Trabajo Fin de Máster

OPTIMIZACIÓN DE PANELES RIGIDIZADOS DE MATERIALES COMPUESTOS SOMETIDOS A CARGAS MEDIOAMBIENTALES Y MECÁNICAS

Lorena Marín Hernández

Septiembre, 2011

MÁSTER EN INGENIERÍA DE ESTRUCTURAS

Universidad de Granada

Revisor: Guillermo Rus Carlborg
Departamento de Mecánica Estructural e Ingeniería Hidráulica

RESUMEN

OPTIMIZACIÓN DE PANELES RIGIDIZADOS DE MATERIALES COMPUESTOS SOMETIDOS A CARGAS MEDIOAMBIENTALES Y MECÁNICAS

Lorena Marín Hernández

MÁSTER EN INGENIERÍA DE ESTRUCTURAS

Un material compuesto es el resultado de la combinación de dos o más componentes o constituyentes, llamados *fases*, de forma que cada uno de ellos no pierde su naturaleza sino que contribuyen a las propiedades del nuevo material, dependiendo entonces del tipo de interfase y de las características de los componentes *(matriz y refuerzo)*.

Los materiales compuestos han sido aplicados principalmente para la elaboración de estructuras aeronáuticas por su ligereza y su comportamiento resistente a tracción y a altas temperaturas. No obstante, el mayor inconveniente de este material es su alto coste, por lo que se hace indispensable un buen diseño tecnológico para mejorar sus propiedades con un menor coste.

Estas estructuras, se ven expuestas durante su uso y mantenimiento, a diversas condiciones ambientales que influirán en las propiedades mecánicas del material y producirán tensiones internas y entre los distintos elementos que componen la estructura, por lo que se considera importante la inclusión de dichos efectos ambientales en el proceso de diseño y optimización.

En este estudio, se desarrolla una revisión bibliográfica de las distintas estrategias utilizadas para la optimización de materiales compuestos y, en este caso concreto, para paneles rigidizados fabricados con dichos materiales. A su vez, se muestran los posibles criterios de fallo a considerar atendiendo especialmente a la influencia que las cargas térmicas y de humedad pueden producir en ellos.

Por un lado, las cargas térmicas provocan una expansión o retracción del material y, por otro, influyen en los efectos de la humedad a través de la difusión, propiedad de cada material. Estas cargas, junto con las cargas mecánicas, serán implementadas en el proceso de optimización a desarrollar.

Para ello, se ha elaborado un procedimiento para el diseño geométrico óptimo de paneles de laminados convencionales configurando una serie de sub-problemas en los que se toman diferentes rangos de temperatura junto con una carga a compresión constante para cada uno de ellos usando análisis estáticos. Dicho procedimiento está basado en una estrategia de aproximación global, compuesta por dos pasos: el primero consiste en la obtención de respuesta del panel y está formado por un sistema de redes neuronales entrenadas según análisis de elementos finitos, cuyos resultados son procesados a través de algoritmos genéticos. La finalidad de este segundo paso consiste en la obtención de respuesta de un problema de optimización multiobjetivo.

La estructura obtenida reduce significativamente las tensiones entre el panel y el rigidizador producidas por la interacción de cargas mecánicas y medioambientales, minimizando la masa y deformaciones y obteniendo un óptimo comportamiento ante los cambios de temperatura. Por otro lado, la herramienta elaborada permitirá la introducción de diversos problemas de optimización. Continuando con la consideración de efectos térmicos, esta herramienta podría utilizarse tanto para problemas dinámicos como de secuencia de apilamiento para paneles no convencionales.

Agradecimientos

Este estudio ha sido financiado por el Ministerio de Educación y Ciencia mediante el proyecto DPI2009-08048 y mediante la beca predoctoral BES-2010-042387 y está dentro del proyecto Ensayo Virtual y Supervisión Estructural de Revestimientos de CFRP bajo cargas mecánicas e higrotérmicas (EVISER2), desarrollado en el grupo de investigación de Análisis de Materiales Avanzados para el Diseño Estructural (AMADE) de la Universitat de Girona.

A su vez, me gustaria agradecer tanto a los miembros del grupo de investigación de Mécanica de Sólidos y Estructuras de la Universidad de Granada como a los miembros del grupo AMADE, del que forma parte este proyecto, por su paciencia en los avances desarrollados para la redacción de este trabajo.

ugr Universidad de Granada

Universitat de Girona

AMADE
ANÀLISI i MATERIALS AVANÇATS PER AL DISSENY ESTRUCTURAL

AUTORIZACIÓN

D. Guillermo Rus Carlborg, Profesor del departamento de Departamento de Mecánica Estructural e Ingeniería Hidráulica de la Universidad de Granada, como director del Proyecto Fin de Máster de

Dª Lorena Marín Hernández

Informa:
que el presente trabajo, titulado:

OPTIMIZACIÓN DE PANELES RIGIDIZADOS DE MATERIALES COMPUESTOS SOMETIDOS A CARGAS MEDIOAMBIENTALES Y MECÁNICAS

Ha sido realizado y redactado por el mencionado alumno bajo nuestra dirección, y con esta fecha autorizo a su presentación.

Granada, a ..... de ..... de 20.....

Fdo. .....

Los abajo firmantes autorizan a que la presente copia de Proyecto Fin de Máster se ubique en la Biblioteca del Centro y/o departamento para ser libremente consultada por las personas que lo deseen.

Granada, a ..... de ..... de 20.....

(Firmas y números de DNI / NIE del alumno y de los tutores)

Informe de valoración del proyecto

El tribunal constituido para la evaluación del Proyecto Fin de Máster titulado:

OPTIMIZACIÓN DE PANELES RIGIDIZADOS DE MATERIALES COMPUESTOS SOMETIDOS A CARGAS MEDIOAMBIENTALES Y MECÁNICAS

Realizado por el alumno: Lorena Marín Hernández

Y dirigido por el tutor: Guillermo Rus Carlborg

Ha resuelto la calificación de:

- ☐ SOBRESALIENTE (9-10 puntos)
- ☐ NOTABLE (7-8.9 puntos)
- ☐ APROBADO (5-6.9 puntos)
- ☐ SUSPENSO

Con la nota[1]: _____ puntos.

El Presidente:.....

El Secretario:.....

El Vocal:.....

Granada, a ..... de ..... de 20.....

[1] Solamente con un decimal.

Índice

Lista de Símbolos . . . 3
1 Introducción . . . 5
1.1 Antecedentes . . . 9
1.1.1 Descripción del panel . . . 10
1.2 Motivación y objetivos . . . 12
1.3 Organización del trabajo . . . 13
2 Revisión bibliográfica: modelos y métodos . . . 14
2.1 Introducción . . . 14
2.2 Optimización de paneles compuestos . . . 14
2.2.1 Métodos de optimización . . . 19
2.2.2 Métodos de optimización directa . . . 21
2.2.3 Técnicas de aproximación global . . . 24
2.2.4 Fragmentación en sub-problemas . . . 25
2.2.5 Métodos de optimización multi-nivel . . . 25
2.2.6 Estrategias de optimización para paneles de materiales compuestos . . . 25
2.3 Paneles sometidos a cargas ambientales . . . 28
2.3.1 Efectos debidos a la humedad . . . 29
2.3.2 Efectos debidos a la temperatura . . . 29
2.3.3 Combinación de los efectos ambientales . . . 29
2.3.4 Ensayos y normativa . . . 31
2.4 Conclusiones . . . 31
3 Problema de optimización considerado . . . 32
3.1 Descripción del panel . . . 32
3.2 Análisis numéricos para la configuración del problema . . . 33
3.2.1 Deformaciones debidas a cargas ambientales y mecánicas . . . 37
3.3 Metodología . . . 38
3.3.1 Formulación del problema de optimización . . . 38
3.3.2 Proceso de optimización . . . 39
3.4 Resultados del problema de optimización . . . 43
3.4.1 Comportamiento del Sistema de Redes Neuronales . . . 43
3.4.2 Optimización computacional . . . 43

3.4.3 Objetivos . . . 44
3.4.4 Restricciones . . . 45
3.5 Conclusiones . . . 46
4 Conclusiones y trabajos futuros . . . 48
Lista de Figuras . . . 50
Lista de Tablas . . . 51
Bibliografía . . . 52
A Análisis numérico: modelo de Elementos Finitos . . . 58
A.1 Metodología . . . 58
A.2 Material . . . 60
A.3 Secuencias de apilamiento (laminado) . . . 61
A.4 Geometría y mallado . . . 62
A.5 Definición de las condiciones de contorno . . . 64
B Criterio de fallo LaRC-03 . . . 67
B.1 Descripción del criterio de fallo LaRC03 . . . 67
B.1.1 Fallo transversal . . . 67
B.1.2 Fallo longitudinal . . . 69
B.2 Resultados de la implementación del Criterio de fallo LaRC03 . . . 69
B.2.1 Evolución de los distintos criterios de fallo . . . 70
B.3 Análisis de resultados del modelo. Panel de referencia . . . 73
B.3.1 Sub-problema 2. . . . 76
B.3.2 Sub-problema 9. . . . 79

Lista de símbolos

Símbolo	Unidades	Descripción
E_{11}	$[N/m^2]$	Módulo de Young en la dirección longitudinal (dirección de la fibra)
E_{22}	$[N/m^2]$	Módulo de Young en la dirección transversal(dirección perpendicular a la fibra)
E_{33}	$[N/m^2]$	Módulo de Young en la dirección perpendicular al plano principal
ν_{12}	[]	Coeficiente de Poisson en el plano 12
ν_{13}	[]	Coeficiente de Poisson en el plano 13
ν_{12}	[]	Coeficiente de Poisson en el plano 23
G_{12}	$[GPa]$	Módulo de rigidez en el plano 12
G_{13}	$[GPa]$	Módulo de rigidez en el plano 13
G_{23}	$[GPa]$	Módulo de rigidez en el plano 23
α_{11}	[º]	Coeficiente de dilatación térmica en la dirección longitudinal
α_{22}	[º]	Coeficiente de dilatación térmica en la dirección transversal
α_{33}	[º]	Coeficiente de dilatación térmica en la dirección perpendicular al plano principal
β_{11}	[]	Coeficiente de expansión por humedad en la dirección longitudinal
β_{22}	[]	Coeficiente de expansión por humedad en la dirección transversal
β_{33}	[]	Coeficiente de expansión por humedad en la dirección perpendicular al plano principal
X_T	$[MPa]$	Resistencia longitudinal a tracción
X_C	$[MPa]$	Resistencia longitudinal a compresión
Y_T	$[MPa]$	Resistencia transversal a tracción
Y_C	$[MPa]$	Resistencia longitudinal a compresión
S_L	$[MPa]$	Resistencia longitudinal a cortante
S_{IS}	$[MPa]$	Resistencia *in-situ* a cortante
α	[º]	Ángulo de rotura transversal a compresión
β	[]	Coeficiente de respuesta a cortante
g	[]	Cociente de energía de fractura (G_I/G_{II})
L_p	$[mm]$	Longitud del panel
B_p	$[mm]$	Ancho del panel

Símbolo	**Unidades**	**Descripción**
B_r	$[mm]$	Base del rigidizador
S_r	$[mm]$	Separación entre rigidizadores
H_r	$[mm]$	Altura del rigidizadores
t_w	$[mm]$	Espesor del alma
t_b	$[mm]$	Espesor de la base del rigidizador
t_p	$[mm]$	Espesor de la piel del panel

Capítulo 1

Introducción

Un material compuesto es la combinación de dos o más materiales conocidos como fases, materiales componentes, o constituyentes. Las distintas fases no pierden su propia naturaleza y se identifican como *matriz*, fase continua, y *refuerzo*, fase discontinua. Las propiedades del nuevo material dependen, entonces, del tipo de interfase y de las características de los componentes.

Los materiales compuestos se muestran también en la propia naturaleza como es el caso de un árbol en el que las fibras de madera (fibras de celulosa de estructura tubular) resisten tanto los esfuerzos mecánicos a los que el árbol se ve sometido como las cargas ambientales y cargas debidas a la acción del viento, mientras que las resinas naturales (matriz de lignina) configuran las formas de esas fibras, manteniéndolas unidas y sirviendo como medio transmisor de cargas de unas fibras a otras. La matriz de lignina le da las buenas propiedades de elasticidad y deformación sin ruptura, típica de la madera, convirtiéndose en uno de los primeros materiales compuestos utilizados por el hombre para la construcción de las primeras chozas.

Otro ejemplo de material compuesto es el utilizado desde las primeras construcciones de viviendas de adobe constituido por arcilla y arena y reforzado con paja y que ha ido evolucionando hacia las construcciones actuales de ladrillo.

A lo largo de la historia estos materiales, aunque ya no denominados como *tradicionales*, han ido evolucionando y tomando la consideración de *avanzados*.

Se pueden definir distintas clasificaciones de los materiales compuestos: por la geometría del refuerzo, diferenciando entre fibras largas, cortas o partículas, dispuestas aleatoriamente, con una dirección predominante o formando tejido; y por el material constituyente de la matriz, siendo los más usuales los formados por matriz polimérica (*Polymeric Matrix Composite, PMC*), metálica (*Metal Matrix Composite, MMC*)y cerámica (*Ceramic Matrix Composite, CMC*).

Cuando el PMC es reforzado con fibras largas, se denomina plástico reforzado con fibra (*Fiber Reinforced Plastic, FRP*), siendo las fibras de vidrio (*Glass Fiber Reinforced Plastic, GFRP*)o de carbono (*Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP*). Un laminado consiste en una o varias capas apiladas. En el caso de que el refuerzo de cada una de las capas siga la misma orientación, se considerará *laminado unidireccional*, en caso de que cada capa del apilamiento sea distinta, estaremos ante un *laminado multidireccional*. Éstos serán capaces de soportar cargas en distintas direcciones, mientras que los

laminados unidireccionales suelen ser adecuados para soportar cargas en una dirección, ya que suelen ser débiles en la dirección transversal a la orientación de la fibra.
En la actualidad, hay sistemas de manufactura completamente automatizados (*Automated Fiber Placement machine, AFP*), que apilan cada capa de acuerdo a la geometría final de la estructura con la orientación de fibra deseada, e incluso con las orientaciones que cambian en cada punto (fibras curvadas).
Los compuestos de matriz polimérica y refuerzo cerámico ofrecen mayor rigidez y resistencia específica en comparación con los metales, con lo que se reducirá el peso y esto contribuirá a un ahorro de energía. Todo esto conlleva a que el uso de estos materiales en la industria aeronáutica sea indispensable y vaya evolucionando su uso, de forma que la disminución del peso del material influirá en el peso total del vehículo y, por tanto, en la emisión de gases y el coste del combustible por lo que influirá considerablemente en la economía para las compañías aéreas y un deterioro medioambiental. De esta forma, los FRP y, en particular, los CFRP, son cada vez más utilizados por sus altas prestaciones no sólo en aplicaciones aeronáuticas y aeroespaciales, sino que cada vez más se amplía hacia aplicaciones de las industrias deportiva, civil y arquitectónica. En la Tabla 1.1 podemos ver algunas de las aplicaciones de estos materiales según las distintas industrias.

Industria	**Ejemplos**
Aeronáutica	Alas, fuselajes, tren de aterrizaje, palas de helicóptero
Automóviles	Piezas de carrocería, alojamiento de los faros, parachoques, bastidores
Náutica	Cascos, cubiertas, mástiles
Deportiva	Cañas de pescar, palos de golf, piscinas, esquís, canoas
Química	Conducciones, recipientes de presión
Interiorismo	Estanterías, armazones, sillas, mesas, escaleras
Eléctrica	Paneles, aislantes, caja de interruptores
Arquitectónica	Refuerzos y reparaciones estructurales, estructuras sometidas a tracción
Civil	Puentes

Tabla 1.1: Aplicaciones de los mateliales compuestos.

En las figuras 1.2 y 1.1 se muestra la evolución del uso de los materiales compuestos en la industria aeronáutica.

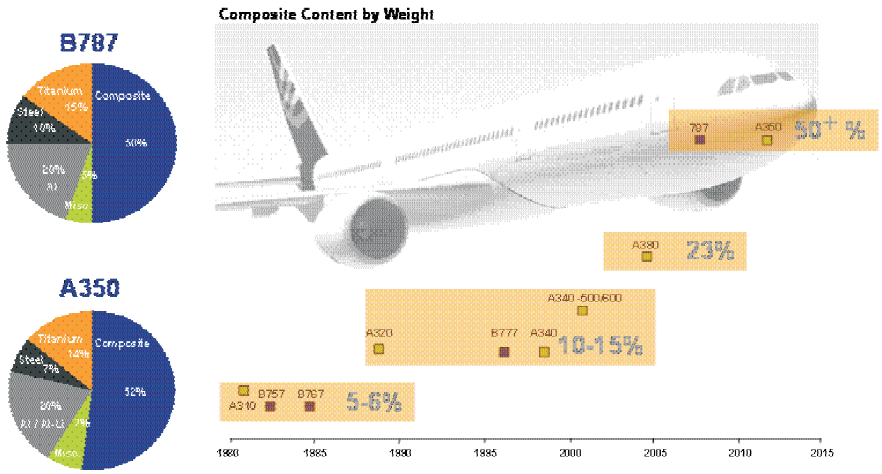


Figura 1.1: Aplicación de los materiales compuestos en aeronáutica.



Figura 1.2: Distintos materiales usados para un Boeing 787[43].

A diferencia de materiales como el hormigón, los compuestos laminados son materiales heterogéneos. Esto es debido a estar compuesto por los dos constituyentes que trabajarán de distinta forma, lo que nos llevará a los posibles defectos locales, las zonas ricas en resina, las discontinuidades de las fibras, etc. Por tanto, las estructuras compuestas degradarán siguiendo distintos mecanismos de daño:

- Rotura de la matriz. Se produce en aquellos casos en que la lámina está sometida a esfuerzos transversales y cortantes pero también es muy frecuente dado que el efecto de absorción de humedad reduce la rigidez del laminado.
- Interfase matriz-fibra. La diferencia de rigidez y coeficientes de dilatación y de humedad de ambos materiales provocará tensiones en su interfase, lo que dará lugar una posible rotura.
- Deslaminación. La deslaminación es una separación entre capas adyacentes que puede ser provocada por cargas aplicadas en el laminado.
- Pandeo de la fibra. El pandeo local de la fibra reduce la rigidez a compresión y la resistencia del laminado. Las propiedades de la matriz y de las fibras se ven afectadas considerablemente

ante las cargas a pandeo.

- Rotura de la fibra. La resistencia de una fibra varía de un punto a otro de la misma, no produciéndose la rotura de todas las fibras al mismo tiempo sino que la lámina comienza a romperse en un punto débil de una fibra. La rotura de ésta hace cambiar la distribución de tensiones a la que se encuentra sometida la fibra que ha roto así como la de las fibras próximas. Disminuirá considerablemente la resistencia del laminado y puede darse con cargas a tracción y a compresión.

Para la detección de los posibles fallos, se desarrollan distintos criterios, por ejemplo, el criterio de fallo LaRC [17] predice y diferencia los distintos mecanismos de fallo a nivel de lámina o por medio de modelos micromecánicos a partir de las propiedades de sus componentes por lo que detectará el fallo interlaminar que se busca en estudios de paneles rigidizados. Este criterio, descrito en el Anexo B, identificará si el fallo se debe a los siguientes parámetros:

- fallo de la matriz a tracción
- fallo de la matriz a compresión
- fallo de la fibra a tracción
- fallo de la fibra a compresión

La existencia de estos mecanismos de daño llevan a estudiar los materiales compuestos a distintas escalas: a nivel de matriz-fibra (micromecánica), a nivel de lamina (mesomecánica) y a nivel de elemento estructural(macromecánica).

- La micromecánica es el estudio en donde los materiales que constituyen al material compuesto (fibras y matriz) se estudian por separado y no como una sola entidad, es decir, el estudio se hace a un nivel heterogéneo en el que las propiedades del material cambian de un punto a otro en una dirección particular dependiendo si se está examinado la fibra o la matriz.
- La mesomecánica consiste en el estudio del material compuesto a nivel de lámina, de forma que no hace diferencia entre las fibras y la matriz, por lo que el diseño del análisis se hará homogeneizando el material por medio de *teorías de homogeneización*.
- La macromecánica se encarga del estudio del material compuesto como un todo, no hace diferencia entre las fibras y la matriz, por lo tanto el diseño del análisis se hará tomando material compuesto como una entidad. En la macromecánica se asume que el compuesto es un material homogéneo, por lo que las propiedades del material no van a cambiar de un punto a otro en una dirección particular. El diseño del análisis de un material compuesto con varias capas en forma laminar y reforzado con fibras se hace a un nivel macromecánico.

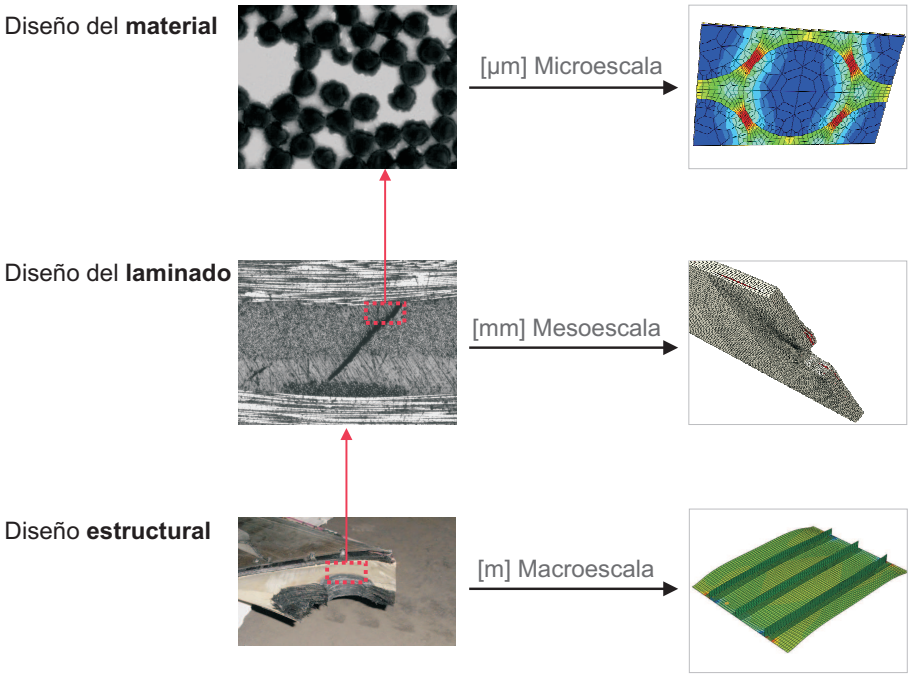


Figura 1.3: Escalas de estudio.

Para una buena caracterización del material se diferenciará entre coordenadas globales del material compuesto y coordenadas locales del laminado, Figura 1.4, de forma que el índice 1 indicará la dirección de la fibra, el índice 2 mostrará la dirección perpendicular a la fibra y, por último, la dirección 3 hará referencia a la dirección perpendicular al plano que forman las dos direcciones principales.

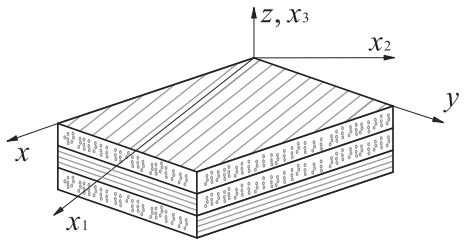


Figura 1.4: Coordenadas globales y locales.

1.1. Antecedentes

El grupo de investigación de Análisis de Materiales Avanzados para el Diseño Estructural (AMADE) de la Universitat de Girona ha realizado, a lo largo del proyecto previo Ensayo Virtual y Supervisión Estructural de Revestimientos de CFRP (EVISER1), la construcción de un panel de material compuesto rigidizado con tres nervios a través del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) con el fin de ser sometido a dos tipos de ensayo: uno a compresión y otro a delaminación, Bofill y Mayugo, [9].

Este elemento estructural forma parte de la piel de un ala o del fuselaje de un avión. La piel tiene una buena respuesta a cargas a tracción pero, debido a su esbeltez, es importante la consideración de los

efectos de cargas a compresión y a cortante. De aquí, el diseño estructural con refuerzos denominados *larguerillos*.

Dentro de este estudio, Torres [54] realizó un estudio paramétrico a partir del cual se considera la influencia de la geometría y la posición de los refuerzos en la respuesta del panel y la importancia de un proceso de optimización para este tipo de elemento estructural.

Este panel ha sido diseñado y estudiado en colaboración previa del grupo de investigación AMADE con el proyecto EVISER [44] y fue la base del Trabajo Final de Carrera de Jordi Torres [54] y el Trabajo Final de Máster Jordi Bofill [9] y de Pere Badalló [6].

1.1.1. Descripción del panel

Geometría

El panel objeto de estudio es una simplificación de un panel curvado, de forma que el ensayo virtual se realizará con un panel de geometría plana. Se trata de un especimen con tres larguerillos en forma de T fabricados con CFRP. Es un panel simétrico en el plano *x-z y z-y*. Los parámetros geométricos se muestran en las Figuras A.1 y A.3 y en la Tabla 1.2.

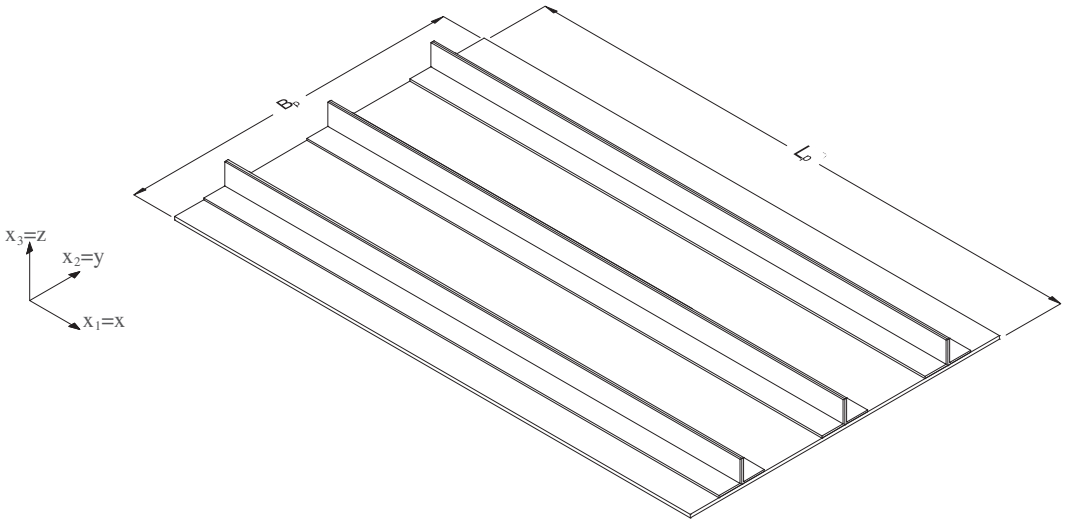


Figura 1.5: Panel rigidizado (cotas en mm)

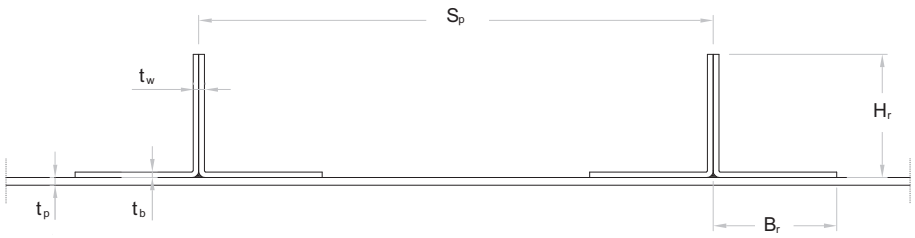


Figura 1.6: Panel rigidizado con variables geométricas de diseño consideradas (cotas en mm)

Parámetro	Descripción	Valor [mm]
L_p	Longitud del panel	500
B_p	Ancho del panel	300
B_r	Base del rigidizador	24
S_r	Separación entre rigidizadores	100
H_r	Altura del rigidizadores	24
t_w	Espesor del alma	2.208 (Tabla A.4)
t_b	Espesor de la base del rigidizador	1.104 (Tabla A.4)
t_p	Espesor de la piel del panel	1.472 (Tabla A.4)

Tabla 1.2: Parámetros geométricos del panel de estudio [44].

Material

Los paneles considerados en la simulación son fabricados con cinta prepeg de matriz epoxy reforzada con fibras de carbono unidireccionales. Las características más destacadas de este material son una elevada resistencia específica mecánica y fácil moldeabilidad.

La referencia del material compuesto utilizado es T800/M21, de la casa comercial Hexcel. Las siguientes tablas contienen las propiedades mecánicas del material: en la Tabla A.2 podemos ver las propiedades elásticas(módulo de elasticidad E_{11}, E_{22}, E_{33}; coeficiente Poisson ν_{12}, ν_{13}, ν_{23}; módulos de rigidez G_{12}, G_{13}, G_{23}; coeficientes de dilatación térmica α_{11}, α_{22}, α_{33}; coeficientes de expansión por humedad β_{11}, β_{22}, β_{33}; densidad), mientras que en la Tabla A.3 observaremos las propiedades de resistencia utilizadas en el criterio de fallo LaRC03 [17] explicado en el Anexo B.

Los compuestos usados en el panel se constituyen a base de láminas unidireccionales de manera que el laminado se forma con la superposición de dichas láminas, las cuales pueden tener distintas orientaciones.

Las propiedades de estás láminas no se tratan a nivel de constituyentes, sino a nivel de láminas. Cada lámina se considera transversalmente isotrópica y únicamente se tienen en cuenta las propiedades en el plano del laminado.

Propiedad	Valor	Descripción
$E_{11}(GPa)$	134.7	Módulo de elasticidad
$E_{22} = E_{33}(GPa)$	7.7	
$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.369	Coeficiente de Poisson
ν_{23}	0.5	
$G_{12} = G_{13}(GPa)$	4.2	Módulo de rigidez
$G_{23}(GPa)$	2.5	
$\alpha_{11}(^oC^{-1})$	$-3{,}08 \cdot 10^{-7}$	Coeficiente de dilatación térmica (valores aproximados)
$\alpha_{22} = \alpha_{33}(^oC^{-1})$	$3{,}18 \cdot 10^{-5}$	
β_{11}	$1{,}4 \cdot 10^{-3}$	Coeficiente de expansión por humedad (valores aproximados)
$\beta_{22} = \beta_{33}$	0,6	
$Densidad(Kg/m^3)$	1590	

Tabla 1.3: Propiedades elásticas del material compuesto T800/M21 [44].

Propiedad	Valor	Descripción
$X_T(MPa)$	2290.5	Resistencia longitudinal a tracción
$X_C(MPa)$	1051	Resistencia longitudinal a compresión
$Y_T(MPa)$	41.43	Resistencia transversal a tracción
$Y_C(MPa)$	210	Resistencia transversal a compresión
$S_L(MPa)$	69.4	Resistencia longitudinal a cortante
$S_{IS}(MPa)$	106.48	Resistencia *in situ* a cortante
$\alpha(^o)$	53.5	Ángulo de rotura transversal a compresión
β	$5{,}10^{-8}$	Coeficiente de respuesta a cortante
g	0.5769	Cociente de energía de fractura (G_I/G_{II})

Tabla 1.4: Propiedades de resistencia del material compuesto T800/M21 [44].

Secuencias de apilamiento (laminado)

Los laminados utilizados para estudiar el comportamiento del panel son los definidos en la Tabla A.4 y están diferenciados según las diferentes partes que componen la geometría del panel.

Referencia	Secuencia de apilamiento	Número de capas	Espesor(mm)
Base del rigidizador	$(\pm 45, 0_2, 90, 0)$	6	1.104
Alma del rigidizador	$(\pm 45, 0_2, 90, 0)_s$	12	2.208
Panel	$(\pm 45, 0_2, 90, 0)_s$	8	1.472

Tabla 1.5: Laminados del panel [44].

1.2. Motivación y objetivos

En aeronáutica, los revestimientos reforzados con larguerillos de fibra de carbono son una solución estructural ampliamente utilizada. El ensayo virtual de estas estructuras mediante técnicas numéricas se hace indispensable para los fabricantes aeronáuticos, ya que posibilita la reducción de costes y tiempo de desarrollo. Resulta entonces importante el desarrollo de una herramienta numérica que sea capaz de reproducir cualquier condición de ensayo de las que se va a someter la estructura.

Las estructuras aeronáuticas se ven sometidas, durante su uso y mantenimiento, a una gran diversidad de condiciones ambientales que incluyen distintas combinaciones de temperatura y humedad. Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos se ven afectadas por dichas condiciones.

La aplicación de los compuestos en elementos principales estructurales es cada vez más frecuente, por lo que aumenta el grosor del laminado que las compone, con lo que los efectos de dilatación térmica y de expansión por absorción de humedad son cada vez más determinantes en el diseño.

Hasta ahora, se han realizado distintos precedimientos de optimización minimizando la masa bajo un apto comportamiento a cargas mecánicas. Desde este trabajo se plantea la obtención de una herramienta de optimización multi-objetivo capaz de hallar los parámetros geométricos más adecuados para este tipo de panel con rigidizadores en T minimizando el peso y buscando un mejor comporta-

miento ante cargas mecánicas e hidrotérmicas controlando las dilataciones y retracciones del material. Esta herramienta tendrá la capacidad de analizar la estructura para cualquiera de las condiciones de humedad y temperatura, consideradas en laboratorio, a las que se ven sometidas en el sector aeronáutico (generalmente -55^{o}C, temperatura ambiente, 70^{o}C, 90^{o}C, y 120^{o}C y con probeta seca y llevada a saturación de humedad).

1.3. Organización del trabajo

De acuerdo a los objetivos descritos, el trabajo se estructura de la siguiente forma:

- En el Capítulo 2 se realiza una revisión bibliográfica de los trabajos de optimización realizados en el ámbito de materiales compuestos y una breve descripción del comportamiento de estos elementos estructurales sometidos a cargas ambientales.
- El Capitulo 3 muestra el trabajo de optimización redactado en forma de artículo y que será la base para ser posteriormente enviado a la revista *Composite Science and Technology*.
- Finalmente, en el Capítulo 4 se exponen las conclusiones y trabajos futuros.
- Se incluyen como anexos los cálculos previos y el estudio realizado del comportamiento de estos materiales implementando el criterio de fallo LaRC03, así como la descripción de los modelos de Elementos Finitos implementados [17] y la comparativa y elección de los posibles objetivos de optimización.

Capítulo 2

Revisión bibliográfica: modelos y métodos

2.1. Introducción

Los paneles rigidizados de materiales compuestos han sido aplicados principalmente para estructuras aeronáuticas por su ligereza y su comportamiento resistente a tracción y a altas temperaturas, a esto se suma la reducción del peso del panel que se traduce en un ahorro de energía. No obstante, el mayor inconveniente de este material es su alto coste, por ello, se hace indispensable un buen diseño tecnológico para mejorar sus propiedades con un menor coste. Hasta ahora la mayor parte de los estudios de optimización de este tipo de paneles no consideran los efectos debidos a cargas ambientales por lo que esta revisión bibliográfica se compone de dos apartados, diferenciando la optimización de paneles rigidizados, en los que predomina el estudio del comportamiento de estos paneles bajo cargas a compresión, y los estudios realizados de placas sometidas a cargas ambientales.

2.2. Optimización de paneles compuestos

Podemos definir la optimización como la ciencia encargada de determinar las mejores soluciones a problemas matemáticos que a menudo modelan una realidad física. En ingeniería nos encontramos ante problemas multidimensionales, no lineales y modales, en los que, por medio de la optimización, podremos hallar la solución óptima que se ajuste mejor a las características del problema físico en cuestión.
Para el inicio del planteamiento del problema, hay que seleccionar las variables de diseño y los objetivos y restricciones de interés para el tipo de panel y de ensayo.
En los problemas de optimización de materiales compuestos surgen numerosas variables que hemos diferenciado en dos grupos:

- Optimización paramétrica. Tiene como objetivo encontrar las dimensiones óptimas del cuerpo, como por ejemplo un espesor, una longitud, un radio de redondeo o un área de sección trans-

versal. En la optimización de materiales compuestos podemos encontrarnos con dos grupos de variables de diseño claros:

- Las variables geométricas, entre las que se pueden encontrar variables como las correspondientes a las formas y distancia entre rigidizadores y el ángulo de curvatura del panel. Kauffmann et al. [32] y Rikards et al. [46] realizan una optimización de la masa del panel por medio de las variables geométricas.
- Secuencia de apilamiento. El diseño del laminado compuesto requiere, a su vez, la búsqueda del menor número de capas, la mejor orientación de la fibra y el menor espesor de cada capa. Ghiasi et al. [19] [20] realiza una revisión bibliográfica de la optimización de la secuencia de apilamiento para laminados con rigidez variable y constante.

- Optimización topológica. La optimización paramétrica se plantea habitualmente como la minimización de peso y maximización de resistencia con determinadas restricciones que limitan los valores admisibles de tensiones y desplazamientos. Sin embargo, la optimización topológica se plantea de forma inversa: distribuye una cantidad determinada de material de forma que se maximice la rigidez del elemento estructural para un determinado estado de carga. Lund [39] realiza un estudio de optimización topológica para estructuras de compuestos. Por su parte, Iuspa et al. [30] centra este tipo de optimización en el estudio de las cuatro secciones de rigidizadores más comunes.

Principales objetivos y restricciones. Análisis de los paneles rigidizados.

Entre los principales objetivos considerados en la optimización de paneles rigidizados predomina la minimización de la masa, del número de capas o del coste del panel y la maximización de las resistencia a colapso y pandeo. En las Tablas 2.1 y 2.2 podremos ver dicha relación de objetivos.
Para su optimización es necesario analizar la aparición y evolución del daño en los paneles en los que predominará el fallo interlaminar. La piel del panel tiene un buen comportamiento a tracción. Sin embargo, estos paneles van a estar sometidos a cargas a compresión, por lo que es importante condiderar dichas cargas ya que el panel tiene una esbeltez importante y a partir de la cual se disponen los refuerzos, resultando una estructura altamente eficiente. Por ello, se han realizado diversos estudios sobre el rigidizador y la unión rigidizador-panel. Las zonas más comunes de inicio de fallo en estructuras rigidizadas se muestra en la Figura 2.1.

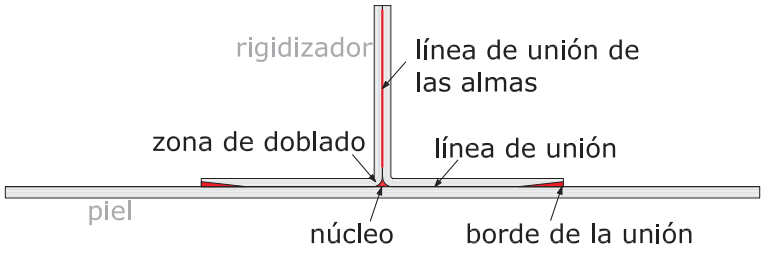


Figura 2.1: Panel rigidizado con variables de diseño consideradas (cotas en mm)

Orifici et al. [41] analiza el fallo en post-pandeo para rigidizadores en T clasificándolos en cuatro tipos de fallo según la localización:

- Fallo al doblado: Aparece delaminación entre rigidizador y piel.
- Fallo *blade*: La deslaminación surge en el alma del rigidizador.
- Fallo en la unión rigidizador-piel: La zona de fallo corresponde con la superficie de unión rigidizador-piel. Este fallo comienza en el borde de la unión.
- Fallo en el núcleo: Delamina en la zona central de resina entre rigidizador y panel.

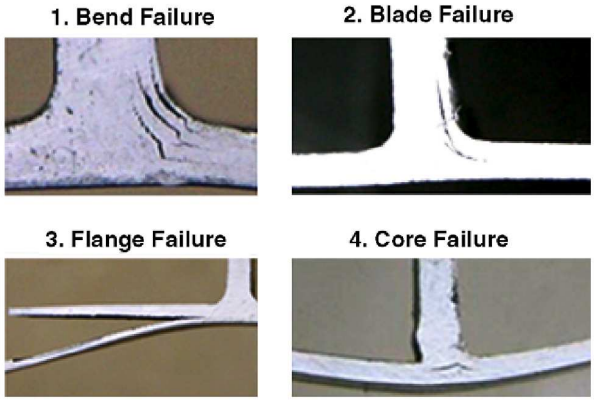


Figura 2.2: Clasificación de tipos de fallo [41].

Orifici diferencia entre análisis global y local, de forma que en el global desarrolla un modelo con elementos shells y en el análisis local focaliza el modelo hacia la zona del rigidizador pudiendo utilizar en este caso elementos sólidos y, de esta manera, poder definir el tipo de fallo del panel. En ambos análisis para paneles multi-rigidizados, surge delaminación bajo los rigidizadores mostrándose dos zonas críticas: en el borde de la base del rigidizador y en la unión triangular formada entre rigidizador y piel. En la Figura 2.3 vemos el daño producido en la zona correspondiente al borde de la unión rigidizador-piel.

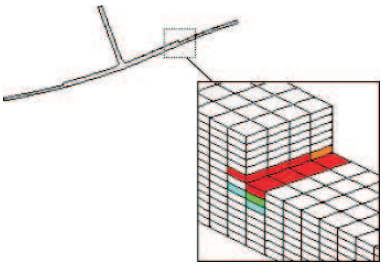


Figura 2.3: Modelo local. Predicción de inicio de fallo en paneles multi-rigidizados.[41].

Varios autores como Van Rijn [56] consideran el fallo hallado en los bordes del rigidizador resultando significativa la orientación de la primera capa del laminado de la piel. Cui et al [16] centra su estudio

en el núcleo rico en resina comparando la influencia, por un lado, del núcleo, matriz y adhesivo, y, por otro, la influencia del radio de dicho núcleo en la resistencia y modos de fallo.

Tipos de rigidizadores

La rigidez del panel depende de este elemento, por lo que las variables de diseño de éste serán de interés es los distintos problemas de optimización. La forma del rigidizador es seleccionada por factores como fabricación, coste, rigidez a pandeo y a torsión. En la Firura 2.4 se muestran las geometrías más usuales y las correspondientes variables de diseño.

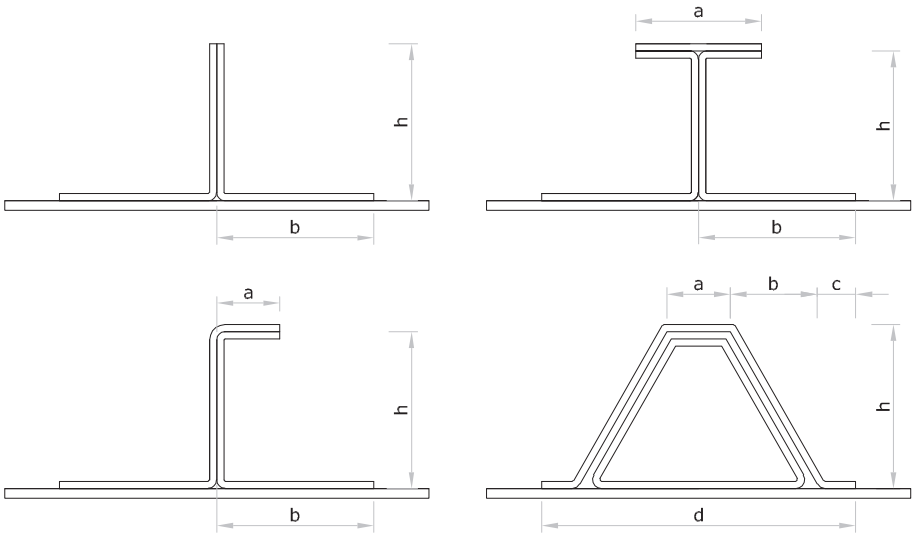


Figura 2.4: Panel rigidizado con variables de diseño consideradas

Todoroki et al. [52] realizaron un estudio de optimización para secciones en forma de sombrero y Liu et al. [38] estudiaron el laminado de los cuatro tipos de secciones.

Atendiendo a la sección en forma de T, Herencia et al. [25] para su trabajo de optimización local, consideró cuatro distintos tipos de secciones de rigidizadores en T, diferenciando según el proceso de manufacturación, de forma que se puedan unir cara a cara cada una de las partes que componen el rigidizador, añadiendo capas adicionales entre estas partes o en la base de las mismas, como se muestra en la Figura 2.5.

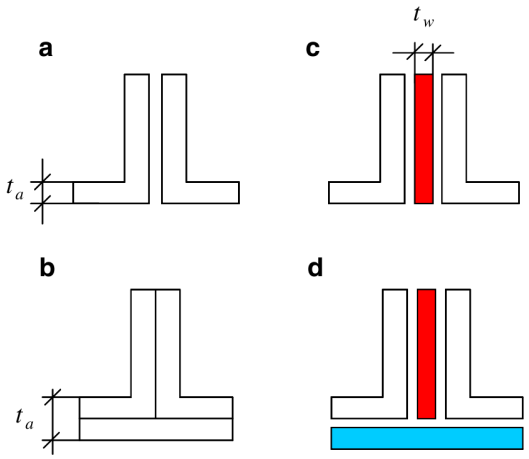


Figura 2.5: Tipos de rigidizadores en T[25]

Por otra parte, algunos rigidizadores no tienen sus bordes en ángulos de 90º. Estos acabados reciben el nombre de *run-out*. Este diseño se debe a la concentración de tensiones en los bordes del rigidizador. Greenhalgh et al. [22] estudiaron los posibles mecanismos de fallo para distintas geometrías de run-outs.

Aunque en problemas de optimización aún no se ha contemplado esta modificación en su geometría, es importante considerar las posibles variables de diseño que estas modificaciones acarrearían, Figura 2.6.

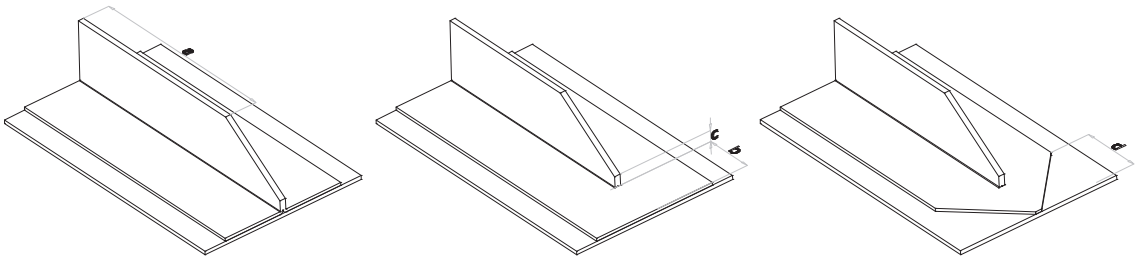
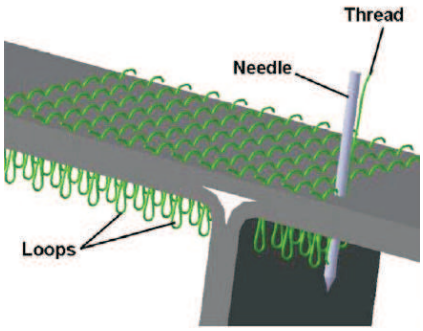
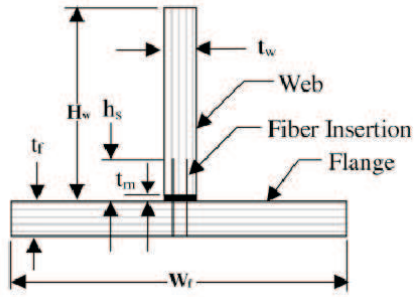


Figura 2.6: Variables de diseño contempladas en rigidizadores con run-outs

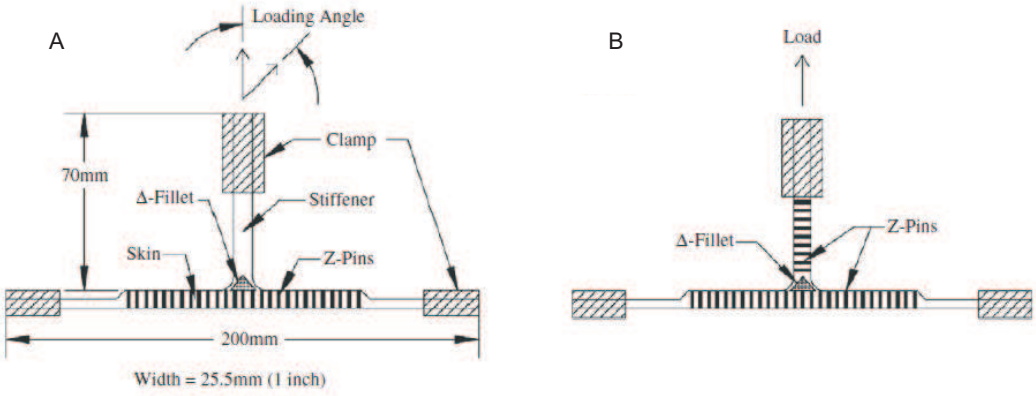
Existen nuevos planteamientos en el diseño de paneles rigidizados como puede ser el cosido en la zona de doblado del rigidizador con el fin de reducir el fallo interlaminar en esa zona. Dentro del estudio de estos refuerzos, se pueden distinguir varios tipos. En las Figuras 2.7 se muestran los principales diseños que podrían afectar al planteamiento de la unión rigidizador-piel con el que tratamos.



(a) Tipo de refuerzo con cosido [49]



(b) Tipo de refuerzo con grapa [12]



(c) Tipos de refuerzo en z-pin [33]

Figura 2.7: Refuerzos para las uniones en T

Otros tipos de refuerzo son considerados por Greenhalgh et al. [23] para el diseño de paneles compuestos rigidizados.

Esta alternativa en el diseño del panel daría lugar a nuevas variables de optimización como la distancia entre los z-pins o el cosido y el diámetro de los mismos. Este tipo de refuerzo implica un estudio concreto de los efectos de humedad ya que, como se explicará más adelante, la direccionalidad de estos elementos implicará una mayor facilidad de entrada de la humedad. Estos estudios de los efectos de la humedad en los refuerzos por cosido son realizados por Kumari et al. [34] [35] y Rao et al. [45]. Las numerosas variables resultantes llevan a los investigadores a recurrir a distintas estrategias capaces de reducir la complejidad del problema general y el tiempo computacional que requieren.

2.2.1. Métodos de optimización

El considerable número de variables que se afronta en los problemas de optimización de materiales compuestos y la existencia de análisis de coste computacional elevado, lleva a los distintos investigadores al uso de estrategias que minimicen este coste computacional y obtenga las variables requeridas de forma óptima. Fang et al. [3] identifica cuatro categorias para los métodos de optimización: procedimientos analíticos, métodos de enumeración, esquemas heurísticos y progamación no-lineal. Abrate [10] realiza la clasificación con respecto a las funciones objetivo. Venkataraman et al. [56]

clasifican en dos grupos: diseño de laminados y diseño de placas rigidizadas y, por último, y Ghiasi et al. [19] distinguen entre rigidez variable y constante para problemas de secuencia de apilamiento. En este trabajo, nos centraremos en la optimización de paneles rigidizados que, en su totalidad están sometidos a cargas de compresión y el objetivo más frecuente es la minimización del peso. A su vez, clasificaremos entre estudio de paneles con uno o varios rigidizadores y en función de la estrategia utilizada:

1. Panel multi-rigidizado

    a) Métodos de optimización directa

    b) Técnicas de aproximación global

    c) Fragmentación en sub-problemas

    d) Métodos de optimización multi-nivel

2. Panel mono-rigidizado

    a) Métodos de optimización directa

    b) Técnicas de aproximación global

    c) Fragmentación en sub-problemas

    d) Métodos de optimización multi-nivel

2.2.2. Métodos de optimización directa. Optimización Mono-Objetivo y Multi-Objetivo

Tarde o temprano, a lo largo del estudio de un ensayo virtual o experimental, cabe preguntarse cuál será la mejor solución geométrica de un conjunto de decisiones y el método prueba y error se traduce en un tiempo difícilmente abarcable. Es por ello, que surgen los distintos métodos de optimización.
Un problema de optimización N-dimensional con m funciones objetivo individuales pueden definirse generalmente segun la Eq. 2.1

$$min/maxF(x) = [f_1(x), f_2(x), ..., f_m(x)] \tag{2.1}$$

sujeto a

$$\begin{aligned} G(x) &< 0 \\ H &= 0 \\ lb &\leq x \leq ub \end{aligned}$$

donde $F(x)$ son las funciones objetivo y m el número de éstas; y x es el conjunto de variables de diseño.
Siempre que $m = 1$ estaremos hablando de *optimización mono-objetivo* y, por el contrario, si $m \neq 1$ se corresponderá con *optimización multi-objetivo*. Normalmente, las relaciones entre las variables de decisión pueden dar lugar a una o varias funciones objetivos y el valor de cada una de estas funciones puede ser interpretado como una medida de la cualidad de la combinación particular de las variables de decisión que, en definitiva, son la solución del problema inicial. Por ello, en problemas de optimización de materiales compuestos nos llevará a definiciones de problemas multi-objetivo.
Por otra parte, en problemas de optimización de este tipo de materiales y, en este caso, de paneles rigidizados es poco habitual la aplicación de este tipo de métodos de manera individual. Usualmente

se suelen combinar entre ellos, de forma paralela o por niveles, o con otros métodos. La elección del algoritmo de optimización o la estructura del problema que mejor se ajuste a las características del problema físico es quizá lo más confuso para el diseñador. El objetivo principal es encontrar una solución óptima con un coste computacional razonable por lo que inicialmente, se puede establecer una clasificación preliminar diferenciando por un lado los métodos de *optimización local* y, por otro, las denominadas técnicas de *optimización global*. Los métodos locales obtienen la mejor solución posible en las inmediaciones del punto inicial, con lo que trabajarán con una gran dependencia del punto de arranque del algoritmo. Los más importantes utilizan la información del gradiente. Las técnicas de optimización global muestran una gran independencia de la naturaleza del espacio de soluciones y son capaces de atravesar el espacio de diseño con múltiples mínimos o máximos locales y alcanzar un óptimo global.
Estos métodos se pueden englobar en tres grupos:

- Métodos con información de gradiente. Optimización local
- Métodos heurísticos. Optimización global
- Métodos híbridos

Métodos con información de gradiente

Requieren el cálculo de derivadas y, en definitiva, imponen sobre el espacio de búsqueda unas condiciones de diferenciabilidad y continuidad. Estos métodos trabajan bien cuando se aplican para funciones suaves y convexas. Convergen con mayor rapidez pero su principal inconveniente es que pueden congerver hacia un óptimo local. Herencia et al. [25] utiliza, en un primer nivel, el *MMA (Method of Moving Asymptotes)* con el que consigue una simplificación de las variables de diseño trabajando con ellas como variables continuas. Debido a este inconveniente, es muy habitual que el uso de estos métodos se vea complementado con algoritmos de tipo estocástico. Otros métodos de este tipo pueden ser los métodos Quasi-Newton y los métodos Least-Squares.

Métodos heurísticos

En general, al tratarse de métodos de optimización global, exploran de forma exhaustiva el espacio de diseño, sin aprovechar las características locales del espacio, ralentizando su convergencia. Dependiendo de su naturaleza determinista o probabilística, estaremos hablando de Optimización Determinista o Estocástica.

- **Optimización Determinista**

  Algunos algoritmos heurísticos como la *búsqueda Tabú* tienen la capacidad para escapar de mínimos o máximos locales, aprovechando cierto conocimiento del dominio de búsqueda y actualizando la solución con el mejor punto de su vecindad. El algoritmo de búsqueda Tabú ha sido utilizado en estudios de optimización de paneles compuestos por autores como Bolduc et al. [10] y Pai et al. [42].

- **Optimización Estocástica o Robusta**

  Otras veces la naturaleza probabilística o la falta de definición del entorno en el que las soluciones serán aplicadas puede llevar a buscar otros enfoques, como por ejemplo los métodos de Programación Estocástica o de Optimización Robusta. Estos métodos se pueden diferenciar en dos familias: aquellos que utilizan un único punto de partida y aquellos que utilizan una población.

  Todas las variantes de los métodos heurísticos probabilísticos con un único punto de partida, a excepción del recocido simulado, se limitan a evolucionar una solución inicial perturbando aleatoriamente los parámetros a optimizar.

  - **Algoritmos Genéticos**. Son las herramientas más utilizadas para optimización. Está basado en los principios de la selección y evolución natural, consiguiendo dicha evolución a través de operadores de selección, cruce y mutación. Sin embargo, la amplia difusión del método de optimización ha hecho que los propios investigadores propongan continuas variantes y mejoras. Entre estas mejoras, la mayor parte de estas investigaciones están destinadas a la búsqueda de una convergencia más rápida. La evolución de estos algoritmos se basan en la aplicación del elitismo sin considerar el concepto de *memoria*, es decir, se aplica un factor de evaluación en el que los individuos mejor adaptados, tendrán un valor más elevado para continuar en la siguiente generación.
  - **Enjambre de partículas**. A diferencia de los algoritmos genéticos, en la optimización con emjambre de partículas la población tiene memoria, es decir, la pobalción se dirige y encauza influida por la memoria de cada individuo y por el estado presente en el que cada uno se encuenta.
  - **Recocido simulado(Simulated Annealing, SA)**. Este método imita a nivel computacional el proceso físico basado en el enfriamiento de sólidos calentados a altas temperaturas. Akbulut et al. [2] y Erdal et al. [18] realizaron distintos diseños de optimización en paneles compuestos con este tipo de algoritmos.
  - **Algoritmos Colonia de Hormigas**. Este algoritmo está basado en el comportamiento natural de las hormigas sobre lo que ahora es un espacio de soluciones, de forma que éstas encuentran el camino más corto desde el hormiguero hasta la comida y viceversa por medio de las concentración de feromonas. Este apredizaje está implementado dentro del algoritmo.

    El Algoritmo Colonia de Hormigas es utilizado para la optimización de paneles rigidizados por Wang et al [57]

Métodos híbridos

La ralentización de la convergencia en los algoritmos heurísticos, por un lado, y la posibilidad de encortrarse ante un óptimo local con los algoritmos basados en gradiente, llevan a diversos autores, a

enfocar el problema de optimización de manera híbrida, beneficiándose de la rápida convergencia de estos últimos y asegurándose de que dicha convergencia se realice ante el óptimo global.

2.2.3. Técnicas de aproximación global

Una de las estrategias a las que habitualmente se recurre son las técnicas de aproximación global que consisten en herramientas capaces de comportarse como los correspondientes programas de Elementos Finitos y obtener rápidamente los datos requeridos para la optimización. Entre estas técnicas destacan:

- Técnicas de aproximación utlizadas en problemas de optimización de materiales compuestos:
  - **Redes Neuronales Artificiales**. Este método está basado en sistemas biológicos, en el aprendizaje a través de la experiencia. Son capaces de emular ciertas características propias del cerebro humano como la capacidad de memorizar y de asociar hechos, con lo que a través de un patrón de entrenamiento es capaz de comportarse según el panel objeto de estudio. Bisagni et al. [8] utiliza este método implementando distintas redes que le den la respuesta del panel ante los objetivos y restricciones optimizados en el problema. Por otro lado Lanzi et al. [37] compara del comportamiento de diferentes redes y elementos con el resultado obtenido con programas de Elementos Finitos.
  - **Response Surface Analysis (RSA)**. Todoroki et al. [50] [52] [51] plantea un método basado en ramificar y acotar (*branch-and-bound*) con el que cosigue reducir considerablemente el coste computacional. Estos métodos consisten en aproximar la función objetivo introduciendo términos de parámetros de laminados. Todoroki consigue un óptimo funcionamiento obteniendo las restricciones a través de RSA. Éstas son capaces de generar un modelo global aproximado de una función no-lineal pero su principal inconveniente es que se trata de un método basado en el valor de la función y sus gradientes y, como se ha comentado anteriormente, este tipo de aproximaciones únicamente convergerán hacia un óptimo global si la forma de la función es suave y convexa.
  - **Radial Basis Function**. Consiste en una técnica de interpolación capaz de describir el comportamiento de funciones no-lineales. Lanzi et al. [37] compara el comportamiento de RNA, RBF y modelos Kriging.
  - **Modelos Kriging**. Son métodos de interpolación generados para operar con datos determinísticos. La idea principal es la predicción de respuesta a través de un conjunto de datos espaciales, con lo que aproxima las funciones no-lineales como una combinación lineal con modelo de regresión conocida y proceso estocástico.
  - **Funciones de regresión polinomial**. Rikards et al. [46] [47] y Badran et al. [7] desarrollan una función de aproximación a través de los datos obtenidos de una simulación numérica con programas de Elementos Finitos y de datos experimentales, con lo que consiguen un modelo sustitutivo para el diseño de optimización.

- Otras técnicas de aproximación, [58]:
  - **Teoría de aprendizaje estadístico y métodos kernel**. Basados en el aprendizaje de un algoritmo por la relación entre dos conjuntos de datos.
  - **Lógica difusa**. Es una lógica basada en la teoría de conjuntos capaz de imitar el comportamiento de la lógica humana.
  - **Modelos Híbridos: métodos estocásticos + técnicas de aproximación**. Se introducen otro tipo de algoritmos pero no como el nexo con la función objetivo, sino para optimizar la propia técnica de aproximación global.
  - **Modelos Híbridos: Combinación de técnicas de aproximación**. En algunas técnicas como en la lógica difusa, se pueden ayudar de algoritmos que definen otras técnicas, como las redes neuronales, para definir parámetros concretos (señales de entrada o pesos, para el caso de lógica difusa y redes neuronales).

2.2.4. Fragmentación en sub-problemas

Para la simplificación del problema, algunos autores subdividen el problema global en distintos problemas, reduciendo el coste computacional del mismo. Es muy frecuente en esta técnica realizar la optimización de la dirección de la fibra en un primer sub-problema y en una segunda parte optimizar el espesor de las capas obteniendo el mínimo peso. Por otro lado, en estructuras de paneles rigidizados se puede resolver el problema en dos sub-problemas, por un lado, la optimización de la piel y, por otro, la optimización de los rigidizadores. Irisarri et al. [28] desarrollan esta estrategia de forma que optimiza en un sub-problema la secuencia de apilamiento de la piel y en el siguiente la correspondiente secuencia de apilamiento de los rigidizadores.

2.2.5. Métodos de optimización multi-nivel

Por último, otra estrategia para los problemas de optimización es la denominada como optimización multi-nivel, la cual consiste en la de fragmentación del problema inicial en sub-problemas, salvo que en éstos se obtiene por medio de computación paralela mientras que en los métodos multi-nivel se establece un orden de optimización. Está disgregación permite la implementación de distintas restricciones en cada uno de los niveles. Esta técnica es utilizada por Irisarri et al. [28].

2.2.6. Estrategias de optimización para paneles de materiales compuestos

En las Tablas 2.1 y 2.2 observamos la clasificación realizada para paneles rigidizados de materiales compuestos, con los correspondientes objetivos y restricciones optimizadas.

nºrigidizadores	Autores	**Estrategia**		**Tipo de**	**Func. Obj.**		**Ensayo**	**Tipo rig.**
		Clasificación	Tipo	**variables**	Objetivos	Restricciones		
Multi-rigidizado	Bisagni et al.[8]	T.aproximación	RNA+AG	S.apilamiento Geométricas	$minW$[1]	P_{cr}[2],P_{co}[3],S_{pb}[4]	post-pandeo	
	Lanzi et al. [36]	T.aproximación +AG	(RNA,RBF,Krigings)	Geométricas+ S.apilamiento	$minW$	P_{cr}, P_{co} y S_{pb}	post-pandeo	
	Irisarri et al. [29]	T.aproximación Subproblemas	(RBF,Krigings)+AE	S.apilamiento	$maxP_{cr}$, $maxP_{co}$		pandeo y post-pandeo	
	Irisarri et al. [28]	Multi-nivel	AE	S.apilamiento	min nº de capas, $maxP_{cr}$		pandeo	
	Kaufmann et al. [32]	Método Directo	Reducc. mono-obj.(AG)	Geométricas	DOC[5]	Variables de diseño	pandeo	
	Todoroki et al. [52]	T.aproximación	Branch-and-bound (RSA)	S.apilamiento	$maxP_{cr}$	calculadas por RSA	pandeo	
	Wang et al. [57]	Método Directo	ACO	S.apilamiento	$maxP_{cr}$	W		
	Rikards et al. [46] [47]	T.aproximación	Regresión Polinómica	Geométricas	$minW$		pots-pandeo	
	Rikards et al. [46] [47]	T.aproximación	Regresión Polinómica	Geométricas	$minW$	P_{cr} y S_{pb} y S_{p2b}[6]	post-pandeo	
	Badran et al. [7]	Método Directo+ T.aproximación	AG+ Regresión polinómica	Geométricas	$minW$ y $maxP_{cr}$	Variables de diseño	pandeo	
	Gigliotti et al. [21]	Método Directo	AG	S.apilamiento	$minW$		Pandeo y Resist. al daño	
	Kang et al. [31]	Comput. paralela	AG	Geométricas S.apilamiento	$minW$		post-pandeo	
	Iuspa et al. [30]	Método Directo	AG	Opt. topológica Geométricos	$minW$		pandeo	
	Corvino et al. [15]	Método directo	BMOGA[7]	Tipo rigidizador Geométricos S.apilamiento	mono-obj:$minW$ Multi-Objetivo:	P_{cr} y Resistencia al daño $minW$ y min coste	Pandeo y Resist. al daño	
	Nagendra et al. [40]	Método Directo	AG	S.apilamiento	$minW$	P_{cr} $g(\theta)$[8]	pandeo	

Tabla 2.1: Clasificación de optimización de paneles multi-rigidizados.

nºrigidizadores	Autores	**Estrategia**		**Tipo de**	**Func. Obj.**		**Ensayo**	**Tipo rig.**
		Clasificación	Tipo	**variables**	Objetivos	Restricciones		
Mono-rigidizado	Herencia et al. [25]	Multi-nivel	MMA[9]+AG	1^{er} nivel:				
				Geométricas	$minW$	P_{cr} y resistencia	pandeo local-global	
				2^{o} nivel:				
				S.apilamiento	$minW$	max nº capas capas con misma orientación	pandeo local-global	
	Ruitjer et al. [48]	T.aproximación	RNA+AG	Geométricas	$minW$		pandeo (estático)	
	Todoroki et al. [51]	T.aproximación	Branch-and-bound (RSA)	S.apilamiento	P_{cr}		pandeo	
	Liu et al. [38]	Multinivel	GA	1^{er} nivel(panel):				
				geométricas	$minW$	variables de diseño	pandeo	
				2^{o} nivel(laminado):				
				S.apilamiento	P_{cr}	$g(\theta)$[8]	pandeo	

Tabla 2.2: Clasificación de optimización de paneles mono-rigidizados.

[1] Peso del panel
[2] Carga crítica a pandeo
[3] Carga de colapso a pandeo
[4] Rigidez pre-pandeo
[5] Direct Operating Cost: función que engloba costes de manufactura, de producción, de inspección e incluye penalización del peso del panel
[6] Rigidez pos-pandeo
[7] Bit-Masking-Oriented Genetic Algoritm
[8] Condiciones de orientaciones de capa
[9] Method of Moving asymptotas

2.3. Paneles sometidos a cargas ambientales

Como hemos podido observar, es muy recurrente la optimización y análisis de paneles rigidizados ante cargas de compresión. No obstante, las propiedades mecánicas de un material compuesto, en este caso de epoxy reforzado con fibra de carbono, se degradan bajo las condiciones ambientales naturales de uso, particularmente bajo condiciones de alta termperatura y humedad. Es importante entender estos efectos para un correcto análisis y diseño.
Existen numerosos factores que producen cambios en las propiedades del material compuesto, por ejemplo, la combinación de humedad y temperatura genera un estado denominado *hot-wet, H/W*, que causa una absorción de agua por parte de la matriz debido a la exposición al aire húmedo que combinado con las altas temperaturas reducen las propiedades mecánicas del laminado. Para estructuras aeronáuticas las condiciones ambientales que se estudian son:

- Humedad.
- Temperatura.
- Choque térmico.
- Radiación ultravioleta.
- Condiciones de viento.

En este trabajo vamos a tratar los efectos debidos a humedad y temperatura que afectan de distinta manera a cada componente del material:

- **Matriz**

  La difusión del agua en el interior de la matriz provoca un aumento de volumen causando tensiones internas y agrietamiento de la matriz. Esto hace disminuir las propiedades mecánicas de la matriz disminuyendo su resistencia y módulo.

  Las resinas termoplásticas son un ejemplo de especialización ya que tienen menor resistencia a la humedad que las resinas epóxicas.

- **Fibra**

  Las fibras de carbono no absorben humedad de forma significativa. Sin embargo, influyen en la difusión de la humedad en el material de dos formas contradictorias. Por un lado, la multidireccionalidad del laminado dificulta la difusión. Por otro, se facilita la difusión en la dirección de la fibra.

  En cuanto a cargas térmicas, cabe destacar que en la dirección principal de la fibra el carbono tiene un coeficiente de dilatación negativo, es decir, para variaciones de temperatura ascendente, la fibra se contraerá.

- **Interfase**

  La interfase es especialmente sensible a la exposición a condiciones hidrotérmicas. Es importante considerar la temperatura de transición vítrea[1], T_g, del material y las propiedades de difusión en la interfase, que puede ser diferente a lo largo de la matriz. Una degradación de las propiedades en la interfase puede provocar una transmisión de cargas fibra-matriz defectuosa, dañando el material compuesto.

  La capacidad absorbente de la matriz puede llegar a ser cinco veces superior a la de la fibra. Esto se verá reflejado en las tensiones producidas en la interfase.

2.3.1. Efectos debidos a la humedad

Los efectos más inmediatos e importantes que provocan la difusión de humedad dentro del material compuesto es la disminución de resistencia, módulo y temperatura de transición vítrea, T_g. La humedad actuará plastificando la matriz produciendo hinchamiento (*swelling*), y provocando cambios en las propiedades mecánicas del material, las cuales pueden ser regeneradas eliminando la humedad del material siempre que no se haya dañado.
Boukhoulda et al. [11] realiza un estudio de la degradación de los módulos elásticos y el módulo a cortante siendo muy significativos el módulo de elasticidad en la dirección perpendicular a la fibra, donde predomina la matriz, y el módulo a cortante.

2.3.2. Efectos debidos a la temperatura

La temperatura actúa mediante diversos caminos degradando las propiedades mecánicas de la matriz del composite. Si la temperatura sobrepasa la T_g del material, las propiedades mecánicas decrecerán considerablemente. Sin embargo el módulo original se recuperará en el momento que se evite la exposición a la alta temperatura, a no ser que se haya producido algún proceso irreversible durante la exposición.

2.3.3. Combinación de los efectos ambientales

Usualmente el cambio de dimensión ΔL de un cuerpo se describe como el resultado de deformación mecánica, el cambio debido a la variación térmica ΔT y el cambio debido a la concentración de humedad $\Delta m)$, Eq 2.2.

$$\begin{aligned} \Delta L &= (\epsilon + \epsilon^T + \epsilon^M)L_0 \\ \Delta L &= (\epsilon + \alpha\Delta T + \beta\Delta m)L_0 \end{aligned} \tag{2.2}$$

en la que el cambio de masa puede ser definido según la Eq. 2.3.

$$\Delta m = \frac{W_i - W_0}{W_0} \cdot 100(\,\%) \tag{2.3}$$

[1]La temperatura de transición vítrea del material se define como el punto a partir del cual la matriz pasa de un estado vidrioso a uno más “gomoso” debido a que las propiedades mecánicas de la matriz disminuyen drásticamente.

siendo W_i la masa de la probeta, W_0 la masa de la misma probeta seca (oven-dry).
En esta formulación no se contemplan los efectos de las variaciones térmicas dentro de la deformación por humedad, sino que se consideran los coeficientes de expansión por humedad (CME, *coefficient of moisture expansion*) y los coeficientes de expansión térmica (CTE, *coefficient of thermal expansion*). El material expuesto a cargas ambientales encontrará inicialmente un equilibrio térmico de manera mucho más rápida que el equilibrio por humedad. Esto es debido a que la humedad es absorbida según la ley de Fick (Eq. 2.4) en la que sí se contempla el coefiente de difusión.

$$\frac{\partial c}{\partial t} = D_z \frac{\partial^2 c}{\partial^2 z} \tag{2.4}$$

con c $[ML^{-3}]$ como valor de la concentración de humedad y D_z $[L^2T^{-1}]$ como la constante de difusión por humedad. D_z es una propiedad del material que describe la velocidad de absorción o desorción de humedad. Será relativamente independiente del nivel de exposición de la humedad mientras que la difusividad es fuertemente dependiente de la temperatura. Según la norma ASTM, podremos definir D_z según la Eq. 2.5.

$$D_z = \pi \left(\frac{h}{4 \cdot M_m} \right)^2 \cdot \left(\frac{M_2 - M_1}{\sqrt{t_2} - \sqrt{t_1}} \right)^2 \tag{2.5}$$

siendo h el espesor de la probeta, $M_m[\,\%]$ el contenido de humedad en estado de equilibrio, $M_2 M_1$ la pendiente de absorción de humedad en el inicio y $\sqrt{t_2} - \sqrt{t_1}$ la porción lineal de la curva.

La diferencia entre ambas formulaciones, Eq.2.2 y Eq. 2.4, es que con la ley de Fick podremos determinar la deformación por humedad sin que el material haya llegado al equilibrio de humedad y se verá reflejada la influencia de la temperatura. Con la aplicación de β únicamente consideramos la deformación entre dos estados de equilibrio. Normalmente, su valor se contempla para la saturación de la probeta que, para materiales como T300/5208 [11], tendrá una absorción de humedad entre 0.01-1.6 $\%$ de la humedad relativa del aire y unos valores de CME de $\beta_1 = 1{,}45 \cdot 10^{-3}$ y $\beta_2 = 7{,}87 \cdot 10^{-2}$. Con estos parámetros, podemos ver que la deformación por humedad en la dirección de la fibra es prácticamente nula, mientras que en la dirección perpendicular a la fibra será muy importante su consideración. Esto es debido a que la influencia de la humedad se verá reflejada principalmente en la matriz, es decir, en la dirección perpendicular a la fibra y en la dirección fuera del plano.
Cabe destacar que el cálculo de los CME es para dos estados en equilibrio concretos en los que se podrá observar la absorción de humedad el estado final, es decir, no generaliza para todos los posibles estados de equilibrio en los que interviene la temperatura. He [24] muestra cómo para los casos de absorción y desorción, la absorción de humedad en el material varía en función de la temperatura y Vaddadit et al. [55] estima mediante métodos de problemas inversos las variaciones de β, difusión y concentración de humedad.
La implementación de la humedad por medio de la ley de Fick será importante para problemas dinámicos de optimización, sin embargo Cho [14] lo considera directamente con la fórmula básica en la que se considera equilibrio térmico y de humedad, Eq. 2.2. Dentro de la literatura existente, con respecto a la implementación de cargas ambientales, Autio [5] y Ijsselmuiden et al. [27] y Topal et al.

[53] consideran únicamente las cargas térmicas con la combinación, en estos dos últimos casos, con cargas mecánicas.
A partir de la formulación de Fick, la expansión por humedad es estudiada por Chang et al. [13] contrastada con datos experimentales. En este trabajo se puede ver que la difusión a través del espesor de una lámina de compuesto (carbono/epoxy) unidireccional está relacionada con la temperatura y la deformación por expansión por humedad (concentración saturada) en la dirección transversal a la fibra es proporcional a la humedad relativa. Por otro lado, muestra gráficamente los resultados experimentales relacionando $D_z - T$ y $\epsilon_{esteq} - T$, a partir de lo cual podemos ver la dependencia que tiene la deformación con respecto a la temperatura.

2.3.4. Ensayos y normativa

La normativa existente para el cálculo de los distintos coeficientes y datos necesarios para los distintos problemas de cargas de humedad es la enunciada a continuación:

- Siguiendo la norma ASTM D3418 y E1356 [4], la temperatura de transición vítrea podremos calcularla usando análisis diferenciales térmicos (DTA, *Differential Thermal Analysis*) o calorímetros de escaneo diferencial (DSC, *Differential Scanning Calorimetry*).
- La determinación de absorción de humedad se hallará por medio de la norma ASTM D5229/ D5229M y ASTM D570.
- Los coeficientes de expansión térmica (CTE) podremos hallarlos a partir de ASTM E289 y E831.

2.4. Conclusiones

En la optimización de paneles rigidizados existe especial interés por su comportamiento a cargas de compresión y en la totalidad de los documentos consultados trabajan con elementos shell con lo que reducen la posible deslaminación en la zona correspondiente al borde del rigidizador, obviando de esta forma, el posible fallo en el núcleo de la unión rigidizador-piel. Este punto genera especial interés cuando afectan las cargas hidrotérmicas.
Surge cierto interés hacia las variaciones actuales en el diseño de mejora de los paneles rigidizados, sin embargo, hasta la fecha, no se han implementado las posibles variables que se pueden dar con el diseño de run-outs o los refuerzos de cosidos (stitching) en los distintos problemas de optimización vistos. En el caso de la inclusión de cosidos, la humedad será uno de los principales problemas a resolver ya que la direccionalidad de estos elementos provocarán una difusión más rápida y posibles daños en la interfase matriz-fibra.
Dado el considerable número de posibles variables de diseño, los problemas de optimización en materiales compuestos y sobre todo en paneles rigidizados, se afrontan con distintas estrategias con el fin de reducir el tiempo de cómputo.

Capítulo 3

Problema de optimización considerado

Como se ha indicado anteriormente, este capítulo comprende la base para la elaboración de un artículo para ser enviado a la revista *Composite Science and Technology*.

Las cargas ambientales producen en los paneles rigidizados de materiales compuestos tensiones internas y entre elementos, por lo que se considera importante la inclusión de dichos efectos ambientales en el proceso de diseño y optimización. Se ha elaborado un procedimiento para el diseño geométrico óptimo de paneles de laminados convencionales configurando una serie de sub-problemas en los que se toman diferentes rangos de temperatura junto con una carga a compresión constante para cada uno de ellos usando análisis estáticos. Dicho procedimiento está basado en una estrategia de aproximación global, compuesta por dos pasos: el primero consiste en la obtención de respuesta del panel y está formado por un sistema de redes neuronales entrenadas según análisis de elementos finitos, cuyos resultados son procesados a través de algoritmos genéticos. La finalidad de este segundo paso consiste en la obtención de respuesta de un problema de optimización multiobjetivo.

3.1. Descripción del panel

La herramienta de optimización es aplicada a un panel plano rigidizado con tres larguerillos con unas dimensiones de 500x$300 mm^2$. Para evaluar su comportamiento a cargas de compresión, se aplica un desplazamiento controlado en la longitud más estrecha, es decir, en la dirección principal de los rigidizadores, mientras que las otras dos aristas se encuentran libres. Esta geometría la podemos observar en la Figuras A.2 y A.3. Los larguerillos tienen una unión en forma de T, aunque constructivamente sean el resultado de la unión de dos larguerillos en forma de L, cuyo ángulo tendrá un radio aproximado de 5 mm. La forma de encuentro con el borde de la piel en el plano *y-z* es en ángulo recto, sin consideración de *run-outs*.

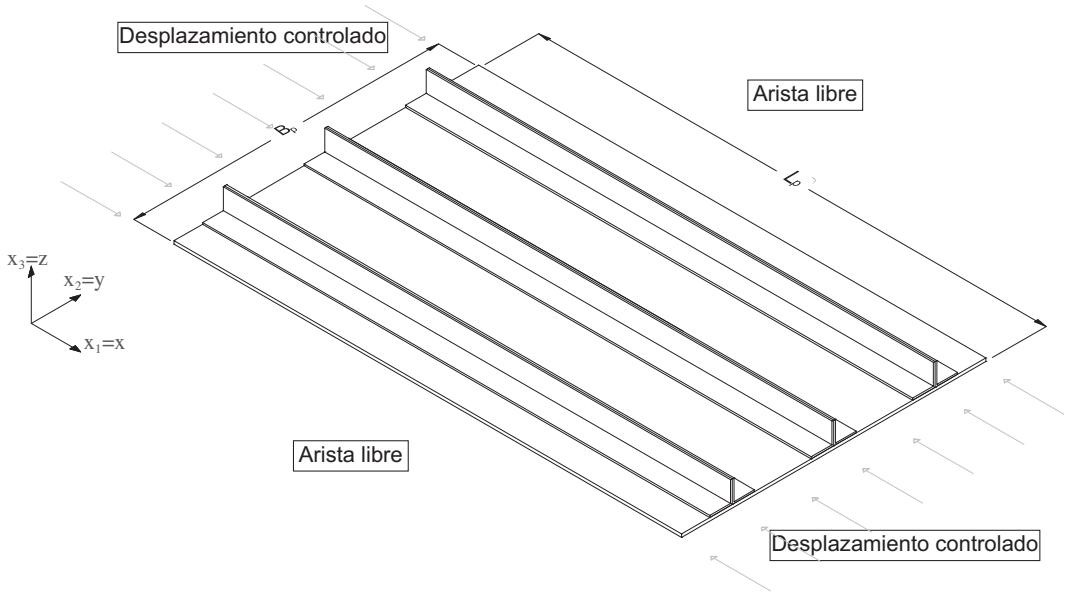


Figura 3.1: Panel rigidizado

.

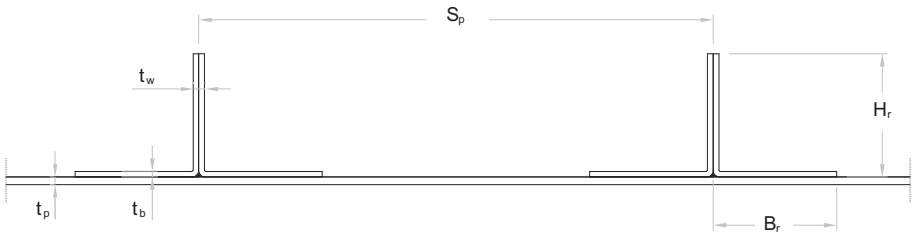


Figura 3.2: Panel rigidizado con variables geométricas de diseño consideradas

.

El material compuesto tiene como referencia T800/M21, cuyas propiedades obtenidas en laboratorio se muestran en las Tablas A.2 y A.3 [ver capítulo 1].
A su vez, el laminado estará compuesto por la secuencia mostrada en la Tabla A.4 [ver capítulo 1].

3.2. Análisis numéricos para la configuración del problema

Para definir el problema de optimización y realizar un análisis comparativo de los efectos mecánicos e higrotérmicos en paneles rigidizados, se realizan una serie de análisis numéricos para tres paneles distintos por medio de un *código python* implementado en el software de Elementos Finitos ABAQUS/Standard [26]. Estos paneles están descritos en la Tabla 3.1 y los resultados se exponen más detalladamente en el Anexo B del documento. A su vez, se explica el modelo utilizado en el Anexo A.

Panel	Variables de diseño [mm]			Dimensiones constantes [mm]				
	B_r	H_r	S_r	t_w	t_b	t_p	L_p	B_p
Panel 1	20	20	70					
Panel 2	30	30	110	1.104	2.208	1.472	300	500
Panel 3[1]	24	24	100					

Tabla 3.1: Paneles analizados.

Los estudios realizados consisten en análisis estáticos con distintas dimensiones de los parámetros geométricos más interesantes. Se han utilizado elementos *Shell S4R* de forma que se considerará que el inicio de fallo se dará en el borde de la unión de la base del rigidizador y la piel del panel, considerando en menor medida el posible fallo en el núcleo rico en resina y se han aplicado dos tipos de análisis distintos:

- Desplazamiento controlado a compresión + carga térmica.[2]
- Desplazamiento controlado a compresión + carga hidrotérmica.

Con estos estudios previos hemos podido observar la influencia de la temperatura pero, sobre todo, la influencia de la humedad, ya que, la deformación generada por ésta, está ligada a la temperatura por medio de la difusividad del material. Por otro lado, es significativo que, para variaciones de temperatura descendentes, el aporte de los efectos de la humedad ayudan a un mejor comportamiento del panel rigidizado, ya que, para la dirección perpendicular a la fibra, influye sustancialmente el comportamiento de la matriz y ésta es la que se ve mucho más afectada ante la humedad, con lo que, para temperatura en descenso, la deformación longitudinal de las fibras debida a cargas térmicas será negativa ($\alpha_{11} = -3{,}08 \cdot 10^{-7}$) pero se verá compensada con la deformación positiva debida a los efectos de la humedad en la matriz. Dichos efectos pueden ser evaluados por medio del criterio de fallo LaRC-03 que define las siguientes variables:

Nomenclatura	Parámetros
UVARM(1)	Índice de fallo para fallo a tracción transversal
UVARM(2)	Índice de fallo para fallo a compresión transversal
UVARM(3)	Índice de fallo para fallo a tracción longitudinal
UVARM(4)	Índice de fallo para fallo a compresión longitudinal

Tabla 3.2: Parámetros calculados por la subrutina LaRC03.

Los valores de las estas variables se muestran en las Figuras 3.3 y 3.4.

[1] Panel elaborado en el proyecto EVISER1

[2] Se han considerado el aumento de temperatura cada 10^{o}C desde la menor magnitud posible (-55^{o}C) y el descenso de temperatura cada 10^{o}C partiendo desde la mayor magnitud de temperatura posible 120^{o}C.

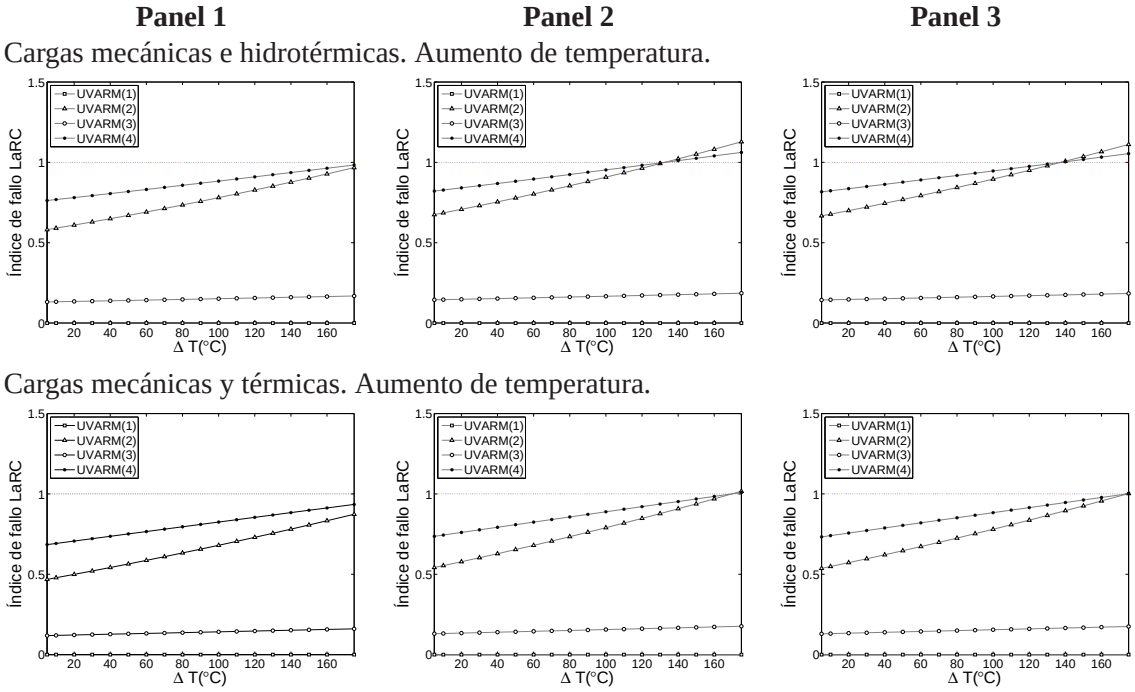


Figura 3.3: Resultados gráficos de los paneles analizados. Aumento de temperatura

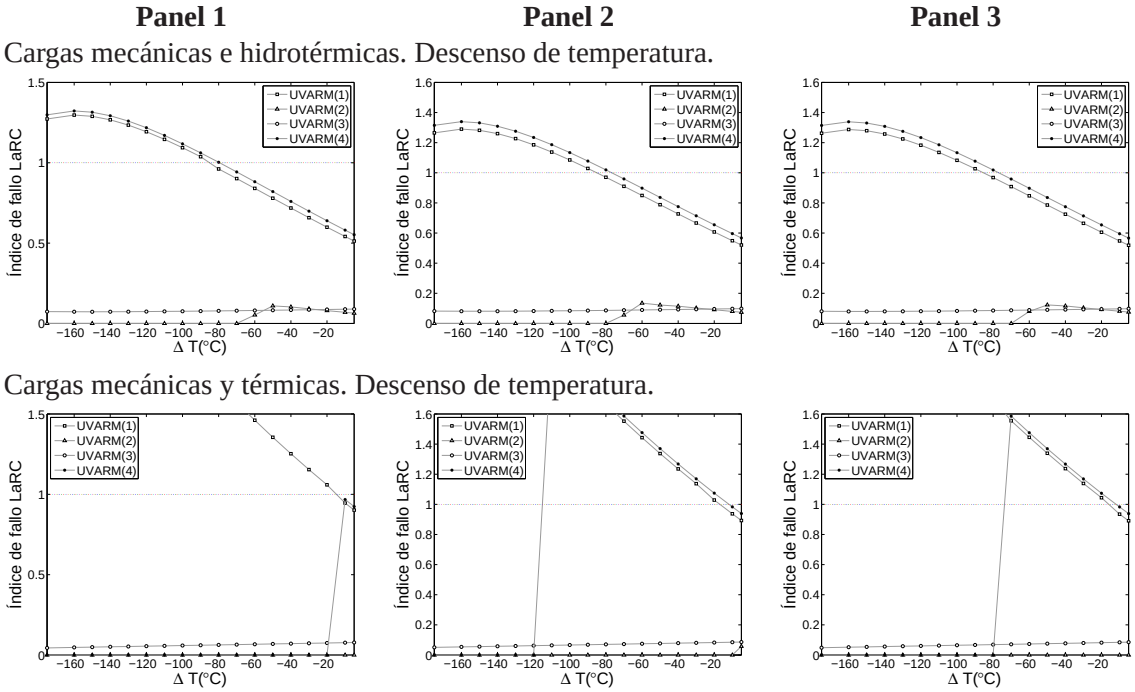


Figura 3.4: Resultados gráficos de los paneles analizados. Descenso de temperatura

Como muestran las figuras previas, Figuras 3.3 y 3.4, para los análisis de aumento de temperatura, es significativo el índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4) y para cierto número de pa-

neles será importante el índice de fallo de la matriz a compresión (UVARM2), mientras que para disminución de temperatura, comenzará a ser de interés el fallo de la matriz a tracción (UVARM1).
Cabe destacar que, para variaciones de temperatura negativas extremas, la combinación de cargas mecánicas e hidrotérmicas provocan la rotura del elemento estructural tanto por fallo en la matriz en la dirección transversal como por fallo de la fibra en la dirección longitudinal, por lo que resulta de interés implementarlo como objetivo a minimizar ya que el fallo de la fibra a compresión es decisivo en ambos análisis con cambios de temperatura ascendentes o descendentes, ya que estos efectos estarán sumados a los producidos por la carga a compresión e influirán en el comportamiento del panel a compresión. Por otro lado, podrán considerarse como restricciones los índices de fallo UVARM2 Y UVARM4 en análisis con cambios de temperatura positivos.
Comparando estos tres paneles, vemos que el Panel 1 es el que tiene mejor comportamiento tanto para aumento como descenso de temperatura. Sin embargo, para este tipo de elemento estructural hemos considerado importante reducir las tensiones internas entre rigidizador y piel y los valores de este término en variaciones de temperatura negativas es el Panel 3 el que tiene mejor comportamiento por lo que se establecerá una restricción de $\sigma_{12} = 23\ MPa$.
Por último, dado que estamos estudiando el comportamiento de paneles rigidizados ante efectos de expansión, se considerará la deformación en la dirección local 2 como objetivo a minimizar, dado que en esta dirección influye directamente la matriz que será afectada por los cambios de humedad.

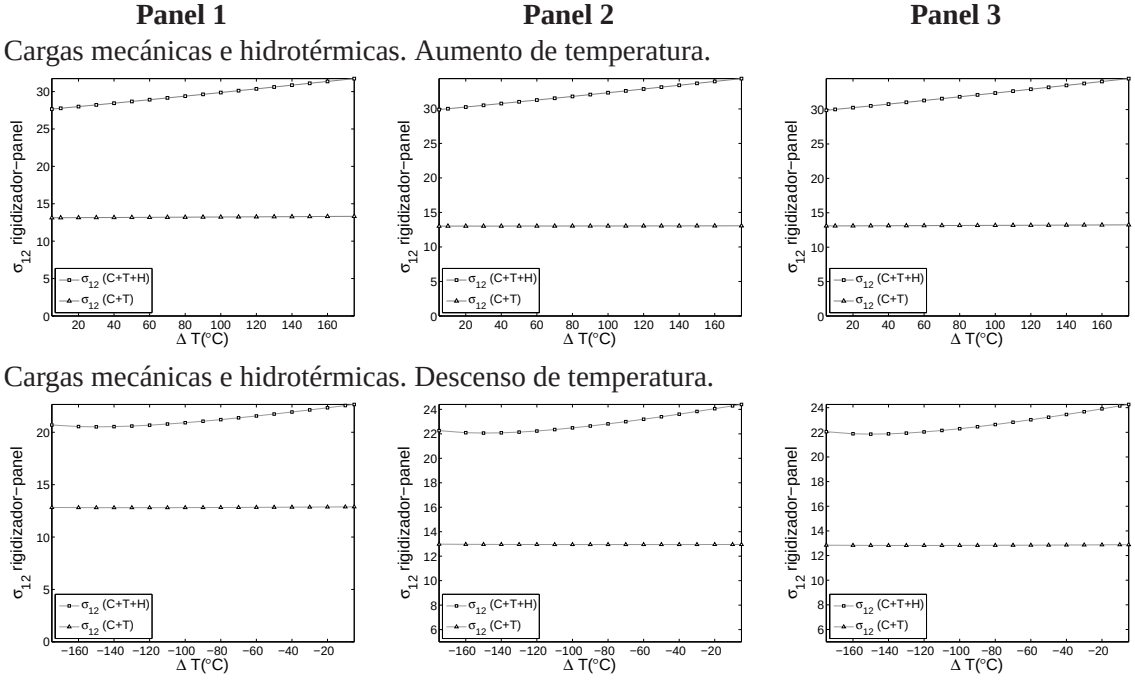


Figura 3.5: Resultados gráficos de los paneles analizados, σ_{12}.

3.2.1. Deformaciones debidas a cargas ambientales y mecánicas

Para la implementación de las deformaciones debidas a cargas ambientales se ha realizado una pequeña subrutina capaz de considerar tanto los efectos debidos a la temperatura, como los producidos por la humedad y la influencia que la temperatura tiene en ésta. Para ello, se ha considerado la formulación expuesta por Chang et al. [13] en la que se contempla la difusión, la dependencia de la temperatura en ésta y el tiempo. No obstante, al tratarse de análisis estáticos, la variable de tiempo se considerará con un valor similar al necesario para que dicha formulación pueda corresponderse con el estado de equilibrio de humedad.

$$\epsilon^H(t) = \epsilon^H_\infty \left[1 - \frac{8}{\pi^2} \sum_{n=1,3,5...}^{\infty} \frac{1}{n^2} e^{-(n\pi/h)^2 Dt} \right] \tag{3.1}$$

siendo generalmente $\epsilon_\infty = \beta c_\infty$ y aquí considerada con el valor dependiente de la temperatura y hallado experimentalmente por Chang, para el material HTA1200A/ACD8801. A su vez, el valor de la difusión D es el mostrado por el mismo autor, Eq. 3.3 para dicho material. h es el espesor del elemento, n el número de posibles variaciones y t es la variable tiempo, aquí considerada como constante por lo que podremos simplificar la deformación por humedad según la expuesta experimentalmente en este estudio y que se describe según la Eq. 3.2.

$$\epsilon^H_\infty = \frac{0{,}591R}{T + 273} \tag{3.2}$$

la cual considera el estado de saturación por lo que se podría considerar $\epsilon^H(t) = \epsilon^H_\infty$ y, a su vez, define D como:

$$D = 0{,}001e^{-504/T+90} \tag{3.3}$$

donde R es la humedad relativa del aire, cuyo valor para este problema será equivalente a 70 %, y T es la temperatura. Dado que en esta formulación se habla de temperatura absoluta, es decir, para los estados inicial y final la temperatura será equivalente, en el problema de optimización planteado en este estudio se considerará como ΔT, es decir, la variación de temperatura.
Por su parte, las deformaciones debidas a cargas térmicas se consideran según Eq. 3.4 ya que se llega a un estado de equilibrio térmico con rapidez, de forma que en un análisis tanto estático como dinámico podremos considerar dicha igualdad.

$$\epsilon^T = \alpha \Delta T \tag{3.4}$$

Con lo que las deformaciones debidas a cargas mecánicas y ambientales quedarían de la forma indicada en la Eq. 3.5.

$$\epsilon^{Tot} = \epsilon^{T} + \epsilon^{H} + \epsilon \tag{3.5}$$

En el que α corresponde a los coeficientes de dilatación térmica (CTE).

3.3. Metodología

3.3.1. Formulación del problema de optimización

Se establece un problema Multi-objetivo en el que se busca minimizar el peso del panel, la deformación en la dirección local 2 y el índice de fallo por rotura de la fibra a compresión (UVARM4), marcando como restricciones la tensión entre rigidizador y piel y los índices de fallo UVARM2 y UVARM4 de forma que limiten el fallo para problemas con variaciones de temperatura ascendente. Para ello, se establecen los dominios expuestos en la Tabla 3.3.

Variable geométrica	**Mínimo valor [mm]**	**Máximo valor [mm]**
x_1: Base del rigidizador (B_r)	20	30
x_2: Altura del rigidizador (H_r)	20	30
x_3: Distancia entre rigidizadores (S_r)	70	110

Tabla 3.3: Dominios de variables geométricas.

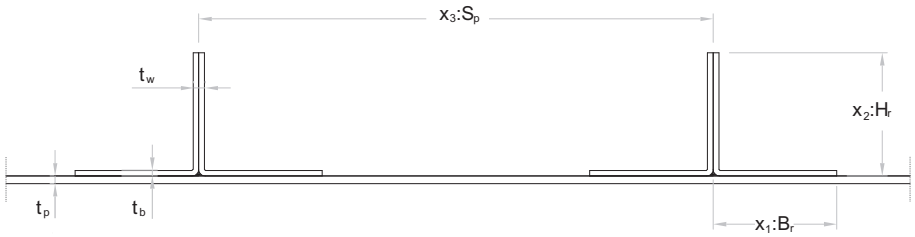


Figura 3.6: Variables geométricas de diseño consideradas

De forma que el problema de optimización se puede formular como:

$$\begin{aligned} \text{Minimizar} \quad & Y = F_j(X_i) \\ \text{Sujeto a} \quad & e_k(X_i) < e_k(X_i)_{crit} \end{aligned} \tag{3.6}$$

donde $F_j(X_i) = (F_1(X_i), F_2(X_i))$, siendo $F_1(X_i)$ la masa del panel, $F_2(X_i)$ es la deformación ϵ_{22} y $F_3(X_i)$ el índice de fallo para los casos de temperatura descendente; $e_k(X_i) = (e_1(X_i), e_2(X_i))$

con $e_1(X_i)$ como las tensiones internas entre el panel y el rigidizador y $e_2(X_i)$ los índices de fallo limitadores en los casos de temperatura ascendente y, por tanto, $e_2(X_i)_{crit}$ y $e_1(X_i)_{crit}$ su correspondiente restricción; y (X_i) es el espacio de decisión con $x = (x_1, x_2, ..., x_m) \in X$, siendo x_m las variables de diseño indicadas en la tabla 3.3 y m el número de dichas variables.

3.3.2. Proceso de optimización

Según lo observado en el estudio previo, para abarcar el problema de optimización e investigar la influencia de los efectos ambientales en el diseño de optimización y, con ello, los objetivos y restricciones consideradas anteriormente, se tendrán que considerar distintos estados de carga, es decir, posibles cambios de temperatura que, a su vez, se trasladan a los distintos cambios de humedad. Por ello, se ha descompuesto el problema inicial en diez sub-problemas de forma que, para cada uno de ellos, se aplican diferentes rangos de temperatura, humedad relativa del aire constante y carga a compresión constante, introducida como desplazamiento controlado, en las aristas indicadas en la Figura A.2. Las variaciones de temperatura introducidas en cada sub-problema corresponden con las posibilidades más significativas dentro del rango de temperaturas considerado (desde -55^{o}C hasta 120^{o}C).

La idea general ha llevado al desarrollo del procedimiento mostrado en la Figura 3.7 basado en una estrategia de aproximación global, compuesta por dos pasos: el primero está definido por un sistema de redes neuronales en el que se adecúa su arquitectura a las diez entradas de cada sub-problema $(E_n(P_n, T_n, t_n, h_n))$ y se entrena por medio de la respuesta del panel obtenida a través del Análisis de Elementos Finitos $(E_n(v_n))$. Esta red se integra en el Algoritmo Genético, el cual obtendrá el valor óptimo para las variables de diseño indicadas anteriormente.

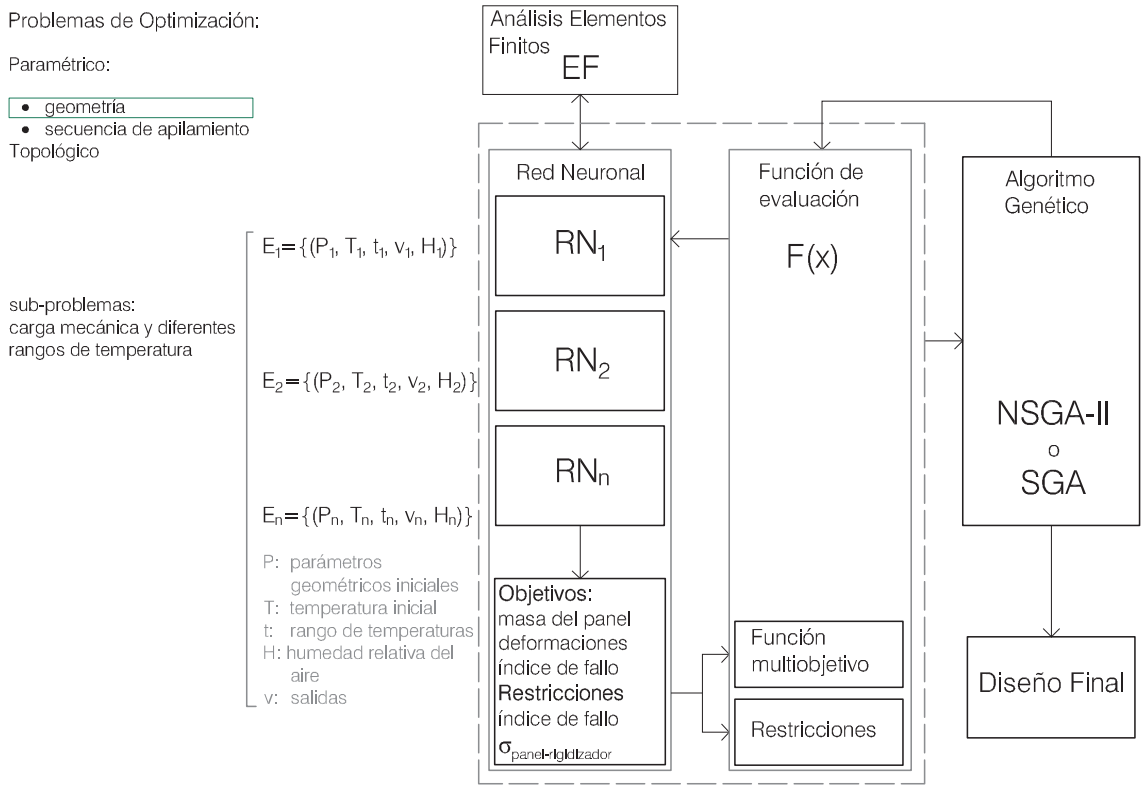


Figura 3.7: Esquema de optimización.

Análisis. Método de Elementos Finitos

Se han realizado análisis estáticos de Elementos Finitos para generar un patrón de entrenamiento para la Red Neuronal. Estos análisis han sido realizados por medio del software comercial ABAQUS/Standard generando un *código python* parametrizado capaz de generar los 252 modelos requeridos para un óptimo funcionamiento de la Red, con sus correspondientes respuestas para cada uno de los sub-problemas. El modelo de Elementos Finitos ha sido parametrizado en términos de variables X_i de la formulación del problema de optimización, Eq 3.6, y al igual que en el estudio previo, se utilizan elementos *Shell S4R*.

Sistema de Redes Neuronales

Las Redes Neuronales Artificiales (RNA) son capaces de emular ciertas características propias del cerebro humano como la capacidad de memorizar y de asociar hechos. El hombre es capaz de resolver situaciones que no pueden expresarse matemáticamente gracias a la experiencia y, por tanto, a su aprendizaje. El cerebro humano consta de elementos altamente interconectados llamados neuronas, compuestas principalmente por *dentritas* (recepción de la señal), el cuerpo de la célula o *soma* (procesamiento de la señal) y el *axón* y la *sinapsis* (transmisión de la señal).

En definitiva, las redes neuronales no son más que un modelo artificial y simplificado del cerebro humano, que es el ejemplo más perfecto del que disponemos para un sistema que es capaz de adquirir conocimiento a través de la experiencia. Una red neuronal es un nuevo sistema para el tratamiento

de la información, cuya unidad básica de procesamiento está inspirada en la célula fundamental del sistema nervioso humano: la neurona.

Las señales de entrada a una neurona artificial R_n son variables continuas en lugar de pulsos discretos, como se presentan en una neurona biológica. Cada señal de entrada pasa a través de una *ganancia o peso* (W), llamado *peso sináptico* o fortaleza de la conexión cuya función es análoga a la de la función sináptica de la neurona biológica. Los pesos pueden ser positivos (excitatorios) o negativos (inhibitorios). Un refuerzo a estas ganancias son las entradas llamadas *bias* (b). El nodo sumatorio acumula todas las señales de entradas multiplicadas por los pesos y bias y las pasa a la salida a través de una *función de transferencia* (F_p) o, en su caso, *función de activación*. El resultado de esta sumatoria se conoce como *función de propagación o de excitación* (Y_p).
La complejidad del problema de partida se resuelve por medio de una adecuada arquitectura con la que conseguimos implementar la información de los diez sub-problemas comentados que, una vez dentro de la red, se irán combinando.
Siguiendo la arquitectura indicada en la Figura 3.8, se ha obtenido un procesado de datos con errores del orden 10^{-4}. En esta arquitectura, el vector de entrada U_n de dimensiones $R_n \times 1$ está comprendido por los parámetros geométricos x_m, la temperatura inicial T_n, las variaciones de temperatura t_n y h_n la humedad relativa, considerada en este problema de optimización igual para cada sub-problema. Por su parte, las salidas de entrenamiento (resultados del cálculo de Elementos Finitos) está definido por el vector S_1'.
Una vez entrenada la red, obtendremos el vector Y, calculado a partir de las bias y pesos que, adaptados tras su entrenamiento, componen la red. Este vector estará compuesto, entonces, por los distintos índices de fallo de interés (UVARM1, UVARM2 y UVARM4), las tensiones entre rigidizador y piel (σ_{12}), la masa (m), y la deformación (ϵ_{22}).

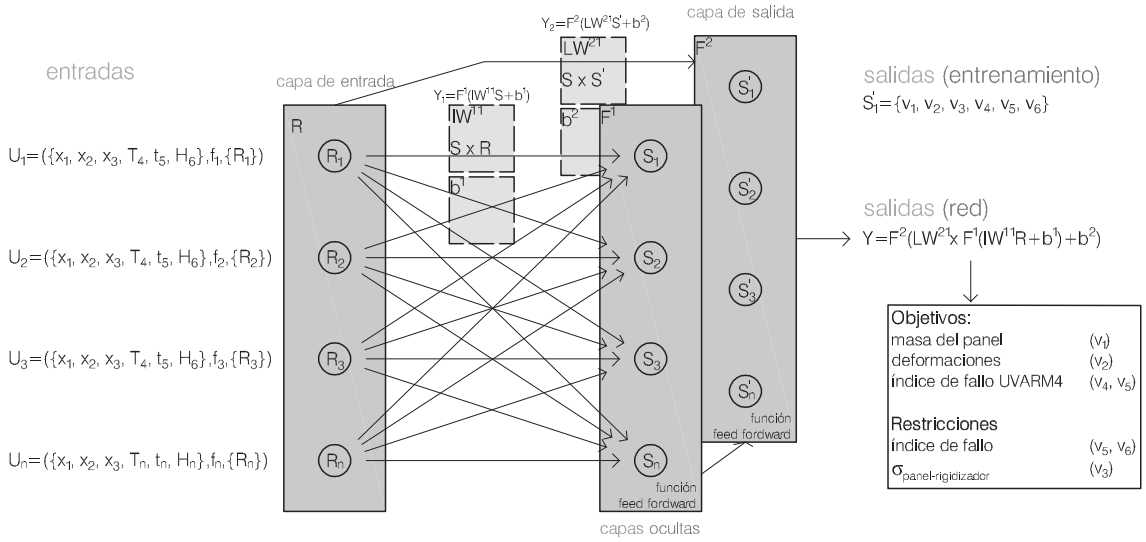


Figura 3.8: Panel rigidizado con variables de diseño consideradas (cotas en mm)

Las RNA han sido implementadas en el software Matlab [1].

Algoritmos Genéticos (AG)

Los AG son métodos adaptativos que pueden usarse para resolver problemas de búsqueda y optimización. Están basados en el proceso genético de los organismos vivos. A lo largo de las generaciones, las poblaciones evolucionan en la naturaleza según los principios de la selección natural y la supervivencia de los mejor adaptados, postulados por Darwin (1859). Por imitación de este proceso, los AG son capaces de ir creando soluciones para problemas del mundo real. La evolución de dichas soluciones hacia valores óptimos del problema depende en buena medida de una adecuada codificación de las mismas. Para ello, estos algoritmos usan tres tipos de operadores:

- *Operador de selección*. Es un procedimiento que permite elegir un conjunto de inidividuos de la población. El criterio de selección suele asignar a los indivíduos una probabilidad proporcional a su calidado adaptación.
- *Operador de cruce*. Consiste en el intercambio de un conjunto de genes entre dos individuos de la primera generación, denominados *padres*, para generar dos nuevos miembros, llamados *hijos*, de una segunda generación.
- *Operador de mutación*. Es el cambio aleatorio de parte de un individuo de forma que no se pierda información genética que podría resultar importante, es decir, la mutación se emplea como mecanismo para preservar la diversidad de las soluciones y explorar nuevas zonas del espacio de soluciones.

Estos algoritmos son los más usados en optimización y, debido a esto, los propios investigadores proponen variantes y mejoras que se basan, en mayor medida, a una convergencia más rápida. La evolución de estos algoritmos se basan en la aplicación del elitismo sin considerar el concepto de *memoria*, es decir, se aplica un factor de evaluación en el que los individuos mejor adaptados, tendrán un valor más elevado para continuar en la siguiente generación. El algoritmo *Non-dominate Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)* es el resultado de estos avances. En este trabajo se han utilizado los algoritmos implementados por la *Toolbox de Matlab* [1] (Global Optimization) en la cual podremos trabajar con el algoritmo NSGA-II y SGA (*Simple Genetic Algorithm*), reduciendo en este último el problema de minimización a través de una función de coste, formulada según la Eq. 3.7:

$$F_c = \sum w_j \cdot \frac{F_j(X_i)}{f_j} \tag{3.7}$$

donde $w_j$son los pesos o ponderaciones atribuidos a cada una de las funciones objetivo y, f_j son los factores de escala de cada una de las funciones objetivo. Dentro de la función objetivo, se selecciona el índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4) más desfavorable, para los casos de temperatura ascendente y dencendente, y el índice de fallo de la matriz a compresión (UVARM2), para los casos de temperatura ascendente, entre los distintos sub-problemas y, a partir de éste, comienza la evaluación con todos los términos necesarios: objetivos (masa, deformaciones e índice de fallo UVARM4) y restricciones (tensiones rigidizador-piel y deformaciones y los índices de fallo de ambas fases a compresión UVARM2 y UVARM4).

Los pesos para cada uno de los objetivos serán los siguientes:

- masa (F_1): $w_1 = 0{,}4$
- deformación en la dirección perpendicular a la fibra (F_2): $w_2 = 0{,}4$
- índice de fallo UVARM4 en los casos de temperatura descendente (F_3): $w_3 = 0{,}2$

3.4. Resultados del problema de optimización

En ambos algoritmos se obtienen valores de las variables de diseño similares siendo el SGA el más rápido en converger. Dichos valores se muestran en la Tabla 3.4.

Panel	**Variables de diseño [mm]**		
	B_r	H_r	S_r
Panel óptimo	$28{,}10$	$22{,}95$	$84{,}37$

Tabla 3.4: Paneles analizados.

Dadas las posibles cargas extremas que se pueden dar para temperaturas iniciales de -55ºC y +120ºC, se obtiene un panel capaz de comportarse adecuadamente para variaciones de temperaturas ascendentes (con -55ºC como temperatura inicial). Por otro lado, para temperaturas descendentes se ha logrado un buen comportamiento para variaciones negativas de hasta 80ºC (siempre considerando 120ºC como temperatura inicial) y humedad relativa del aire del 70 %, reduciendo la deformación en la dirección perpendicular a la fibra.

3.4.1. Comportamiento del Sistema de Redes Neuronales

Se ha obtenido un sistema de redes neuronales capaz de comportarse según el panel rigidizado de estudio en los distintos casos de temperatura y humedad más representativos, según los datos obtenidos previemente para tres tipos de paneles distintos. El error de esta red neuronal es del orden de 10^{-3} y es capaz de detectar el tipo de fallo del panel según el criterio LaRC explicado en el Anexo B.

3.4.2. Optimización computacional

Con la técnica de aproximación expuesta se reduce considerablemente el tiempo computacional, obtiendo el resultado óptimo con 148 generaciones y 6706 evaluaciones para SGA. La solución obtenida es verificada por medio del software ABAQUS y comparada con los paneles usados para el estudio previo.

3.4.3. Objetivos

- **Minimización del peso del panel.**

  Se ha obtenido un panel óptimo para el comportamiento indicado y de peso similar al del panel de referencia, aunque ligeramente superior.

- **Deformaciones**

  Como se muestra en la Figura 3.9, se ha conseguido una reducción considerable de deformaciones en la dirección 2, para la cual predomina la absorción de humedad que ofrece la matriz.

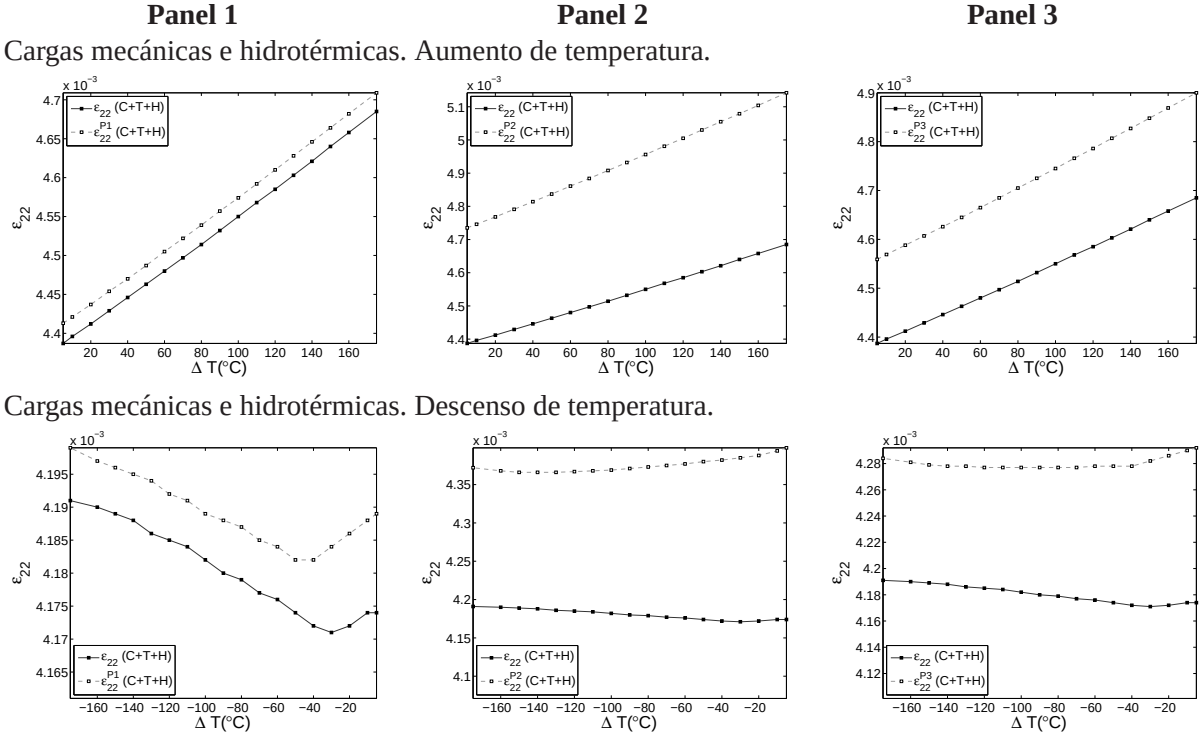


Figura 3.9: Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Deformaciones en la dirección perpendicular a la fibra ϵ_{22}.

- **Minimización del índice de fallo de la fibra a compresión.**

  Con el funcionamiento del sistema de redes neuronales conseguimos el cálculo directo de los distintos índices de fallo, consiguiendo la reducción de éste para los posibles estados de carga. En la Figura 3.10 se observa una ligera mejora en los casos de variación de temperatura negativa.

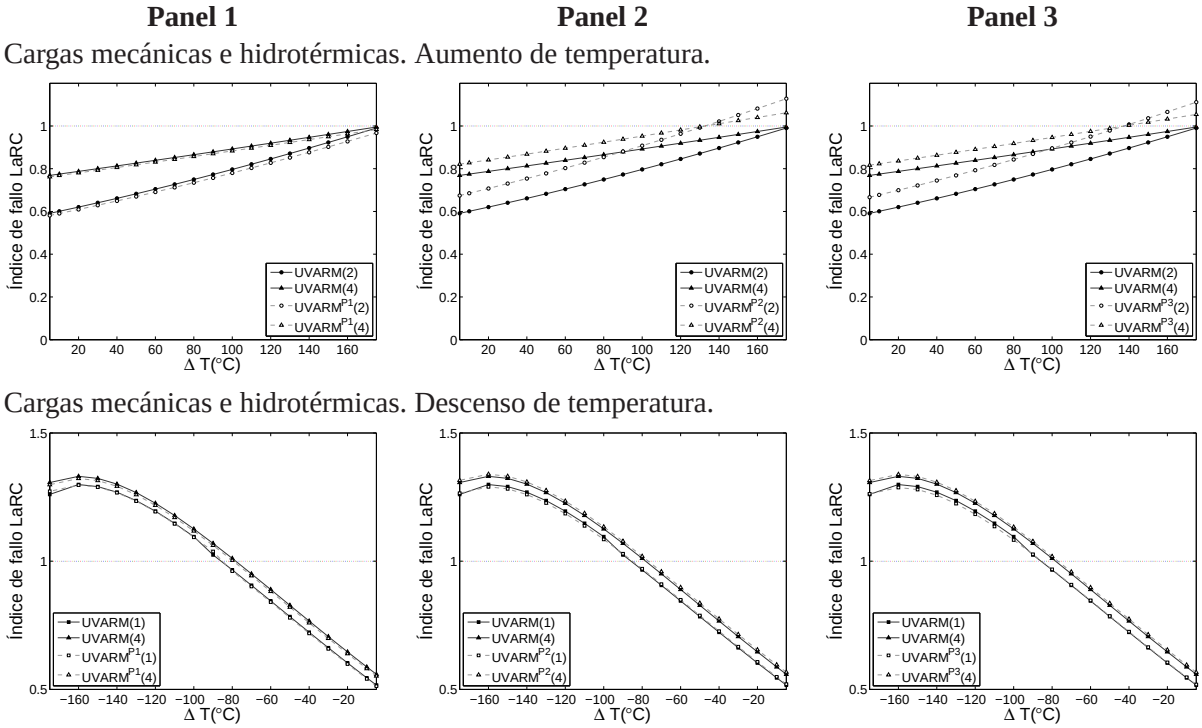


Figura 3.10: Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Índices de fallo.

3.4.4. Restricciones

- **Tensión entre rigidizador y piel**

  Con el problema de optimización planteado se ha conseguido una reducción considerable de la tensión entre los distintos elementos estructurales con el fin de limitar el posible fallo en esta zona. Según se muestra en la Figura 3.11, este valor disminuye considerablemente salvo para el caso del primer panel con cambios de temperatura descendentes.

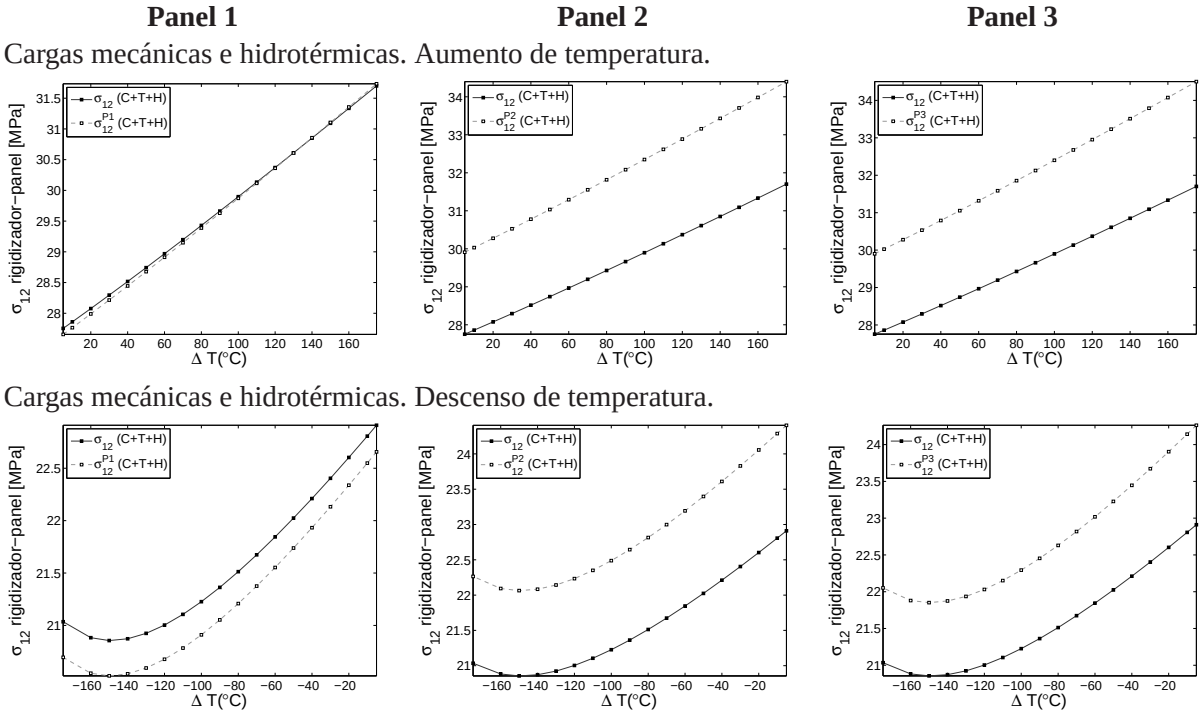


Figura 3.11: Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Tensiones internas σ_{12}.

- **Índices de fallo de la matriz.**

  Además de conseguir una ligera mejora para el comportamiento de los casos de temperatura descendente, se obtiene una comportamiento óptimo para los casos de variación de temperatura positivos para los cuales no llega a romper.

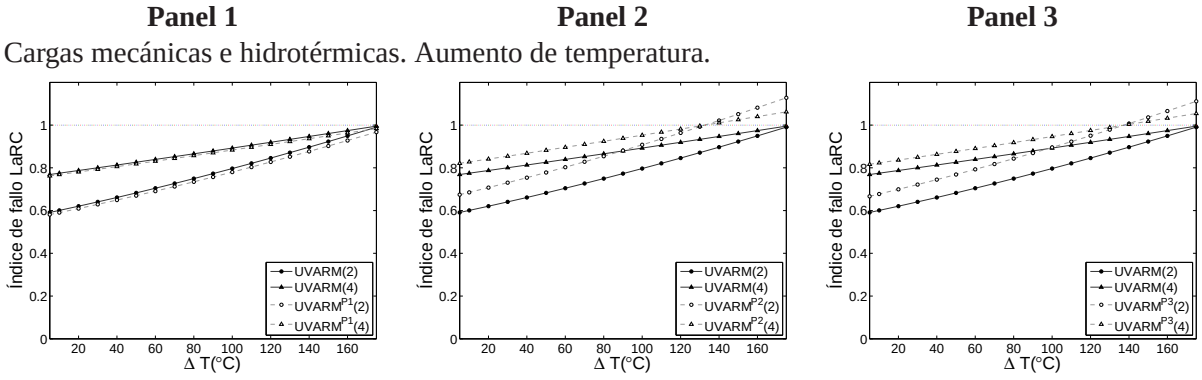


Figura 3.12: Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Índices de fallo para temperatura ascendente.

3.5. Conclusiones

Se ha presentado un proceso de optimización para cargas mecánicas e hidrotérmicas para paneles rigidizados. Dadas las posibilidades de cargas ambientales a las que puede ser expuesto dicho panel,

se ha establecido una estrategia que evalúa distintos sub-problemas con variaciones de temperatura diferentes, lo cual influye a su vez en el comportamiento ante la humedad. Esta primera fase del proceso es resuelta por una única arquitectura de Redes Neuronales capaz de comportarse según el panel y obteniendo, de forma eficiente y con un error mínimo, los distintos valores requeridos para la función multi-objetivo de la segunda fase de Algoritmos Genéticos. El panel obtenido mejora las prestaciones del panel de referencia para el problema de optimización planteado.

Las técnicas de aproximación global pueden resultar indispensables en la optimización de paneles compuestos, ya que, la multitud de variables de diseño posibles, pueden llegar a establecer un tiempo computacional elevado y estas herramientas son capaces de comportarse según el panel para distintas condiciones de carga.

Con trabajos futuros, podrá ser comparado el Sistema de Redes Neuronales con otras herramientas de aproximación global, tales como las *Response Surface Analysis (RSA)* o los *Modelos Kriging* para distintos problemas de optimización. Por otra parte, podrán ser analizados otros métodos de aproximación global.

A su vez, la eficiencia en tiempo computacional de las herramientas de aproximación global podrán ser utilizadas para problemas de análisis dinámicos o la introducción de módelos de elementos finitos capaces de detectar el fallo en la zona correspondiente al núcleo rico en resina de la unión rigidizador-piel.

Capítulo 4

Conclusiones y trabajos futuros

- El proyecto EVISER2 comprende nuevas cuestiones implementando las cargas ambientales que pueden ser debidas a situaciones de servicio, de manufactura o a situaciones de almacenaje. Se considera interesante estudiar la evolución de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos a lo largo del tiempo. Por ello, se ha propuesto un estudio de dicha evolución o deterioro para las situaciones indicadas e implementarla dentro del proceso de optimización desarrollado, capaz de estudiar distintos subproblemas.

  Como se ha indicado anteriormente, los ensayos experimentales de este tipo de materiales tienen un coste económico elevado, por lo que el desarrollo de procesos de optimización se hace cada vez más necesario. Por un lado, estas herramientas se pueden utilizar para la elaboración de paneles destinados a ensayos experimentales y que pueden estar en condiciones de almacenaje, o para situaciones de servicio, teniendo que considerar en ambas un proceso de manufactura que alcanzará los 180^{o}C. Por otro, los ensayos virtuales para análisis dinámicos tienen un coste computacional todavía más elevado al aquí estudiado. La herramienta implementada puede alcanzar con una única arquitectura de la red neuronal el comportamiento equivalente al software de Elementos Finitos y se podrá independizar para cada uno de los casos de ensayo en laboratorio o de las condiciones de servicio, manufactura y almacenaje.

  A través de esta herramienta se obtiene un panel que mejora las prestaciones del panel de referencia: disminuye las deformaciones y las tensiones con una masa similar a dicho panel.

- Según los estudios de análisis de fallo en paneles rigidizados [56], [41] y [16] las zonas más propensas al inicio de fractura corresponden con el borde de la base del rigidizador con la piel del panel y el núcleo de forma triangular que se obtiene en la unión rigidizador-piel y que habitualmente está compuesto por resina.

  Hasta ahora, los distintos estudios de optimización no contemplan este segundo punto de inicio de fractura. Dado que en este estudio se introducen cargas ambientales, este núcleo se verá bastante afectado por la humedad, por lo que sería necesario el estudio de la evolución del daño para cargas ambientales en paneles rigidizados. Esto se compondría de un modelo local formado por elementos sólidos y análisis dinámicos en los que poder introducir una nueva

subrutina capaz de detectar la deformación debida a la humedad, para lo cual se establecerán una serie de ensayos experimentales consistentes en distintas probetas de uniones en T que se someterán a distintas condiciones de humedad y temperatura para, posteriormente, ver su comportamiento ante cargas a compresión.

- Tras la consideración de la posible zona de inicio de la fractura y su evolución, se evaluará la introducción de elementos sólidos o *continuum shell* para el problema global de optimiación y, posteriormente, se considerarán las distintas estrategias enunciadas en la revisión bibliográfica, atendiendo especial interés las técnicas de aproximación.

- Se realizarán ensayos para determinar los CME para distintos estados de equilibrio y poder evaluar las variaciones en función de la temperatura y se obtendrán los distintos datos de difusión y concentración de humedad para diferentes períodos del proceso. A su vez, se evaluará la degradación de las propiedades del material ante los efectos higrotérmicos.

- En optimización, tras la obtención de los distintos datos experimentales, se valorará la influencia de la inclusión de los efectos de humedad con CME o con la implementación de la difusión y concentración de humedad para distintos períodos. Este valoración se realizará tanto para análisis estáticos y dinámicos.

- Se evaluarán las distintas técnicas de aproximación global para el comportamiento del panel y las posibles estrategias a seguir.

- Consideración del tipo de larguerillo y acabado run-out por medio de un primer nivel de optimización topológica o búsqueda del diseño óptimo del problema para este tipo de variables.

- Puede resultar de interés la consideración de elementos que minimicen la deslaminación (z-pins, cosidos o grapas) por lo que, un posible desarrollo de optimización en este ámbito sería importante. Para llevar a cabo, este tipo de optimización será imprescindible la consideración de los efectos de humedad, tal y como se ha descrito en el capítulo 2.

Índice de figuras

1.1 Aplicación de los materiales compuestos en aeronáutica. 7
1.2 Distintos materiales usados para un Boeing 787[43]. 7
1.3 Escalas de estudio. 9
1.4 Coordenadas globales y locales. 9
1.5 Panel rigidizado (cotas en mm) 10
1.6 Panel rigidizado con variables geométricas de diseño consideradas (cotas en mm) . . 10

2.1 Panel rigidizado con variables de diseño consideradas (cotas en mm) 15
2.2 Clasificación de tipos de fallo. 16
2.3 Modelo local. Predicción de inicio de fallo en paneles multi-rigidizados. 16
2.4 Panel rigidizado con variables de diseño consideradas 17
2.5 Tipos de rigidizadores en T[25] 18
2.6 Variables de diseño contempladas en rigidizadores con run-outs 18
2.7 Refuerzos para las uniones en T 19

3.1 Panel rigidizado 33
3.2 Panel rigidizado con variables geométricas de diseño consideradas 33
3.3 Resultados gráficos de los paneles analizados. Aumento de temperatura 35
3.4 Resultados gráficos de los paneles analizados. Descenso de temperatura 35
3.5 Resultados gráficos de los paneles analizados, σ_{12}. 36
3.6 Variables geométricas de diseño consideradas 38
3.7 Esquema de optimización. 40
3.8 Panel rigidizado con variables de diseño consideradas (cotas en mm) 41
3.9 Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados, ϵ_{22}. 44
3.10 Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Índices de fallo. 45
3.11 Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados, σ_{12}. 46
3.12 Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Índices de fallo. 46

A.1 Secuencia del proceso de análisis numérico. 60
A.2 Panel rigidizado 62
A.3 Panel rigidizado con variables geométricas de diseño consideradas 62

A.4 Posición de los elementos *Shells* con respecto al elemento estructural. 63
A.5 Posición de los puntos de integración. 63
A.6 Mallado del panel. 64
A.7 Condiciones de contorno (aristas horizontales). 65
A.8 Condiciones de contorno (almas de los larguerillos) 65
A.9 Condiciones de contorno (punto fijo) 66

B.1 Resultados gráficos de los paneles analizados. Aumento de temperatura 71
B.2 Resultados gráficos de los paneles analizados. Descenso de temperatura 72
B.3 Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Aumento de temperatura . 73
B.4 Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Descenso de temperatura. 74
B.5 Panel 3: índice de fallo de la matriz a compresión (UVARM2). 76
B.6 Panel 3: índice de fallo de la fibra a tracción (UVARM3). 76
B.7 Panel 3: índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4). 77
B.8 Panel 3: tensiones internas en la parte superior de la capa 8 (límite rigidizador-piel). . 77
B.9 Panel 3: deformaciones en la dirección 2. 78
B.10 Panel 3: desplazamientos en la dirección y. 78
B.11 Panel 3: índice de fallo de la matriz a tracción (UVARM1). 79
B.12 Panel 3: índice de fallo de la matriz a compresión (UVARM2). 79
B.13 Panel 3: índice de fallo de la fibra a tracción (UVARM3). 80
B.14 Panel 3: índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4). 80
B.15 Panel 3: tensiones internas en la parte superior de la capa 8 (límite rigidizador-piel). . 81
B.16 Panel 3: deformaciones en la dirección 2. 81
B.17 Panel 3: desplazamientos en la dirección y. 82

Índice de tablas

1.1 Aplicaciones de los mateliales compuestos. 6
1.2 Parámetros geométricos del panel de estudio [44]. 11
1.3 Propiedades elásticas del material compuesto T800/M21 [44]. 11
1.4 Propiedades de resistencia del material compuesto T800/M21 [44]. 12
1.5 Laminados del panel [44]. 12

2.1 Clasificación de optimización de paneles multi-rigidizados. 26
2.2 Clasificación de optimización de paneles mono-rigidizados. 27

3.1 Paneles analizados. 34
3.2 Parámetros calculados por la subrutina LaRC03. 34
3.3 Dominios de variables geométricas. 38
3.4 Paneles analizados. 43

A.1 Combinaciones de carga para cada sub-problema. 59
A.2 Propiedades elásticas del material compuesto T800/M21 [44]. 61
A.3 Propiedades de resistencia del material compuesto T800/M21 [44]. 61
A.4 Laminados del panel [44]. 61

B.1 Parámetros calculados por la subrutina LaRC03. 67
B.2 Paneles analizados. 69
B.3 Combinaciones de carga para cada sub-problema de ejemplo. 75

Bibliografía

[1] *MATLAB. Using MATLAB manual. The Math Works Inc.* Natick, MA, 1999.

[2] M. Akbulut and F. O. Sonmez. Design optimization of laminated composites using a new variant of simulated annealing. *Computers and Structures*, 89(17-18):1712–1724, 09 2011.

[3] F. S. Almeida and A. M. Awruch. Design optimization of composite laminated structures using genetic algorithms and finite element analysis. *Composite Structures*, 88(3):443–454, 5 2009.

[4] ASTM. International web resource., www.astm.org, 1/2011.

[5] M. Autio. Optimization of coupled thermal-structural problems of laminated plates with lamination parameters. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 21:40–51, 2001.

[6] P. Badalló. Virtual test of stiffened panels of composite material under compression load. Master's thesis, Universitat de Girona, 09 2009.

[7] S. F. Badran, A. O. Nassef, and S. M. Metwalli. Y -stiffened panel multi -objective optimization using genetic algorithm. *Thin -Walled Structures*, 47(11):1331–1342, 2009.

[8] C. Bisagni and L. Lanzi. Post-buckling optimisation of composite stiffened panels using neural networks. *Composite Structures*, 58(2):237–247, 2002.

[9] J. Bofill and J. A. Mayugo. Definición ensayo a compresión panel con tres larguerillos. Proyecto EVISER IT-01/ Análisis numérico en elementos finitos ensayo panel a compresión. Proyecto EVISER IT-02. Master's thesis, AMADE. Universidad de Girona, 2008.

[10] M. C. Bolduc, G. Laporte, J. Renaud, and F. F. Boctor. A tabu search heuristic for the split delivery vehicle routing problem with production and demand calendars. *European Journal of Operational Research*, 202(1):122–130, 2010.

[11] B. F. Boukhoulda, E. Adda-Bedia, and K. Madani. The effect of fiber orientation angle in composite materials on moisture absorption and material degradation after hygrothermal ageing. *Composite Structures*, 74(4):406–418, 2006.

[12] Denis D.R. Cartié, Giuseppe Dell'Anno, Emilie Poulin, Ivana, and K. Partridge. 3d reinforcement of stiffener-to-skin t-joints by z-pinning and tufting. *Engineering Fracture Mechanics*, 73: 2532 – 2540, 2006.

[13] T. W. Chang, C. L. Tsai, W. Yeih, and J. J. Chang. Tracking the moisture expansion of carbon/epoxy composite exposed to varying humidity. *Composite Materials*, 42(2):431–443, 2008.

[14] H. K. Cho. Optimization of dynamic behaviors of an orthotropic composite shell subjected to hygrothermal environment. *Finite Elements in Analysis and Design*, 45(11):852–860, 2009.

[15] M. Corvino, L. Iuspa, A. Riccio, and F. Scaramuzzino. Weight and cost oriented multi-objective optimisation of impact damage resistant stiffened composite panels. *Computers and Structures*, 87(15-16):1033–1042, 2009.

[16] Hao Cui, Yulong Li, S. Koussios, and A. Beukers. Parametric evaluaction on the curved part of composite t-joints based on numerical simulation. In *27th International congress of the aeronautical sciences*, 2010.

[17] C. G. Dávila, P. P. Camanho, and C. A. Rose. Failure criteria for frp laminates. *Journal of Composite Materials*, 39:323–345, 2005.

[18] O. Erdal and F. O. Sonmez. Optimum design of composite laminates for maximum buckling load capacity using simulated annealing. *Composite Structures*, 71(1):45–52, 2005.

[19] H. Ghiasi, D. Pasini, and L. Lessard. Optimum stacking sequence design of composite materials part i: Constant stiffness design. *Composite Structures*, 90(1):1–11, 2009.

[20] H. Ghiasi, K. Fayazbakhsh, D. Pasini, and L. Lessard. Optimum stacking sequence design of composite materials part ii: Variable stiffness design. *Composite Structures*, 93(1):1–13, 2010.

[21] M. Gigliotti, A. Riccio, L. Iuspa, F. Scaramuzzino, and L. Mormile. Weight optimisation of damage resistant composite panels with a posteriori cost evaluation. *Composite Structures*, 88 (2):312–322, 2009.

[22] E. Greenhalgh and M. H. Garcia. Fracture mechanisms and failure processes at stiffener run-outs in polymer matrix composite stiffened elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 35(12):1447–1458, 2004.

[23] Emile Greenhalgh and Matthew Hiley. The assessment of novel materials and processes for the impact tolerant design of stiffened composite aerospace structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 34:151 – 161, 2003.

[24] Yi He. In-situ characterization of mioisture absortion-desorption and hygroscopic behavior of an underfill material. In *Electronic components and technology conference*, 2011.

[25] J. E. Herencia, P. M. Weaver, and M. I. Friswell. Initial sizing optimisation of anisotropic composite panels with t-shaped stiffeners. *Thin-Walled Structures*, 46(4):399–412, 2008.

[26] Hibbitt, Karlsson, and Sorensen. *ABAQUS Theory and user's manuals*. Pawtucket USA, 1998.

[27] S. T. Ijsselmuiden, M.M. Abdalla, and Z. Gürdal. Thermomechanical design optimization of variable stiffness composite panels for buckling. *Journal of Thermal Stresses*, 33(10):977–992, 2010.

[28] F. X Irisarri, D. H. Bassir, N. Carrere, and J. F Maire. Multiobjective stacking sequence optimization for laminated composite structures. *Composites Science and Technology*, 69(7-8): 983–990, 2009.

[29] F. X Irisarri, F. Laurin, F. H Leroy, and J. F Maire. Computational strategy for multiobjective optimization of composite stiffened panels. *Composite Structures*, 93(3):1158–1167, 2011.

[30] L. Iuspa and E. Ruocco. Optimum topological design of simply supported composite stiffened panels via genetic algorithms. *Computers and Structures*, 86(17-18):1718–1737, 2008.

[31] Ji-Ho Kang and Chun-Gon Kim. Minimum-weight design of compressively loaded composite plates and stiffened panels for postbuckling strength by genetic algorithm. *Composite Structures*, 69(2):239–246, 2005.

[32] M. Kaufmann, D. Zenkert, and C. Mattei. Cost optimization of composite aircraft structures including variable laminate qualities. *Composites Science and Technology*, 68(13):2748–2754, 2008.

[33] T.M. Koh, S. Feih, and A.P. Mouritz. Experimental determination of the structural properties and strengthening mechanisms of z-pinned composite t-joints. *Composite Structures*, 93(9): 2222 – 2230, 2011.

[34] Shyama Kumari and P. K. Sinha. Hygrothermal analysis of composite wing t-joints. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 74(1):23–37, 2002.

[35] Shyama Kumari and P. K. Sinha. Effect of transverse stitching and hygrothermal environment on composite wing t-joints. *Journal of Reinforced Plastic ans Composites*, 22(18):1705–1728, 2003.

[36] L. Lanzi and V. Giavotto. Post-buckling optimization of composite stiffened panels: Computations and experiments. *Composite Structures*, 73(2):208–220, 2006.

[37] L. Lanzi, C. Bisagni, and S. Ricci. Neural network systems to reproduce crash behavior of structural components. *Computers and Structures*, 82(1):93–108, 2004.

[38] J. S. Liu and L. Hollaway. Design optimisation of composite panel structures with stiffening ribs under multiple loading cases. *Computers and Structures*, 78(4):637–647, 2000.

[39] E. Lund. Buckling topology optimization of laminated multi -material composite shell structures. *Composite Structures*, 91(2):158–167, 2009.

[40] S. Nagendra, D. Jestin, Z. Gürdal, R. T. Haftka, and L. T. Watson. Improved genetic algorithm for the design of stiffened composite panels. *Computers and Structures*, 58(3):543–555, 1996.

[41] A. C. Orifici, S. A. Shah, I. Herszberg, A. Kotler, and T. Weller. Failure analysis in postbuckled composite t-sections. *Composite Structures*, 86(1-3):146–153, 2008.

[42] N. Pai, A. Kaw, and M. Weng. Optimization of laminate stacking sequence for failure load maximization using tabu search. *Composites Part B: Engineering*, 34(4):405–413, 2003.

[43] The National Academies Press, editor. *Going to Extremes. Meeting the Emerging Demand for Durable Polymer Matriz Composites*. Tech. Rep.; National Research Concil of the National Academies., 2005.

[44] J. A. Mayugo (Investigador Principal). Proyecto: Ensayo Virtual y Supervisión Estructural de Revestimientos reforzados con larguerillos de fibra de carbono EVISER IT-01, ref: TRA2006-15718-C02-01/TAIR. AMADE. Universitat de Girona, 2006-2009.

[45] V. V. S. Rao, K. Krishna Veni, and P. K. Sinha. Behavioor of composite wing t-joints in hygrothermal environments. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 76(4):404–413, 2004.

[46] R. Rikards, H. Abramovich, J. Auzins, A. Korjakins, O. Ozolinsh, K. Kalnins, and T. Green. Surrogate models for optimum design of stiffened composite shells. *Composite Structures*, 63 (2):243–251, 2004.

[47] R. Rikards, H. Abramovich, K. Kalnins, and J. Auzins. Surrogate modeling in design optimization of stiffened composite shells. *Composite Structures*, 73(2):244–251, 2006.

[48] W. Ruijter, R. Spallino, L. Warnet, and A. de Boer. *Optimization of composite panels using neural networks and genetic algorithms*, pages 2359–2363. Computational Fluid and Solid Mechanics 2003. Elsevier Science Ltd, Oxford, 2003.

[49] P.B. Stickler and M. Ramulu. Parametric analyses of stitched composite t-joints by the finite element method. *Materials & Design*, 23:751 – 758, 2002.

[50] A. Todoroki and T. Ishikawa. Design of experiments for stacking sequence optimizations with genetic algorithm using response surface approximation. *Composite Structures*, 64(3-4):349–357, 2004.

[51] A. Todoroki and M. Sekishiro. New iteration fractal branch and bound method for stacking sequence optimizations of multiple laminates. *Composite Structures*, 81(3):419–426, 2007.

[52] A. Todoroki and M. Sekishiro. Stacking sequence optimization to maximize the buckling load of blade-stiffened panels with strength constraints using the iterative fractal branch and bound method. *Composites Part B: Engineering*, 39(5):842–850, 2008.

[53] U. Topal and Ü. Uzman. Thermal buckling load optimization of laminated composite plates. *Thin-Walled Structures*, 46(6):667–675, 2008.

[54] J. Torres. Anàlisi paramètrica de l'assaig a compressió d'un panell. Master's thesis, Universidad de Girona, 2009.

[55] P. Vaddadi, T. Nakamura, and R. Singh. Inverse analysis to determine hygrothermal properties in fiber reinforced composites. *Journal of Composite Materials*, 41:309–334, 2007.

[56] J.C.F.N. van Rijn. Failure criterion for the skin-stiffener interface in composite aircraft panels. *National Aerospace Laboratoy NLR. Strucures and Materials*, 1998.

[57] W. Wang, S. Guo, N. Chang, and W. Yang. Optimum buckling design of composite stiffened panels using ant colony algorithm. *Composite Structures*, 92(3):712–719, 2010.

[58] K. Worden, W. J. Staszewski, and J. J. Hensman. Natural computing for mechanical systems research a tutorial overview. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 25(1):4–111, 2011.

Anexo A

Análisis numérico: modelo de Elementos Finitos

A.1. Metodología

Para este estudio, se han realizado una serie de análisis estáticos que podemos agrupar en dos partes:

- Inicialmente se efectúa una comparativa entre tres paneles con variaciones en las dimensiones geométricas correspondientes a la base y altura del rigidizador, (B_r y H_r, respectivamente) y la distancia entre ellos (S_r). En estos modelos, el panel estará sometido los siguientes casos de carga:

  - Desplazamiento controlado a compresión + carga térmica.
  - Desplazamiento controlado a compresión + carga higrotérmica.

  En los dos tipos de análisis se establecen aumento de temperatura cada 10^{o}C desde la menor magnitud posible (-55^{o}C) y el descenso de temperatura cada 10^{o}C partiendo desde la mayor magnitud de temperatura posible 120^{o}C.

- A partir de esta comparativa, se plantea el proceso de optimización explicado en el capítulo 3 para el que se requieren 252 modelos de Elementos Finitos para cada uno de los sub-problemas considerados, cuyas cargas a compresión y de humedad serán constantes, mientras que las cargas térmicas corresponderán con las posibilidades más significativas dentro del rango de temperaturas considerado (desde -55^{o}C hasta 120^{o}C). De esta forma las combinaciones de carga serán las expuestas en la Tabla A.1.

Sub-problema	**Tipo de carga**				
	Carga mecánica	**Humedad relativa (H [%])**	**Térmica (T [^{o}C])**		
	Compresión		T_i[1]	T_f[2]	ΔT
1	Despl. controlado(1.9mm)	70	-55	120	175
2			-55	20	75
3			-55	90	145
4			20	120	140
5			20	-55	-75
6			70	-55	-125
7			90	-55	-145
8			120	90	-30
9			120	20	-100
10			120	-55	-175

Tabla A.1: Combinaciones de carga para cada sub-problema.

Estos análisis han sido realizados a través del software comercial ABAQUS/Standard generando un código python parametrizado capaz de generar tanto los modelos correspondientes a la comparativa entre paneles de ejemplo, como los 252 modelos que se requieren para el funcionamiento de la Red Neuronal que comprende la primera parte del proceso de optimización. Se introduce una sub-rutina en la que se desarrolla la formulación correspondiente a la deformación térmica y por humedad (variable UEXPAN) y la implementación del criterio de fallo LaRC-03 con sus correspondientes variables (índice de fallo de la matriz a tracción UVARM1, índice de fallo de la matriz a compresión UVARM2, índice de fallo de la fibra a tracción UVARM3 Y índice de fallo de la fibra a compresión UVARM4). Para la ejecución del proceso se realiza a través del compilador *Intel(R) Visual Fortran 64*.

[1]Temperatura inicial
[2]Temperatura final

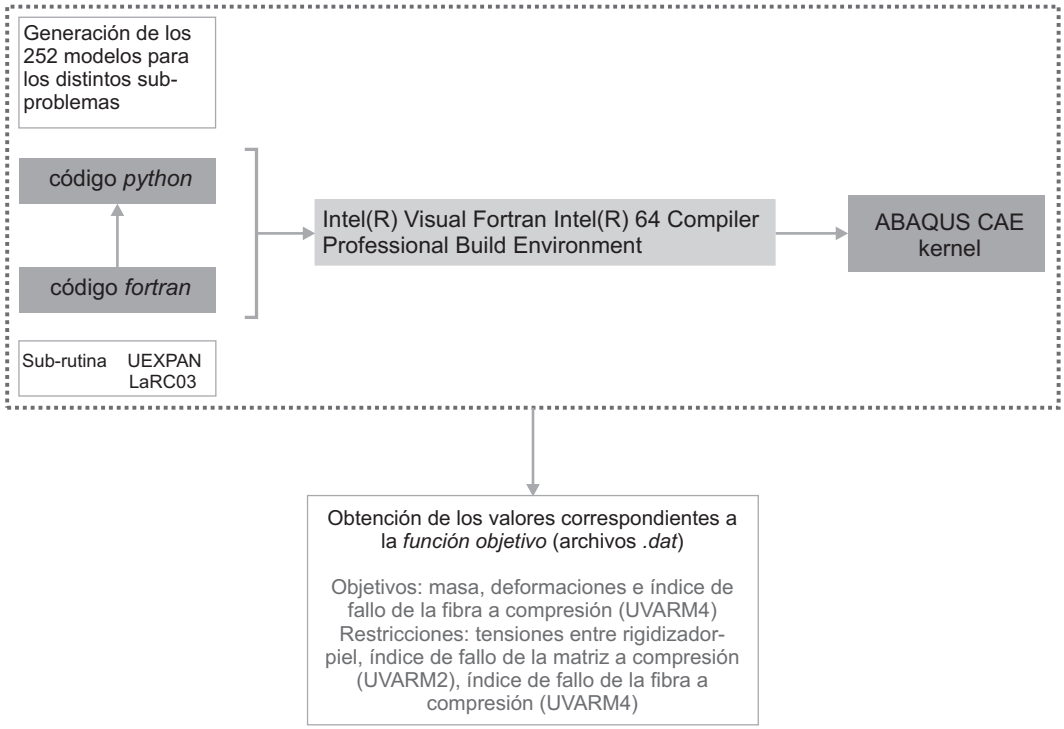


Figura A.1: Secuencia del proceso de análisis numérico.

A.2. Material

La referencia del material compuesto utilizado es T800/M21, de la casa comercial Hexcel y es el mismo que el utilizado en el Proyecto EVISER1 [44]. Las siguientes tablas contienen las propiedades mecánicas del material: en la Tabla A.2 podemos ver las propiedades elásticas(módulo de elasticidad E_{11}, E_{22}, E_{33}; coeficiente Poisson ν_{12}, ν_{13}, ν_{23}; módulos de rigidez G_{12}, G_{13}, G_{23}; coeficientes de dilatación térmica α_{11}, α_{22}, α_{33}; coeficientes de expansión por humedad β_{11}, β_{22}, β_{33}; densidad), mientras que en la Tabla A.3 observaremos las propiedades de resistencia utilizadas en el criterio de fallo LaRC03 [17] explicado en el Anexo B.

Los compuestos usados en el panel se constituyen a base de láminas unidireccionales de manera que el laminado se forma con la superposición de dichas láminas, las cuales pueden tener distintas orientaciones.

Las propiedades de estás láminas no se tratan a nivel de constituyentes, sino a nivel de láminas. Cada lámina se considera transversalmente isotrópica y únicamente se tienen en cuenta las propiedades en el plano del laminado.

Propiedad	Valor	Descripción
$E_{11}(GPa)$	134.7	Módulo de elasticidad
$E_{22} = E_{33}(GPa)$	7.7	
$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.369	Coeficiente de Poisson
ν_{23}	0.5	
$G_{12} = G_{13}(GPa)$	4.2	Módulo de rigidez
$G_{23}(GPa)$	2.5	
$\alpha_{11}(^oC^{-1})$	$-3{,}08 \cdot 10^{-7}$	Coeficiente de dilatación térmica (valores aproximados)
$\alpha_{22} = \alpha_{33}(^oC^{-1})$	$3{,}18 \cdot 10^{-5}$	
β_{11}	$1{,}4 \cdot 10^{-3}$	Coeficiente de expansión por humedad (valores aproximados)
$\beta_{22} = \beta_{33}$	0,6	
$Densidad(Kg/m^3)$	1590	

Tabla A.2: Propiedades elásticas del material compuesto T800/M21 [44].

Propiedad	Valor	Descripción
$X_T(MPa)$	2290.5	Resistencia longitudinal a tracción
$X_C(MPa)$	1051	Resistencia longitudinal a compresión
$Y_T(MPa)$	41.43	Resistencia transversal a tracción
$Y_C(MPa)$	210	Resistencia transversal a compresión
$S_L(MPa)$	69.4	Resistencia longitudinal a cortante
$S_{IS}(MPa)$	106.48	Resistencia *in situ* a cortante
$\alpha(^o)$	53.5	Ángulo de rotura transversal a compresión
β	$5{,}10^{-8}$	Coeficiente de respuesta a cortante
g	0.5769	Cociente de energía de fractura (G_I/G_{II})

Tabla A.3: Propiedades de resistencia del material compuesto T800/M21 [44].

A.3. Secuencias de apilamiento (laminado)

Los laminados utilizados para estudiar el comportamiento del panel son los definidos en la Tabla A.4 y están diferenciados según las partes que componen la geometría del panel.

Referencia	Secuencia de apilamiento	Número de capas	Espesor(mm)
Base del rigidizador	$(\pm 45, 0_2, 90, 0)$	6	1.104
Alma del rigidizador	$(\pm 45, 0_2, 90, 0)_s$	12	2.208
Panel	$(\pm 45, 0_2, 90, 0)_s$	8	1.472

Tabla A.4: Laminados del panel [44].

A.4. Geometría y mallado

La geometría de los distintos paneles introducidos en cada modelo es la misma, salvo que las dimensiones correspondientes a la base y altura del rigidizador (B_r y H_r, respectivamente) y la separación entre los mismos (S_r)variará según las entradas en el código *python*. Esta geometría la podemos observar en la Figuras A.2 y A.3.

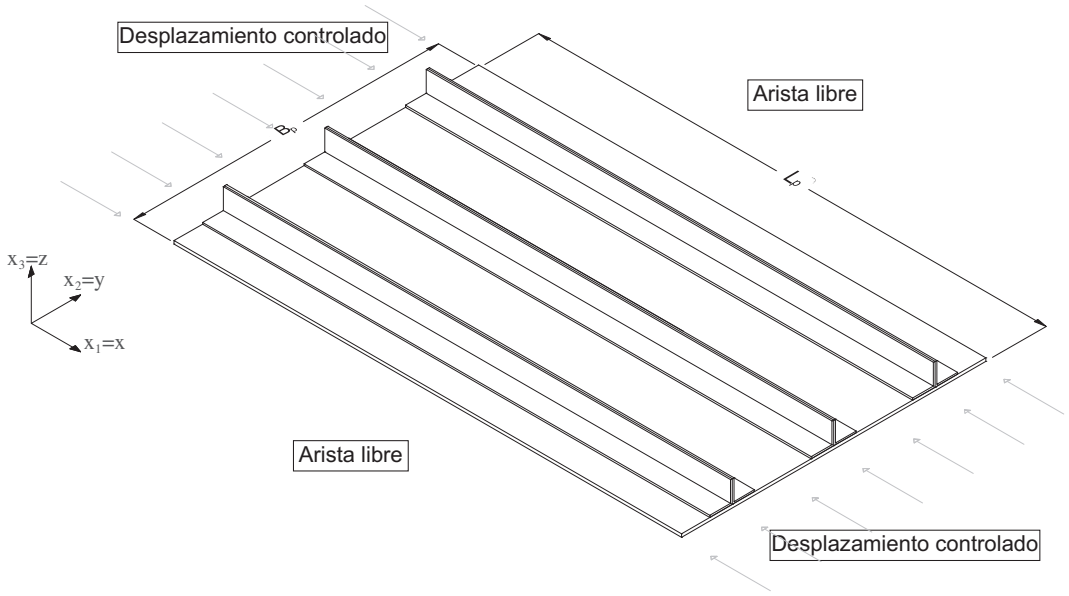


Figura A.2: Panel rigidizado

.

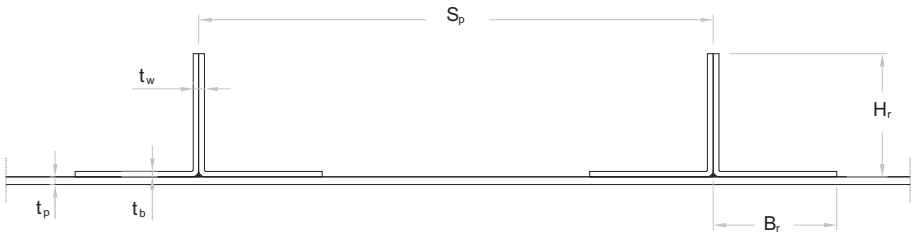


Figura A.3: Panel rigidizado con variables geométricas de diseño consideradas

.

Los larguerillos tienen una unión en forma de T, aunque constructivamente son el resultado de la unión de dos larguerillos en forma de L, cuyo ángulo tendrá un radio aproximado de 5 mm. Se han utilizado elementos *Shells S4R* de forma que se considerará principalmente el fallo en el borde de la unión de la base del rigidizador y la piel. La unión del alma y la base del rigidizador se realiza según las Figura A.4 por lo que se realiza una simplificación geométrica. Para la disposición de los elementos *Shells*, se realizan una serie de cortes con el fin de situar adecuadamente la geometría del elemento estructural con respecto al esquema que configuran dichos elementos.

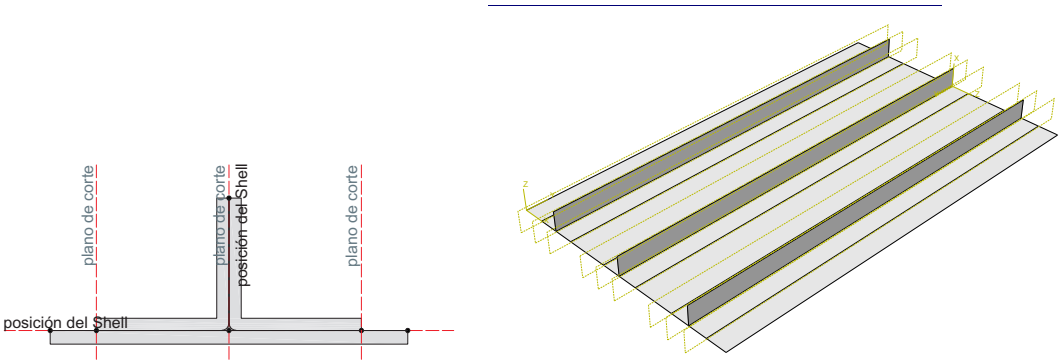


Figura A.4: Posición de los elementos *Shells* con respecto al elemento estructural.

Este tipo de elemento se define como un elemento placa de 4 nodos y 6 grados de libertad (traslaciones δ_x, δ_y y δ_z, y rotaciones θ_x, θ_y y θ_z) con integración reducida, es decir, tendrá un punto central de integración. A su vez, se disponen tres puntos de integración a través del espesor del elemento que se distribuyen como punto de integración en la parte superior, parte central y parte inferior, Figura A.5. Esto último, nos ayudará con la obtención de datos para cada modelo por la reducción de integración por elemento y por la posibilidad de seleccionar valores como las tensiones internas entre la base del rigidizador y la piel, por ejemplo.

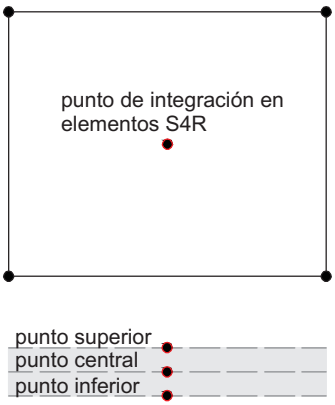


Figura A.5: Posición de los puntos de integración.

Dado que uno de los estudios de interés es el comportamiento entre base del rigidizador y piel, el mallado se dispone de forma que, para el ancho de la base del larguerillo, se refinan sus dimensiones tal y como se muestra en la Figura A.6.

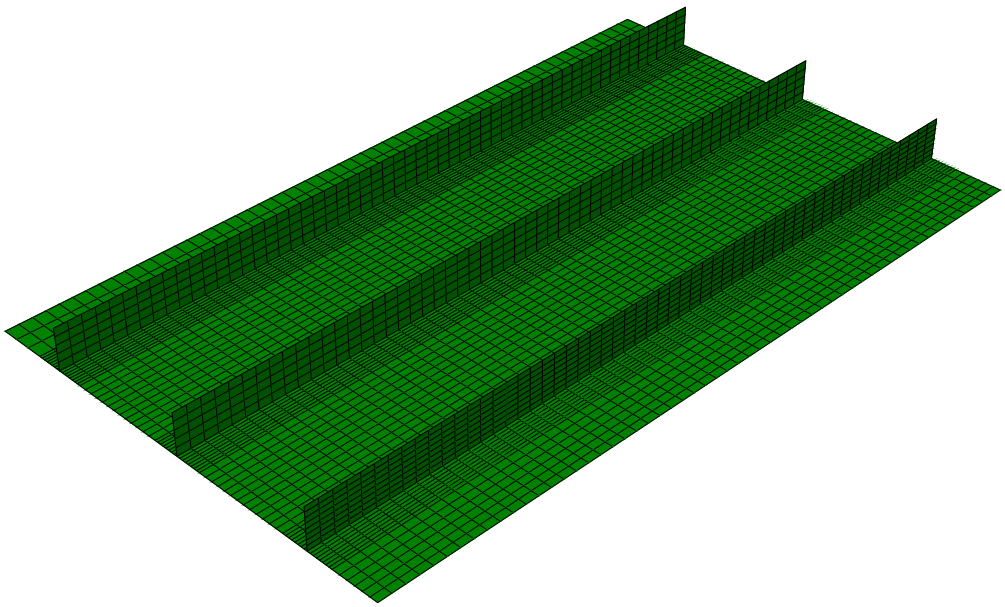


Figura A.6: Mallado del panel.

A.5. Definición de las condiciones de contorno

Las condiciones de contorno, mostradas en la Figura A.7, se disponen de forma que, en las aristas horizontales correspondientes a la menor dimensión del panel, se efectuará un desplazamiento controlado de $0{,}95mm$ en cada una de ellas y se evitarán el movimiento en la dirección z y los posibles giros en cualquiera de las direcciones, mientras que, en las aristas verticales, es decir, las almas de los larguerillos, se producirá el mismo desplazamiento controlado evitando el desplazamiento en la dirección y y los posibles giros, Figura A.8. A su vez, se dispone un punto completamente empotrado que corresponderá con la unión piel-rigidizador del larguerillo central, Figura A.9.

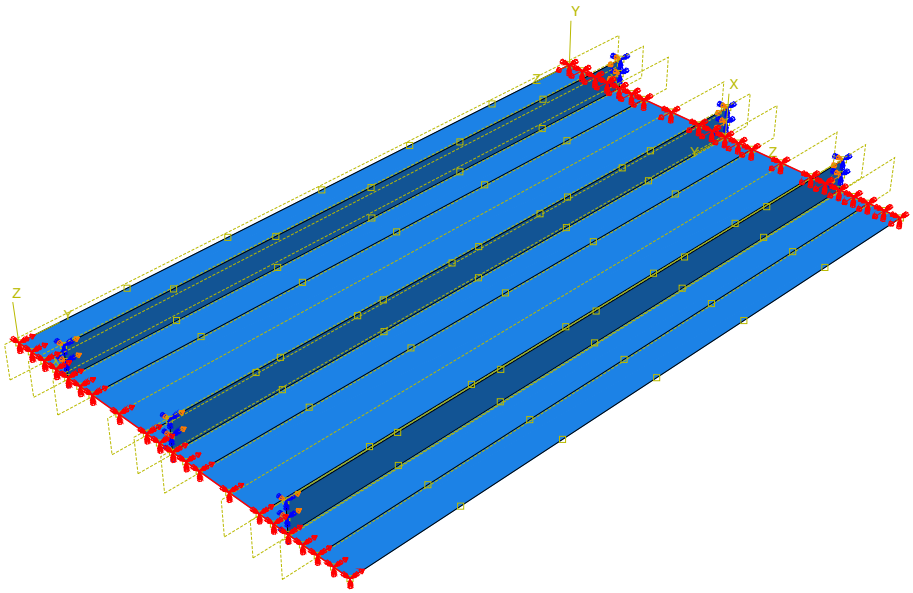


Figura A.7: Condiciones de contorno (aristas horizontales).

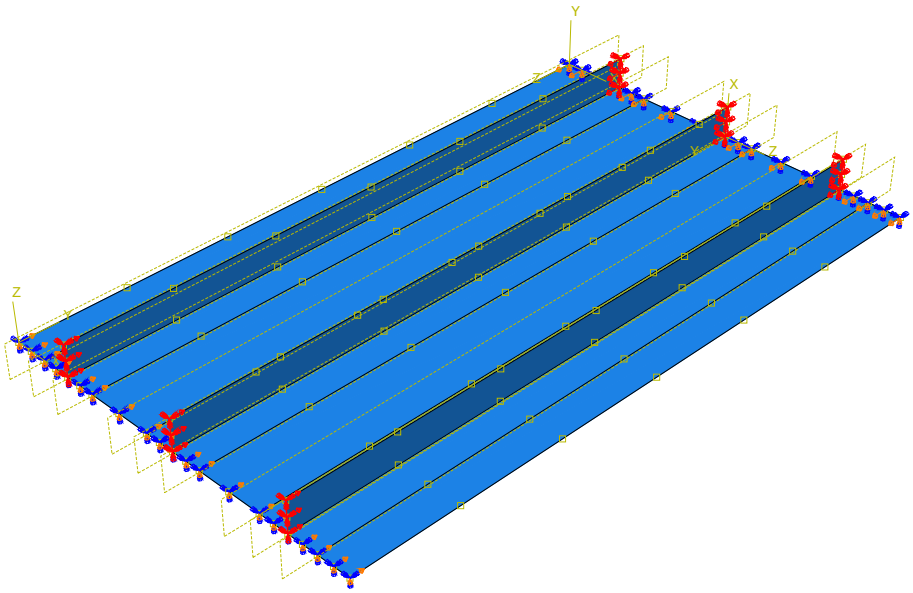


Figura A.8: Condiciones de contorno (almas de los larguerillos)

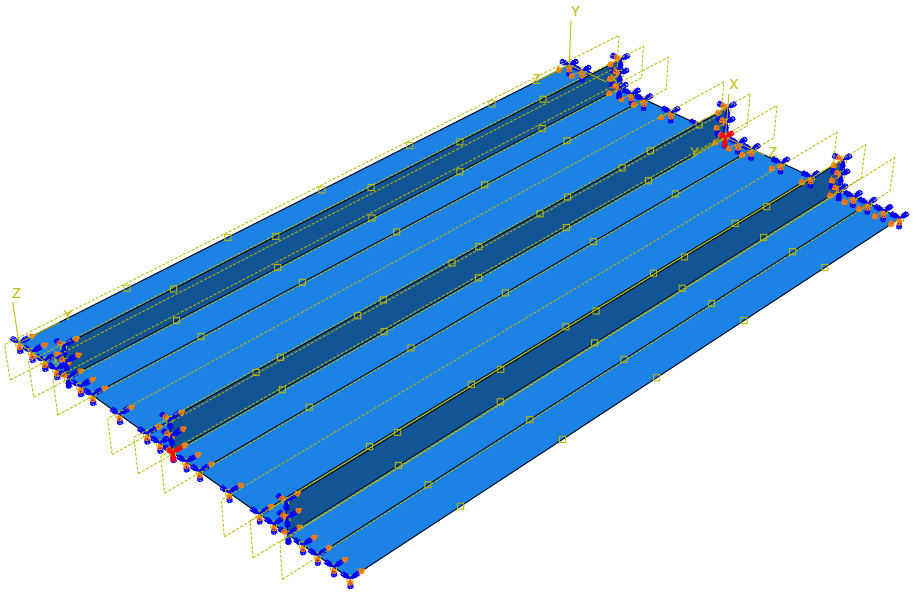


Figura A.9: Condiciones de contorno (punto fijo)

Anexo B

Criterio de fallo LaRC-03

B.1. Descripción del criterio de fallo LaRC03

Los cambios dimensionales debidos a las cargas de humedad dependen considerablemente de la temperatura a la que se encuentre, por lo que, dependiendo del cambio medioambiental al que esté expuesto el panel, el criterio de fallo LaRC03 identificará si el fallo se debe a los parámetros indicados en la Tabla B.1.

Nomenclatura	Parámetros
UVARM(1)	Índice de fallo para fallo a tracción transversal
UVARM(2)	Índice de fallo para fallo a compresión transversal
UVARM(3)	Índice de fallo para fallo a tracción longitudinal
UVARM(4)	Índice de fallo para fallo a compresión longitudinal

Tabla B.1: Parámetros calculados por la subrutina LaRC03.

B.1.1. Fallo transversal

Tracción

El criterio LaRCpara predecir el fallo bajo cargas a tracción transversal $(\sigma \geq 0)$ y en el plano cortante es definido por medio de la Eq. B.1.

$$\begin{gathered}(1-g)\cdot\frac{\sigma_{22}}{Y_T}+g(\frac{\sigma_{22}}{Y_T})^2+(\frac{\sigma_{12}}{S_L})^2-1\leq 0\\ (1-g)\cdot\frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T}+g(\frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T})^2+(\frac{\sigma_{12}^{(m)}}{S_L})^2-1\leq 0,\sigma_{11}<0,|\sigma_{11}|<\frac{X_C}{2}\end{gathered} \tag{B.1}$$

donde $g=\frac{G_{IC}}{G_{IIC}}$ y $\sigma_{ij}^{(m)}$ representa los componentes del tensor tensión en un frame alineado con la dirección de la fibra. Se calcula según las expresiones de la Eq. B.2.

$$\begin{aligned}\sigma_{11}^{(m)} &= \sigma_{11}\cdot cos^2\varphi + \sigma_{22}\cdot sin^2\varphi + 2\cdot|\sigma_{12}|\cdot sin\varphi\cdot cos\varphi \\ \sigma_{22}^{(m)} &= \sigma_{11}\cdot sin^2\varphi + \sigma_{22}\cdot cos^2\varphi + 2\cdot|\sigma_{12}|\cdot sin\varphi\cdot cos\varphi \\ \sigma_{12}^{(m)} &= -\sigma_{11}\cdot sin\varphi\cdot cos\varphi + \sigma_{22}\cdot sin\varphi\cdot cos\varphi + |\sigma_{12}|\cdot(cos^2\varphi - sin^2\varphi)\end{aligned} \tag{B.2}$$

donde el ángulo de desalineación es definido según Eq. B.3.

$$\begin{aligned}\varphi &= \frac{|\sigma_{12}| + (G_{12} - X_C)\cdot\varphi^C}{G_{12} + \sigma_{11} - \sigma_{22}} \\ \varphi^C &= tan^{-1}\left[\frac{1 - \sqrt{1 - 4\cdot\varpi\cdot(\frac{S_L}{X_C})}}{2\cdot\varpi}\right]\end{aligned} \tag{B.3}$$

con $\varpi = \frac{S_L}{X_C} + \eta^L$. El parámetro η^L es el coeficiente de influencia longitudinal definido como:

$$\eta^L = -\frac{S_L cos2\alpha_0}{Y_C cos^2\alpha_0}$$

con $\alpha_0 \approx 53^o$

Compresión

El criterio de fallo usado para predecir la rotura de la matriz bajo cargas a compresión ($\sigma_{22} < 0$) y en el plano cortante es definido según la Eq. B.4.

$$\begin{aligned}(\frac{\tau_e^T}{S_T})^2 + (\frac{\tau_e^L}{S_L})^2 - 1 \leq 0, \sigma_{11} \geq -Y_C \\ (\frac{\tau_e^{(m)T}}{S_T})^2 + (\frac{\tau_e^{(m)L}}{S_L})^2 - 1 \leq 0, \sigma_{11} < -Y_C\end{aligned} \tag{B.4}$$

Siendo definido el cortante en el plano de fractura de la forma indicada en la Eq. B.5.

$$\begin{aligned}\tau_e^T &= \left\langle|\tau^T| + \eta^T\sigma_n cos\theta\right\rangle \\ \tau_e^L &= \left\langle|\tau^L| + \eta^L\sigma_n cos\theta\right\rangle\end{aligned} \tag{B.5}$$

con $\theta = tan_{-1}\left(\frac{-|\sigma_{12}|}{\sigma_{22}sin\alpha}\right)$. El ángulo α es definido por el plano perpendicular a la lámina y al plano de fractura. Los componentes del tensor tensión en el plano de fractura vienen dados por al Eq. B.6.

$$\begin{aligned}\sigma_n &= \sigma_{22}cos^2\alpha \\ \tau^T &= -\sigma_{22}sin\alpha cos\alpha \\ \tau^L &= -\sigma_{12}cos\alpha\end{aligned} \tag{B.6}$$

La determinación de α es calculada numéricamente, en el criterio de fallo LaRC03, maximizando Eq. B.4 y el coeficiente de influecia transversal , η^T, es obtenido según la Eq. B.7.

$$\eta^T = \frac{-1}{tan2\alpha_0} \tag{B.7}$$

B.1.2. Fallo longitudinal

Tracción

El criterio de fallo usado para predecir la fractura de la fibra bajo cargas a tracción longitudinal ($\sigma_{11} \geq 0$) viene definida según la Eq. B.8

$$\frac{\sigma_{11}}{X_T} - 1 \leq 0 \tag{B.8}$$

Compresión

El criterio de fallo utilizado para predecir la fracuta de la fibra bajo cargas a compresion ($\sigma_{11} < 0$) y en el plano cortante (torsión de la fibra) es establecido como una función de los componentes del tensor tensión en el marco de rotación y viene definido por la Eq. B.9.

$$\begin{gathered} \left\langle \frac{\sigma_{12} + \eta^L \sigma_{22}^{(m)}}{S_L} \right\rangle - 1 \leq 0, \sigma_{22}^{(m)} < 0 \\ (1-g)\frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T} + g(\frac{\sigma_{22}^{(m)}}{Y_T})^2 + (\frac{\sigma_{12}^{(m)}}{S_L})^2 - 1 \leq 0, \sigma_{22}^{(m)} \geq 0, |\sigma_{11}| \geq \frac{X_C}{2} \end{gathered} \tag{B.9}$$

Otros parámetros

Para aplicar el criteriod e fallo LaRC algunos parámetros necesitan ser calculados. La resistencia a cortante longitudinal, se determina según la Eq. B.10. Dicho cálculo es experimental y es ajustado a los efectos in-situ.

$$S_T = Y_C cos\alpha_0 \left(sin\alpha_0 + \frac{cos\alpha_0}{tan(2\alpha_0)} \right) \tag{B.10}$$

B.2. Resultados de la implementación del Criterio de fallo LaRC03

Para analizar los posibles objetivos dentro del problema de optimización y las correspondientes restricciones, se han realizado distintos análisis con paneles rigidizados modificando las variables de diseño dentro del dominio de valores. En la Tabla B.2 se muestran los distintos paneles considerados con sus correspondientes valores de las variables de diseño consideradas en el problema de optimización.

Panel	**Variables de diseño**		
	Br	**Hr**	**Sr**
Panel 1	20	20	70
Panel 2	30	30	110
Panel 3[1]	24	24	100

Tabla B.2: Paneles analizados.

[1] Panel elaborado en el proyecto EVISER1

Los distintos paneles han sido sometidos a dos tipos de análisis distintos:

- Desplazamiento controlado a compresión + carga térmica.[2]
- Desplazamiento controlado a compresión + carga hidrotérmica.

B.2.1. Evolución de los distintos criterios de fallo

Dentro de los dos tipos de ensayo indicados, se ha realizado por separado la variación de cargas térmicas en aumento (Figura B.1)y variación de cargas térmicas en descenso (Figura B.2).
Se ha observado de manera independiente la respuesta del panel ante cargas mecánicas y térmicas por un lado, y la inclusión de cargas de humedad, por otro para poder apreciar de manera más directa los efectos de la humedad, y en ésta la influencia de la temperatura, en este tipo de materiales. Para los efectos del aumento de temperatura, este cambio de consideración de cargas se ve afectado de manera directa incrementando el índice de fallo al resultado final. Por otro lado, para variaciones de temperatura descendentes, el efecto de la humedad es más significativo dado que favorece el comportamiento del panel a los efectos de las cargas en conjunto.

- Tensión rigidizador-piel. En el panel de referencia (panel 3) se generan mayores tensiones entre los elementos estructurales, siendo el panel 1 el de mejor comportamiento en este parámetro.

  Cabe destacar que para el análisis sin humedad las tensiones son prácticamente constantes para las distintas variaciones de temperatura.

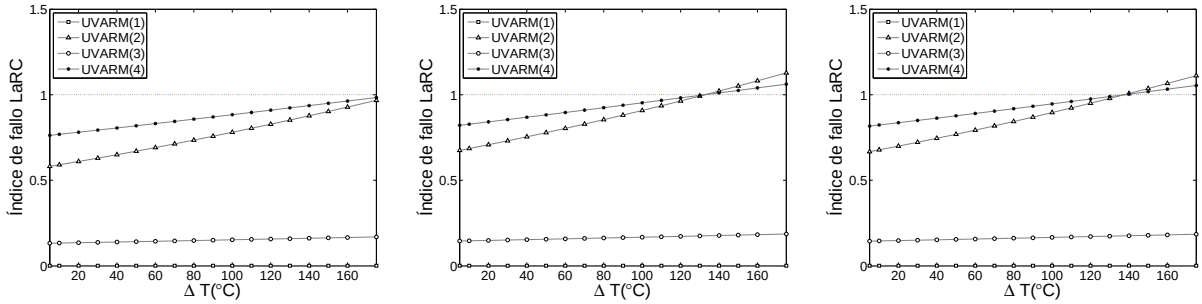
- Deformaciones. Se han observado tanto las deformaciones en la dirección 1 como en la dirección 2. Para la dirección principal se aprecia un mejor comportamiento en el Panel 1 tanto para aumento como para descenso de temperatura. Será importante considerar distintos casos de variaciones de temperatura en aumento y descenso para detectar la curvatura que se da cuando se implementan las cargas de humedad.

- Índices de fallo. Para situaciones con variación de temperatura positiva, se observan de interés los índices correspondientes al fallo de la matriz a compresión (UVARM2) y al fallo de la fibra a compresión (UVARM4), mientras que con variaciones negativas, se muestran más elevados los que definen el fallo de la matriz a tracción (UVARM1) y el fallo de la fibra a compresión (UVARM4).

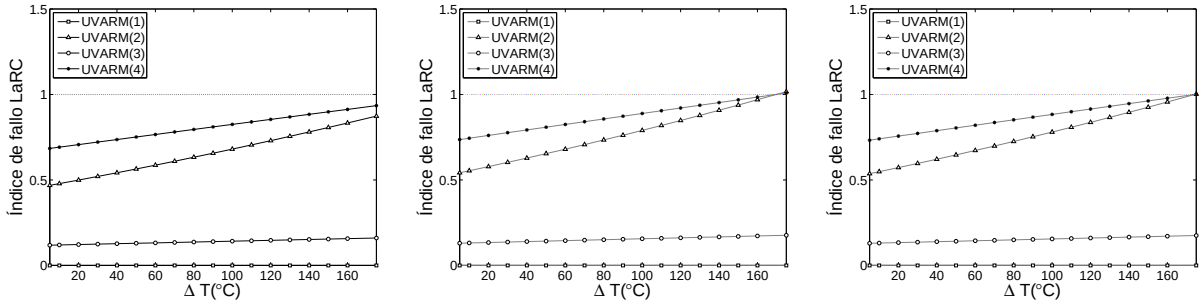
[2] Se han considerado el aumento de temperatura cada 10^{o}C desde la menor magnitud posible (-55^{o}C) y el descenso de temperatura cada 10^{o}C partiendo desde la mayor magnitud de temperatura posible 120^{o}C

Panel 1 **Panel 2** **Panel 3**

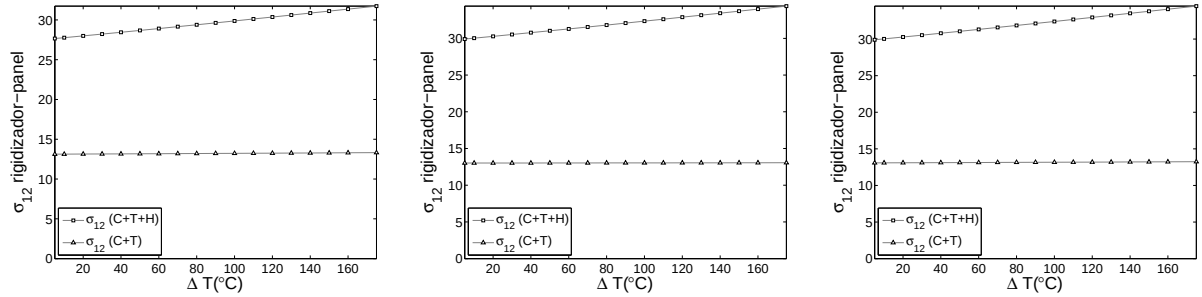
Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Aumento de temperatura.



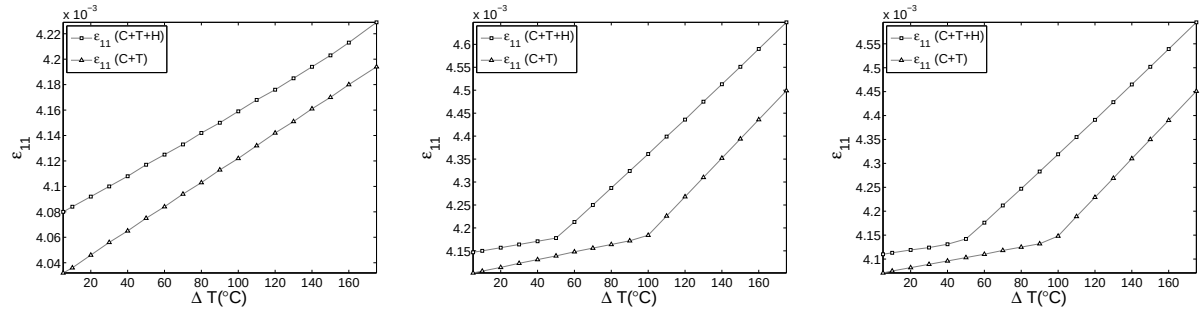
Cargas mecánicas y térmicas. Aumento de temperatura.



Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Aumento de temperatura.



Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Aumento de temperatura.



Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Aumento de temperatura.

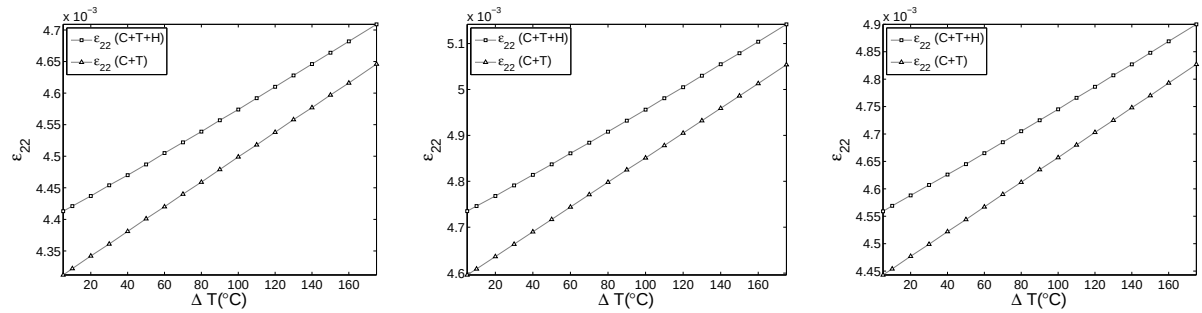
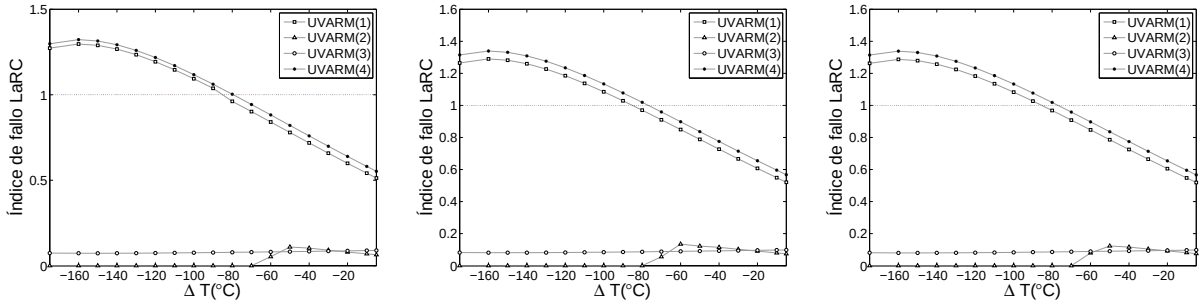


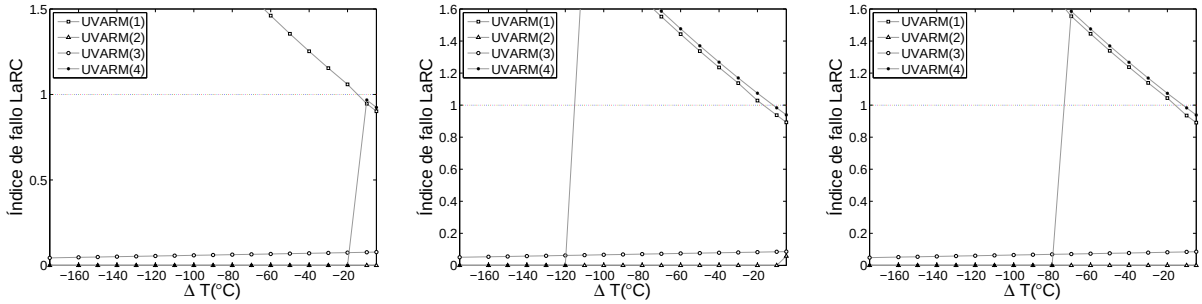
Figura B.1: Resultados gráficos de los paneles analizados. Aumento de temperatura

Panel 1 **Panel 2** **Panel 3**

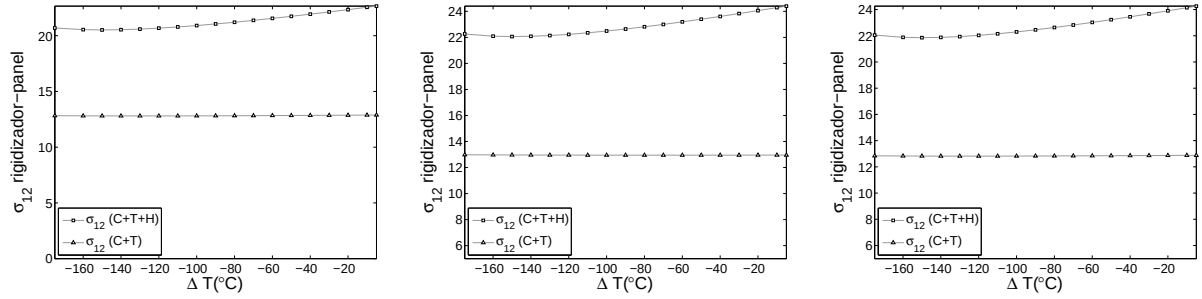
Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Descenso de temperatura.



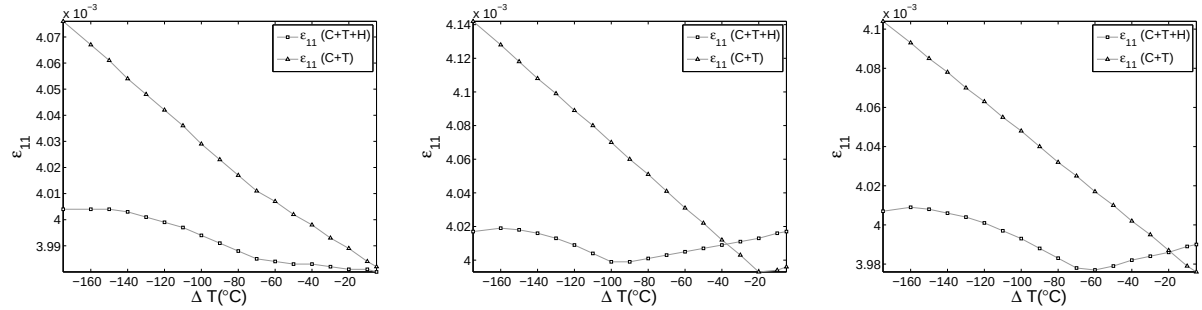
Cargas mecánicas y térmicas. Descenso de temperatura.



Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Descenso de temperatura.



Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Descenso de temperatura.



Cargas mecánicas e hidrotérmicas. Descenso de temperatura.

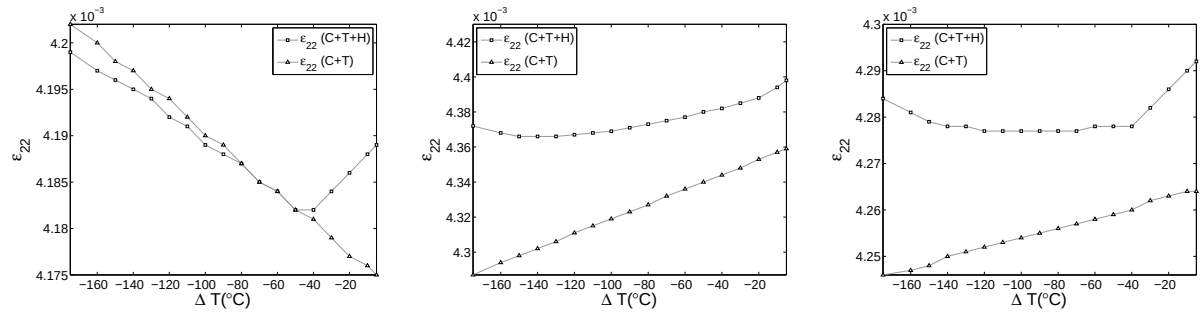


Figura B.2: Resultados gráficos de los paneles analizados. Descenso de temperatura

A continuación, en las Figuras B.3 y B.4 se muestran los resultados del panel óptimo

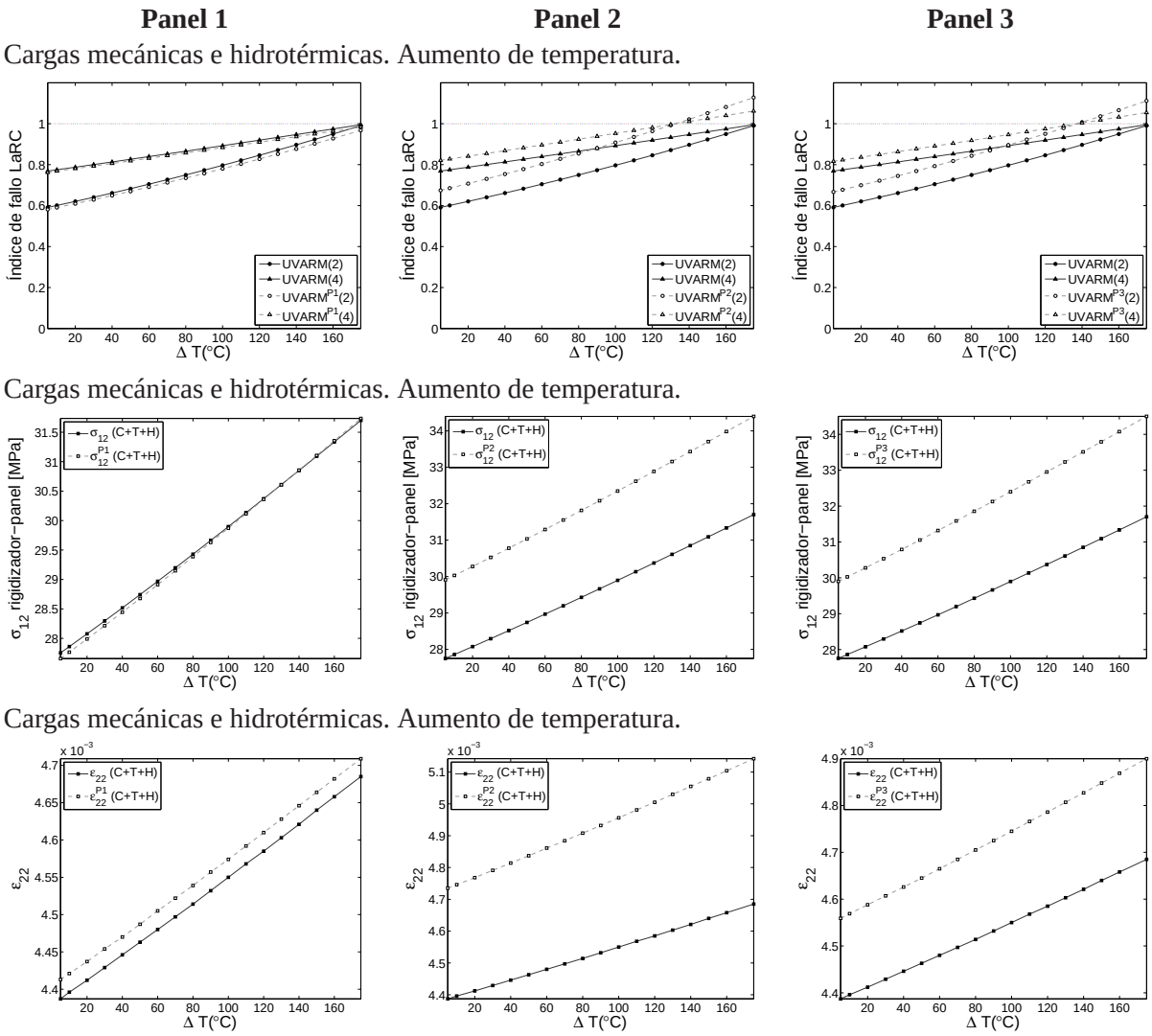


Figura B.3: Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Aumento de temperatura

B.3. Análisis de resultados del modelo. Panel de referencia

A continuación se muestran gráficamente los resultados obtenidos para el panel de referencia, cuyas dimensiones figuran en la Tabla B.2 para los sub-problemas 2 y 9, de forma que se podremos comparar un problema con ascenso de temperatura (sub-problema 2) y otro con descenso de temperatura (sub-problema 9).

A partir de estas gráficas, podemos observar cómo el índice de fallo de la matriz a tracción (UVARM1), Figura B.11 empieza a ser de interés para el caso a compresión pero sobre todo en ambos casos se muestra predominante el índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4), Figuras B.7 y B.14. Por su parte, en ambos casos se muestra valorable la tensión entre elementos (Figuras B.9 y B.16) para la

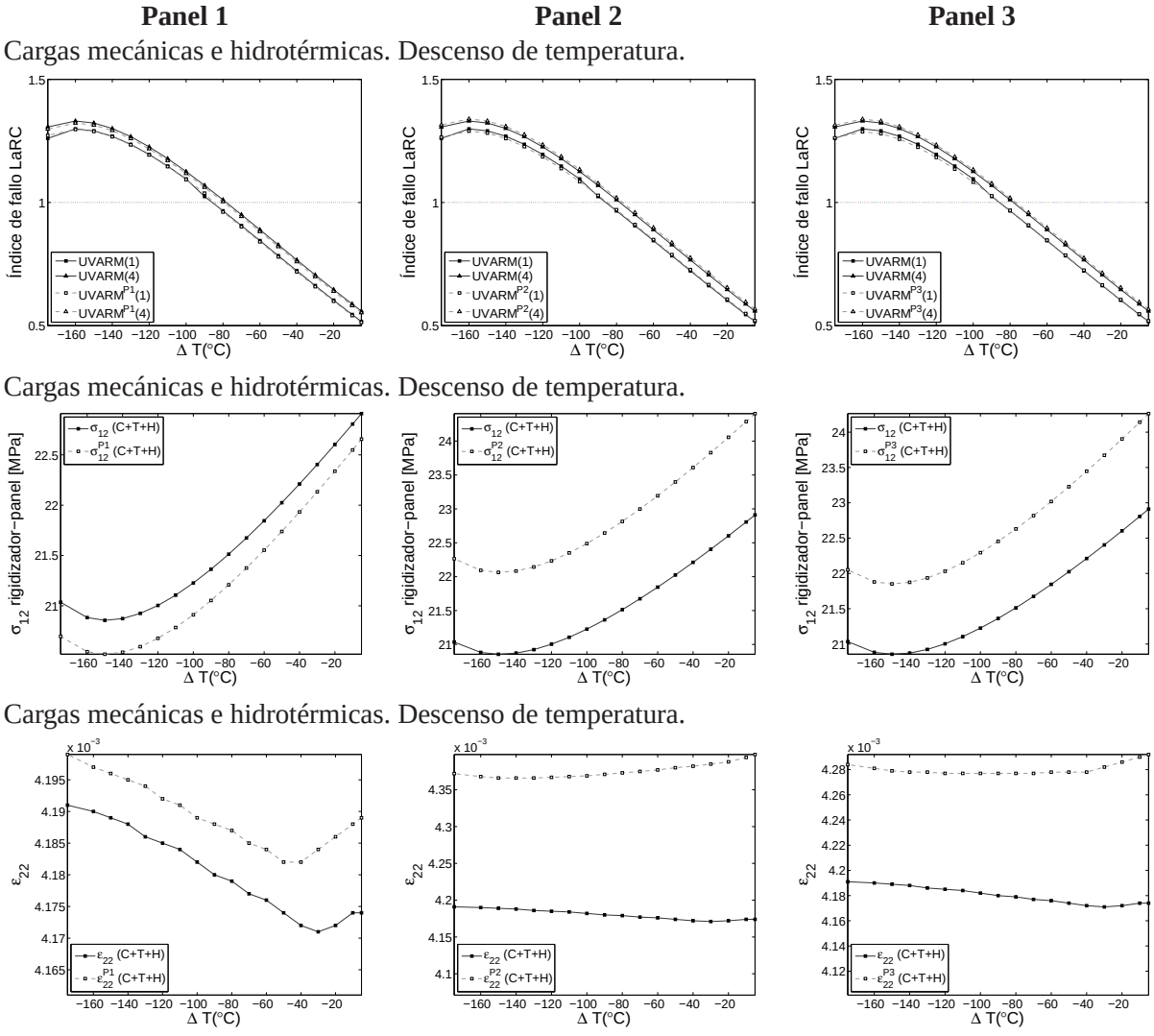


Figura B.4: Comparativa del panel óptimo con los paneles analizados. Descenso de temperatura.

que se ve afectado el punto de unión entre el alma del rigidizador y la piel y tanto las deformaciones (Figuras B.8 y B.15) como los mayores índices de fallo se producen en estos puntos.

Sub-problema	**Tipo de carga**				
	Carga mecánica	**Humedad relativa (**$H\ [\%]$**)**	**Térmica (**$T\ [^{\mathbf{o}}C]$**)**		
	Compresión		T_i[1]	T_f[2]	ΔT
2	Despl. controlado(1.9mm)	70	-55	20	75
9			120	20	-100

Tabla B.3: Combinaciones de carga para cada sub-problema de ejemplo.

[1]Temperatura inicial
[2]Temperatura final

B.3.1. Sub-problema 2.

Para este caso concreto, el índice de fallo de la matriz a tracción (UVARM1) será equivalente a 0.

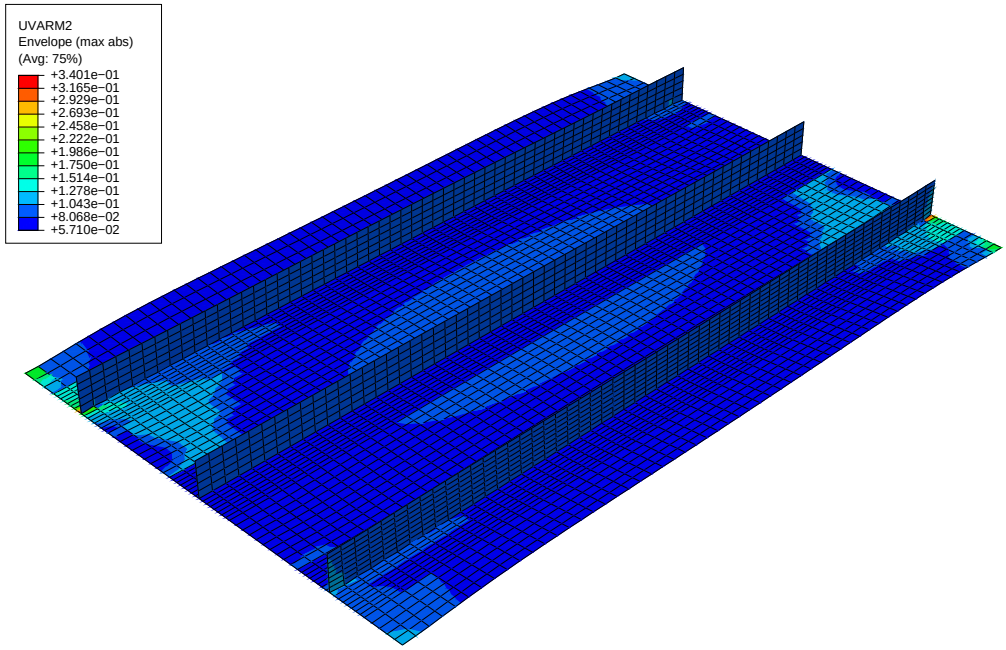


Figura B.5: Panel 3: índice de fallo de la matriz a compresión (UVARM2).

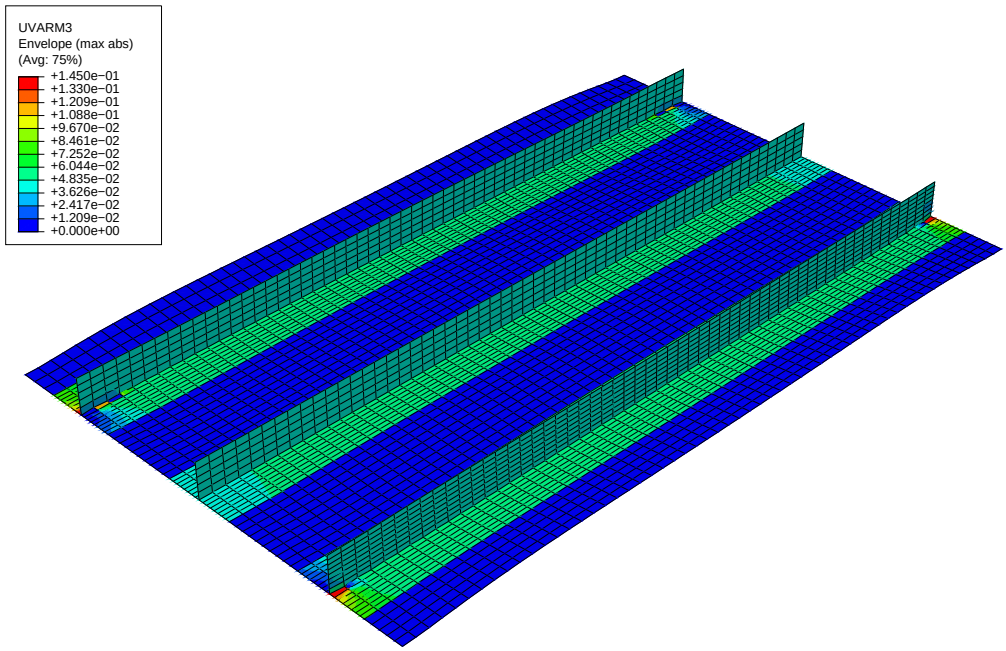


Figura B.6: Panel 3: índice de fallo de la fibra a tracción (UVARM3).

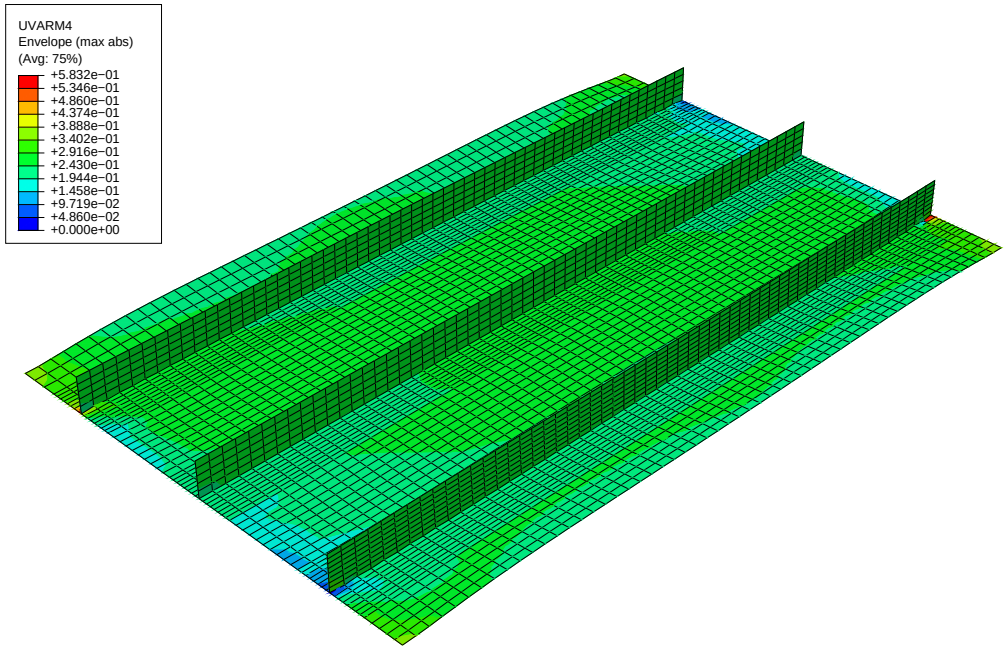


Figura B.7: Panel 3: índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4).

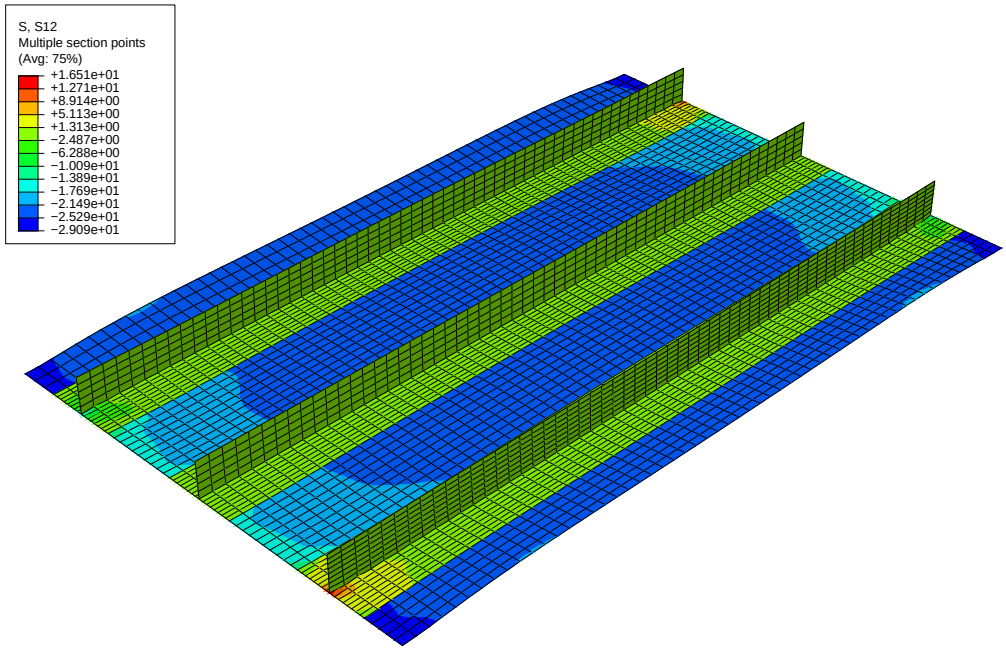


Figura B.8: Panel 3: tensiones internas en la parte superior de la capa 8 (límite rigidizador-piel).

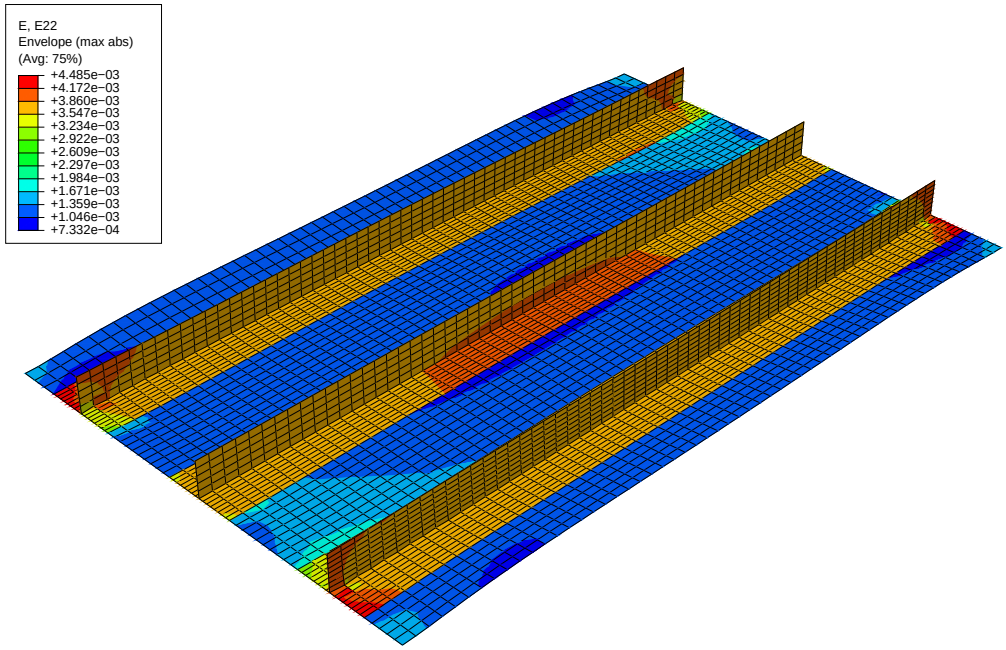


Figura B.9: Panel 3: deformaciones en la dirección 2.

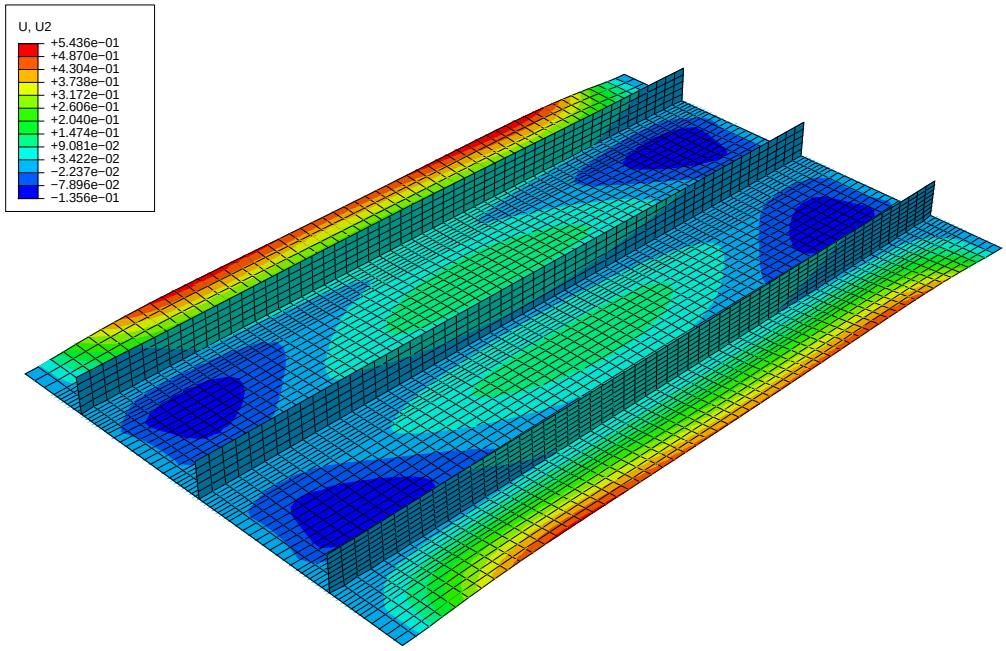


Figura B.10: Panel 3: desplazamientos en la dirección y.

B.3.2. Sub-problema 9.

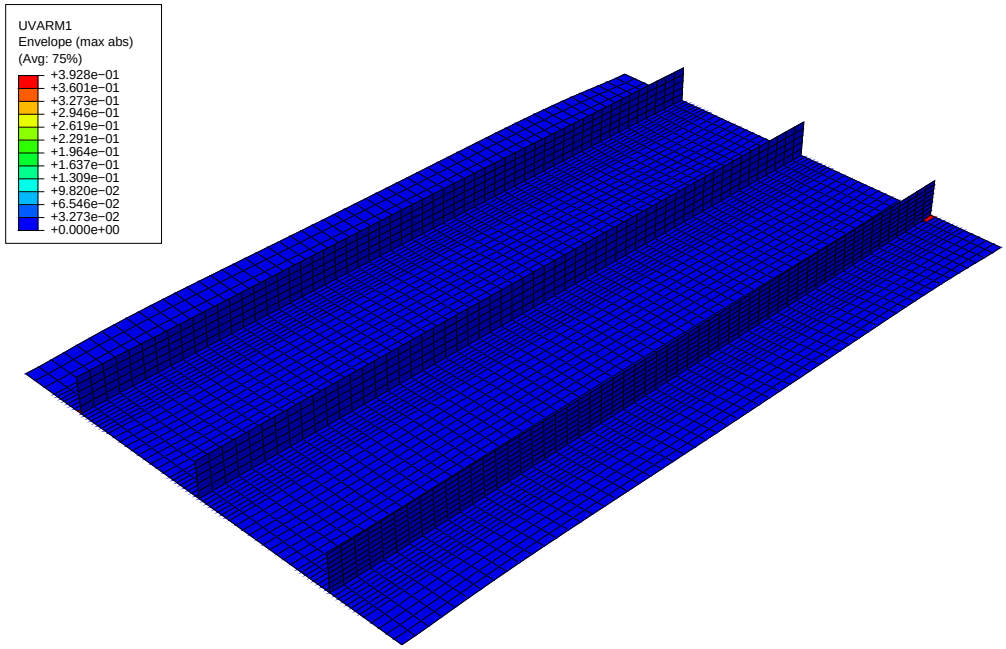


Figura B.11: Panel 3: índice de fallo de la matriz a tracción (UVARM1).

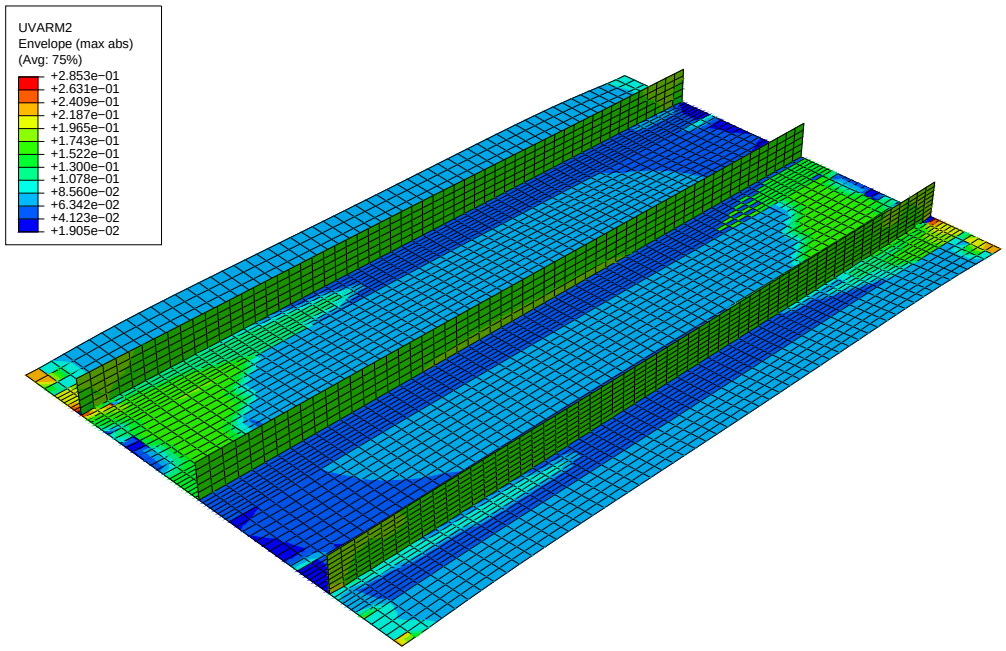


Figura B.12: Panel 3: índice de fallo de la matriz a compresión (UVARM2).

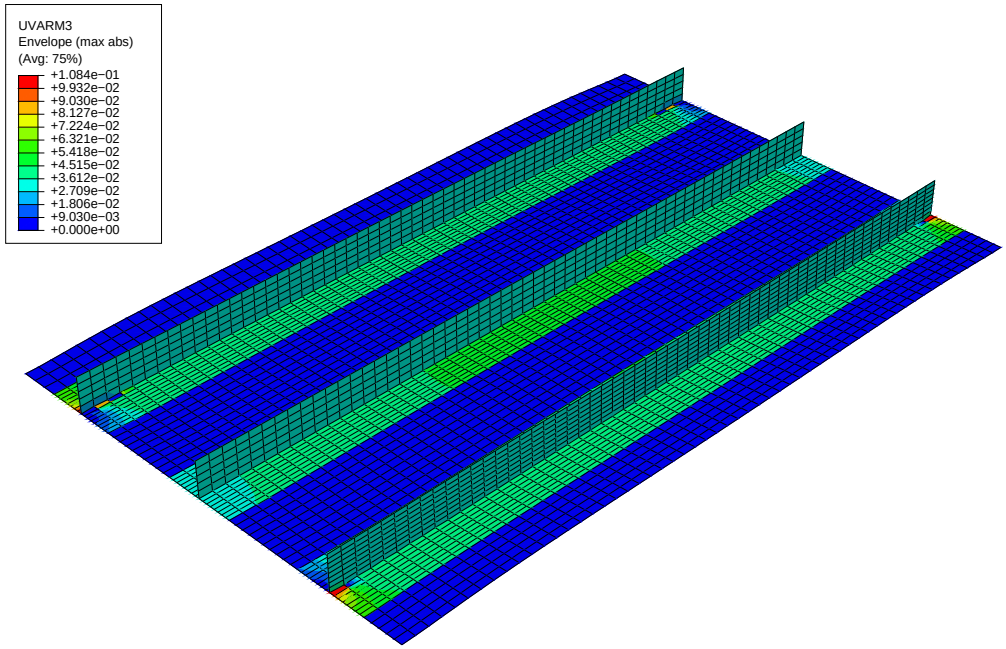


Figura B.13: Panel 3: índice de fallo de la fibra a tracción (UVARM3).

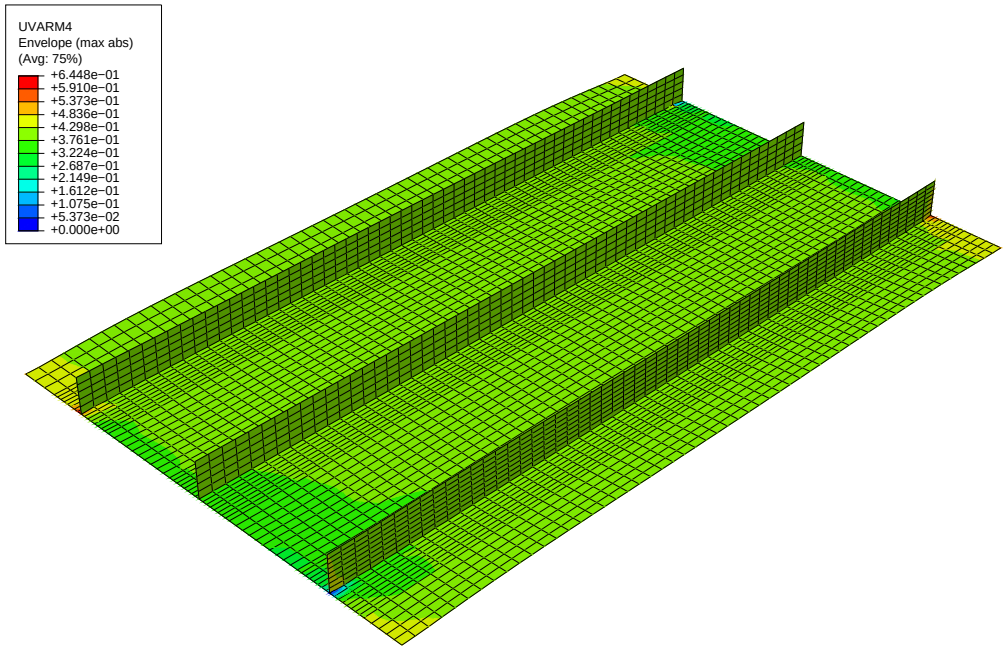


Figura B.14: Panel 3: índice de fallo de la fibra a compresión (UVARM4).

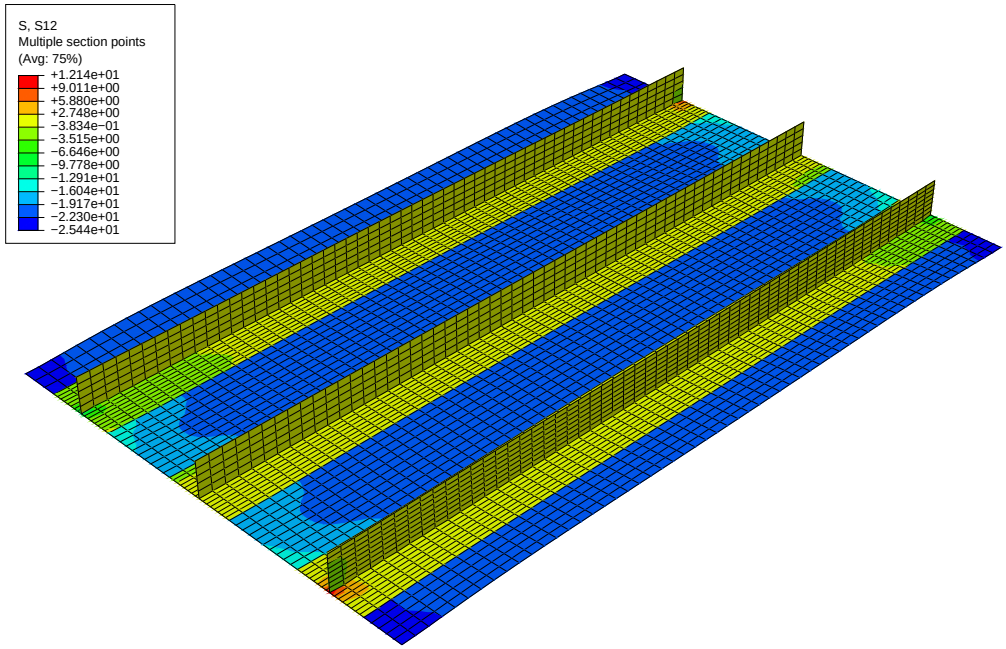


Figura B.15: Panel 3: tensiones internas en la parte superior de la capa 8 (límite rigidizador-piel).

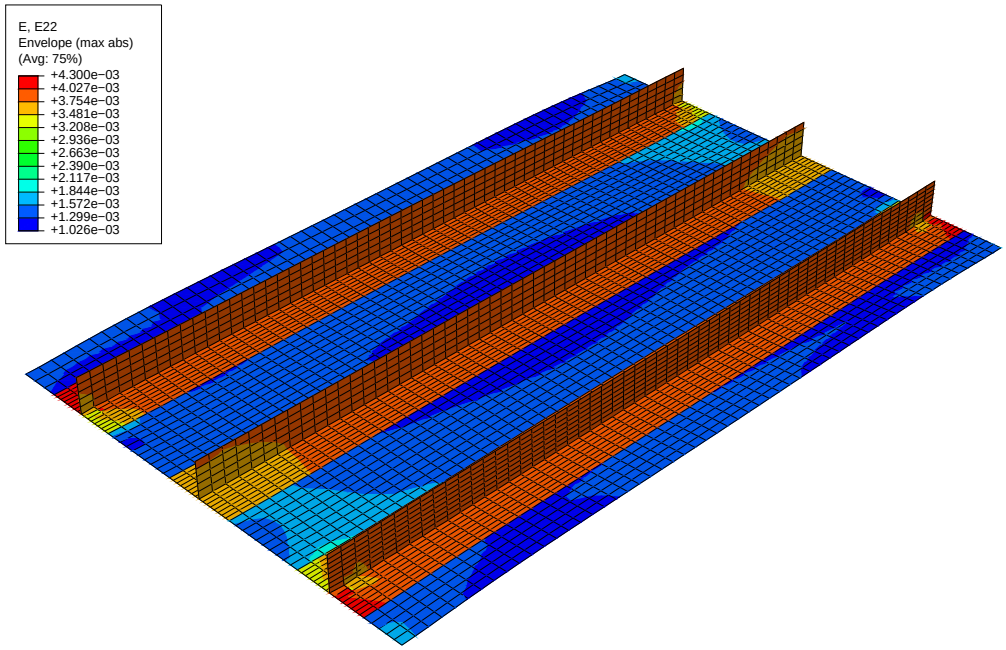


Figura B.16: Panel 3: deformaciones en la dirección 2.

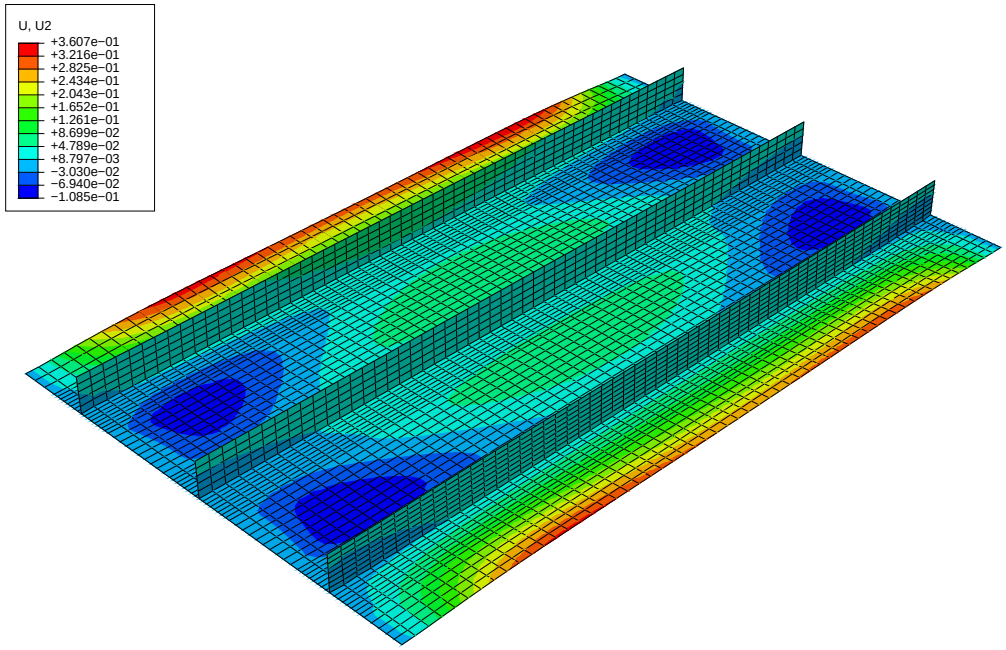


Figura B.17: Panel 3: desplazamientos en la dirección y.