cálculo de las constantes ingenieriles de una lámina CFRP

Simulación 1: Determinación de E_{11} y ν_{12}

Haciendo uso de las relaciones constitutivas mostradas es posible calcular de manera directa algunos parámetros mecánicos de la lámina; Módulo longitudinal E_{11} y coeficiente de Poisson ν_{12} .

$$\left. \begin{aligned} \sigma_1 &= 10 \text{ MPa} \\ \varepsilon_1 &= \frac{u_1}{L_1} \text{ y } \varepsilon_2 = \frac{u_2}{L_2} \end{aligned} \right\} \rightarrow \begin{aligned} E_{11} &= \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} \\ \nu_{12} &= \frac{-\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \end{aligned}$$

Los resultados obtenidos en la simulación son:

$$u_1 = 1.48 \cdot 10^{-2} \text{ mm} \rightarrow \varepsilon_1 = 7.38 \cdot 10^{-5}$$

$$u_2 = 2.536 \cdot 10^{-3} \text{ mm} \rightarrow \varepsilon_2 = 2.536 \cdot 10^{-5}$$

De esta manera, se obtiene:

$$E_{11} = 135.5 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12} = 0.344$$

Simulación 2: Determinación de E_{33} y ν_{23}

De la misma manera que en la simulación anterior, se hará uso de relaciones constitutivas para obtener las propiedades mecánicas a partir de los resultados de la simulación.

$$\left. \begin{array}{l} \sigma_3 = 10 \text{ MPa} \\ \varepsilon_3 = \frac{u_3}{L_3} \text{ y } \varepsilon_2 = \frac{u_2}{L_2} \end{array} \right\} \rightarrow \begin{array}{l} E_{33} = \frac{\sigma_3}{\varepsilon_3} \\ \nu_{23} = \frac{-\varepsilon_2}{\varepsilon_3} \end{array}$$

Los resultados obtenidos en la simulación son:

$$u_3 = 1.56 \cdot 10^{-3} \text{ mm} \rightarrow \varepsilon_3 = 1.56 \cdot 10^{-3}$$

$$u_2 = 1.023 \cdot 10^{-3} \text{ mm} \rightarrow \varepsilon_2 = 1.023 \cdot 10^{-5}$$

De esta manera, se obtiene:

$$E_{33} = 6.4 \text{ GPa}$$

$$\nu_{23} = 0.066$$

Simulación 3: Determinación de G_{12}

De la misma manera que ocurría en las demás simulaciones, se hará uso de relaciones constitutivas para llegar a obtener el módulo de cizalladura del material.

$$\left. \begin{array}{l} \tau_{12} = 10 \text{ MPa} \\ \gamma_{12} = \frac{u_2}{L_1} \end{array} \right\} \rightarrow G_{12} = \frac{\tau_{12}}{\gamma_{12}}$$

Los resultados obtenidos en la simulación son:

$$u_2 = 2.656 \cdot 10^{-3} \text{ mm} \rightarrow \gamma_{12} = 1.33 \cdot 10^{-3}$$

De esta manera, se obtiene:

$$G_{12} = 7.5 \text{ GPa}$$

Simulación 4: Determinación de G_{13}

Siguiendo el mismo desarrollo que en las anteriores simulaciones:

$$\left. \begin{array}{l} \tau_{13} = 10 \text{ MPa} \\ \gamma_{13} = \frac{u_1}{L_3} \end{array} \right\} \rightarrow G_{13} = \frac{\tau_{13}}{\gamma_{13}}$$

Los resultados obtenidos en la simulación son:

$$u_1 = 2.656 \cdot 10^{-2} \text{ mm} \rightarrow \gamma_{13} = 2.656 \cdot 10^{-2}$$

De esta manera, se obtiene:

$$G_{13} = 0.4 \text{ GPa}$$

6.5. Comprobación de resultados

Para comprobar los resultados obtenidos en las cuatro simulaciones presentadas, se compararán estos valores con los estimados a partir de los modelos predictivos, expuestos en capítulos anteriores. Hay que tener en cuenta que el método numérico aporta soluciones aproximadas de ecuaciones diferenciales parciales. Será esperable que los resultados obtenidos no sean exactamente iguales a los estimados por ecuaciones analíticas debido a la concatenación de errores de cálculo (redondeo, modelado, manipulación, integración y discretización).

Tabla 7: Resultados de simulación y comparación de los valores estimados por los modelos micromecánicos

	ROM	HALPIN-TSAI	Hewitt y Malherbe	CHAMIS	SIMULACIÓN
E_{11} [Gpa]	142.42	142.42		142.42	135.50
ν_{12} [-]	0.34			0.34	0.344
E_{33} [Gpa]	5.829	17.877	14.475	14.972	6.431
ν_{23} [-]				0.083	0.066
G_{12} [Gpa]	54.738	4.795	5.194	5.366	7.541

De la primera simulación, los modelos predictivos se basan en las mismas expresiones matemáticas para estimar los valores de E_{11} y ν_{12} , por lo que todos los valores estimados son los mismos. Los resultados obtenidos mediante la primera simulación presentan un error de cálculo en base al valor estimado del 4.85%, valor aceptable para la modelización numérica del problema.

Para el cálculo de E_{33} presentado en la segunda simulación, la comparación del valor obtenido se realiza en base a los modelos de IROM, Halpin-Tsai, Hewitt y Malherbe y Chamis.

Considerando los límites inferior y superior de E_{33} presentados en el capítulo anterior (Figura 11), el valor obtenido por la simulación se encuentra dentro de estos límites, por tanto, resulta aceptable.

En el caso de ν_{23} la comparación entre el modelo de Chamis y el resultado obtenido en la simulación 2 se muestra también en la Tabla 7. El resultado de la simulación presenta

un error del 20.48% respecto al estimado. Este representa el resultado más alejado del valor analítico, principalmente causado por las simplificaciones tomadas en la definición de las constantes ingenieriles del material.

El valor del módulo de cortadura G_{12} obtenido en la tercera simulación se puede comparar a los modelos predictivos presentados en la Tabla 7. Como se ha visto anteriormente, el MEF aporta soluciones aproximadas de ecuaciones diferenciales, dependientes de la geometría del dominio. El MEF estima inicialmente ciertos desplazamientos nodales nulos por las condiciones de equilibrio necesarias, factor que rigidiza matemáticamente el modelo al prescribir desplazamientos. Debido a esta rigidez del modelo, las fuerzas aplicadas necesarias para producir tales desplazamientos serán mayores. Los resultados estarán excesivamente rigidizados, por ello, el resultado de la simulación está por encima de los estimados en un 30%.

Finalmente, en la Tabla 8 se muestran las propiedades mecánicas que se implementarán en el análisis de impacto para cada lámina.

Tabla 8: Propiedades mecánicas de la lámina Tafetán/Epoxi

E_{11} [Gpa]	E_{22} [Gpa]	E_{33} [Gpa]	G_{12} [Gpa]	G_{23} [Gpa]	G_{13} [Gpa]	ν_{12} [-]	ν_{13} [-]	ν_{23} [-]
135.5014	135.5014	6.4309	7.5415	0.4000	0.4000	0.3436	0.0655	0.0655

7. Estudio paramétrico de laminados CFRP mediante FEM

La metodología que se va a seguir en esta sección consiste en el apilamiento sucesivo de láminas CFRP con el objetivo de llegar a una solución estructural óptima para las condiciones descritas en la sección 5. De esta manera, el problema se abordará desde la escala macroscópica, obteniendo como resultado el comportamiento del laminado de forma global a partir de las propiedades de la lámina, expuestas en la Tabla 8.

A diferencia del apartado anterior, en este caso se utilizará el módulo *Abaqus/Explicit* ya que las deformaciones serán considerables, lo que nos lleva a un problema de estudio dinámico.

7.1. Implementación de la geometría

1) Percutor

Con el objetivo de lograr la máxima reproducibilidad del análisis numérico con respecto al experimental, se usará un percutor con geometría esférica normalizada con diámetro nominal de entre 50mm y 10mm, según la norma internacional IEC 60529 [16], que evalúa y establece los grados de protección de los contenedores contra la penetración de cuerpos sólidos.

El sistema de referencia orientado del cuerpo estará emplazado en el punto de contacto con el laminado, definido en la geometría como RP (Figura 28). La orientación de los ejes X , Y y Z será colineal con el sistema de referencia global, definido en el apartado 3.5, por lo que será en el eje Z donde se producirá la colisión entre ambos cuerpos.

El percutor se define como cuerpo rígido indeformable con un punto de inercia coincidente con RP, ya que no existe interés en obtener resultados de tensiones o

deformaciones sobre el mismo. De este modo, se consigue ahorrar tiempo computacional de cálculo.

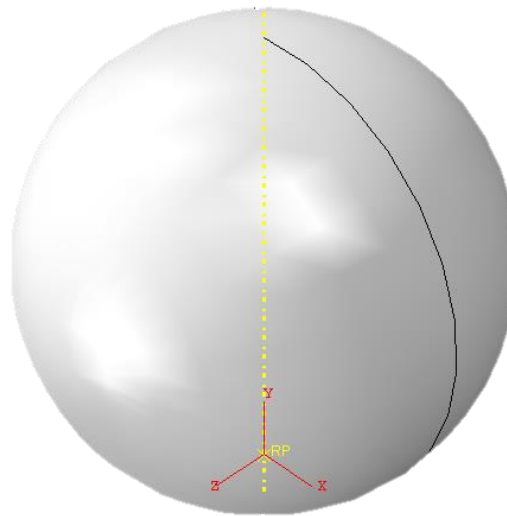


Figura 28: Geometría del cuerpo de impacto.

Las propiedades del percutor se muestran en Tabla 9.

Tabla 9: Propiedades del percutor.

Diámetro [mm]	Volumen [mm^3]	Masa [Kg]
10	523.6	20

Las condiciones de contorno impuestas sobre esta geometría se pueden dividir en dos secciones:

- Impacto: Se definirán diferentes velocidades iniciales del punto RP. De esta manera se obtendrá el comportamiento del laminado ante diferentes estados de energía de impacto, permitiendo así su análisis en diferentes situaciones.
- Estabilidad del modelo: Para evitar rotaciones y desplazamientos innecesarios se impedirán todos los grados de libertad de la esfera excepto el desplazamiento en el eje Z (U3). De esta manera las condiciones iniciales de velocidad se traducirán exclusivamente en desplazamiento en dirección del espesor.

2) Laminado

Como se explicará más adelante, la definición del laminado se realiza a partir de superficies, siendo necesarias únicamente sus dimensiones longitudinales y transversales. De esta manera y siguiendo con la normativa expuesta en el apartado 5 se tendrá una geometría rectangular de dimensiones 200x100mm.

A partir de la metodología analítica expuesta en la anterior sección, el sistema orientado del laminado (direcciones 1-2-3) es coincidente con las direcciones principales del material: longitudinal, transversal y espesor, respectivamente. Será por tanto que el apilamiento de las láminas se realizará en dirección 3-Z, siendo el giro respecto a este eje el que determinará la orientación de cada lámina.

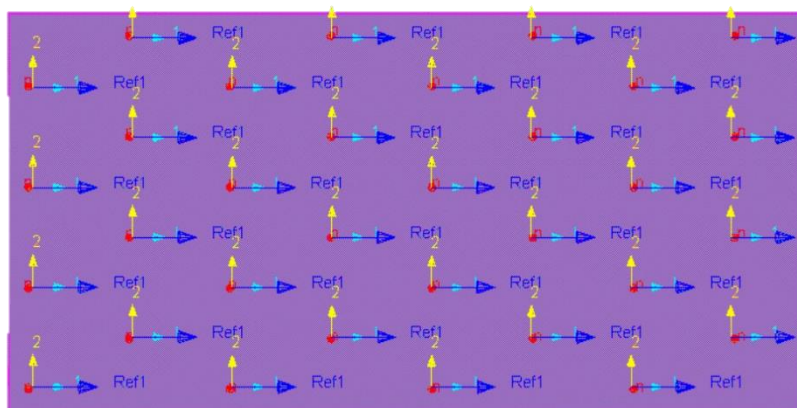


Figura 29: Sistema de referencia orientado del laminado

La definición de las condiciones de contorno está centrada en la reproducibilidad del ensayo experimental. Se tendrá entonces una única condición de encastre en todo el perímetro del laminado, restringiendo todos sus grados de libertad.

7.2. Definición de la interacción laminado-percutor

El contacto se define entre la superficie superior del laminado (superficie de referencia) y la superficie exterior del cuerpo esférico mediante la herramienta *Surf-to-Surf contact*.

Es posible definir propiedades mecánicas del contacto para especificar su comportamiento tangencial y normal. En cuanto al comportamiento normal, se ha adoptado un comportamiento de *Hard Contact*. Este modelo minimiza la penetración del percutor sobre el laminado y no permite la transferencia de la tensión a lo largo del interfaz, presentando resultados más estables en el tiempo.

En cuanto al comportamiento tangencial, se usa por defecto el método *Penalty*. Con este método la fuerza de contacto es proporcional a la distancia de penetración, además de ayudar a simplificar numéricamente el modelo y reducir su coste computacional. En esta opción habrá que introducir un coeficiente de fricción para terminar de definir su comportamiento tangencial, se utilizará un valor de 0.45.

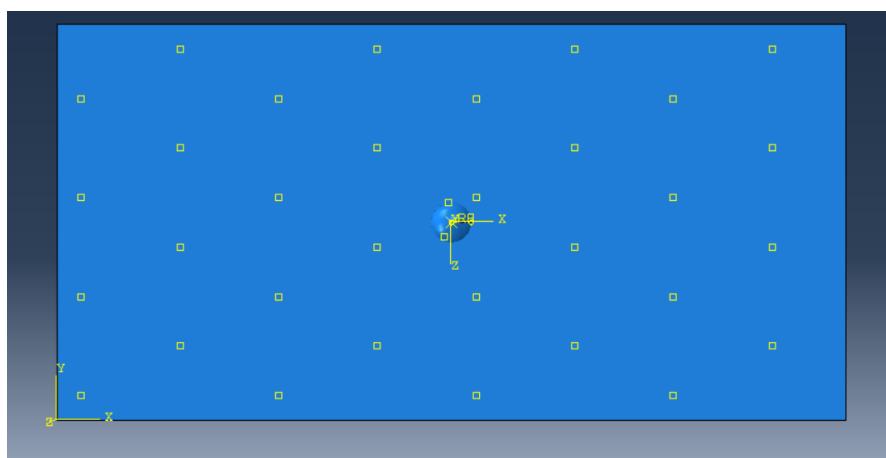


Figura 30: Restricción de contacto entre percutor y superficie de referencia del laminado.

7.3. Análisis y selección del mallado

La elección del mallado resulta crucial para lograr la máxima precisión de los resultados. Se deberá escoger un método que se ajuste a la geometría del modelo para lograr una mínima distorsión de los resultados. Además, habrá que tener en cuenta el coste computacional del análisis, que depende de la geometría y el número de elementos de la malla.

Para la modelización del laminado se hará uso de elementos tipo membrana (superficies), disminuyendo en gran medida el tiempo de cálculo, asumiendo cierto grado de imprecisión con respecto a los resultados reales. En *Abaqus/Explicit* hay disponibles dos tipos de elementos de membrana ([17]):

- *Conventional Shell Elements*: discretizan una superficie de referencia definiendo sus dimensiones planas (1-2), su curvatura inicial y la superficie normal. La superficie de referencia normalmente es coincidente con el plano medio del conjunto. Este tipo de elementos definen una superficie superior e inferior alrededor del cuerpo modelado. La superficie de referencia de este tipo de elementos está definida por los nodos y sus direcciones normales, debido a que generalmente en los modelos CAD la geometría representa la cara superior o inferior. Será conveniente definir la superficie de referencia con un offset respecto a la superficie media (toma valores de entre 0 y 1 veces el espesor total de la geometría), de esta manera la superficie de referencia del elemento será coincidente con la superficie del modelo CAD. Esta herramienta también puede usarse para problemas en los que el grosor de la superficie resulta de importancia. Para incluir el espesor en el cálculo se define un espesor de membrana, indicando los puntos de integración, orientación y referencia, de esta manera se obtendrán los resultados punto a punto a partir del comportamiento de la superficie de referencia del elemento, que en este caso será la superficie en contacto con la esfera.

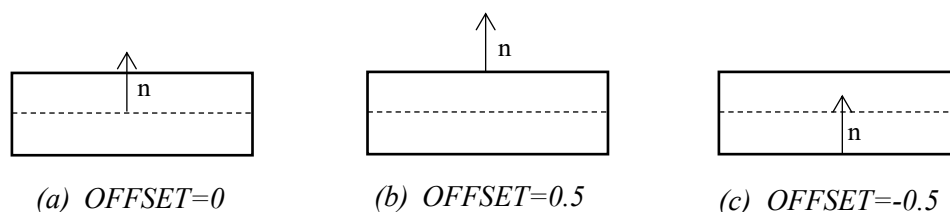


Figura 31: Definición de superficie de referencia

- *Continuum Shell Elements*: Se trata de elementos sólidos tridimensionales que discretizan un cuerpo tridimensional completo, pero a su vez están formulados de manera que su comportamiento cinemático y constitutivo sea similar al de los elementos convencionales. Los elementos tipo *Continuum Shell* son idóneos en casos de contacto de dos lados, en los que se tiene en cuenta la variación del espesor a lo largo del análisis.

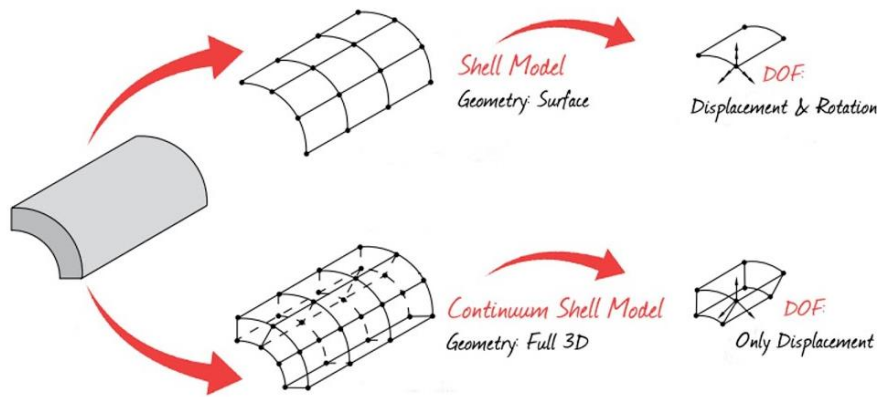


Figura 32: Elementos tipo continuum shell en Abaqus/Explicit. [17]

El código de elementos finitos resuelve el problema numérico en cada nodo y es con interpolaciones polinómicas como obtiene la solución para todos los puntos del elemento. Con esto es posible afirmar que el número de nodos afecta directamente al tiempo de resolución del problema numérico, que crece con el número de nodos. Debido a la concatenación de errores con el incremento de nodos, este factor afecta directamente al grado de precisión en los resultados

En el modelo de impacto desarrollado se utilizarán dos tipos de elemento:

- 1) El tipo de elemento aplicable a sólidos rígidos tales como la esfera de impacto es únicamente el de la familia *Discrete Rigid Element* de *Abaqus/Explicit*. Para la geometría del percutor se utilizará un elemento cuadrático bilineal de 4 nodos, designado en *Abaqus* como **R3D4** y de tamaño de elemento 0.5mm, que se mantendrá constante durante todas las iteraciones.

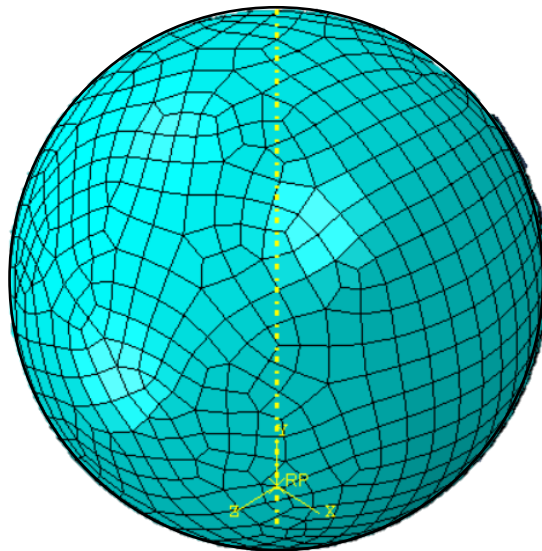


Figura 33: Malla definida en la geometría esférica del percutor.

- 2) Para definir la discretización de la geometría del laminado se optará por usar elementos tipo *conventional Shell*, permitiendo así reducir el número de nodos necesarios para definir el modelo, sin omitir de los resultados la influencia del espesor. En este aspecto se implementará el elemento lineal de doble curvatura

con 4 nodos y 3 puntos de integración designado en *Abaqus* como **S4R**. Este elemento posee la ventaja de incluir la herramienta “*Reduced integration*” que permite usar un punto de integración menos en cada dirección de los elementos, los elementos lineales con integración reducida tienen solo un punto de integración ubicado en el centroide del elemento (Figura 34.b).

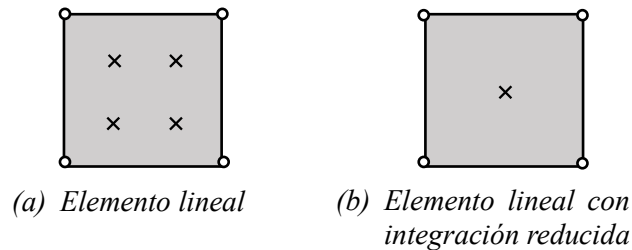


Figura 34: Puntos de integración y nodos del elemento S4R. [17]

Para calcular el tamaño de elemento óptimo se recurrirá a un análisis iterativo de la convergencia del mallado del modelo, que se detalla en el siguiente apartado.

7.4. Refinamiento del mallado

Con el fin de llegar a un modelo numérico óptimo desde el punto de vista computacional y de precisión de resultados se realizará un análisis iterativo del mallado del modelo, este estudio se centrará en optimizar la discretización definida para el laminado ya que representa aproximadamente el 95% del tamaño del modelo y, además, los resultados buscados se calcularán sobre esta parte.

En primer lugar, será necesario definir cuáles serán los parámetros que servirán de comparación entre los diferentes casos. En un estudio de impacto, el mecanismo numérico de propagación de esfuerzos está basado en la transmisión de energía entre ambos cuerpos, por esta razón es necesario asegurar la convergencia de los resultados energéticos en el proceso iterativo. Para lograrlo sin llegar a simulaciones con un tiempo de cálculo muy elevado, se recurrirá a la comparación del parámetro de desplazamiento máximo del conjunto (U_{max}) y velocidad residual del percutor (V_{res}^{imp}). Cabe destacar que *Abaqus/Explicit* no cuenta con parámetros que determinen directamente el grado de error de la discretización.

Por otra parte, habrá que atender a la variación en el tiempo de cálculo tomado por la simulación. El parámetro utilizado por *Abaqus/Explicit* para determinar el tiempo necesario para llevar a cabo la simulación, se define como “*Stable Time Increment* (Δt_{stable})”. Este parámetro está influenciado por las características mecánicas del material y por el tamaño del elemento, su expresión se muestra a continuación.

$$\Delta t_{stable} = L^e \sqrt{\frac{\rho}{E}} \quad (3.34)$$

Siendo la densidad ρ y el módulo de Young E constantes en toda la geometría, el único parámetro que variará este valor será el tamaño de elemento. Dado que el límite de estabilidad es aproximadamente proporcional a la dimensión más corta de los elementos, será ventajoso evitar puntos con tamaño de elemento muy reducido. Desafortunadamente, para análisis precisos, a menudo se necesita un nivel de refinamiento de malla alto. En

este aspecto el mejor enfoque es tener una malla lo más uniforme posible. Para fines de diagnóstico *Abaqus/Explicit* proporciona un archivo junto con los resultados en el que muestra los 10 elementos de la malla con el Δt_{stable} más bajo (mayor coste computacional). Si existiese algún elemento con su incremento estable de tiempo muy inferior al resto, convendrá remallar con una solución más uniforme. Por tanto, el tiempo de cálculo estará influenciado por el número de elementos y el tipo de mapeo utilizado en la discretización (afecta directamente al grado de transición de malla).

El primer análisis se centrará en el estudio de la influencia del tamaño de elemento (h_{elem}) sobre los resultados obtenidos y el parámetro Δt_{stable} . Se realizarán diferentes simulaciones con un mallado uniforme de tamaño de elemento de entre 4 y 0.5mm. Se realizará el cálculo de dos parámetros; desplazamiento en dirección del espesor y Δt_{stable} , para una velocidad inicial de 1.5m/s. Los resultados serán únicamente representativos para el análisis del mallado ya que con condiciones iniciales diferentes (geométricas y dinámicas) los resultados no son proporcionales.

Tabla 10: Casos de estudio para el refinamiento H-Adaptativo

h_{elem} [mm]	Nºelementos	NºNodos	GDL	Tiempo de cálculo [min]
4	2648	2703	12090	1.57
3	3609	3689	18006	3.27
2	6398	6528	35040	20.09
1	21416	21719	126063	92.4
0.85	29128	29461	172638	244.37
0.7	42705	42705	252102	439.49
0.6	57009	57489	340806	683.28
0.5	81398	81978	487740	1093.554

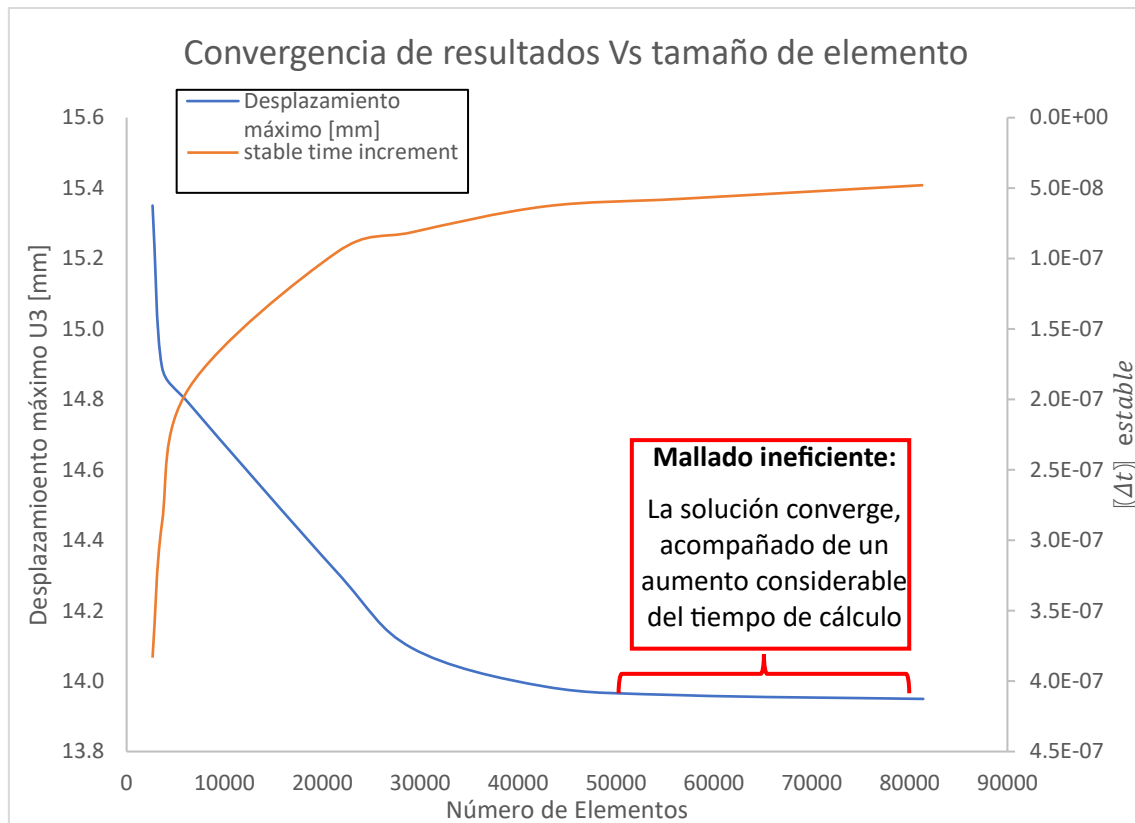


Figura 35: Convergencia de resultados Vs Número de elementos

En la Tabla 10 Se puede apreciar que con el uso del elemento *Conventional Shell Element* de la librería de *Abaqus/Explicit* el número de elementos y de nodos es muy similar. A medida que el tamaño del elemento disminuye, el número de nodos aumenta, por lo que el tiempo de cálculo estará fundamentalmente influenciado por el número de nodos.

En discretizaciones donde el área de contacto está compuesta por elementos de tamaño elevado se puede apreciar que los resultados, a pesar de tener un tiempo de cálculo muy inferior al resto de opciones, están sobreestimados. Estos tamaños de elemento no son adecuados porque los resultados no son nada realistas.

A medida que el tamaño de elemento disminuye, el tiempo de cálculo y número de elementos se ve incrementado de manera proporcional, pero se obtienen resultados más precisos. De esta manera, se puede apreciar que, con tamaños de elemento reducidos, los resultados convergen a un valor determinado, siendo el grado de variación en el desplazamiento máximo muy pequeño en comparación con la diferencia entre los tiempos de cálculo. En este aspecto, la simulación con tamaño de elemento 0.7mm obtiene resultados que apenas difieren un 1% del valor calculado por el mallado de 0.5mm, mientras que el tiempo de cálculo es un 60% menor.

Por otra parte, para estudiar la técnica de mapeo de la discretización, se compararán los resultados obtenidos a través de dos técnicas diferentes: circular (Formado por área 1 y 2 de la Figura 36.a) y uniforme (1 única área de la Figura 36.b). Como base de esta comparación se establecerán los casos de mallado uniforme con tamaño de elemento de 0.7 y 0.6mm (mallado U1 y U2). El estudio se realizará de nuevo para una velocidad inicial de 1.5m/s.

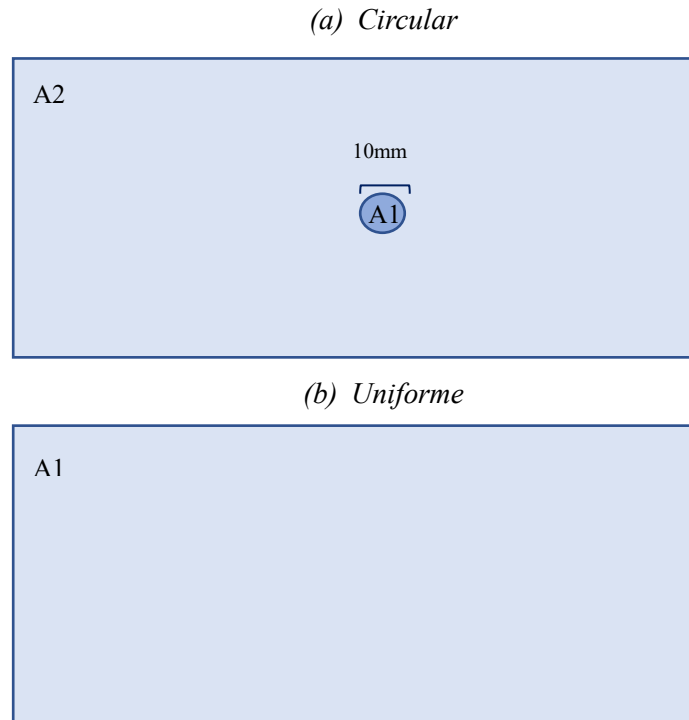


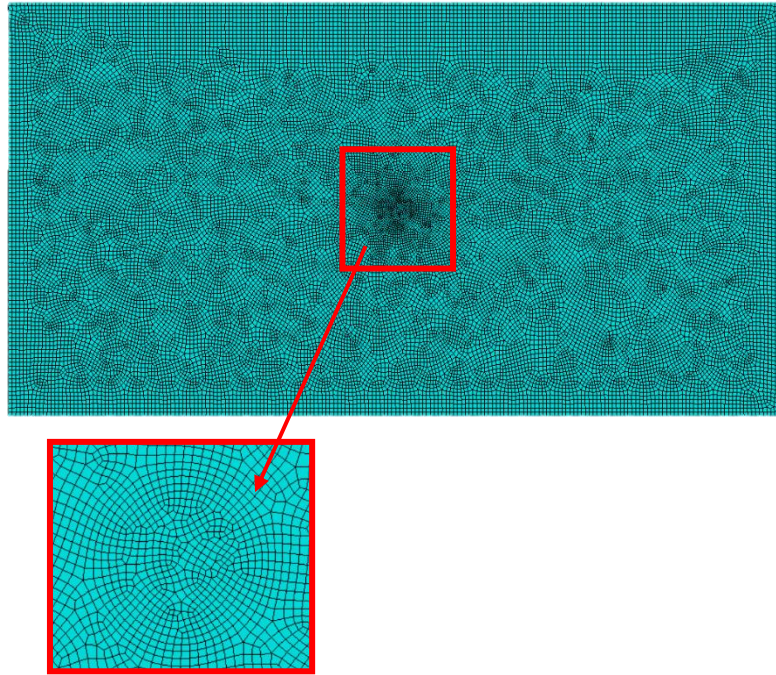
Figura 36: Opciones de mapeo en la discretización del laminado

Para la definición de la geometría por medio de un mapeo circular *Abaqus/Explicit* ofrece diferentes opciones de configuración de la discretización, dividiéndose en dos secciones:

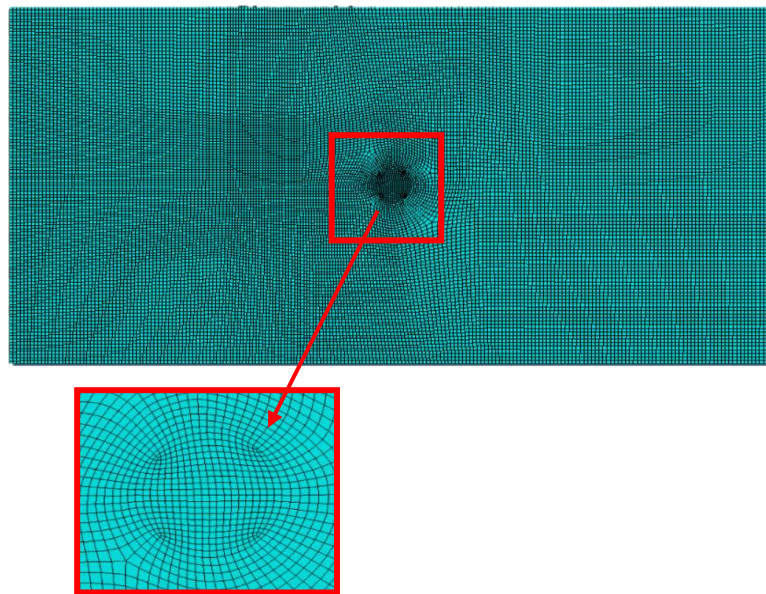
- 1) Forma del elemento (“*Element shape*”): define la geometría del elemento con el que se definirá el modelo, en este aspecto se podrá establecer como cuadrilátero o triangular. En este estudio se adoptarán elementos cuadriláteros lineales de 4 nodos.
- 2) Algoritmo de definición: esquema de definición del mallado del modelo en el caso de discretizar superficies. Existen dos algoritmos diferentes: “*Medial axis*” y “*Advancing front*”. Es difícil de predecir cual de ambos generará el mejor mallado para una región determinada, se deberá analizar y comparar ambos para identificar el óptimo.
 - *Medial axis* descompone el modelo que se va a mallar en un grupo de regiones más simples. A continuación, el algoritmo utiliza técnicas de mallado estructurado para rellenar cada región. En el caso de mallar una región simple con gran número de elementos este algoritmo proporciona una solución de manera más rápida, pero a su vez está muy influenciada por la transición del mallado en la geometría.
 - *Advancing front* genera elementos cuadriláteros en el límite de la región y continúa generándolos a medida que se desplaza sistemáticamente hacia el interior, adaptándose de mejor manera al contorno del modelo.

En aplicación a la generación del mallado circular, en la Figura 37 se muestra la diferencia entre la discretización generada por cada algoritmo para un tamaño de elemento constante.

(a) Advancing front



(b) Medial axis

**Figura 37:** Discretización generada según el algoritmo de definición

Para la elección del algoritmo de mapeo se realizará un único estudio en el que se buscará el modelo que mejor se adapte a los resultados obtenidos por el mallado uniforme de 0.6mm (mallado U2). También se compararán los tiempos de cálculo. Ambos casos tendrán mismas condiciones geométricas. La velocidad de impacto se mantiene en 1.5m/s. En la Tabla 11 se muestran los resultados obtenidos en este estudio.

Tabla 11: Comparación de los resultados obtenidos en función del algoritmo de mapeo

Mallado	Algoritmo	CPU Time [min]	Umax [mm]	NºElem	Δt_{Stable}
M	Medial axis	1058.27	13.8794	25606	2.1374E-08
A	Advancing front	775.02	13.8206	28346	2.65103E-08

El porcentaje de desviación del desplazamiento máximo con respecto al caso uniforme no alcanza el 1%, por lo que ambos modelos se adaptan correctamente al problema y representan con precisión el comportamiento del laminado. También se puede apreciar que a pesar de tener un menor número de nodos con el algoritmo *medial axis*, este se ve muy influenciado por la transición del mallado, alcanzando tiempos de cálculo superiores a la opción de *Advancing Front* para tamaños de elemento pequeños. En este aspecto, para el primer modelo se tiene un tiempo de cálculo aproximadamente un 30% superior. Teniendo en cuenta que los resultados apenas difieren entre sí, la mejor solución será adaptar el algoritmo de definición del mapeo como *Advancing Front*.

Estando definidas las características de definición del mallado circular, el único parámetro que variará en cada iteración será el tamaño de elemento utilizado para discretizar el área 1 (A1) y área 2 (A2), representadas en la Figura 36.a. A continuación, se presentan los diferentes casos analizados.

Tabla 12: Características de los modelos con discretización por medio de mapeo circular.

Mallado	h_{elem} [mm]		GDL	Nºelementos	Tiempo de cálculo [min]
	A1	A2			
C1	1	4	19260	3843	30.59
C2	1	3	27318	5161	40.08
C3	0.5	3	5295	5215	58.21
C4	1	2	41481	7469	49.41
C5	0.5	2	55623	9826	100.52
C6	0.5	1	167628	28346	775.02

Con las mismas condiciones iniciales que en los estudios anteriores, se buscará comparar los resultados obtenidos en Δt_{stable} para cada opción, con respecto al modelo uniforme de 0.7 y 0.6mm. También se comparará la variación del desplazamiento (U3) a lo largo del tiempo de aplicación del impacto.

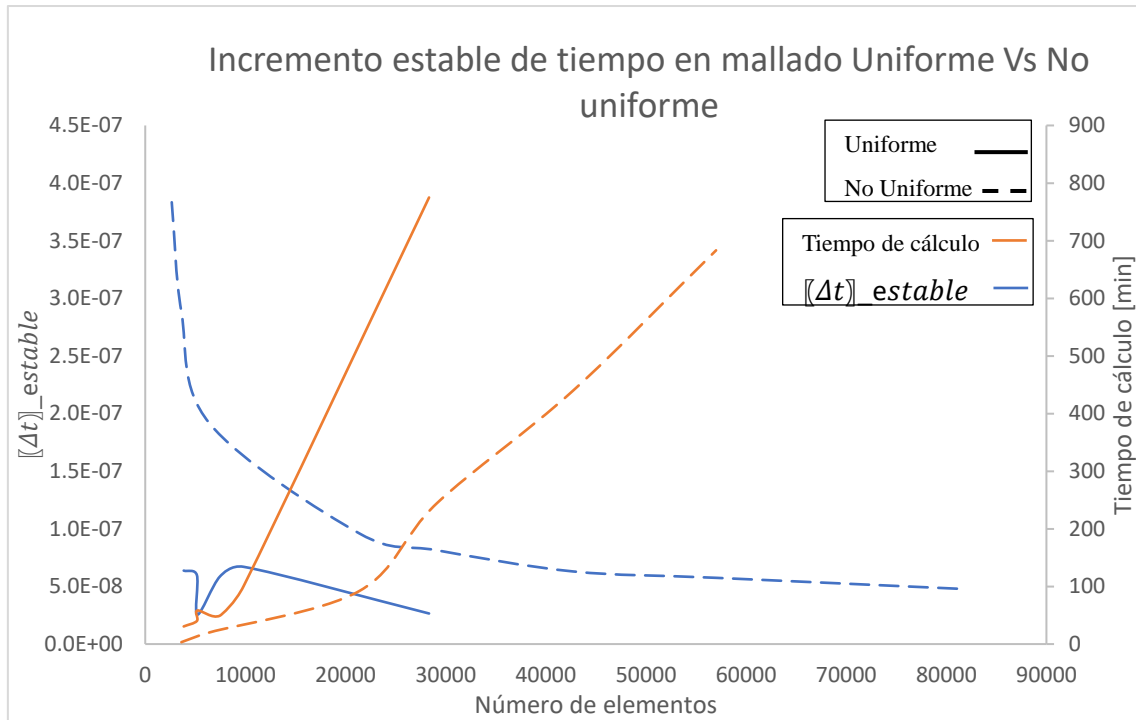


Figura 38: Comparación del parámetro Δt_{stable} en función del número de nodos entre discretización uniforme y no uniforme con mapeo circular

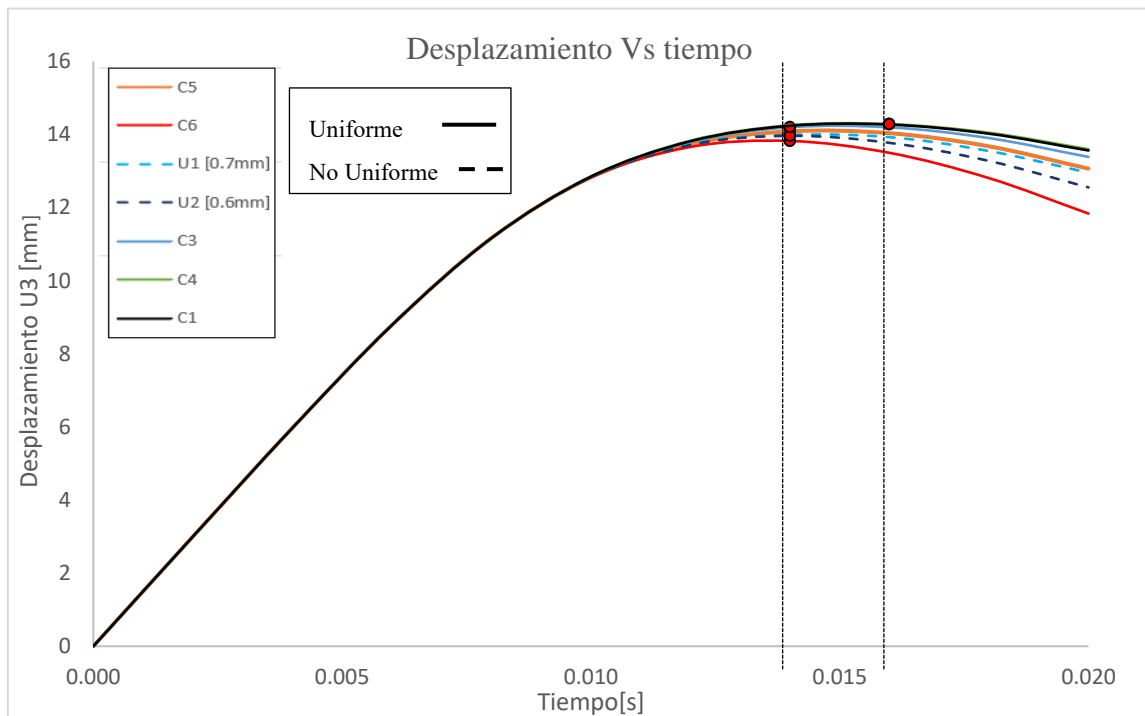


Figura 39: Comparación del desplazamiento en función del tiempo entre discretización uniforme y no uniforme con mapeo circular

En base a los resultados mostrados en la Figura 38 y 39 es posible realizar algunas afirmaciones:

- Atendiendo al coste computacional, las soluciones con mapeo circular son capaces de definir el modelo con un menor número de nodos. Sin embargo, el

parámetro $\Delta t_{estable}$ se ve influenciado negativamente por la transición de la malla (variación del tamaño de elemento a lo largo de la geometría), llegando a tiempos de cálculo muy superiores para un mismo número de nodos. Asimismo, el incremento estable de tiempo es mucho mayor en las soluciones uniformes que en las de mapeo circular para un mismo número de nodos, por lo que solo se considerarán las opciones de mapeo circular cuyos tiempos de cálculo no superen a los casos uniformes (C1, C2, C3, C4 y C5 de la Tabla 12).

- Por otra parte, atendiendo a los resultados numéricos del desplazamiento (U3) en función del tiempo, se puede destacar que, salvo los casos C1 y C2, la mayor diferencia entre los valores calculados se produce durante el retroceso de la esfera de impacto. Debido a que el punto de interés para el proyecto es el de mayor estado energético, los estados que pertenecen al fenómeno de retroceso del percutor no se analizarán y por tanto carece de sentido utilizarlos para comparar los diferentes casos. Teniendo en cuenta este factor, las opciones de mapeo circular que mejor se adaptan a los modelos uniformes son los casos C5 y C6, cuyas características geométricas se presentan en la Tabla 12.

Con esto, el análisis se reduce a la comparación de dos casos; C5 y U2. En la Tabla 13 se muestran las características del modelo y algunos de los parámetros calculados.

Tabla 13: Mejores soluciones de discretización del modelo.

Mallado	h_{elem} [mm]		GDL	NºElementos	U_{MAX}	Tiempo de cálculo [min]	Δt_{Stable}
C5	A1=0.5	A2=2	55623	9826	14.0824	100.52	6.7022E-08
U2	0.6		340806	57009	13.9598	683.28	5.7475E-08

Los resultados de desplazamiento máximo se diferencian en un 0.87% aproximadamente, pero el mallado C5 proporciona un modelo óptimo desde el punto de vista computacional, es decir, el modelo tiene un menor número de nodos y el parámetro $\Delta t_{estable}$ será superior al modelo uniforme. Estos aspectos se traducen en un modelo que consume un 85.2% menos de tiempo de cálculo.

Tras este análisis de refinamiento del mallado, se llega a la conclusión que las soluciones de mapeo circular con el algoritmo de definición *Advancing Front*, representan de manera aceptable el comportamiento del modelo con tiempos de cálculo relativamente pequeños para el estudio que se está realizando. La precisión de los resultados es suficiente para los objetivos de este proyecto y por tanto serán los adoptados en el estudio iterativo del laminado. Concretamente se utilizará la discretización C5 de 9826 elementos y 9979 nodos para cada lámina. En la Figura 40 se muestra la discretización realizada sobre cada capa.

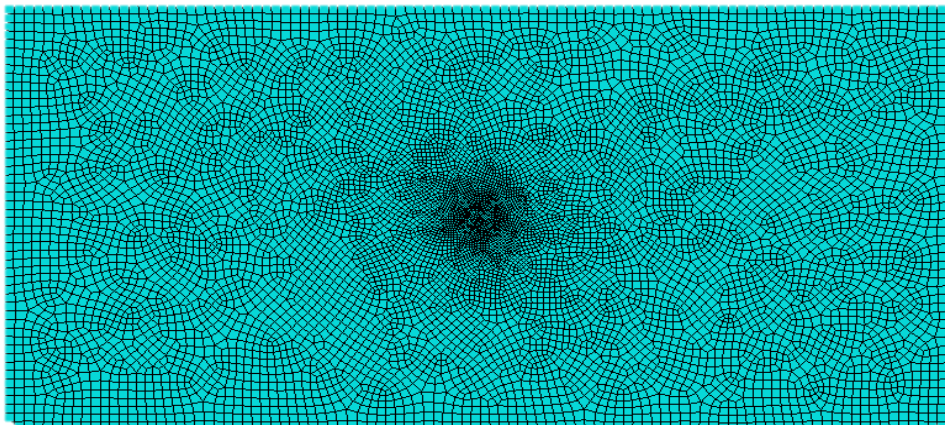


Figura 40: Discretización C5 utilizada para la definición de la geometría del laminado.

7.5. Validación del modelo numérico

La validación del modelo numérico se ha realizado analizando las curvas Fuerza-Tiempo debido a que el resto de curvas características (desplazamiento, velocidad y energía) se pueden obtener a partir de estas curvas mediante integración numérica. Se compararán los resultados obtenidos a partir del modelo numérico y los obtenidos experimentalmente por Bibi I. S Murat y A. A. Rahman [18], cuyos datos se muestran en la Tabla 14.

Tabla 14: Características del ensayo experimental y el modelo numérico para la comparación de los resultados

Laminado	Capas	EXPERIMENTAL		FEM
		Energía de impacto [J]	Dimensiones[mm]	Velocidad inicial [mm/s]
[0/90] _{7S}	16	10	50x50	1000.309952
[0/90] _{7S}	16	3	50x50	547.8923252

En la Figura 41, se muestra la evolución fuerza-tiempo obtenidas de forma experimental y numérica ante un estado energético de 10J (Curva A en la Figura 41) y 3J (Curva B en la Figura 41). En esta figura se puede apreciar la correlación entre ambos ensayos. En la parte inicial del ensayo, el modelo numérico presenta resultados rigidizados, mostrando un aumento progresivo de la fuerza en el tiempo algo superior al obtenido experimentalmente. Por otra parte, el pico de fuerza máxima sufrida, registrada a 3J, es igual a la obtenida experimentalmente. Ante un impacto de 10J, los resultados obtenidos son: 3678.09N y 4100N (modelo numérico y campaña experimental respectivamente). El modelo numérico se adapta correctamente al comportamiento real del laminado ante estos estados energéticos, con un error de cálculo máximo de 10.29% para el caso de impacto a 10J y del 6.78% para el ensayo a 3J.

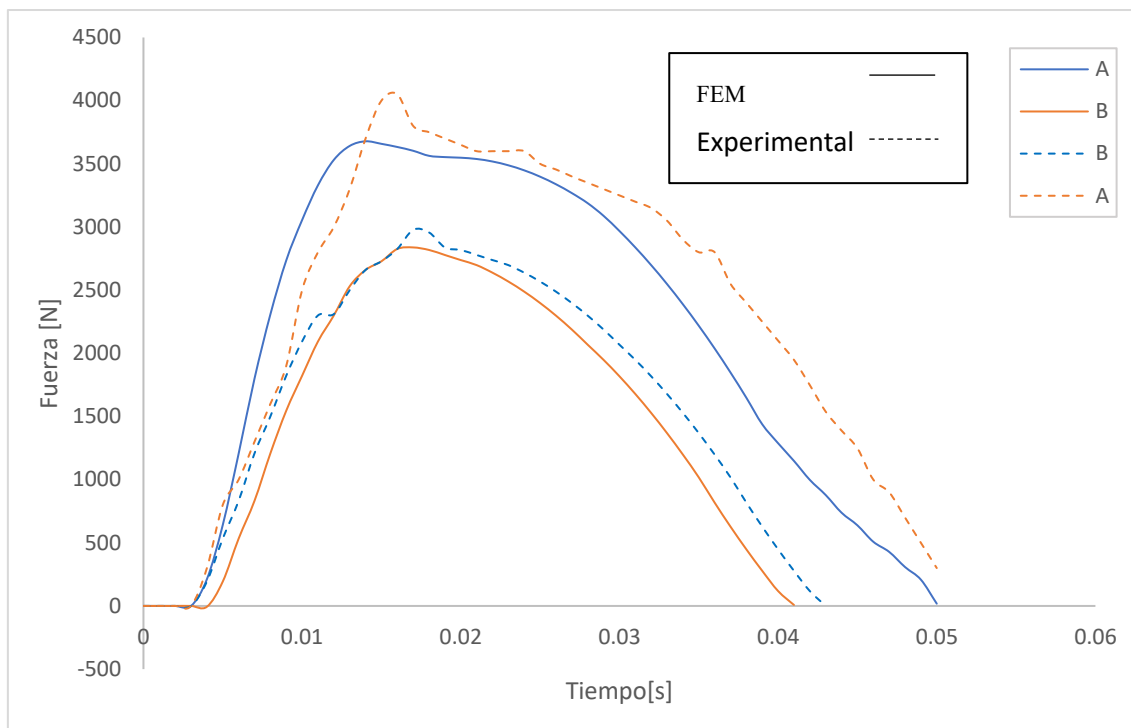


Figura 41: Curvas fuerza-tiempo obtenidas numérica y experimentalmente

Por otra parte, en la comprobación de la predicción del daño sufrido por el laminado, en la Figura 42.a se muestra el estado residual del laminado tras el ensayo experimental a 10J. En la Figura 42.b se muestra el STATUS o estado de los elementos de la lámina de contacto con el percutor, obtenido en la simulación numérica. En esta figura el color azul representa un STATUS igual a la unidad, indicando que ningún elemento ha sufrido daños, mientras que el color rojo de la figura representa aquellos elementos que han sido dañados durante el ensayo.

(a) Imagen visual del daño del laminado obtenido experimentalmente



(b) Distribución del STATUS obtenido en el modelo numérico

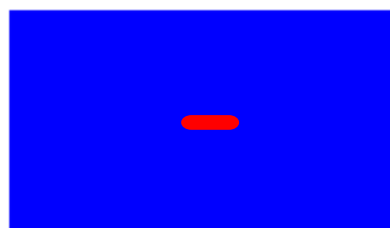


Figura 42: Comparación del daño derivado de un ensayo a 10J

Viendo estos resultados, es posible establecer que, para rangos de energía de impacto de entre 3J y 10J, el modelo numérico reproduce de forma correcta los impactos a baja velocidad sobre laminados de tejido de fibra de carbono/epoxi.

7.6. Resultados

Una vez descritas las características del modelo numérico utilizado y realizada la validación del modelo, en este apartado se muestran y analizan los resultados numéricos obtenidos por las simulaciones de impacto realizadas.

Este análisis se dividirá en el estudio de dos de los parámetros de máxima influencia sobre el comportamiento del compuesto, el espesor y la secuencia de apilamiento de las capas. En el primer caso, se analizará la influencia del número de capas sobre el comportamiento del laminado manteniendo constante la orientación de las fibras. En segundo lugar, se realizarán varias simulaciones con igualdad de número de capas pero diferentes orientaciones de las fibras. Además, estos resultados serán utilizados para evaluar la influencia del *ply clustering* en este tipo de laminados, teniendo en cuenta que las capas a 0/90° presentan idénticas propiedades mecánicas en las direcciones 1 y 2 de la lámina.

La energía de impacto modelada se obtendrá del caso más extremo de la normativa aplicable, es decir, un impacto de 5g. Se utilizará un percutor de 20kg, con una velocidad inicial de 1m/s con 1.2mm de distancia con el laminado. Para obtener este valor se ha seguido la siguiente metodología:

$$\left. \begin{aligned} a_{z_{Prototipo}} &= 5g = 9.81 \text{ m/s}^2 \cdot 5 = 49.050 \text{ m/s}^2 \\ M_{Prototipo} &= 170 \text{ kg} \rightarrow F_{contacto} = M_p \cdot a_{z_{Prototipo}} = 8338.5 \text{ N} \end{aligned} \right\} \rightarrow$$

$$M_{percutor} = 20 \text{ Kg} ; d = 1.2 \text{ mm} \rightarrow a_{z_{percutor}} = \frac{F_{contacto}}{M_{percutor}} = 416.925 \text{ m/s}^2$$

$$V_{z_{percutor}} = \sqrt{\frac{F_{contacto} \cdot d}{0.5 \cdot M_{percutor}}} = 1.0399 \text{ m/s} \rightarrow E_c = m \cdot V_{z_{percutor}}^2 \cdot 0.5 = 10 \text{ J}$$

7.6.1. Análisis de la influencia del espesor

El análisis de la influencia del espesor se ha realizado incluyendo los laminados A([0/90]), B([0/90/0]_S), C([0/90]_{2S}), D([0/90/0/90/0]_S), E([0/90/0]_{2S}) y F([0/90/0]_{3S}). El único aspecto diferenciador entre cada caso será únicamente el número de láminas, y, por tanto, el espesor total del laminado. En la Tabla 15 se muestran las características de cada uno de los casos de estudio.

Tabla 15: Casos de estudio para el análisis de la influencia del espesor sobre el comportamiento del laminado

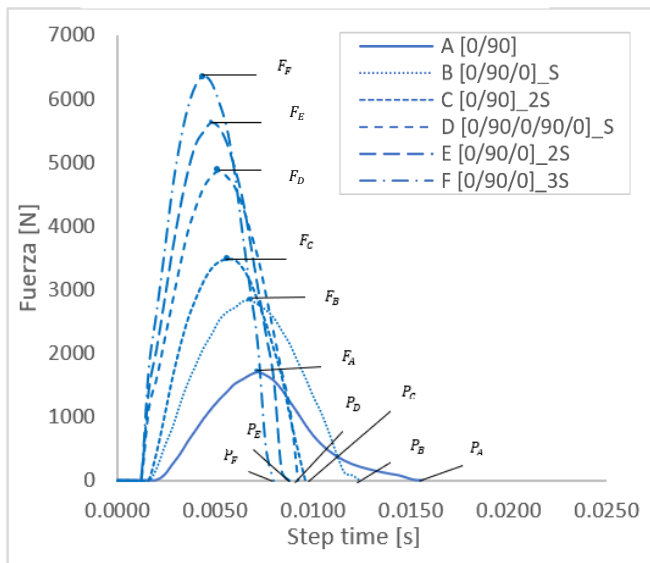
Laminado	Sec. Apilamiento	Espesor [mm]	NºElementos	Nodos	GDL
A	[0/90]	0.6	21380	21370	119964
B	[0/90/0] _S	1.8	64140	64110	359892
C	[0/90] _{2S}	2.4	85520	85480	479856
D	[0/90/0/90/0] _S	3	106900	106850	599820
E	[0/90/0] _{2S}	3.6	128280	128220	719784
F	[0/90/0] _{3S}	7.2	256560	256440	1439568

En la Figura 43.a se muestra la evolución de la fuerza de contacto a lo largo de la simulación para cada laminado ante un ensayo de 10J. En esta imagen se observa un aumento progresivo de la fuerza hasta alcanzar su máximo (F_A, F_B, F_C, F_D, F_E y F_F) debido al contacto laminado-percutor. El punto de máxima fuerza se corresponde con el inicio de daños (Figura 45), por tanto, se puede afirmar que el modelo reproduce de forma correcta el inicio del fallo en las fibras. Además, su evolución tras alcanzar este punto representa una buena predicción en la propagación de fisuras del compuesto. En términos de influencia del espesor sobre los valores de fuerza máximos obtenidos, se ha demostrado que la mayor diferencia se presenta entre los laminados con menores capas, guardando una relación prácticamente proporcional. Sin embargo, en laminados con 8 o más capas los resultados no guardan ninguna proporcionalidad, esto se debe a que en estos casos, el laminado está muy lejos de la rotura y es capaz de absorber toda la energía de impacto. Un ejemplo de este fenómeno puede ser el laminado B y E, el segundo tiene el doble de capas, en este caso debido a que el laminado B está cerca de la rotura, las diferencias de los resultados obtenidos llegan al 50%. Por otra parte, en los laminados E y F, de 12 y 24 capas respectivamente, los resultados difieren un 10%.

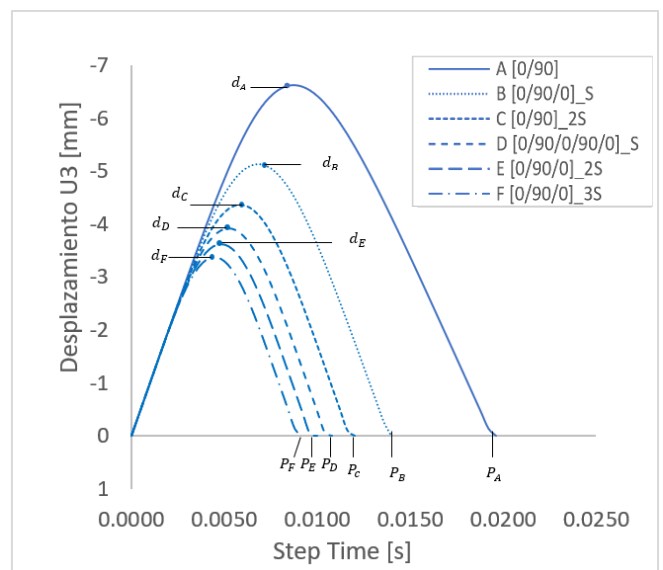
De la misma manera, tal y como se muestra en la Figura 43.b, el desplazamiento del percutor aumenta de forma progresiva hasta alcanzar su estado máximo (d_A, d_B, d_C, d_D, d_E y d_F) en el mismo instante en el que se alcanza el estado de fuerza máxima. Este factor indica que la fuerza sufrida por el modelo se debe fundamentalmente a flexión y deformación por cortadura transversal, alcanzando su máximo en el momento de flexión máxima. Además, en este instante, el percutor alcanza un estado de equilibrio en el que la velocidad y energía cinética (Figura 43.d y 43.c, respectivamente) quedan anuladas, y el percutor comienza a retroceder, disminuyendo la fuerza de contacto de manera progresiva hasta que el contacto entre ambos cuerpos termina (P_A, P_B, P_C, P_D, P_E y P_F). En este caso, la influencia del espesor sobre los valores de desplazamiento obtenidos guarda una relación prácticamente lineal para los casos con menor espesor, tales como el laminado A y B. Sin embargo, a pesar de aumentar el espesor en gran medida, se ha demostrado que para un impacto de 10J, el desplazamiento mínimo tiende a acercarse a 3mm, siendo cada vez menor la influencia del espesor sobre estos valores.

En la Figura 43.d se muestra la evolución temporal de la velocidad del percutor, que servirá para el cálculo de la energía cinética (E_i) de impacto (Figura 43.c). Por otro lado, el cálculo de la energía residual (E_r) se realiza utilizando la velocidad del percutor una vez ha terminado el contacto entre ambos cuerpos (velocidad residual o V_r). La diferencia entre energía de impacto y residual representa la energía absorbida durante el proceso. No obstante, en estudios de impacto perfectamente elásticos en los que no habido daño, la energía de impacto y residual toman valores muy próximos, y la diferencia entre ambos vendrá determinada fundamentalmente las pérdidas debidas al rozamiento entre percutor y laminado. Estos valores se ven influenciados por la rotura del material, por ello, para los laminados alejados de la rotura, los valores serán constantes a pesar de aumentar en gran medida el espesor, sin embargo, para los laminados cercanos a la rotura (Laminado A y B) la evolución en función del espesor resulta lineal.

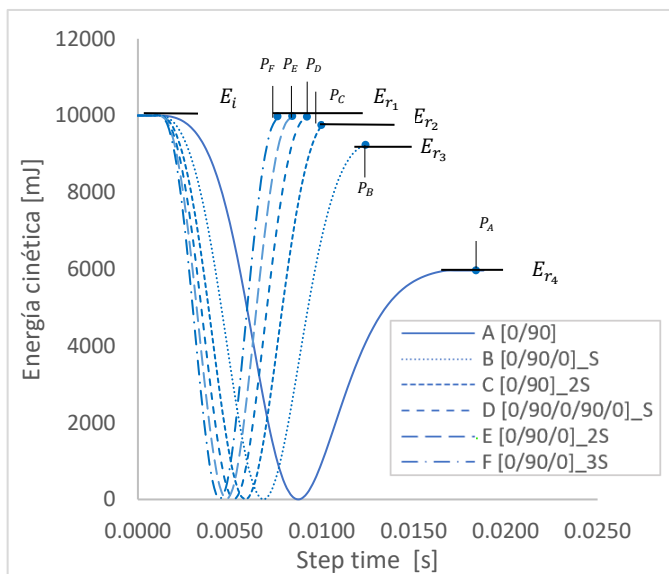
(a) Evolución fuerza-tiempo



(b) Evolución desplazamiento-tiempo



(c) Evolución energía cinética -tiempo



(d) Evolución velocidad-tiempo

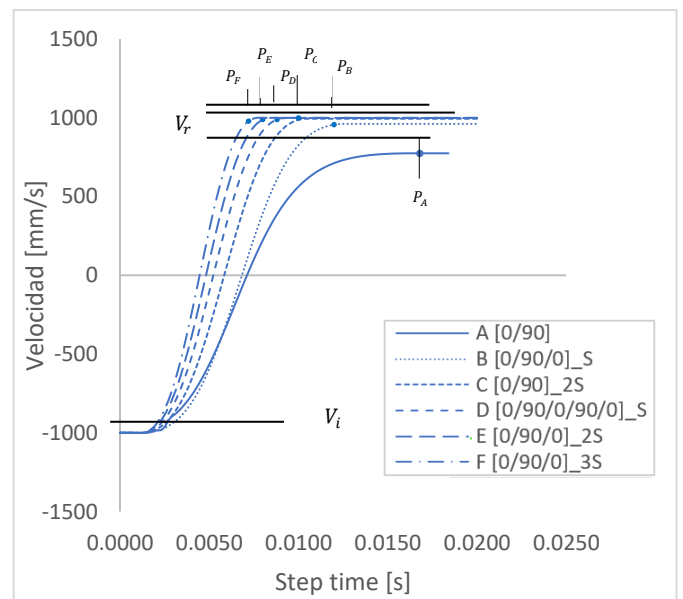


Figura 43: Curvas obtenidas ante impacto a 10J en función del espesor del laminado

Atendiendo a la estabilidad del modelo, en la Figura 44 se muestra la distribución de la energía total (Energía cinética, plástica, de deslizamiento e interna) durante el proceso de impacto. Comparando los resultados se puede apreciar que, a mayor espesor, menor es la variación energética, fundamentalmente causado por una energía absorbida menor.

La variación de la energía total teóricamente debería acercarse a la uniformidad a lo largo del impacto, si bien es cierto que en los laminados B, C, D, E y F esta variación no representa si quiera un 3%, en el laminado A esta variación energética es del 20%, esto se debe a que en este caso, el material llega a la rotura, como se explicará más adelante.

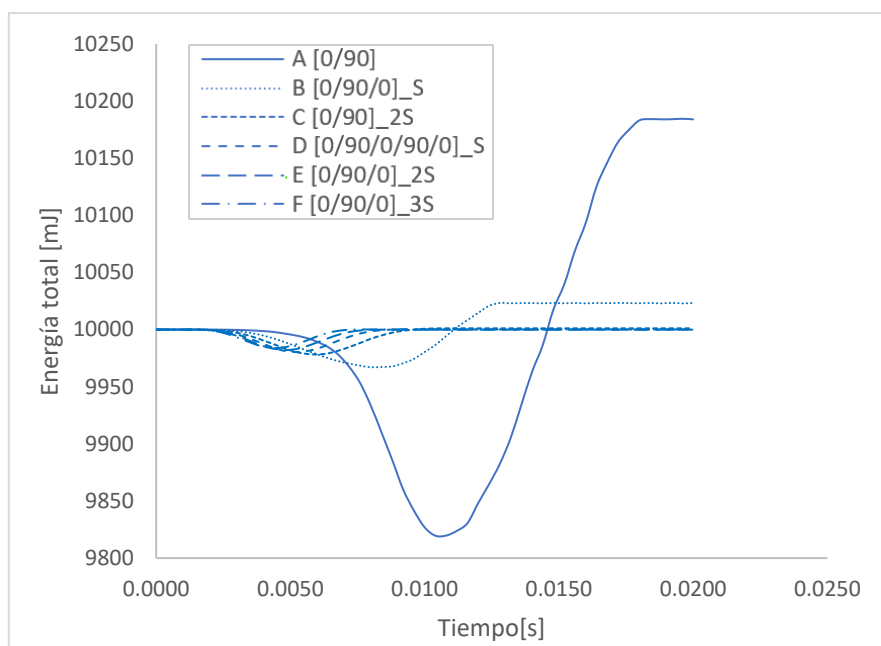


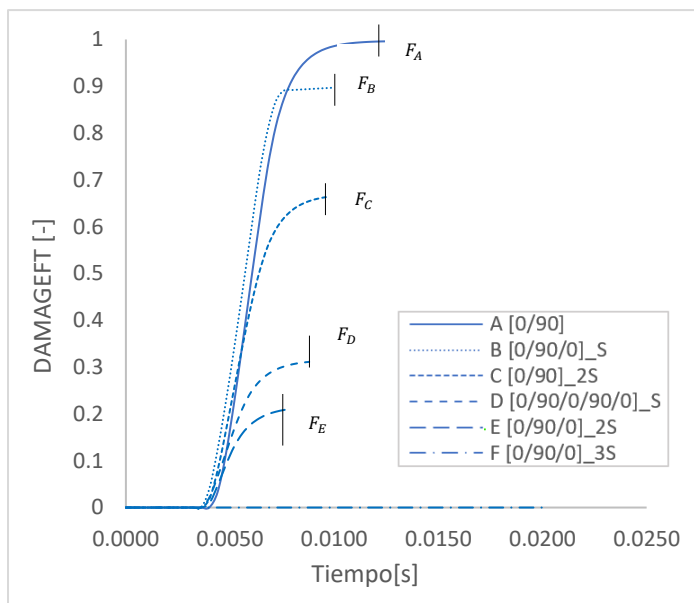
Figura 44: Curva energía total-tiempo en simulación a 10J en función del espesor del laminado

En la Figura 45.a y 45.b se representan las curvas de evolución del daño en fibra a tracción (*DAMAGEFT* o *HSNFTCRT*) y matriz a cortadura (*DAMAGESHR*) por Hashin respectivamente. El daño del laminado se inicia con la activación de alguno de los mecanismos de iniciación del daño, y alcanza su valor máximo con el estado de fuerza máxima. La evolución de los parámetros de iniciación de daño indica el momento en que el material puede comenzar a fisurarse, por tanto, hay que tener en cuenta que estos valores no representan la rotura total del material. Observando los resultados de forma general, a mayor espesor, menor es el daño como cabe esperar. El daño de fibra (Figura 45.a) se reduce al aumentar el espesor llegando a alcanzar valores nulos en el laminado F. Sin embargo, en el caso del daño de la matriz no ocurre lo mismo (Figura 45.b). En todos los casos aparece este daño, siendo el valor mínimo igual a 0.2 unidades. La energía de impacto es suficiente como para dañar el material a pesar de aumentar en gran medida el número de capas.

También se comprueba que el daño producido en refuerzo se produce inicialmente por tracción, alcanzando valores superiores en comparación al daño a compresión. En el caso de la matriz, se ha comprobado que el daño por cortadura y tracción resulta idéntico.

Para los parámetros de iniciación de daño, la influencia del espesor se representa mediante distribuciones logarítmicas, no siendo proporcional. En este aspecto, el coeficiente de determinación R^2 (indica el porcentaje de variación en Y explicada por X) en el parámetro de daño de la fibra es de 0.87, mientras que para la matriz es de 0.97, representando una gran influencia del número de capas del laminado sobre los valores de daño en el material.

(a) Evolución de daño en refuerzo



(b) Evolución de daño en matriz

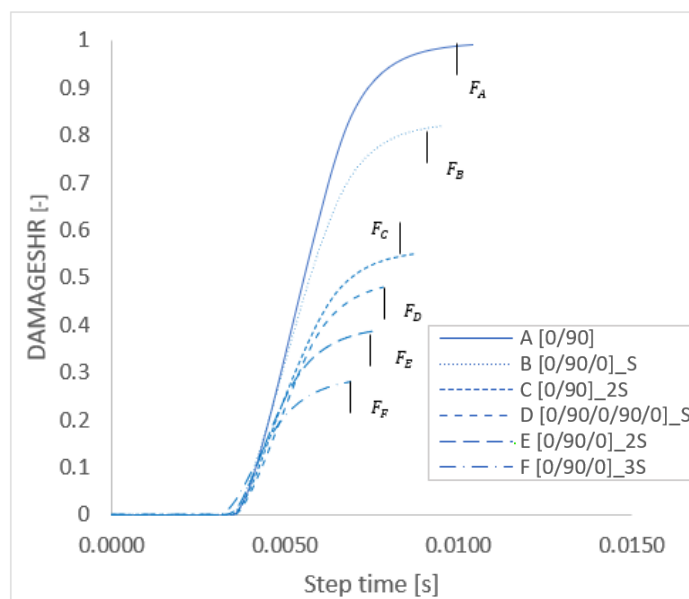


Figura 45: Curvas de evolución de daño a 10J en función del espesor del laminado

7.6.2. Análisis de la influencia de la orientación

Los laminados sometidos al estudio de la secuencia de apilamiento han sido los laminados G([+45/−45]_{4S}), H([0/90]_{4S}) e I([0/+45]_{4S}) siendo la orientación el único factor diferenciador entre ellos. En la Tabla 16 se muestran las características del modelo numérico en cada caso.

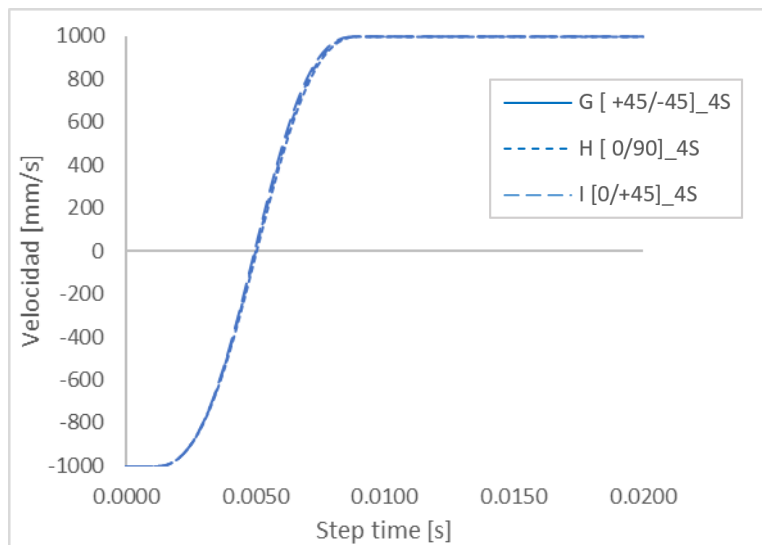
Tabla 16: Casos de estudio para el análisis de la influencia de la orientación sobre el comportamiento del laminado

Laminado	Sec. Apilamiento	Espesor [mm]	NºElementos	Nodos	GDL
G	[+45/−45] _{4S}	4.8	192420	192330	1079676
H	[0/90] _{4S}	4.8	192420	192330	1079676
I	[0/+45] _{4S}	4.8	192420	192330	1079676

Los resultados mostrados serán los obtenidos ante un ensayo de 10J, tal como ocurría en el análisis del espesor del modelo.

En la Figura 46.a y Figura 46.b se muestran las curvas de velocidad y desplazamiento en dirección del espesor respectivamente. Se puede apreciar que los resultados obtenidos apenas se diferencian entre los distintos casos, por tanto, se podrá decir que estos parámetros estarán fundamentalmente influenciados por el espesor del laminado y no por la secuencia de apilamiento de las capas, ante un estado energético de impacto de 10J. De la misma manera que ocurría en el análisis del espesor, el estado de desplazamiento máximo será coincidente con el estado de fuerza máxima. Por otra parte, en la Figura 46.a, la velocidad residual y de impacto son iguales, no se producirá la rotura del laminado en ninguno de los casos.

(a) Evolución velocidad-tiempo



(b) Evolución desplazamiento-tiempo

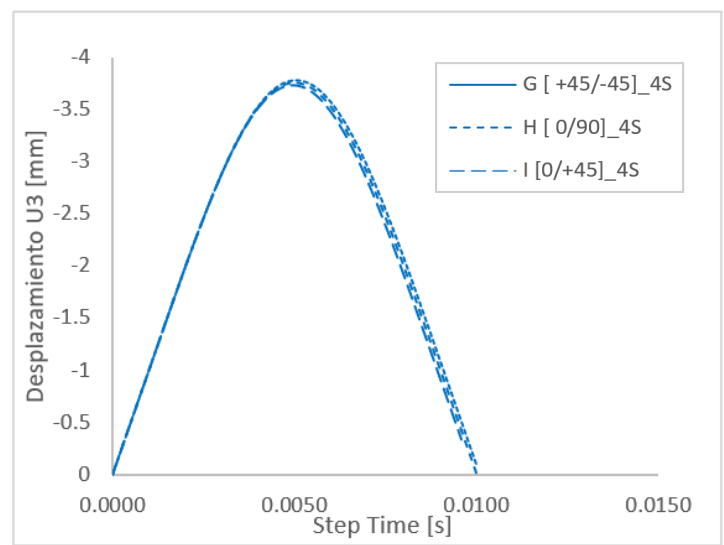


Figura 46: Curvas obtenidas ante impacto a 10J en función de la orientación de las capas del laminado

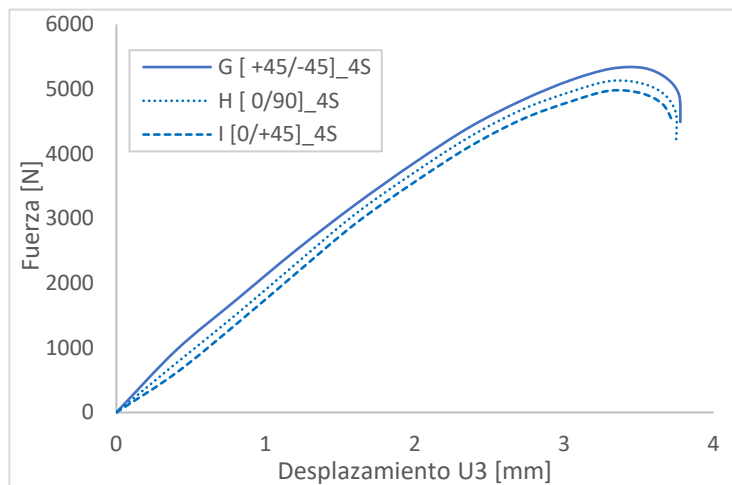
En la Figura 47 se muestran las curvas Fuerza-Desplazamiento de los casos de estudio. En esta figura se pueden identificar algunas diferencias provocadas por la secuencia de apilamiento del material. El análisis de estos resultados se realiza teniendo en cuenta el carácter elástico del material durante el ensayo, sin llegar a un comportamiento plástico previo a rotura.

Se puede apreciar que la rigidez del laminado G($[\pm 45]_{8S}$) es ligeramente superior que la del resto de laminados. Esto es debido a la diferencia de longitud del refuerzo en cada caso. Siendo el laminado un rectángulo de 200x100mm, las fibras a 90° serán las que sufran mayores esfuerzos por su menor longitud, seguidas de las fibras orientadas a $\pm 45^\circ$, por último, las fibras a 0° serán las que menor tensión sufren debido a tener una longitud de refuerzo mayor. Ya que los laminados con orientaciones a $\pm 45^\circ$ tendrán una longitud de refuerzo constante entre las capas, las deformaciones en trama y urdimbre serán muy similares. Por otra parte, en laminados con capas a 0-90° la longitud del refuerzo varía entre cada capa, la deformación en las fibras de la trama será superior a la sufrida por las fibras de la urdimbre. Como consecuencia, el punto de fuerza máxima que produce el inicio de daños en el laminado G (F_G) será algo superior al resto de laminados (Figura 49.b). Al tener la misma resistencia a tracción, el daño se iniciará antes en el laminado G, esto se puede explicar debido a que las deformaciones sufridas en la urdimbre para el caso G son mayores ante un mismo desplazamiento del percutor con respecto al laminado orientado a 0-90°.

En la Figura 48 se muestran los campos de deformaciones para un desplazamiento del percutor de 3.7mm sobre el laminado G y H. En estas figuras se comprueba que, en el laminado orientado a $\pm 45^\circ$, las deformaciones en la trama y la urdimbre presentan resultados muy similares debido a tener la longitud de refuerzo constante. Por el contrario, en el laminado orientado a 0/90° el campo de deformaciones muestra valores ligeramente superiores en las fibras de la trama que en las de la urdimbre. Será por esta razón que el pico de fuerza máxima sufrida por las fibras de la trama en el laminado E serán mayores que en el laminado H. Esto puede indicar que en el laminado E el inicio del fallo del

refuerzo se produce en la trama, mientras que en laminado H serán las fibras de la urdimbre las que fallarán antes.

(a) Evolución fuerza-desplazamiento



(b) Evolución fuerza-tiempo

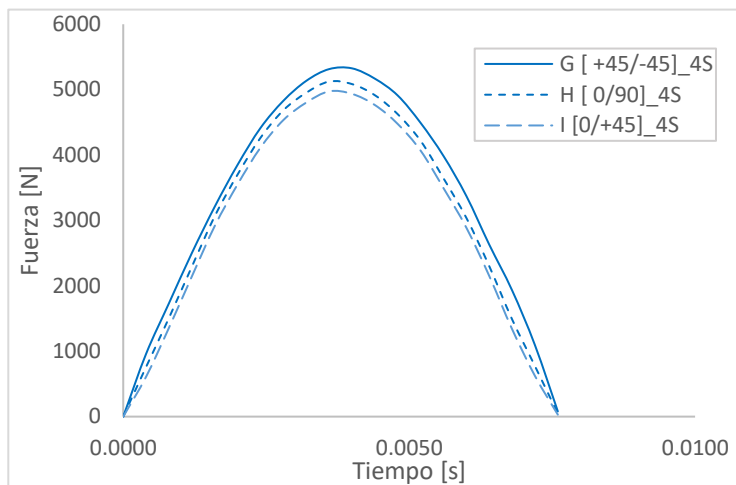
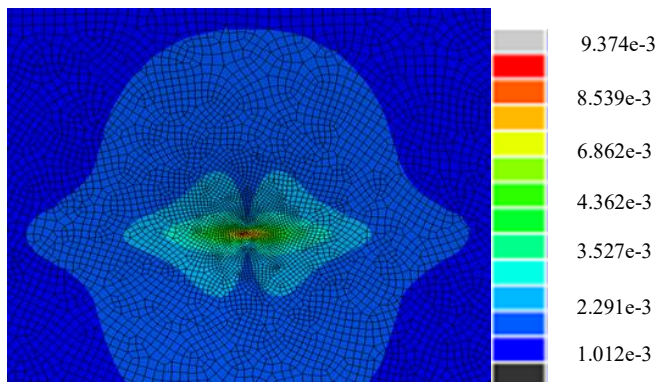
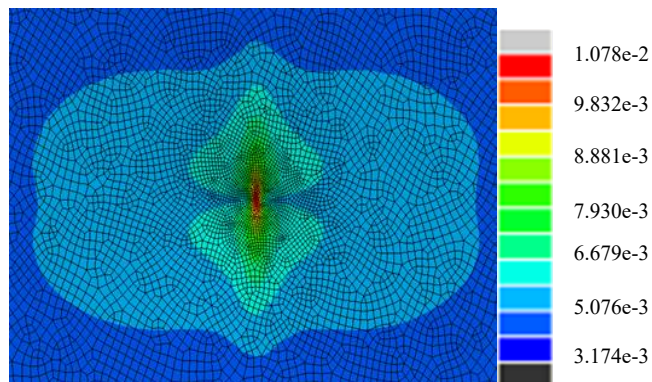


Figura 47: Curvas de distribución de la fuerza de reacción para el análisis de la secuencia de apilamiento

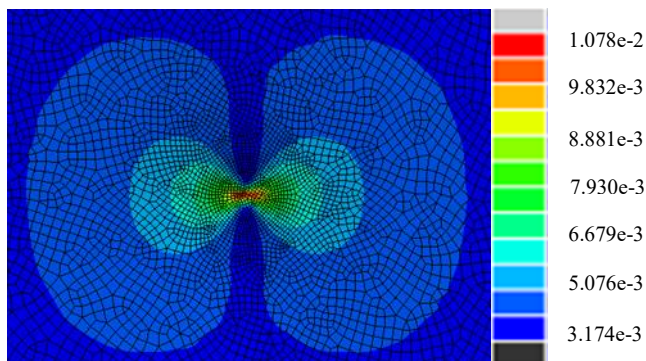
(a) ϵ_{22} [0/90]_{4S}



(b) ϵ_{11} [0/90]_{4S}



(c) ϵ_{22} [+45/-45]_{4S}



(d) ϵ_{11} [+45/-45]_{4S}

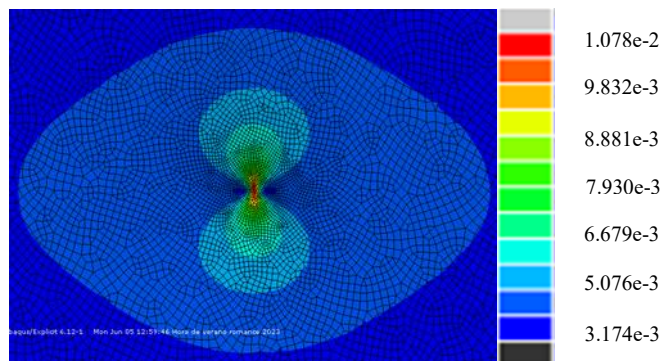


Figura 48: Campo de deformaciones para los laminados G y H. Desplazamiento=3.7mm.

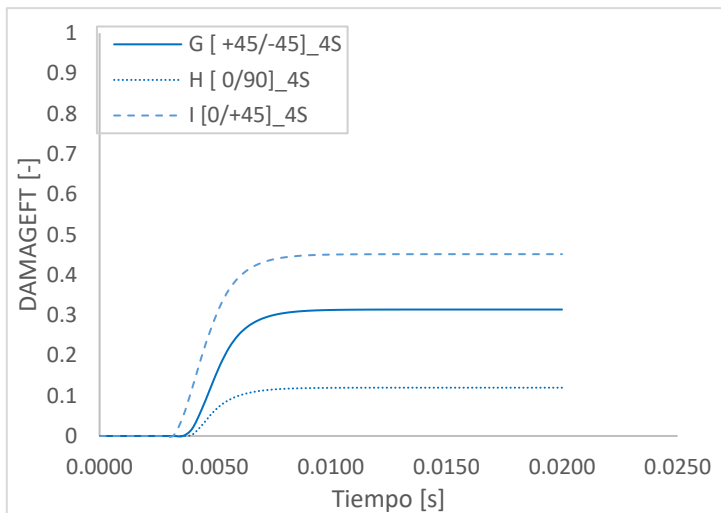
Como se ha comentado anteriormente, las fibras no llegan a la rotura en ninguno de los casos, pese a esto. En la Figura 49 se muestra la distribución de los parámetros de

iniciación de daño en el material a lo largo del tiempo. Es posible identificar algunas diferencias provocadas por el apilamiento del material.

En primer lugar, en la Figura 49.a se puede apreciar que en aquellos laminados formados por alguna capa a $\pm 45^\circ$, el daño del refuerzo será mayor debido a la distribución tensional en el refuerzo. Por otra parte, teniendo en cuenta una distribución de las propiedades mecánicas en dirección 0-90 constante, en el laminado H se puede identificar la influencia del *cluster* sobre el comportamiento del material. Al apilar capas con la misma orientación, la rigidez del laminado aumenta, por lo que el estado energético previo a rotura será mayor y por tanto será capaz de absorber mayor energía. Aquellos laminados con combinaciones de capas a 0-90-45° tendrán un comportamiento resistente menor debido a la diferencia de longitud de refuerzo de una capa a otra. Por este motivo, los laminados H y G representan las mejores soluciones en cuanto al fallo en refuerzo.

En el caso del fallo en matriz (Figura 49.b), los resultados son similares al caso anterior, siendo los laminados G y H la mejor solución. La diferencia reside en los laminados con diferentes orientaciones. En estos casos, la transmisión de esfuerzos en matriz es superior en el laminado I debido a que el estado tensional al que es sometido el refuerzo es menor (Figura 49.b), por lo que la absorción energética previa al fallo de la matriz será menor.

(a) Evolución de daño en refuerzo



(b) Evolución de daño en matriz

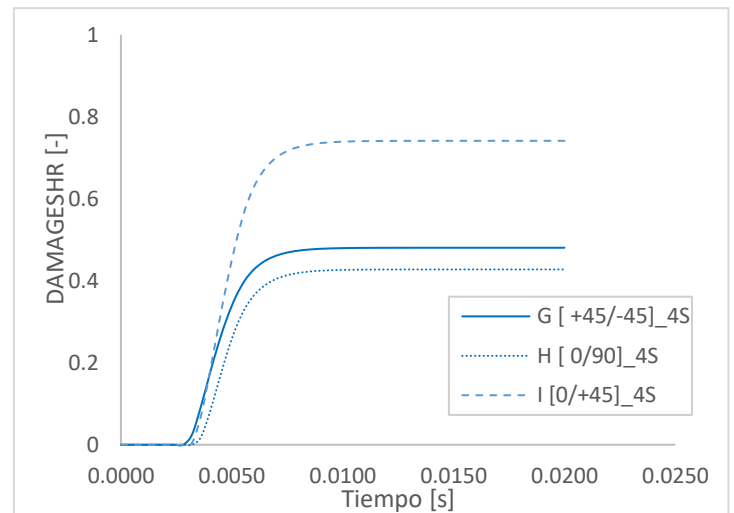


Figura 49: Evolución de los parámetros de daño en función de la secuencia de apilamiento.

Evaluando los resultados obtenidos en este análisis y en relación con la influencia de la orientación de las láminas sobre el comportamiento del modelo, es posible establecer algunas relaciones:

Ante un ensayo a 10J de energía de impacto, los resultados obtenidos de los parámetros característicos de velocidad y desplazamiento apenas presentan diferencia para los diferentes casos estudiados. La orientación de las capas influye en la absorción de energía por parte de las fibras de refuerzo, por ello, al no producirse rotura en ningún caso, estos parámetros estarán fundamentalmente influenciados por el espesor del modelo.

En segundo lugar, la fuerza máxima soportada por el laminado estará influenciada por la longitud del refuerzo y, por tanto, de la orientación de las láminas. Los resultados se ven rigidizados debido al empotramiento en el perímetro del laminado, cuanto más lejos se

esté del encastre, menor será la influencia que tiene. Además, con longitudes de refuerzo superiores, la influencia de las condiciones de contorno será menos limitante, alcanzando una deformaciones superiores.

Por último, el fallo en el material también se ve muy influenciado por la longitud del refuerzo, y por tanto de la orientación de las láminas. Ante los casos donde las fibras absorban una mayor parte de esfuerzos, el mecanismo de fallo se iniciará antes en las fibras de refuerzo debido a estar sometidas a un mayor estado tensional. Por otra parte, el fallo en matriz está influenciado por la transmisión de esfuerzos de cortadura desde la matriz al refuerzo, por ello, será en aquellos casos donde la combinación de orientaciones defina una rigidez del conjunto muy distinta en cada dirección, donde el fallo en matriz se iniciará antes.

8. Conclusiones

El objetivo principal de este proyecto es el de realizar la caracterización del material a utilizar en la fabricación de la carrocería vehicular, desarrollada por el equipo **Helios Race UPV**. Se han analizado algunos parámetros de relevancia como el espesor del laminado, la influencia de la secuencia de apilamiento y el efecto del *ply clustering*.

En relación con el primer parámetro de estudio del proyecto, el análisis del efecto del espesor del laminado sobre laminados de tejido carbono/epoxi, se puede afirmar:

- Aumentando el espesor, la rigidez del laminado aumentará, incrementando la fuerza de contacto ante una misma energía de impacto.
- Viéndose la rigidez aumentada, la energía mínima necesaria para provocar daños en la estructura aumenta, disminuyendo los valores de desplazamiento del percutor para unas condiciones de impacto constantes.
- En relación con los parámetros de daño, el espesor afecta fundamentalmente a los mecanismos de iniciación del daño en términos de energía absorbida, pero los mecanismos de fallo no varían al aumentar el espesor del laminado.

En relación con la influencia de la secuencia de apilamiento de las capas:

- La orientación de las capas del laminado modifica la rigidez de este, además del inicio de los daños. En este análisis se ha demostrado que el instante en el que aparecen los daños no varía, pero sí la secuencia en la que aparecen.
- La orientación de la fibra de refuerzo en cada lámina influye sobre los valores de deformación en el plano. Las láminas a $\pm 45^\circ$ presentan deformaciones algo superiores en términos generales, en comparación a las láminas a $0/90^\circ$.

En relación con el último parámetro estudiado, el efecto del *ply clustering*, se puede afirmar:

- El inicio de daño se adelanta al aumentar el *cluster* del laminado. El pico de fuerza máxima registrado en este inicio de daños es superior, tal como se muestra en las curvas Fuerza-Tiempo. Este inicio de daños se ha identificado en todos los ensayos debido a los daños por tracción en dirección del refuerzo y por cortadura en la matriz.
- El *cluster* aumenta la energía máxima que es capaz de disipar un laminado, al aumentar este factor, aumenta la rigidez junto con su capacidad de absorber esfuerzos y, por consecuencia, la energía máxima disipable por el laminado.

- La penetración del percutor en el laminado y por consiguiente las deformaciones sufridas, serán menores a mayor *cluster*.

Finalmente, en relación con el objetivo principal del proyecto, se puede concluir:

- Se ha comprobado que la influencia de la orientación de las láminas sobre los resultados obtenidos es muy pequeña. Además, la fabricación de un laminado con una secuencia de apilamiento diferente a $0/90^\circ$ será más compleja, teniendo en cuenta que se tendrán que fabricar elementos con superficies curvas e irregulares.
- Para la elección del laminado final se utilizarán fundamentalmente dos criterios: iniciación de daño en refuerzo/matriz y desplazamiento del percutor. Respecto al primero de ellos, teniendo en cuenta que el inicio de daño en material no implica el fallo total del laminado, los laminados C($[0/90]_{2S}$), D($[0/90/0/90/0]_S$) y E($[0/90/0]_{2S}$) presentan valores por debajo de la unidad (el daño no se inicia) tanto en refuerzo, como en matriz, sin necesidad de que el número de capas sea demasiado elevado. En cuanto al valor de desplazamiento del percutor, una de las bases de la normativa resulta en asegurar que ninguna parte estructural del vehículo entrará en contacto con la cabina del piloto. En este aspecto, a partir del trabajo realizado por el equipo de Helios Race para el diseño geométrico de la carrocería, se tiene una separación mínima de 0.5cm entre la carrocería y la cabina del piloto, de los laminados mencionados, únicamente los casos D($[0/90/0/90/0]_S$) y E($[0/90/0]_{2S}$) presentan desplazamientos menores a 5 mm.
- Dado que ambos laminados resultan admisibles según los criterios propuestos en este proyecto, se utilizarán los valores de espesor total para acabar de definir el resultado final. En este aspecto el laminado **D($[0/90/0/90/0]_S$)** presenta un espesor menor, siendo $e=3\text{mm}$ y 10 capas. Este representa la opción más económica y de menor peso, cumpliendo igualmente con las restricciones de seguridad impuestas.

9. Trabajos futuros

Helios Race UPV tiene grandes objetivos de cara a la progresión y desarrollo del vehículo solar, por ello, considerando que este proyecto está centrado en las primeras fases de dimensionado y comprobación, habrá que realizar futuros trabajos para seguir desarrollando en más profundidad el diseño.

La primera propuesta consiste en la verificación experimental del laminado $[0/90/0/90/0]_S$, bajo las condiciones expuestas en este proyecto. Para ello, se fabricará una probeta de carbono/epoxi que será sometida a impactos mediante ensayos por Torre de Caída.

Otro punto interesante será tratar de optimizar el espesor del laminado a lo largo de la carrocería del prototipo, evitando así zonas sobredimensionadas. Esto se podrá lograr haciendo uso de la normativa de la competición, que centra los ensayos a impacto en asegurar la cabina del piloto, no estando igual de sometida el resto de la geometría. Además, se puede ampliar el objeto a estudio e incluir el chasis en el cálculo de impactos, que, junto con la carrocería, formarán un conjunto de mayor resistencia estructural y permitirá optimizar el peso y resistencia del conjunto.

También se podrá mejorar el modelo numérico para la optimización del espesor del laminado a lo largo de la geometría de la carrocería. Esto se logrará desarrollando un modelo mediante sólidos tridimensionales, que incluyen la curvatura del refuerzo a lo largo del espesor y permitirá analizar el efecto del daño en la interfase tras el impacto.

Finalmente, se puede estudiar la comparación con los resultados obtenidos a partir de un laminado tipo sándwich, formado por el mismo tejido de fibra de carbono y epoxi, añadiendo un núcleo Polifoam.

Bibliografía

- [1] Objetivos de Desarrollo Sostenible. [En línea] Disponible en: <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/objetivos-de-desarrollo-sostenible/> [Acceso 26/01/2023]
- [2] Carballo, F. P., Delgado, J. C., & Vallejo, J. C. M. (2002). “*Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos*”. Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla. [Acceso 26/01/2023]
- [3] Pablo González Rodríguez. (2021). “*Análisis y modelización del comportamiento de placas de tejido carbono/epoxi ante impacto*”. [En línea] Disponible en: <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/33545> [Acceso 2/02/2023]
- [4] Gibson, R. F. (2016). “*Principles of Composite Material Mechanics*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1201/b19626> [Acceso 02/02/2023]
- [5] Jones, R. M. (1998). “*Mechanics Of Composite Materials*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1201/9781498711067> [Acceso 02/02/2023]
- [6] Luo, Z., Li, X., Shang, J., Zhu, H., & Fang, D. (2018). “*Modified rule of mixtures and Halpin–Tsai model for prediction of tensile strength of micron-sized reinforced composites and Young’s modulus of multiscale reinforced composites for direct extrusion fabrication*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1177/1687814018785286>[Acceso 02/02/2023]
- [7] Barbero, E. J. (2013). “*Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus™*”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/347505224_Finite_Element_Analysis_of_Composite_Materials_using_Abaqus [Acceso 06/02/2023]
- [8] Tsai, S. W., Wu, E. M., & St Louis Mo, W. U. (1972). “*A General Theory of Strength for Anisotropic Materials*”. [En línea] Disponible en: <https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/002199837100500106> [Acceso 08/00/2023]
- [9] Hibbitt, K. & S. I. (2001). ABAQUS/CAE User’s Manual: Version 6.2. [En línea] Disponible en: https://www.academia.edu/38631701/ABAQUS_CAE_Users_Manual_ABAQUS_CAE_Users_Manual [Acceso 08/02/2023]
- [10] Hashin, Z. (1980). “*Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1115/1.3153664>[Acceso 12/02/2023]
- [11] Olsson, R. J. (2000). “*Mass criterion for wave-controlled impact response of composite plates*”. [En línea] Disponible en: [https://doi.org/10.1016/s1359-835x\(00\)00020-8](https://doi.org/10.1016/s1359-835x(00)00020-8)[Acceso 12/02/2023]
- [12] Feraboli, P., & Kedward, K. T. (2006). “*A new composite structure impact performance assessment program*”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/222552287_A_new_composite_structure_impact_performance_assessment_program [Acceso 17/02/2023]

- [13] Ribeiro, M. L., De Carvalho, J., & Vandepitte, D. (2008). “*Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2007.06.003> [Acceso 17/02/2023]
- [14] Martínez, M. W. S., & Romero, M. P. (2014). “*Fundamentos de la mecánica de los materiales compuestos. En Fundamentos de la mecánica de los materiales compuestos*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.3926/oms.200> [Acceso 17/03/2023]
- [15] Internacional, C. E. (2001). “*CEI IEC 60529: 2001-02 Grados de protección proporcionados por las envolventes (Código IP)*”. [En línea] Disponible en: https://webstore.iec.ch/preview/info_iec60529%7Bed2.1%7Db.pdf[Acceso 19/00/2023]
- [16] Murat, B. I. S., & Rahman, A.A. (2017). “*Study of Impact Damage Behavior in Woven carbon Fiber Plates*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.03.009> [Acceso 20/03/2023]
- [17] Dimitrienko, Y. I., & Sokolov, A. (2010). “*Elastic properties of composite materials*”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/226831563_Elastic_properties_of_composite_materials [Acceso 00/03/2023]
- [18] Garitano, F. M. (2011). “*Mecánica de laminados composites*”. [En línea] Disponible en: <https://acortar.link/pvUP1i> [Acceso 20/03/2023]
- [19] Joan Albert Such García. (2020). “*Caracterización de tejidos de fibra de carbono y estructuras con núcleo de poliestireno para el cálculo efectivo de superficies sustentadoras en UAVs*”. [En línea] Disponible en: <https://riunet.upv.es/handle/10251/170482> [Acceso 20/03/2023]
- [20] Kim, E. K., Rim, M., Lee, I., & Hwang, T. (2013). “*Composite damage model based on continuum damage mechanics and low velocity impact analysis of composite plates*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.07.002> [Acceso 22/03/2023]
- [21] Tsai, S. W., & De Marco, A. M. (2021). “*Diseño y análisis de materiales compuestos*”. [En línea] Disponible en: <https://acortar.link/rKwz7I> [Acceso 22/03/2023]
- [22] Turis, M., & Ivánková, O. (2020). “*Using finite element analysis to obtain plastic zones in the vicinity of the crack edges, under mixed mode loading conditions*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202031000028>[Acceso 23/03/2023]
- [23] Williams, K. L., Vaziri, R., & Poursartip, A. (2003). “*A physically based continuum damage mechanics model for thin laminated composite structures*”. [En línea] Disponible en: [https://doi.org/10.1016/s0020-7683\(03\)00016-7](https://doi.org/10.1016/s0020-7683(03)00016-7)[Acceso 23/03/2023]

- [24] Alif, N. M. (1996). “*Mechanical Characterization of Woven Fabric Composite Materials*”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/264911771_Mechanical_characterization_of_basalt_woven_fabric_composites_Numerical_and_experimental_investigation [Acceso 28/03/2023]
- [25] Barbero, E. J. (2007). “*Finite Element Analysis of Composite Materials*”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/275581960_Finite_Element_Analysis_of_Composite_Materials [Acceso 1/04/2023]
- [26] Castillo, G., & Kalamis, S. (2011). “*Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto*”. [En línea] Disponible en: <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/2368> [Acceso 1/04/2023]
- [27] Bacarreza, O., Abe, D., Aliabadi, M., & Ragavan, N. K. (2012). “*MICROMECHANICAL MODELING OF ADVANCED COMPOSITES*”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/263790607_MICROMECHANICAL_MODELING_OF_ADVANCED_COMPOSITES [Acceso 1/04/2023]
- [28] Iván Leán Bachiller. (2017). “*Análisis numérico de impactos a baja velocidad contra laminados de tejido de material compuesto*”. [En línea] Disponible en: <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/27404> [Acceso 5/04/2023]
- [29] Hochard, C., Aubourg, P. A., & Charles, J. (2001). “*Modelling of the mechanical behaviour of woven-fabric CFRP laminates up to failure*”. [En línea] Disponible en: [https://doi.org/10.1016/s0266-3538\(00\)00199-8](https://doi.org/10.1016/s0266-3538(00)00199-8) [Acceso 5/04/2023]
- [30] Ivanov, I. V., & Tabiei, A. (2001). “*Three-dimensional computational micro-mechanical model for woven fabric composites*”. [En línea] Disponible en: [https://doi.org/10.1016/s0263-8223\(01\)00121-0](https://doi.org/10.1016/s0263-8223(01)00121-0) [Acceso 12/04/2023]
- [31] Johnson, W., Masters, J., Lagace, P., Naik, N., Shembekar, P., & Hosur, M. (1991). “*Failure Behavior of Woven Fabric Composites*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1520/ctr10214j> [Acceso 12/04/2023]
- [32] Khan, H. M., Hassan, A. M., Saeed, M., Mazhar, F., & Chaudhary, I. (2015b). “*Finite element analysis of mechanical properties of woven composites through a micromechanics model*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1515/secm-2014-0266> [Acceso 12/04/2023]
- [33] Materials, A. C. D. O. C. (2015). “*Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-weight Impact*”. [En línea] Disponible en: https://www.astm.org/d7136_d7136m-15.html [Acceso 12/04/2023]
- [34] Maya, L. M., & Useche, L. V. V. (2004). “*FALLA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.22517/23447214.7215> [Acceso 13/04/2023]
- [35] Naik, N., & Shembekar, P. (1992). “*Elastic Behavior of Woven Fabric Composites: I— Lamina Analysis*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1177/002199839202601502> [Acceso 14/04/2023]

- [36] Shembekar, P., & Naik, N. (1992). “*Elastic Behavior of Woven Fabric Composites: II—Laminate Analysis*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1177/002199839202601503>[Acceso 14/04/2023]
- [37] Naik, N., & Shembekar, P. (1992a). “*Elastic Behavior of Woven Fabric Composites: III—Laminate Design*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1177/002199839202601704>[Acceso 14/04/2023]
- [38] Shokrieh, M. M., Ghasemi, R., & Mosalmani, R. (2017). “*A general micromechanical model to predict elastic and strength properties of balanced plain weave fabric composites*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1177/0021998317716530>[Acceso 14/05/2023]
- [39] Tan, P., Tong, L., & Steven, G. P. (1999). “*Micromechanics models for mechanical and thermomechanical properties of 3D through-the-thickness angle interlock woven composites*”. [En línea] Disponible en: [https://doi.org/10.1016/s1359-835x\(98\)00176-6](https://doi.org/10.1016/s1359-835x(98)00176-6)[Acceso 17/05/2023]
- [40] Úcar, X. (2008). “*Micro mechanical simulation of composite materials using the serial/parallel mixing theory. Micro mechanical simulation of composite materials using the serial/parallel mixing theory*”. [En línea] Disponible en: <https://dialnet.unirioja.es/servlet/tesis?codigo=259499>[Acceso 17/05/2023]
- [41] Ullah, H., Harland, A. R., & Silberschmidt, V. V. (2013). “*Damage and fracture in carbon fabric reinforced composites under impact bending*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.02.001>[Acceso 17/05/2023]
- [42] Yu, G., Ren, Y., Zhang, T., & Xiao, W. (2018). “*Hashin Failure Theory Based Damage Assessment Methodology of Composite Tidal Turbine Blades and Implications for the Blade Design*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1007/s13344-018-0023-z>[Acceso 21/05/2023]
- [43] Turon, A., & Davila, C. G. (2013). “*An Engineering Solution for Using Coarse Meshes in the Simulation of Delamination with Cohesive Zone Models*”. [En línea] Disponible en: <https://dugi-doc.udg.edu/bitstream/10256/7896/1/EngineeringSolution.pdf>[Acceso 23/05/2023]
- [44] Sosa, J. L. C. (2011). “*Finite Element Analysis of Progressive Degradation versus Failure Stress Criteria on Composite Damage Mechanics*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.5772/13886>[Acceso 23/05/2023]
- [45] Naik, N., Shrirao, P., & Reddy, B. V. S. (2006). “*Ballistic impact behaviour of woven fabric composites: Formulation*”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2005.01.004> [Acceso 25/00/2023]
- [46] Mónica Carreño Ferrón. (2016). “*Impactos de baja velocidad sobre laminados carbono/epoxi*”. [En línea] Disponible en: <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/24779> [Acceso 28/05/2023]

- [47] Martínez, P. (2012). “Evaluación del daño por impacto en laminados de material compuesto mediante la respuesta dinámica”. [En línea] Disponible en: <https://upcommons.upc.edu/bitstream/2117/95169/1/TMAPM1de5.pdf> [Acceso 29/05/2023]
- [48] Malhotra, A., & Guild, F. (2014). “Impact Damage to Composite Laminates: Effect of Impact Location”. [En línea] Disponible en: <https://doi.org/10.1007/s10443-013-9382-z> [Acceso 29/05/2023]
- [49] Javier Reboul Corpa. (2016). “Modelización numérica del comportamiento de un material compuesto de tejido de fibra de carbono y matriz epoxi ante cargas dinámicas”. [En línea] Disponible en: <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/16824> [Acceso 29/05/2023]
- [50] Administration, N. A. A. S. (2018). “Mesh Refinement in Finite Element Analysis by Minimization of the Stiffness Matrix Trace”. [En línea] Disponible en: https://www.researchgate.net/publication/24328340_Mesh_refinement_in_finite_element_analysis_by_minimization_of_the_stiffness_matrix_trace [Acceso 30/05/2023]

PARTE II
PLIEGO DE CONDICIONES

1. Introducción

En esta sección se recogen las licencias utilizadas para el desarrollo del proyecto, así como de las especificaciones informáticas necesarias. Del mismo modo, se mostrarán las fichas técnicas de los materiales comerciales que serán utilizados para la fabricación de la carrocería del prototipo.

2. Especificaciones informáticas

Las licencias presentadas se han usado en la parte numérica y de post-procesado de los datos obtenidos, así como el sistema operativo que incorpora.

2.1.Licencias

Listado de licencias utilizadas en el Proyecto.

- ABAQUS UNIFIED FEA R6.12: Software ejecutado mediante la licencia proporcionada por el departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales de la Universitat Politècnica de Valencia.
- Microsoft Office Excel R365: Producto adquirido mediante la licencia de estudiante que proporciona la Universitat Politècnica de Valencia.
- PTC Mathcad Prime 8: Producto adquirido mediante la licencia de estudiante que proporciona la Universitat Politècnica de Valencia.
- eLamX 2.7.0: Software de uso gratuito desarrollado por la universidad Technische Universität Dresden

2.2.Hardware

Listado de hardware utilizado en el proyecto:

- Ordenador de uso personal: Procesador 11th Gen Intel(R) Core(TM) i7-11800H @ 2.30GHz 2.30 GHz con 16GB de memoria RAM. Sistema operativo: Windows 11 home versión H22
- Servidor DiM: Procesador Intel® Xeon®CPU, velocidad de 2,6 GHz con 32BG de memoria RAM. Sistema operativo: Windows® Server 2012 R2.

3. Especificaciones de los materiales

En esta sección se muestran las fichas técnicas de los materiales utilizados en el proyecto.

3.1.Resina epoxi Resoltech 1805

RESOLTECH 1800 es un sistema avanzado de resina epoxi de infusión e inyección con extremadamente baja viscosidad para lograr una rápida y segura impregnación de los refuerzos de fibra.

Presenta elevadas propiedades mecánicas, una temperatura de servicio de hasta 130°C y hasta 7h de tiempo de inyección o infusión.

La baja viscosidad constante justo hasta el tiempo de gel permite una impregnación muy fiable de los refuerzos y una muy buena capacidad de desaireación durante los procesos de infusión e inyección.

Es apropiada para la fabricación de moldes y piezas. Las aplicaciones típicas incluyen grandes estructuras marinas, palas eólicas y moldes para la fabricación de piezas. Con relación al endurecedor 1805, la relación en peso será de 100:17.

La elevadas resistencia interlaminar a cizalladura de este Sistema es una de sus principales ventajas, además de sus mejoradas propiedades de seguridad e higiene, con formulación que cumple la última reglamentación de la *EU (CE) n° 453/2010*.

En la Tabla 17 se presenta la ficha técnica ofrecida por el fabricante.

Tabla 17: Ficha técnica de la Resina Epoxi Resoltech

Densidades a 23°C (ISO 1675, ±0.03)

Referencias	1800	1803	1805	1807	1808
Densidad	1.15	0.94	0.94	0.99	0.99
Densidad de la mezcla	-	1.10	1.12	1.13	1.11

Viscosidades a 23°C (ISO 12058.2, ±15%)

Referencias	1800	1803	1805	1807	1808
Viscosidad (mPa.s)	900	11	15	20	130
Viscosidad de la mezcla (mPa.s)	-	190	250	273	325

Sistemas	Flexión					
	Módulo (GPa)		Máxima resistencia (MPa)		Elongación a máxima resistencia (%)	
	Curing cycles					
	14d a 23°C	16h a 60°C	14d a 23°C	16h a 60°C	14d a 23°C	16h a 60°C
1800 / 1803	3.22	3.15	89.8	108.4	3.1	5.0
1800 / 1805	3.55	3.10	76.9	95.0	2.3	2.1
1800 / 1807	3.48	2.98	104.0	116.5	3.2	6.0
1800 / 1808	3.04	2.81	93.7	97.0	4.2	5.5

3.2. Tejido de Fibra de Carbono PYROFIL™ TR50S 6K

Tejido de Carbono tafetán 6K de 280 gm² para aplicaciones de altas prestaciones dónde se precisa alta resistencia mecánica y poco peso.

Ideal para combinar con resinas epoxi, viniléster y uretano-acríticas mediante contacto a mano, infusión o RTM.

Tipo de hilo: 6 K (6000 filamentos por hebra de hilo) y 400 Tex tanto en trama como urdimbre.

Producido con hilo de carbono **Grafil TR50S** de 280 g/m².

En la Tabla 18 se muestran las propiedades ofrecidas por el fabricante.

Tabla 18: Ficha técnica del tejido de tafetán utilizado para la elaboración de los laminados

Mass per unit area (g/m ²)	280 ±5%	ISO 4605
Weave	plain	ISO 2113
Standard width (mm)	1000 ±2,5%	
Laminate thickness (mm)	0,28 ±2,5%	(**)
Other information	Loomstate	

Nominal construction		WARP		WEFT	
Fibre description		HR carbon fiber 6K - 400 tex		HR carbon fiber 6K - 400 tex	
Thread Count	ends/cm.	3.5	ISO 4602	3.5	ISO 4602
Weight distribution	gr/sqm.	6K carbon fibre: 140		6K carbon fibre: 140	
	%	50 %		50 %	

Tow Tensile	Strength	711 4,900	ksi MPa	ASTM D4018
	Modulus	34 235	msi GPa	
Typical Density		0.066 1.82	lb.in ³ g/cm ³	ASTM D4018
Typical Yield	6K	1,240 400	yds/lb mg/m	ASTM D4018

PARTE III

PRESUPUESTO

1. Coste asociado al proyecto

Esta sección abarca el coste asociado a la compra de los materiales estudiados, así como del software usado.

1.1. Coste asociado a la compra de los materiales

A través del trabajo realizado en este proyecto, **Helios Race UPV** realizará la compra de los materiales necesarios para fabricar el laminado, calculado a través del estudio expuesto. Por ello, para calcular el coste asociado habrá que determinar la superficie de material necesario para llevar a cabo la fabricación del prototipo. En este aspecto en la Figura 50 se muestra el diseño geométrico de la carrocería. En la tabla 19 se detalla el coste asociado al material.

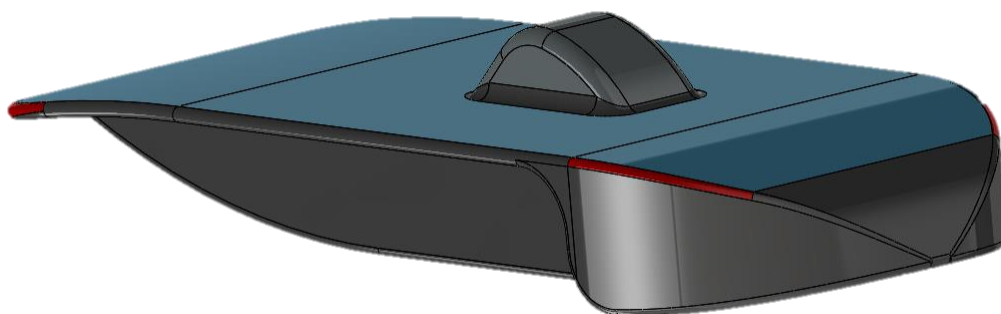


Figura 50: Carrocería diseñada por el equipo de Estructura en **Helios Race UPV**

Tabla 19: Coste del material.

Material	CANTIDAD		COSTE/ud	COSTE TOTAL (€)
Tejido TAFETÁN PYROFIL™ TR50S 6K	76.9467 [m2]	39.2086 [Kg]	53.7 [€/m2]	4132.04
Resina epoxi Resoltech 1805	15.6834496 [Kg]		52.45 [€/Kg]	822.60
Coste total (sin IVA)				4954.63
IVA 21%				1040.47
Coste total de materiales				5995.11

1.2. Coste de adquisición de licencias

Tal como se ha mostrado en el apartado 2.1 del pliego de condiciones, en este proyecto se han utilizado algunas licencias académicas, suministradas de manera gratuita para aquellas personas que estén cursando un grado universitario. De este modo, estas aplicaciones se asumirán como de coste nulo.

La licencia de Abaqus es la que acarrea la mayor parte del coste informático. Así pues, las distintas licencias requeridas, así como el coste total que supone el apoyo informático, se resumen en la Tabla 6.2. En lo referente a las licencias de: Abaqus y Microsoft Office; válidas para investigación, se asumen con un coste anual de: 3602,46 € y 800 € respectivamente. Dado que el uso anual por horas ronda las 4000 horas, el coste por hora de las licencias usadas es de: 0.9 €/h y 0.2 €/h respectivamente. Los valores que aparecen en la Tabla 20 se corresponden con: 240 horas de uso de Abaqus CAE y 50 horas de uso de Microsoft Office

Tabla 20: Coste de licencia del software ABAQUS UNFIES FEA R6.12

Descripción	Cantidad	Coste Total (€)
Licencia anual + mantenimiento	3602.46 [€]	
Tiempo de trabajo en simulaciones	240 h	98.97
IVA 21%		20.78
Coste total licencia Abaqus Cae		119.75
Microsoft Office	800 [€]	
Horas de uso	50 h	1

1.3. Coste de la mano de obra

La mano de obra la constituyen el autor del trabajo y el tutor. Las horas dedicadas al proyecto por parte del autor son las horas correspondientes a completar el Trabajo de Fin de Grado. El Trabajo Fin de Grado se contabiliza como 12 créditos. De acuerdo con las 30 horas por crédito establecidas por el Plan Bolonia, los 12 créditos se corresponden a 360 horas. Estas, se desglosan, según a qué han sido dedicadas, tal y como sigue:

Tabla 21: Coste asociado a la mano de obra.

CANTIDAD	Ud.	DESCRIPCIÓN	COSTE/Ud	COSTE TOTAL (€)
55	Horas	Formación teórica de los conocimientos	12 €/h	660
50	Horas	Formación en Abaqus CAE	12 €/h	600
60	Horas	Búsqueda de la información necesaria	12 €/h	720
50	Horas	Creación del modelo en Abaqus	12 €/h	600
35	Horas	Supervisión y revisión del modelo	12 €/h	420
60	Horas	Análisis de los resultados	12 €/h	720
50	Horas	Redacción del proyecto	12 €/h	600
20	Horas	Tutor del proyecto	30 €/h	600
Coste total (sin IVA)				4920
IVA 21%				1033.2
Coste total mano de obra				5953.2

En la Tabla 21 se desglosa el coste correspondiente a cada trabajador y se proporciona el coste total de la mano de obra. Se supone un sueldo de 12 €/h para el autor y un sueldo de 30 €/h para el tutor del proyecto. Se obtiene, por tanto, un presupuesto de mano de obra total de **5.953,20 €**.

1.4. Coste total

Por último lugar, en la Tabla 22 se presenta el coste total asociado a este proyecto.

Tabla 22: Coste total asociado al proyecto.

Descripción	Coste (€)	IVA 21%	Coste total (€)
Material	4954.63	1040.47	5995.10
Licencia	99.98	190.38	120.76
Mano de obra	4920	1024.8	5953.20
		Beneficios (8%)	965.5244
		Subtotal presupuestado sin I.V.A	9974.61
		I.V.A (21%)	2094.6681
		Coste total del proyecto	12069.2781

El coste total del proyecto asciende a una cantidad de **12.069,27 €**