



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Estudio del comportamiento mecánico de una unión
estándar tipo T de estructuras sándwich con refuerzo local

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

AUTOR/A: Aguilar Martínez, María de las Nieves

Tutor/a: Albelda Vitoria, José

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023

Resumen

El objetivo del presente Trabajo Fin de Máster es estudiar el comportamiento mecánico de juntas estándar tipo T reforzadas localmente. Para ello, se comenzará con un repaso a la teoría de sandwich de material compuesto, concretamente a sus múltiples modos de fallo, que harán necesario implementar un modelo de daño progresivo y un modelo de zona cohesiva.

En la sección Cálculos se estudiarán tres modelos: un primer modelo de validación de la metodología de cálculo, un segundo modelo con refuerzo local redondeado y un tercer modelo que además incluye un refuerzo en el núcleo horizontal. Para los dos últimos modelos, se realizarán optimizaciones empleando un algoritmo de evolución diferencial y se compararán los resultados de ambos.

Resum

L'objectiu del present Treball Fi de Màster és estudiar el comportament mecànic de juntes estàndard tipus T reforçades localment. Per això, es començarà amb un repàs a la teoria de sandvitx de material compost, concretament a les seves múltiples modes de fallada, que faran necessari implementar un model de dany progressiu i un model de zona cohesiva.

A la secció Càlculs s'estudiaran tres models: un primer model de validació de la metodologia de càlcul, un segon model amb reforç local arredonit i un tercer model que a més inclou un reforç al nucli horitzontal. Per als dos últims models, es faran optimitzacions fent servir un algoritme d'evolució diferencial i es compraran ambdós resultats.

Abstract

One of the significant concerns of sandwich panels is their joints due to the sensitivity to localized loads. That is one of the reasons sandwich panel joints are usually locally reinforced, to prevent premature core failure.

In this project, three models will be designed to study the failure load and optimize the reinforcements. A progressive damage model and a cohesive zone model will be implemented due to the multiple failure modes of sandwich structures. Also, a differential evolution algorithm will be developed to perform the optimization.

Finally, the reached conclusions will be described, including a comparison of the results for the different reinforcements.

Índice

1. Introducción	9
1.1. Antecedentes	9
1.2. Objetivo	10
1.3. Organización de la memoria	10
2. Estructuras tipo sandwich	11
3. Unión de estructuras sandwich	13
4. Modelos de daño	15
4.1. Modelo progresivo de daño	15
4.1.1. Criterio de iniciación	16
4.1.2. Criterio de degradación	17
5. Modelo de zona cohesiva (CZM)	20
5.1. Material bilineal utilizado para elementos de conexión CZM	21
5.2. Implementación de CZM para cálculos FEM	25
6. Algoritmos evolutivos de optimización	27
6.1. Operadores	27
6.1.1. Selección	27
6.1.2. Cruce	27
6.1.3. Mutación	27
6.2. Variables de diseño	28
6.3. Función objetivo	28
6.4. Funciones de restricción	28
6.4.1. Métodos de imposición de restricciones	28
6.5. Algoritmo de optimización	29
6.6. Evolución diferencial	29
6.7. Implementación del algoritmo de evolución diferencial en modelos FEM	30
7. Procedimiento de cálculo	32
8. Modelo 1: modelo de validación	34
9. Modelo 2A: modelo reforzado	39
9.1. Modelo 2B: optimización del refuerzo para mínimo peso con restricción mecánica	43
9.2. Modelo 2C: optimización del refuerzo para máxima resistencia con restricción de peso	47
10. Modelo 3A: modelo reforzado con refuerzo interno en el núcleo	51
10.1. Modelo 3B: optimización del refuerzo para mínimo peso con restricción mecánica	54

10.2. Modelo 3C: Optimización del refuerzo para máxima resistencia con restricción de peso	60
11. Comparación de resultados	65
12. Conclusiones	67

Índice de figuras

1.	Aplicación de estructuras sandwich de materiales compuestos en el caso del Airbus A380. [See2020]	9
2.	Partes de estructura tipo sandwich. [See2020]	11
3.	Tipos de núcleos de sandwich	12
4.	Principales métodos de fabricación de núcleo de nido de abeja. a)Bolsa de vacío; b) Moldeo a presión. [See2020]	12
5.	Reacciones en una junta tipo “T”. [See2020]	13
6.	Junta en “Treforzada. [Niu2021]	14
7.	Modos de fallo. Izq superior: indentación local; Dcha superior: fallo por cortante del núcleo; Izq centro: fractura piel; Dcha centro: pandeo global; Izq inferior: ondulación piel; Dcha inferior: arrugas piel. [See2020]	16
8.	Energía de fractura para modelo continuo. [Cae2014]	18
9.	Energía de fractura para modelo discreto	18
10.	Gráfico tracción separación. [Turon2006]	20
11.	Elementos de interfaz [Ans2009]	21
12.	Modelo CZM bilineal dominado por el modo I. [Ans2009]	22
13.	Modelo CZM bilineal dominado por el modo II. [Ans2009]	23
14.	Modificación del CZM para su implementación numérica. [Turon2006]	25
15.	Esquema algoritmo evolutivo	29
16.	Diagrama completo de cálculo	33
17.	Medidas junta tipo “T” empleada para la validación. [Niu2021]	34
18.	Modelo de validación	36
19.	Izq: malla del modelo de validación completo. Dcha: detalle mallado.	37
20.	Contactos definidos para el modelo de zona cohesiva en el modelo de validación	38
21.	Condiciones de contorno y carga aplicada al modelo de validación	38
22.	Modelo reforzado 2A	39
23.	Sistema de referencia local para laminados	40
24.	Condiciones de contorno y cargas aplicadas al modelo reforzado 2A	41
25.	Diagrama proceso de cálculo para modelo reforzado	41
26.	Gráfico fuerza desplazamiento modelo reforzado 2A	42
27.	Variables de diseño del modelo reforzado 2B	43
28.	Diagrama fuerza desplazamiento para el modelo reforzado con optimización del peso	44
29.	Geometría del modelo 2 tras la optimización en peso	45
30.	Índice de daño/fallo para el modelo 2B	45
31.	Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 2B	46
32.	Delaminación del modelo 2B	46
33.	Diagrama fuerza-desplazamiento para la solución de la optimización en carga de fallo	47
34.	Geometría del modelo 2 tras la optimización en carga de fallo	48

35.	Índice de daño/fallo para el modelo 2C	49
36.	Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 2C	49
37.	Delaminación del modelo 2C	50
38.	Modelo reforzado 3A con refuerzo interno en el núcleo	51
39.	Izquierda: malla del modelo 3A completo. Derecha: detalle de la malla de la zona central	52
40.	Gráfico fuerza desplazamiento modelo 3A	53
41.	Variables de diseño del modelo 3 para optimización mínimo peso	54
42.	Diagrama fuerza desplazamiento del modelo 3 para optimización mínimo peso	55
43.	Geometría del modelo 3 tras la optimización en peso	56
44.	Detalle del refuerzo del núcleo del modelo 3 tras la optimización en peso	56
45.	Índice de daño/fallo para el modelo 3B	57
46.	Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3B	57
47.	Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3B	58
48.	Delaminación del modelo 3B	58
49.	Delaminación del modelo 3B	59
50.	Diagrama fuerza desplazamiento del modelo 3 para optimización máxima carga de fallo	60
51.	Geometría del modelo 3 tras la optimización para carga máxima de fallo	61
52.	Índice de daño/fallo para el modelo 3C	61
53.	Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3C	62
54.	Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3C	62
55.	Delaminación del modelo 3C	63
56.	Delaminación del modelo 3C	63
57.	Valores de la función objetivo de los modelos 2B y 3B para cada una de las generaciones	65
58.	Valores de la función objetivo de los modelos 2C y 3C para cada una de las generaciones	65

Índice de cuadros

1.	Criterio de iniciación y ley de degradación para el laminado según el criterio Hashin 2D	19
2.	Índice de fallo y ley de degradación para el núcleo según el criterio Hashin 3D	19
3.	Índice de fallo y ley de degradación para el relleno según el criterio Hashin 3D	19
4.	Constantes del material para el modo I del criterio bilineal	22
5.	Constantes del material para el modo II del criterio bilineal	23
6.	Constantes del material para el criterio bilineal modo mixto	25
7.	Propiedades mecánicas del material T300/QY8911	35
8.	Propiedades mecánicas del material NRH-2-56	35
9.	Propiedades mecánicas del material J-116	36
10.	Parámetros definidos en la geometría y sus valores iniciales para el modelo 2A	40
11.	Variables de diseño de la solución optimizada 2B	44
12.	Variables de diseño de la optimización 2B	45
13.	Variables de diseño de la solución optimizada 2C	48
14.	Parámetros definidos en la geometría y sus valores iniciales para el modelo 3A	52
15.	Parámetros de entrada al algoritmo del modelo 3 para optimización mínimo peso	54
16.	Variables de diseño del modelo 3 para optimización mínimo peso	55
17.	Variables de diseño del modelo 3 para optimización máxima carga de fallo	60
18.	Comparación cargas de fallo de modelos 2A y 3A	66
19.	Comparación resultados de los modelos 2B y 3B	66
20.	Comparación resultados de los modelos 2C y 3C	66
21.	Desglose de costes humanos	76
22.	Desglose de costes de software	76
23.	Desglose de costes de desarrollo	76
24.	Desglose de costes indirectos, IVA y coste total	77

1. Introducción

1.1. Antecedentes

El uso de los materiales compuestos es cada vez más generalizado en sectores como el de la automoción, la navegación, la energía sostenible y el aeroespacial. En concreto, los elementos estructurales tipo sándwich son empleados cada vez más en el diseño de estructuras aeronáuticas debido principalmente a sus altas propiedades mecánicas y su bajo peso. Estos se emplean en aviación comercial y militar, helicópteros e incluso satélites. Algunas de las aplicaciones típicas en aeronaves son [ADFM2021]:

- **Componentes de la estructura primaria:** wingbox, fuselaje, caja del empenaje.
- **Elementos de control:** alerones, timones dirección y elevación, dispositivos hipersustentadores (flaps, slats), spoilers, aerofrenos.
- **Componentes exteriores:** carenados, compuertas bodegas, compuertas tren aterrizaje, radomes.
- **Componentes interiores:** suelos, particiones, mamparos (bulkheads), puertas.

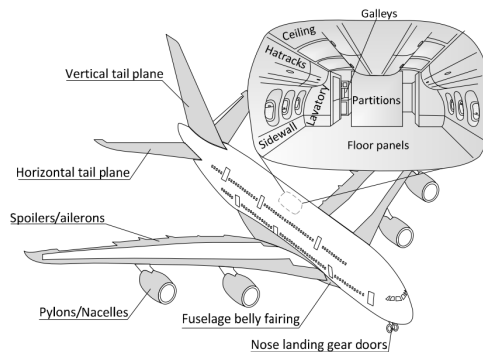


Figura 1: Aplicación de estructuras sandwich de materiales compuestos en el caso del Airbus A380. [See2020]

En el caso de los satélites, el uso de materiales compuestos es cada vez más extendido, pues la disminución de peso que supone el uso de estos materiales se ve traducido en una importante reducción de costes de lanzamiento. Además, uno de los requisitos impuestos a los satélites es tener frecuencias naturales elevadas, para evitar entrar en resonancia por las vibraciones de baja frecuencia transmitidas por el lanzador. La elevada rigidez de las estructuras tipo sandwich ayuda a cumplir con este requisito [Byo2009].

Algunas de las aplicaciones más comunes de materiales compuestos en satélites son [Zai2018]:

- Estructura del satélite
- Carga de pago
- Sistema de control de altitud
- Sistema de potencia
- Sistema control térmico
- Vehículo lanzador

1.2. Objetivo

El objetivo del presente trabajo es el estudio del comportamiento mecánico de una unión estándar tipo T de estructuras sándwich con refuerzo local. Para ello, se estudiarán distintas geometrías y dimensiones de refuerzo, para comprobar su influencia en la carga de fallo y encontrar la mejor solución entre las estudiadas. Además, para poder establecer si una solución es mejor que otra, es necesario poder comparar las mejores soluciones de cada tipo de problema, por lo que queda justificada la optimización de los problemas.

1.3. Organización de la memoria

Al comienzo del presente trabajo se realizará un repaso a la teoría de las estructuras tipo sandwich, así como de sus uniones.

En los siguientes apartados se describirán los modelos implementados en el trabajo: modelo de daño progresivo, modelo de zona cohesiva y algoritmo de evolución diferencial.

A continuación, se procederá con la validación del modelo a través del artículo que se ha tomado como referencia. El siguiente paso consiste en la realización de los cálculos necesarios de los dos modelos de unión objetivo de estudio. Finalmente, se compararán los resultados obtenidos y se comentarán las conclusiones extraídas.

2. Estructuras tipo sandwich

Una estructura tipo sandwich está formada por dos capas de pequeño espesor muy rígidas (pieles), unidas mediante adhesivo a un núcleo ligero de gran espesor (figura 2).

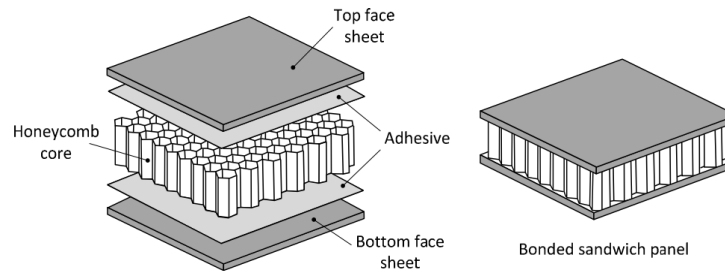


Figura 2: Partes de estructura tipo sandwich. [See2020]

Esta disposición permite obtener una rigidez y resistencia específicas muy elevadas. El núcleo cumple principalmente la función de transmitir el cortante cuando se somete el sandwich a flexión. También funciona como aislante térmico y/o acústico.

Para las pieles pueden emplearse una gran variedad de materiales, aunque estos deben cumplir una serie de requisitos como elevada rigidez y resistencia, resistencia a impacto y resistencia al medio ambiente (UV, inflamabilidad, etc.). En la industria aeronáutica suelen emplearse materiales compuestos reforzados con fibras, siendo las fibras de carbono el material de refuerzo más común. Esto se debe a sus buenas propiedades mecánicas con un precio bajo. En aplicaciones aeroespaciales avanzadas, los plásticos reforzados con fibra de carbono (CFRP) también pueden encontrarse como pieles gracias a su superior rigidez específica. En cuanto al núcleo, se pueden distinguir varios tipos: de madera, de espuma, de nido de abeja y corrugado, los cuales se encuentran representados en la imagen 3.

El tipo más empleado en la industria aeroespacial es el de nido de abeja (honeycomb). Los materiales de nido de abeja más comunes son el aluminio y las planchas de fibra de vidrio o aramida impregnadas como el Nomex®.

Hay dos métodos principales para unir paneles sandwich: mediante bolsas de vacío y el moldeo a presión (figura 4).

En el proceso de bolsa de vacío los paneles pueden curarse en un horno o en un autoclave para aumentar la presión y suele emplearse para formas curvas. El moldeo a presión, en cambio, suele emplearse para paneles planos.

Independientemente del método de unión aplicado, los paneles sandwich de nido de abeja se suelen fabricar mediante el co-curado de los preimpregnados sobre el núcleo de nido de abeja en un proceso de un solo paso. Este método no sólo simplifica el montaje, sino que también reduce el peso del panel pegado, ya que no se añade adhesivo.

a)

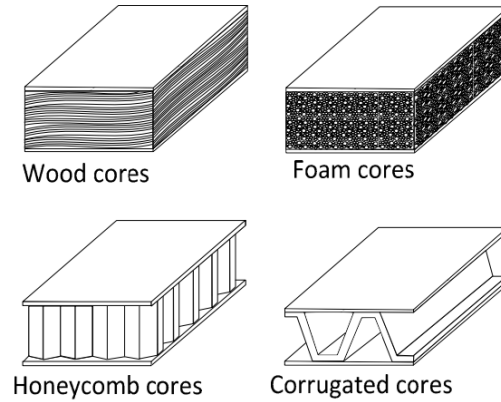


Figura 3: Tipos de núcleos de sandwich

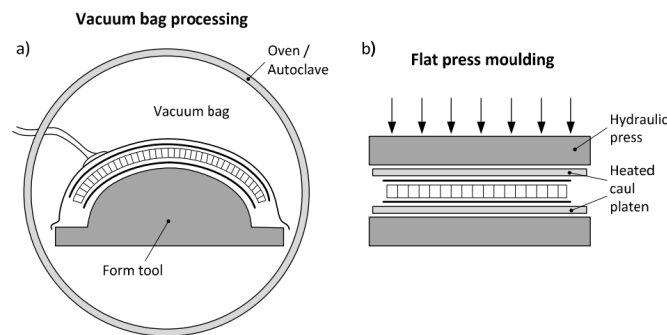


Figura 4: Principales métodos de fabricación de núcleo de nido de abeja. a) Bolsa de vacío; b) Moldeo a presión. [See2020]

No obstante, debido a su alta resistencia y rigidez específica, las estructuras tipo sándwich son bastante resistentes globalmente, pero débiles a nivel local, lo que las hace especialmente susceptibles a los daños provocados por las cargas puntuales. Esto se debe a la baja densidad del núcleo, que no proporciona suficiente rigidez local para distribuir las cargas. Por tanto, la unión de las estructuras tipo sándwich puede convertirse en uno de los puntos débiles del diseño de la aeronave.

3. Unión de estructuras sandwich

Las uniones de estructuras tipo sándwich de materiales compuestos, como las uniones en "T", se utilizan en muchas aplicaciones para transferir la carga ortogonalmente entre dos elementos. Pero este tipo de juntas deben, además de satisfacer los requisitos de resistencia, cumplir con el requisito de ligereza.

Las uniones adhesivas de estructuras sandwich son muy comunes en la industria aeroespacial. Estas presentan ciertas ventajas en comparación con las juntas mecánicas (tornillos y remaches) como es la ausencia de un alto factor de concentración de tensiones en los agujeros de las juntas [Kha2012].

No obstante, son especialmente susceptibles a los daños provocados por las cargas puntuales. Por tanto, suele ser necesario implementar un refuerzo local para evitar un fallo prematuro, pues la carga en el plano en uno de los paneles de la junta, provoca una carga fuera del plano en el otro panel, como se aprecia en la siguiente figura:

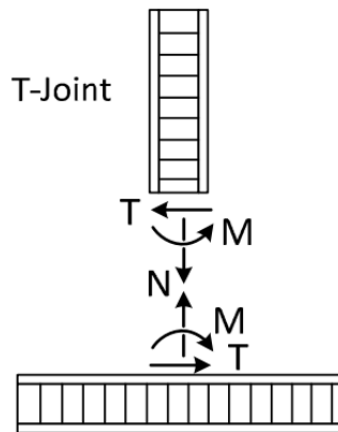


Figura 5: Reacciones en una junta tipo "T". [See2020]

Existen muchos tipos de uniones de estructuras sandwich, pero en el presente trabajo se estudiará una unión tipo "T", la cual se muestra en la siguiente imagen, en este caso, reforzada:

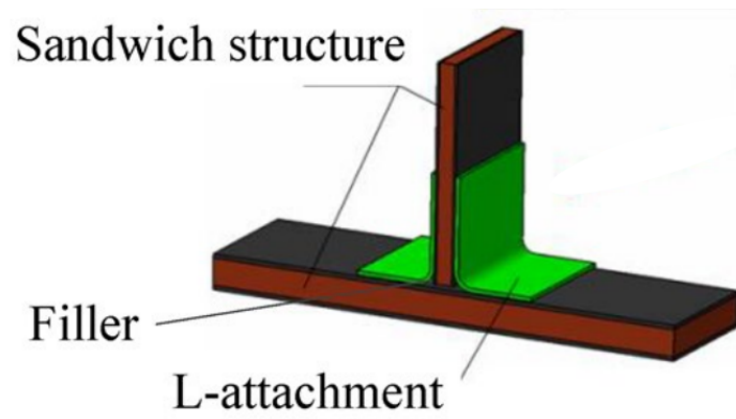


Figura 6: Junta en "Treforzada. [Niu2021]

4. Modelos de daño

Los paneles sándwich se caracterizan por tener un gran número de modos de fallo, muchos de los cuales son únicos de las estructuras sándwich. Para realizar un análisis adecuado de este tipo de estructuras, es importante identificar los diferentes modos de fallo y sus mecanismos. A continuación, se describen brevemente los modos de fallo más importantes [See2020]:

- **Identación local:** se inicia por la baja resistencia a compresión del núcleo. Es uno de los daños más críticos ya que produce la separación de la piel.
- **Fallo por cortante del núcleo:** se debe a la baja resistencia al cortante del núcleo. Es un modo de fallo común en la flexión y debido a las cargas locales alrededor de los refuerzos del núcleo.
- **Fractura de la piel:** resultante de la tensión, compresión o cortante por la insuficiente rigidez de la piel.
- **Pandeo global:** producido por un espesor de panel insuficiente o bajo módulo de cortante del núcleo.
- **Ondulación de la piel (pandeo intracelular):** debido al gran tamaño de las celdas del núcleo y al pequeño espesor de las pieles. Puede propagarse a las células vecinas.
- **Arrugas en la piel:** puede ser producido por la desconexión de la piel como resultado de la baja resistencia adhesiva entre la piel y el núcleo o por el aplastamiento del núcleo debido a la baja resistencia a la compresión del propio núcleo.

Teniendo en cuenta todos estos modos de fallo a los que se ven sometidas las estructuras sandwich, parece necesario utilizar un modelo de daño progresivo y de zona cohesiva para un correcto estudio de estas estructuras.

Todos estos tipos de fallo van a ser considerados en el modelo de cálculo adoptado, pues se implanta un modelo de **grandes desplazamientos**. El único que no puede contemplarse es la ondulación de la piel, pues se utiliza un material homogeneizado para los núcleos.

4.1. Modelo progresivo de daño

Las uniones en “T” suelen estar formadas por las estructuras sandwich, el relleno, los refuerzos y el adhesivo. Por tanto, en el modelo de daño progresivo se introducirán las propiedades del laminado compuesto, el núcleo de honeycomb, el relleno y el adhesivo. Con el fin de obtener una predicción más precisa de los modos de fallo de la junta en “T”, se desarrolla un modelo de daño progresivo (PDM). En este se establecen una serie de criterios de iniciación de daño clasificados y se basa en la degradación de la rigidez en la zona dañada, para así simular el proceso de daño o fractura de la junta.

La esencia del PDM es sustituir las propiedades elásticas iniciales de los materiales de los elementos dañados por propiedades elásticas más bajas corres-

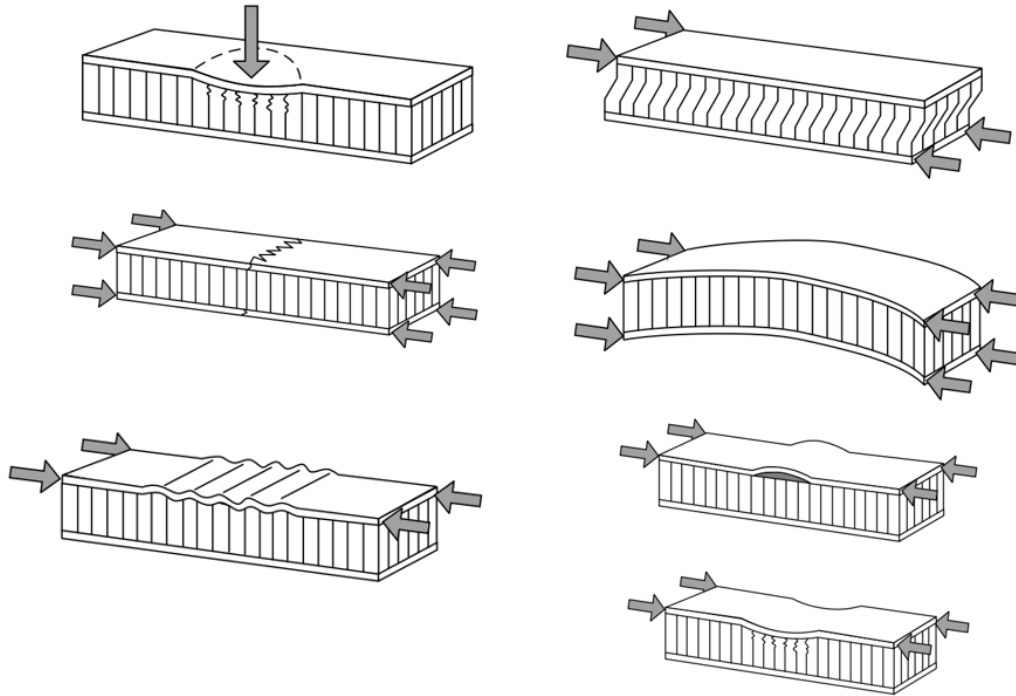


Figura 7: Modos de fallo. Izq superior: indentación local; Dcha superior: fallo por cortante del núcleo; Izq centro: fractura piel; Dcha centro: pandeo global; Izq inferior: ondulación piel; Dcha inferior: arrugas piel. [See2020]

pendientes al material degradado. Por ello, resulta muy importante escoger los criterios de fallo adecuados. Para implementar un modelo de daño progresivo es necesario definir el criterio de iniciación del daño, la ley de evolución del daño y los límites de resistencia de los distintos materiales implicados [Cae2014].

4.1.1. Criterio de iniciación

Algunos de los criterios de iniciación que pueden implementarse son los siguientes [Cae2014]:

- Tensión máxima
- Deformación máxima
- Hashin 2D
- Puck
- LaRc03

- LaRc04

En el presente trabajo emplearemos como criterio de iniciación el **criterio de Hashin 2D** para los laminados, que considera los siguientes cuatro modos de fallo [Lap2006]:

$$\text{Fibra a tracción: } (\sigma_1 \geq 0) : \left(\frac{\sigma_1}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

$$\text{Fibra a compresión: } (\sigma_1 < 0) : \left(\frac{-\sigma_1}{X_c} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

$$\text{Matriz a tracción: } (\sigma_2 \geq 0) : \left(\frac{\sigma_2}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

$$\text{Matriz a compresión: } (\sigma_2 < 0) : \left(\frac{-\sigma_2}{Y_c} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

4.1.2. Criterio de degradación

En cuanto a la ley de evolución de daño, que describe como se degrada el material una vez producido el inicio del daño, se puede distinguir entre daño discreto y daño continuo.

En el caso de daño continuo, habría que introducir la energía disipada por unidad de área:

$$G_c = \int_0^{u_e^f} \sigma_e \cdot du_e \quad (5)$$

donde σ_e es la tensión equivalente (para un estado uniaxial simple es la tensión actual), u_e el desplazamiento equivalente (para un estado uniaxial simple es el producto de la deformación por la longitud del elemento en la dirección de la tensión) y u_e^f es el desplazamiento equivalente último (donde toda la rigidez del material se pierde para ese modo de fallo).

Para un estado de tensión complejo, las tensiones equivalentes y deformaciones se calculan con el criterio de fallo de Hashin.

Para el caso discreto, también denominado **”Método de la degradación de las propiedades del material (MPDG)”**, se modela una reducción instantánea de la rigidez. La información de entrada para esta ley será la reducción unitaria de rigidez de fibra y matriz a tracción y a compresión, siendo el rango de estos valores de 0 (sin daño) a 1 (daño completo).

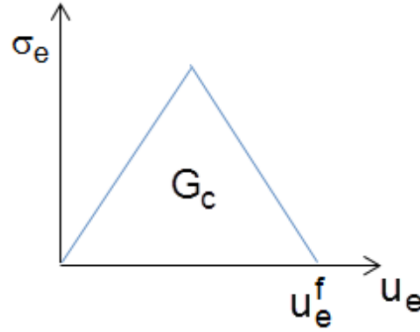


Figura 8: Energía de fractura para modelo continuo. [Cae2014]

En la figura 9, cuando no hay daño nos movemos por la recta de mayor pendiente. Cuando empieza el daño, el módulo de Young inicial E_{ini} baja instantáneamente (verticalmente) hasta el valor degradado E_{fin} . A partir de ese momento nos movemos por la línea de menor pendiente. Este es el método que se empleará en el presente trabajo.

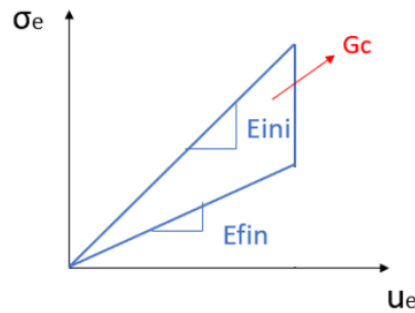


Figura 9: Energía de fractura para modelo discreto

$$\%Degración = \frac{E_{fin}}{E_{ini}} 100 \quad (6)$$

En la siguiente tabla se recoge el criterio de iniciación y la ley de evolución del fallo para el laminado según el criterio de Hashi 2D (tabla 1).

Modo de fallo	Criterio de iniciación	Ley de degradación
Fallo fibra a tracción ($\sigma_1 \geq 0$)	$d_1 = \left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$	$E_{11} = 0,07E_{11}$
Fallo fibra a compresión ($\sigma_1 < 0$)	$d_2 = \left(\frac{-\sigma_1}{X_c}\right)^2 \geq 1$	$E_{11} = 0,14E_{11}$
Fallo matriz a tracción ($\sigma_2 \geq 0$)	$d_3 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$	$E_{22} = 0,2E_{22}, G_{12} = 0,2G_{12}$
Fallo matriz a compresión ($\sigma_2 < 0$)	$d_4 = \left(\frac{-\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$	$E_{22} = 0,4E_{22}, G_{12} = 0,4G_{12}$

Cuadro 1: Criterio de iniciación y ley de degradación para el laminado según el criterio Hashin 2D

Donde X_t, X_c, Y_t, Y_c son las resistencias últimas axiales de tensión y compresión y transversales de tensión y compresión, respectivamente. S_{12}, S_{13}, S_{23} son los cortantes en dirección 12, 13 y 23.

Los siguientes cuadros muestran los criterios de iniciación y degradación de los núcleos (tabla 2) y de la resina de refuerzo (tabla 3) basados en el criterio de Hashin 3D.

Modo de fallo	Criterio de iniciación	Ley de degradación
Fallo fibra a compresión ($\sigma_1 < 0$)	$d_2 = \left(\frac{-\sigma_1}{X_c}\right)^2 \geq 1$	$E_{11} = 0,35E_{11}$
Fallo matriz a tracción ($\sigma_2 \geq 0$)	$d_3 = \left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{S_{23}} + \frac{1}{S_{23}^2}(\sigma_2\sigma_3 - \sigma_2\sigma_2\sigma_3) + \frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \geq 1$	$E_{33} = 0,35E_{33}, E_{22} = 0,35E_{22}$
Fallo matriz a compresión ($\sigma_2 < 0$)	$d_4 = \left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{2S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{Y_c} + \left(\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right) + \frac{1}{S_{23}^2}(\sigma_2\sigma_3 - \sigma_2\sigma_2\sigma_3) + \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} + \frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \geq 1$	$E_{22} = 0,35E_{22}$

Cuadro 2: Índice de fallo y ley de degradación para el núcleo según el criterio Hashin 3D

Modo de fallo	Criterio de iniciación	Ley de degradación
Fallo fibra a tracción ($\sigma_1 \geq 0$)	$d_1 = \left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$	$E_{11} = 0,07E_{11}$
Fallo fibra a compresión ($\sigma_1 < 0$)	$d_2 = \left(\frac{-\sigma_1}{X_c}\right)^2 \geq 1$	$E_{11} = 0,14E_{11}$
Fallo matriz a tracción ($\sigma_2 \geq 0$)	$d_3 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$	$E_{22} = 0,2E_{22},$
Fallo matriz a compresión ($\sigma_2 < 0$)	$d_4 = \left(\frac{-\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$	$E_{22} = 0,4E_{22},$

Cuadro 3: Índice de fallo y ley de degradación para el relleno según el criterio Hashin 3D

5. Modelo de zona cohesiva (CZM)

A la hora de estudiar el inicio de grietas, la mayoría de métodos están basados en la mecánica de fractura, que siempre asume la presencia de una grieta inicial. No obstante, existen otros métodos, como los modelos de zona cohesiva (Cohesive Zone Models, CZM) que parten de otras hipótesis, permitiendo de esta manera estudiar el inicio y la propagación de grieta a través del mismo método. A su vez, esto implica que el análisis de tolerancia al daño y de tensiones podrá realizarse con la misma herramienta.

Por ello, en el presente trabajo, para estudiar el comportamiento de uniones adhesivas y la delaminación de laminados, se empleará un modelo de zona cohesiva. Este modelo se basa en una zona de daño cohesivo, la cual se desarrolla cerca del frente de la grieta. El modelo de zona cohesiva relaciona la tracción T que actúa sobre la interfaz en la que se puede crear o propagar una grieta y la correspondiente separación δ , que se define como la diferencia de desplazamientos de las superficies de interfaz adyacentes. Cuando la tracción alcanza un valor máximo, denominado resistencia interfacial, se produce el inicio del daño. Esto puede apreciarse en el gráfico 10. La tracción pasa a tener valor nulo cuando el área bajo la curva es igual a la tenacidad a fractura, generándose así superficies de grieta nuevas. La ley de tracción-separación se define, por tanto, a través de la rigidez inicial, la fuerza cohesiva crítica y la tenacidad a fractura.

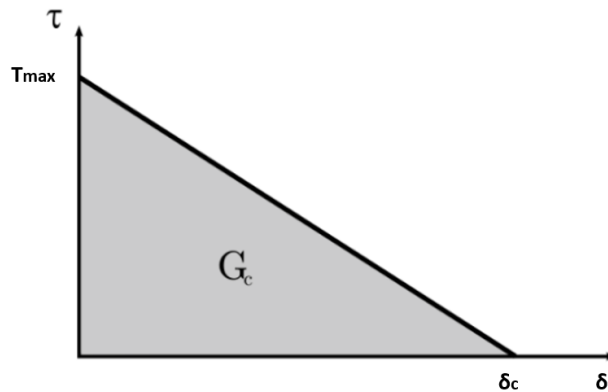


Figura 10: Gráfico tracción separación. [Turón2006]

Las definiciones de tracción y separación dependen del elemento y del modelo de material, siendo precisamente uno de los principales problemas en la aplicación de los CZM la elección de la ley de material en la zona cohesiva. En cuanto a las superficies de interfaz de los materiales, pueden representarse mediante un conjunto especial de elementos de interfaz o mediante elementos de contacto.

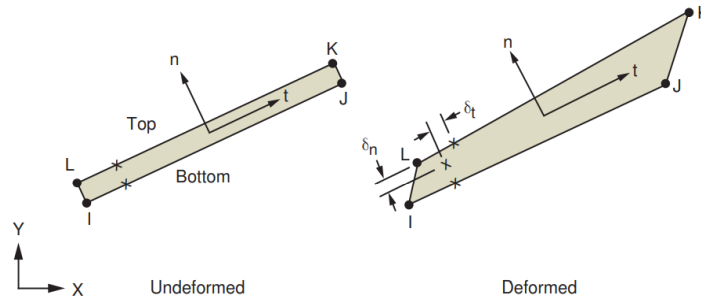


Figura 11: Elementos de interfaz [Ans2009]

La elección de la ley del material tiene bastante influencia debido a que el inicio del daño está estrechamente relacionado con la resistencia interfacial. Normalmente, las leyes de tracción-separación se definen a través de dos de los siguientes tres parámetros (pues están relacionados entre ellos): la energía cohesiva, la tensión cohesiva y la separación en la decohesión del material. Son cuatro los tipos de criterios que se suelen implementar en los modelos de zona cohesiva:

- Material exponencial utilizado para elementos de conexión
- Material bilineal utilizado para elementos de conexión
- Material bilineal con tracciones y distancia de separación a la fractura
- Material bilineal con tracciones y energía de fractura crítica

En las leyes cohesivas se puede distinguir entre tres zonas: el comportamiento elástico previo al daño, el inicio del daño, el cual tiene lugar cuando se produce una combinación crítica de tensión y separación, y la curva de ablandamiento. Estas dos últimas áreas se deben estudiar en detalle para cada material y fenómeno correspondiente. En el presente trabajo se ha empleado el modelo bilineal para elementos de interfaz, pues presenta el mejor compromiso entre precisión y coste computacional. A continuación, se detalla este modelo en mayor profundidad.

5.1. Material bilineal utilizado para elementos de conexión CZM

En este modelo se emplean elementos de interfaz y se distinguen tres modos.

Modo I

El modelo CZM bilineal dominado por el modo I de fractura supone que el salto de desplazamiento normal a la interfaz es el que controla la separación de las interfaces de los materiales, como puede apreciarse en la siguiente imagen:

Para definir correctamente el modelo es necesario especificar los valores recogidos

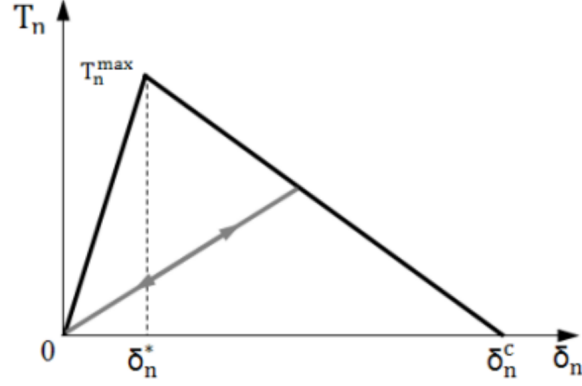


Figura 12: Modelo CZM bilineal dominado por el modo I. [Ans2009]

en la siguiente tabla:

Constante	Símbolo	Propiedad
C1	σ_{max}	Tensión normal de contacto máxima
C2	δ_n^c	Desplazamiento normal máximo entre caras a la fractura
C3	$-\tau_{max}$	Tensión tangencial de contacto máxima
C4	δ_t^c	Desplazamiento tangencial máximo entre caras a la fractura
C5	α	Relación entre desplazamiento de inicio de fractura y de fin fractura

Cuadro 4: Constantes del material para el modo I del criterio bilineal

El modelo puede expresarse a través de las fórmulas que se muestran a continuación. Para las tensiones y desplazamientos normales:

$$\sigma_{max} = K_n \delta_n (1 - D_n) \quad (7)$$

$$K_n = \frac{\sigma_{max}}{\delta_n^*} \quad (8)$$

$$f(x) = \begin{cases} D_n = 0 & \delta_n^{max} \leq \delta_n^* \\ D_n = \left(\frac{\delta_n^{max} - \delta_n^*}{\delta_n^{max} - \delta_n^*} \right) \frac{\delta_n^c}{\delta_n^c - \delta_n^*} & \delta_n^* < \delta_n^{max} < \delta_n^c \\ D_n = 1 & \delta_n^{max} > \delta_n^c \end{cases} \quad (9)$$

Donde α representa el ratio entre δ_n^* y δ_n^c , siendo δ_n^* el salto en desplazamiento normal para la tracción cohesiva normal máxima. δ_n^{max} es el salto de desplazamiento normal máximo y D_n el parámetro de daño asociado al modo I, que toma valores entre 0 y 1 (0 cuando no hay daño y 1 cuando el material se ha degradado completamente).

Para las tensiones y desplazamientos tangenciales se tienen las siguientes fórmulas:

$$\tau_{max} = K_t \delta_t (1 - D_n) \quad (10)$$

$$K_t = \frac{\tau_{max}}{\delta_t^*} \quad (11)$$

Donde δ_t^* representa el salto de desplazamiento tangencial para la tracción cohesiva máxima y δ_t^c el salto de desplazamiento tangencial para la separación completa.

Modo II

El modelo CZM bilineal dominado por el modo II de fractura supone que la separación de las interfaces de los materiales se determina a partir del salto de desplazamiento tangente a la interfaz, como se muestra en la siguiente figura:

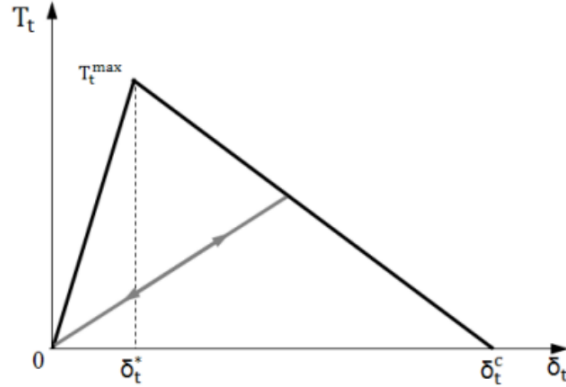


Figura 13: Modelo CZM bilineal dominado por el modo II. [Ans2009]

Para definir correctamente el modelo, es necesario especificar los valores recogidos en la siguiente tabla:

Constante	Símbolo	Propiedad
C1	$-\sigma_{max}$	Tensión normal de contacto máxima
C2	δ_n^c	Desplazamiento normal máximo entre caras a la fractura
C3	τ_{max}	Tensión tangencial de contacto máxima
C4	δ_t^c	Desplazamiento tangencial máximo entre caras a la fractura
C5	α	Relación entre desplazamiento de inicio de fractura y de fin fractura

Cuadro 5: Constantes del material para el modo II del criterio bilineal

El modelo puede expresarse a través de las fórmulas que se muestran a continuación. Para las tensiones y desplazamientos tangenciales:

$$\tau_{max} = K_t \delta_t (1 - D_t) \quad (12)$$

$$K_t = \frac{\tau_{max}}{\delta_t^*} \quad (13)$$

$$f(x) = \begin{cases} D_t = 0 & \delta_t^{max} \leq \delta_t^* \\ D_t = \left(\frac{\delta_t^{max} - \delta_t^*}{\delta_t^{max} - \delta_t^c}\right) \frac{\delta_t^c}{\delta_t^*} & \delta_t^* < \delta_t^{max} < \delta_t^c \\ D_t = 1 & \delta_t^{max} \geq \delta_t^c \end{cases} \quad (14)$$

Donde α representa el ratio entre δ_t^* y δ_t^c , siendo δ_t^* el salto en desplazamiento normal para la tracción cohesiva normal máxima. δ_t^{max} es el salto de desplazamiento normal máximo y D_t el parámetro de daño asociado al modo II.

Para las tensiones y desplazamientos normales:

$$\sigma_{max} = K_n \delta_n (1 - D_t) \quad (15)$$

$$K_n = \frac{\sigma_{max}}{\delta_n^*} \quad (16)$$

Donde δ_n^* representa el salto de desplazamiento normal para la tracción cohesiva máxima y δ_n^c el salto de desplazamiento normal para la separación completa.

Modo mixto

En el ámbito aeroespacial, en las uniones adhesivas de materiales compuestos, la propagación de grietas y la delaminación suelen tener lugar bajo condiciones de carga en modo mixto.

En el modelo de zona cohesiva bilineal bajo el modo mixto, la separación de las interfaces del material dependen tanto de la componente normal como tangencial de los saltos de desplazamiento. Para tener en cuenta la diferencia en sus contribuciones a la separación de las interfaces de materiales, se define un salto de desplazamiento efectivo no dimensional λ :

$$\lambda = \sqrt{\left(\frac{\delta_n}{\delta_n^c}\right)^2 + \beta^2 \left(\frac{\delta_t}{\delta_t^c}\right)^2} \quad (17)$$

Donde el parámetro β asigna distintos pesos a las componentes tangencial y normal del salto de desplazamiento. Esto se expresa a través de las ecuaciones:

$$\sigma_{max} = K_n \delta_n (1 - D_m) \quad (18)$$

$$\tau_{max} = K_t \delta_t (1 - D_m) \quad (19)$$

$$f(x) = \begin{cases} D_m = 0 & \lambda_{max} \leq \lambda_{cr} \\ D_m = \min(1, d_m) & \lambda_{max} > \lambda_{cr} \end{cases} \quad (20)$$

$$\lambda_{cr} = \frac{\delta_n^*}{\delta_n^c} = \beta \left(\frac{\delta_t^*}{\delta_t^c} \right) \quad (21)$$

$$\eta = \frac{\delta_n^c}{\delta_n^c - \delta_n^*} = \frac{\delta_t^c}{\delta_t^c - \delta_t^*} \quad (22)$$

$$d_m = \eta \left(\frac{\lambda_{max} - \lambda_{cr}}{\lambda_{max}} \right) \quad (23)$$

Donde λ_{cr} representa el valor de λ para el que la tracción efectiva es máxima. Por tanto, para el modo mixto deben definirse las siguientes constantes:

Constante	Símbolo	Propiedad
C1	σ_{max}	Tensión normal de contacto máxima
C2	δ_n^c	Desplazamiento normal máximo entre caras a la fractura
C3	τ_{max}	Tensión tangencial de contacto máxima
C4	δ_t^c	Desplazamiento tangencial máximo entre caras a la fractura
C5	α	Relación entre desplazamiento de inicio de fractura y de fin fractura
C6	β	Factor beta de contribución del modo tangencial en modo combinado

Cuadro 6: Constantes del material para el criterio bilineal modo mixto

5.2. Implementación de CZM para cálculos FEM

Para poder implementar los modelos de zona cohesiva en los programas de elementos finitos hay que realizar algunas modificaciones. Una de ellas consiste en modificar la pendiente de inicio de daño en la curva tracción-separación (figura 14). Esto se debe a que los elementos cohesivos no pueden tener rigidez infinita. De este modo, la interfaz tendrá una rigidez muy elevada antes de que se produzca el inicio del daño, pero no infinita.

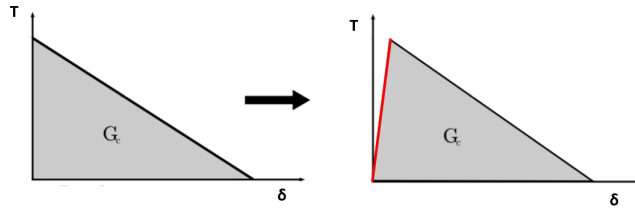


Figura 14: Modificación del CZM para su implementación numérica. [Turon2006]

La descripción del material en los modelos CZM implementados en elementos finitos se hace a través de las propiedades de fractura, que se definen a través de la ley constitutiva, y las propiedades del material cargado en el programa.

Además, se deben cumplir dos condiciones para asegurar que la simulación FEM se realiza de forma adecuada [Turon2005]: para evitar que se introduzca una flexibilidad no realista en el modelo, la contribución cohesiva a la flexibilidad global previa a la propagación de la grieta debe ser suficientemente pequeña y el tamaño del elemento cohesivo debe ser inferior a la longitud de la zona cohesiva.

6. Algoritmos evolutivos de optimización

Los algoritmos evolutivos se basan en los procesos de evolución presentes en la naturaleza. Estos tienen como objetivo obtener una solución al problema de optimización simulando el proceso de selección natural, por el cual los mejores individuos serán los que sobrevivan, manteniéndose sus rasgos en futuras generaciones.

Para comprender correctamente el funcionamiento de estos algoritmos, es importante definir los operadores, las variables de diseño, la función objetivo y las funciones de restricción.

6.1. Operadores

Los operadores son los encargados de crear una nueva generación de individuos a partir de los más aptos de la anterior generación. Para ello, se tienen los siguientes operadores:

6.1.1. Selección

El objetivo en esta fase consiste en elegir las mejores soluciones para formar la nueva población. Para ello, se descartan aquellas soluciones con una menor aptitud. A la hora de elegir las mejores soluciones, el operador de selección solo evalúa el valor de aptitud. Por tanto, la selección no depende de ningún parámetro que se haya podido elegir para definir a los individuos.

Cabe destacar, que resulta importante elegir correctamente el factor de selección a la hora de resolver un problema de optimización, pues este tiene mucha influencia en la eficacia del algoritmo.

Lo más apropiado es escoger un factor de selección intermedio, pues factores demasiado pequeños implican una velocidad de convergencia muy baja, mientras que factores altos pueden dar lugar al estancamiento del problema.

6.1.2. Cruce

Este operador combina las características de las soluciones escogidas en la selección. Los individuos resultantes al cruce tendrán el mismo contenido genético que los individuos padres pero mezclado, de forma que podrán tener características recombinadas o ser copias exactas.

6.1.3. Mutación

Las mutaciones producen cambios en los parámetros de los nuevos individuos, lo que da lugar a una mayor variedad en la nueva generación. Para modelar las mutaciones se asocian coeficientes a los parámetros de cada individuo y si alguno supera el valor escogido, el parámetro se modifica. Para modificar los parámetros se pueden aplicar distintas estrategias de mutación en función de cuantos parámetros se quieran mutar de manera simultánea, el método de obtener los nuevos parámetros mutados, etc.

El proceso descrito se realiza para cada uno de los vectores de la población. Es decir, para cada vector se realiza el paso de mutación, recombinación y selección y al final se tiene una población nueva y mejor. Esta actualización de la población se repite durante un número predeterminado de generaciones obteniéndose al final una generación muy “apta”.

6.2. Variables de diseño

Definen paraméricamente la geometría de cada posible solución.

6.3. Función objetivo

La función objetivo se define dentro de un rango que representa la calidad de las posibles soluciones y el algoritmo establece un valor de esta función objetivo para cada individuo. Ese rango permite relacionar el problema con el proceso evolutivo.

El objetivo del problema de optimización es encontrar los valores de las variables de diseño que hacen que la función objetivo sea máxima o mínima, es decir, la geometría que maximiza o minimiza la función objetivo.

6.4. Funciones de restricción

Utilizando funciones de restricción se pueden plantear problemas de optimización que incluyan restricciones. Esto permite tratar los individuos no factibles, que son aquellos que podrían ser solución pero no cumplen con las restricciones impuestas.

6.4.1. Métodos de imposición de restricciones

En este tipo de procedimientos de optimización, para imponer las restricciones pueden usarse diversas estrategias, siendo las más comunes las descritas a continuación:

- Métodos de barrera: los individuos no factibles son rechazados. Estrategia con buenos resultados pero se ve reducida en la optimización la velocidad de convergencia.
- Métodos de reparación: aquellos individuos detectados como no factibles son reparados. Puede ocurrir que esta reparación suponga un mayor esfuerzo que la propia optimización, por lo que, en general, no es un método aconsejable.
- Modificación operadores genéticos: cuando se elabora la nueva generación, se añade a los nuevos individuos nuevos operadores genéticos, asegurando así soluciones factibles.
- Métodos de penalización: en esta estrategia las restricciones se imponen de manera indirecta, penalizando el valor de la función objetivo. Esta

es la estrategia más empleada porque suele mejorar la convergencia del procedimiento de optimización.

6.5. Algoritmo de optimización

Una vez explicados todos los factores que entran en el juego, el procedimiento de un algoritmo evolutivo puede resumirse en:

1. Selección del dominio del problema, la función objetivo y operadores
2. Creación de una población inicial con n soluciones/individuos.
3. Evaluación a cada uno de los individuos en base a la función objetivo.
4. Producción de una nueva generación de individuos
5. Si se cumple el criterio de parada, el algoritmo finaliza. Si no es el caso, se repite el proceso desde el punto 3.



Figura 15: Esquema algoritmo evolutivo

6.6. Evolución diferencial

Dentro de los algoritmos evolutivos se encuentra la evolución diferencial, un método heurístico y simple cuyo aspecto diferenciador es cómo obtiene la nueva generación. Con este algoritmo no está garantizado que el resultado sea la mejor solución (máximo o mínimo global), pero con una configuración adecuada estará cerca y, además, se obtendrá con un esfuerzo computacional razonable [Pauk2021].

Para cada generación se realiza una búsqueda directa empleando poblaciones formadas por vectores de variables de diseño. Se puede tomar como punto de partida alguna solución que haya sido calculada anteriormente, añadiendo a la primera generación desviaciones aleatorias con una distribución normal de probabilidad. Si este no es el caso, se tomarán individuos del dominio del problema de forma aleatoria para formar la generación inicial.

Una vez establecida la primera generación, el algoritmo añade la diferencia ponderada entre los vectores de dos individuos a un tercero para las siguientes generaciones.

Cabe destacar, que el mejor individuo de cada generación se tiene en cuenta en el proceso de optimización, pudiendo intervenir en las nuevas soluciones.

$$x_{i,g} \quad i = 0, 1, \dots, NP - 1 \quad (24)$$

Siendo g la generación y NP el número de vectores de parámetros de diseño. Dentro de la evolución diferencial, pueden emplearse varias estrategias [Storn1995]. En una de ellas se genera el siguiente vector para cada individuo:

$$x_{i,g+1} = x_{r1,g} + F(x_{r2,g} - x_{r3,g}) \quad (25)$$

$$r1, r2, r3 \in [0, NP - 1] \quad (26)$$

Siendo F una constante real positiva que ajusta la diferencia añadida al primer individuo para generar el nuevo. Pueden realizarse mutaciones de los vectores generados, partiendo de $x_{i,g+1}$ pero sin modificar algunos de los parámetros de $x_{i,g}$.

Cabe destacar que el mejor individuo $x_{r1,g}$ siempre se pasa a la siguiente generación. Las variables $r1, r2, r3$ son números enteros, diferentes entre sí y elegidos de forma aleatoria.

Otra de las estrategias emplea la siguiente expresión para obtener los nuevos vectores:

$$x_{i,g+1} = x_{ri,g} + F(x_{r2,g} - x_{r3,g}) + \lambda(x_{minFO,g} - x_{i,g}) \quad (27)$$

$$r1, r2, r3 \in [0, NP - 1] \quad (28)$$

Siendo $x_{minFO,g}$ el vector que más minimiza la función objetivo (FO) y el valor que controla la aportación de este mejor individuo al de la nueva generación. Cabe destacar que en esta estrategia se tiene en cuenta al mejor individuo obtenido hasta el momento, que es precisamente el que más minimiza o maximiza la FO.

6.7. Implementación del algoritmo de evolución diferencial en modelos FEM

Una vez descrita la teoría de los algoritmos genéticos de optimización, concretamente el de evolución diferencial, que es el que se emplea en el presente trabajo, se detalla la estructura del programa de optimización implementado en el código de elementos finitos.

Las **variables de entrada** del algoritmo serán las siguientes:

- Población inicial
- Número de parámetros de la función objetivo
- Paso del procedimiento (entre 0 y 2)
- Probabilidad de cruce (entre 0 y 1)
- Número máximo de iteraciones

- Tipo de estrategia

Además, a estas variables se añadirá una restricción de peso o mecánica (carga de fallo) en función del problema. Las **variables de salida** serán:

- Número de evaluación de la función
- Valor de la función objetivo óptima
- Variables de diseño para la mejor solución

Los pasos que se siguen en el procedimiento, los cuales son implementados en una macro para introducirla en Ansys, son los siguientes:

1. Definición de variables
 - Variables generales que dependen del número de parámetros
 - Variables que guardan información de todas las generaciones/iteraciones
 - Variables que guardan información de una generación
 - Variables que guardan información global de cada individuo
2. Inicialización de variables
3. Asignación aleatoria de población inicial
4. Evaluación mejor solución dentro de la población inicial
5. Comienzo del algoritmo evolutivo
6. Selección individuos permitidos en la nueva población: si el individuo no cumple la restricción (no factible) se introduce una estrategia de penalización.
7. Obtención resultados optimización
8. Representación resultados optimización

7. Procedimiento de cálculo

En esta sección se van a detallar todos los cálculos que se han realizado en el software Ansys para estudiar varios tipos de refuerzos y optimizarlos.

Primero, se ha realizado un modelo de validación, para comprobar que la metodología de cálculo implementada es correcta. Una vez validados los modelos de daño progresivo y zona cohesiva, se han estudiado dos modelos de junta tipo "T": un primer modelo con un refuerzo en "Lredondeado y un segundo modelo que, además de este refuerzo, incluye un segundo refuerzo en el núcleo del panel horizontal.

En ambos modelos se harán dos tipos de optimizaciones de los refuerzos: **mínimo peso** con restricción de resistencia y **máxima resistencia** con restricción de peso. El programa está organizado en una serie de ficheros:

- OPT_UNION_PXX: programa principal
- GEO: macro donde se define la geometría del problema
- MALLA: macro donde se crea la malla
- DMC_3D: macro donde se definen las propiedades del material asociadas al modelo de daño progresivo
- CZM_3D: macro que define las propiedades de los modelos de zona cohesiva y crea los contactos entre los elementos en los que se quiere estudiar la delaminación.
- COND_CONTORNO: macro que establece las condiciones de contorno y las cargas
- RESOL: macro que resuelve el problema
- F_RESUL: esta macro realiza el postproceso, obteniendo la carga de fallo y generando la figura de la solución.
- FEVAL: calcula la función objetivo y las restricciones.
- OPT_DE_PXX: algoritmo de evolución diferencial del problema XX.
- ORDEN_FIG: mueve figuras a cada una de las carpetas.
- PNG_PLOT: genera imágenes de cada solución, tanto si es factible como si no.
- RANDPE: genera vectores aleatorios para el algoritmo de optimización.
- RANGOS: fichero con los mínimos y máximos de cada variable de diseño.

Como resultado de esta optimización se obtienen 3 ficheros: uno en el que aparecen los parámetros empleados en la optimización, un fichero con los resultados del cálculo y un último fichero con el valor de las variables de diseño. El resto de información del procedimiento de optimización se almacena en vectores y matrices del lenguaje de programación APDL de ANSYS y se guarda en la base de datos de la solución del problema.

A continuación se muestra un diagrama del proceso de cálculo seguido:

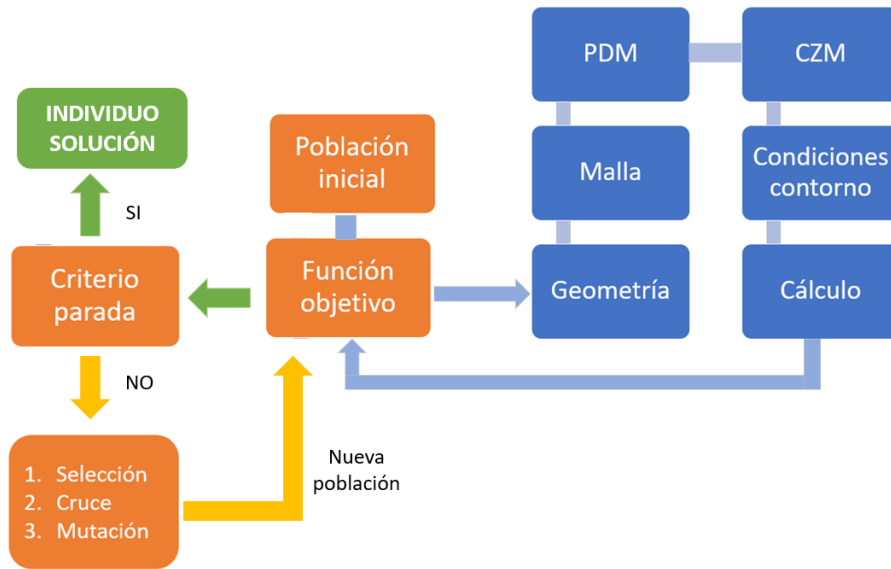


Figura 16: Diagrama completo de cálculo

8. Modelo 1: modelo de validación

Como se ha mencionado, en esta sección se busca comprobar que la metodología e implantación en Ansys del modelo de daño progresivo y modelo de zona cohesiva reproduce razonablemente los resultados experimentales recogidos en la bibliografía. Para ello, se ha tomado como referencia el artículo "Structural optimization design of typical adhesive bonded sandwich T-joints based on progressive damage analysis and multi-island genetic algorithm" [Niu2021]. En este artículo se comparan los resultados obtenidos mediante análisis FEM (concretamente con el software ABAQUS) con resultados experimentales, obteniendo un error relativo entre ambos de 0.6 %.

Se comprobará que los resultados obtenidos a través del modelo FEM desarrollado (a través del software Ansys) sean muy similares a los del artículo (con un error de discretización suficientemente bajo), para así validar el modelo y la precisión de los cálculos y poder realizar los estudios objetivo del presente trabajo.

En este modelo, la junta está formada por dos paneles tipo sandwich (uno horizontal y otro vertical), el relleno y el adhesivo. La geometría y dimensiones pueden apreciarse en la figura 17.

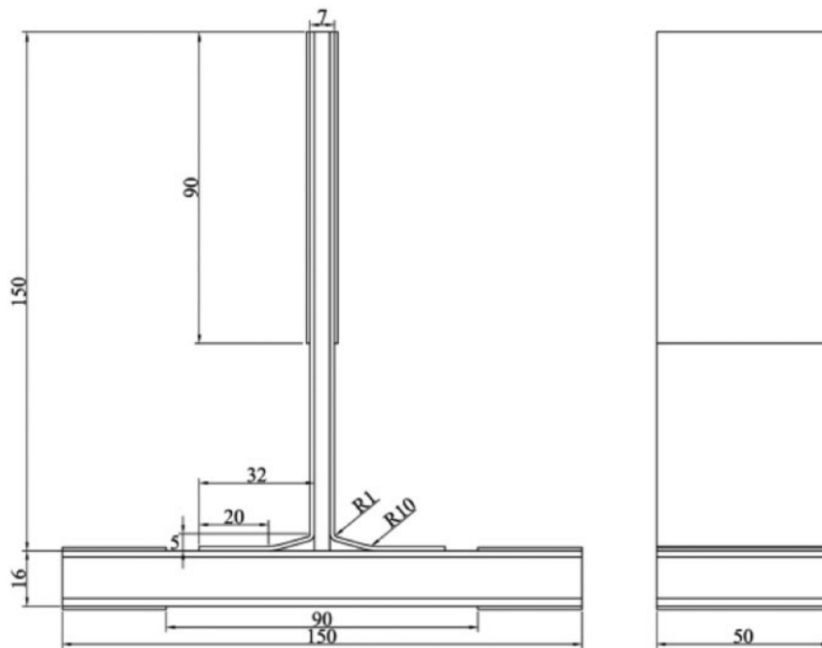


Figura 17: Medidas junta tipo "T" empleada para la validación. [Niu2021]

En cuanto a los materiales del laminado se ha utilizado un material ortótropo homogeneizado con las propiedades de la tabla 7. El material de la resina de relleno se ha considerado isótropo, con las propiedades de la tabla 9. Para el material del núcleo se ha utilizado un material biaxialmente isótropo homogeneizado según las propiedades elásticas de la tabla 8. Es importante destacar que con este modelo no se contempla la geometría hexagonal del núcleo. La secuencia de apilado del sandwich vertical es $[45/0_2/45/90]_s$, para el laminado superior del sandwich horizontal es $[45/0_2/45/90/45/0]_s$ y para el laminado inferior $[45/0_2/-45/0/45/90/-45/0]_s$.

Propiedad elástica	Valor	Resistencia última	Valor
$E_{11}(MPa)$	135000	$X_t(MPa)$	1548
$E_{22}(MPa)$	8800	$X_c(MPa)$	1226
$E_{33}(MPa)$	8800	$Y_t(MPa)$	55.5
$G_{12}(MPa)$	4470	$Y_c(MPa)$	218
$G_{13}(MPa)$	4470	$Z_t(MPa)$	55.5
$G_{23}(MPa)$	3200	$Z_c(MPa)$	218
ν_{12}	0.33	$S_{12}(MPa)$	89.9
ν_{13}	0.33	$S_{13}(MPa)$	89.9
ν_{23}	0.48	$S_{23}(MPa)$	89.9

Cuadro 7: Propiedades mecánicas del material T300/QY8911

Propiedad elástica	Valor	Resistencia última	Valor
$E_{11}(MPa)$	2	$X_t(MPa)$	-
$E_{22}(MPa)$	2	$X_c(MPa)$	-
$E_{33}(MPa)$	133	$Y_t(MPa)$	-
$G_{12}(MPa)$	1	$Y_c(MPa)$	-
$G_{13}(MPa)$	42.9	$Z_t(MPa)$	6.4
$G_{23}(MPa)$	28.2	$Z_c(MPa)$	2.17
ν_{12}	0.3	$S_{12}(MPa)$	-
ν_{13}	0.1	$S_{13}(MPa)$	1.55
ν_{23}	0.1	$S_{23}(MPa)$	0.9

Cuadro 8: Propiedades mecánicas del material NRH-2-56

Propiedad	Símbolo	Valor
Tension normal de contacto máxima	$\sigma_{max}(MPa)$	5.5
Tension tangencial de contacto máxima	$\tau_{max}(MPa)$	34.65
Densidad de energia critica de fractura normal	$G_{CN}(MPa)$	250
Densidad de energia critica de fractura tangencial	$G_{CT}(MPa)$	1.334
Coefficiente de viscosidad ficticio	η	1
Control deslizamiento tangencial bajo compresión	β	SI
Exponente de ley para modo mixto	α	2

Cuadro 9: Propiedades mecánicas del material J-116

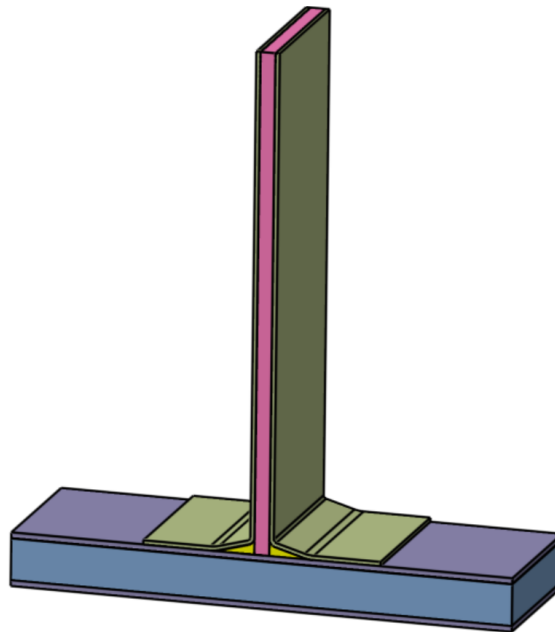


Figura 18: Modelo de validación

En cuanto a la malla, tanto en el modelo del artículo como en el que se emplea en este trabajo, se utiliza un único elemento por espesor de laminado. En concreto, se ha empleado el elemento SOLID185, mientras que en el artículo emplean el C3D8R para el núcleo y el SC8R para el laminado.

Los modelos de fallo progresivo y de zona cohesiva utilizados son los indicados en las secciones 4 y 5.

A la hora de implementar el modelo de zona cohesiva, se ha considerado la posibilidad de fractura en todas las uniones, exceptuando las delaminaciones internas del laminado, ya que se sabe por el artículo [Niu2021] que no se produce este tipo de fallo.

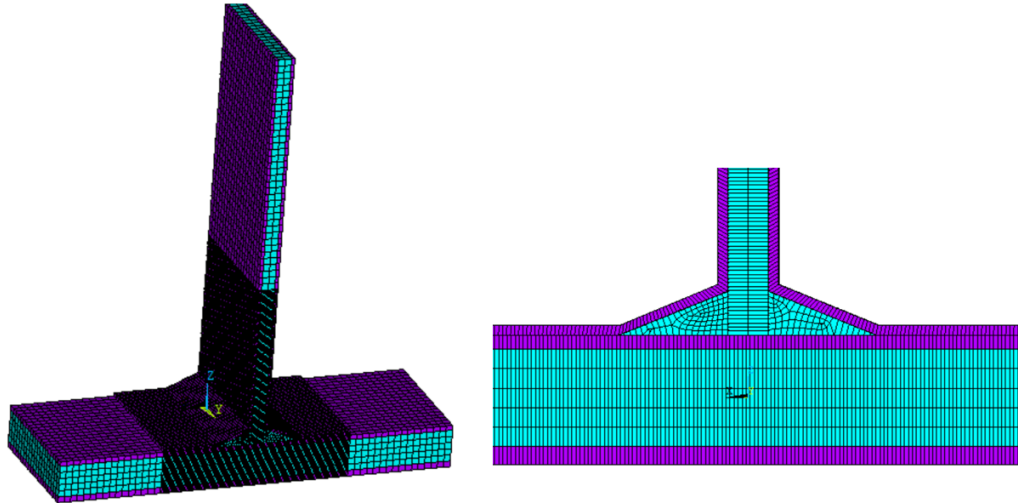


Figura 19: Izq: malla del modelo de validación completo. Dcha: detalle mallado.

En concreto, los contactos definidos para el modelo de zona cohesiva se encuentran definidos en la figura 20.

En cuanto a las condiciones de contorno y cargas, se aplica una carga de tracción de 3400 N en la cara superior del panel sandwich vertical y la junta se sujeta en el final de los extremos del sandwich horizontal (figura 21).

Para resolver el problema se ha utilizado un modelo de grandes desplazamientos que permite evaluar cualquier tipo de inestabilidad local o global del sistema (fallo por abulladura o pandeo), exceptuando la ondulación de las pieles, puesto que se ha homogeneizado el núcleo. El análisis no lineal se detiene cuando no es posible encontrar solución con ese nivel de carga.

Con todo esto, se obtiene una carga de fallo de 3102.5 N con respecto a los 3250 N que se obtiene en el ensayo experimental y los 3230 N del artículo. Esto supone un error relativo del 4.5% con respecto al primero y del 3.9% al segundo. El desplazamiento cuando falla la unión es 1.152 mm, frente a 1.27 mm en el artículo y 1.19 mm en el ensayo experimental. Teniendo en cuenta que los modelos de fallo progresivo de ABAQUS y ANSYS son distintos, se dan por validados el modelo de daño progresivo y el modelo de zona cohesiva. Cabe destacar que se hicieron una serie de pruebas refinando la malla para poder aproximarse más a los resultados del artículo. No obstante, se concluyó que en las pruebas realizadas no podía identificarse una tendencia y que el problema escapaba del alcance del presente trabajo.

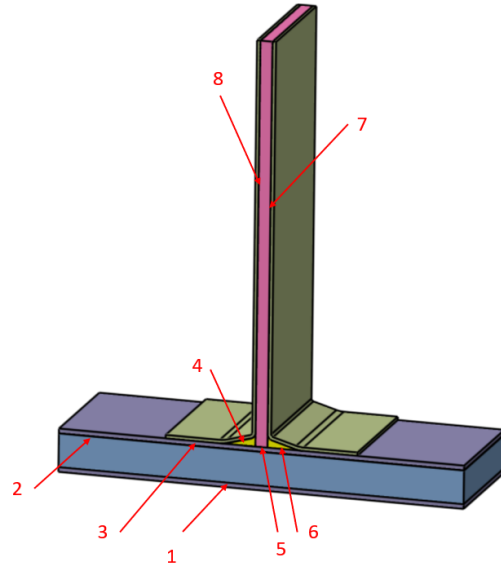


Figura 20: Contactos definidos para el modelo de zona cohesiva en el modelo de validación

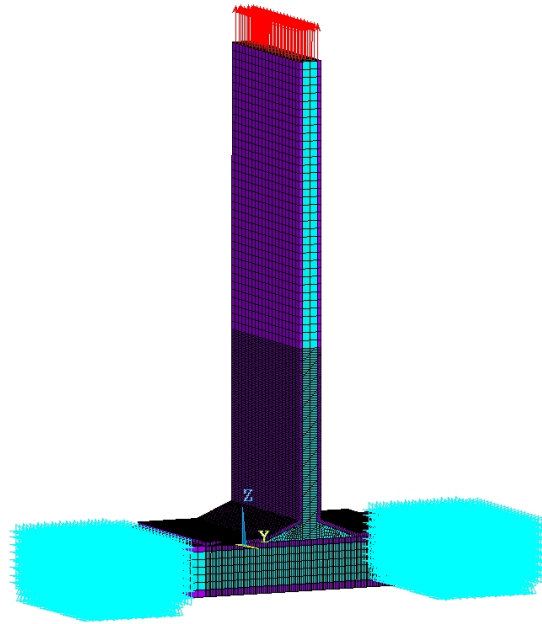


Figura 21: Condiciones de contorno y carga aplicada al modelo de validación

9. Modelo 2A: modelo reforzado

Una vez validada la metodología del modelo de daño progresivo y el modelo de zona cohesiva, se procede a simular la primera geometría objetivo de estudio. En esta sección se describirá el problema, la geometría que se va a emplear y las condiciones de contorno y cargas a las que se verá sometido el modelo. Después, se mostrarán los resultados obtenidos.

Como se ha mencionado anteriormente, la primera geometría que se va a estudiar es una junta en "T" de material compuesto formada por dos paneles sandwich, dos refuerzos en L redondeados, el relleno y el adhesivo. A continuación se muestra la geometría de partida:

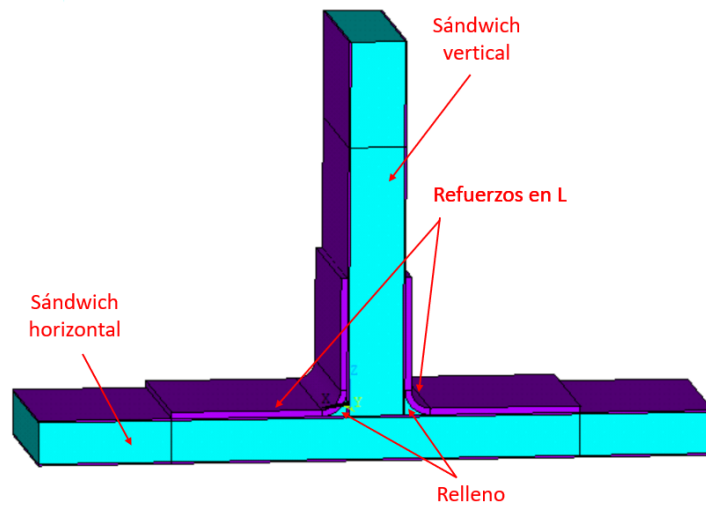


Figura 22: Modelo reforzado 2A

Los modelos de daño progresivo y zona cohesiva, así como las propiedades de los materiales utilizados son las empleadas en el modelo de validación (tablas 7, 8 y 9).

Para poder realizar el estudio de forma más eficiente, se ha decidido parametrizar la geometría. Para ello, se han definido los siguientes parámetros:

Parámetro	Símbolo	Valor inicial
Espesor de preimpregnado en laminado horizontal	t_{lam1}	0.125 mm
Espesor de preimpregnado en laminado vertical	t_{lam2}	0.125 mm
Espesor de preimpregnado en laminado refuerzo	t_{lam4}	0.125 mm
Nº capas del laminado de pieles del sandwich horizontal	N_{c1}	4
Nº capas del laminado de pieles del sandwich vertical	N_{c2}	4
Nº capas del laminado de refuerzo	N_{c4}	14
Espesor del nucleo sandwich horizontal	t_{n1}	11.02 mm
Espesor del nucleo sandwich vertical	t_{n2}	14.44 mm
Longitud vertical total	V_t	100 mm
Longitud del refuerzo en tramo horizontal	H_r	40 mm
Longitud del refuerzo en tramo vertical	V_r	30 mm
Semilongitud horizontal total	H_t	90 mm
Radio del refuerzo	r_r	5 mm
Ancho del modelo	A	50 mm

Cuadro 10: Parámetros definidos en la geometría y sus valores iniciales para el modelo 2A

En cuanto a la malla, se han empleado dos tipos de elementos SOLID185, uno para los laminados con la opción multicapa y otro para el resto sin esta opción. Para los laminados se han definido sistemas de referencia locales con el fin de definir correctamente la dirección z, que está asociada al espesor de las capas, y la orientación de las capas.

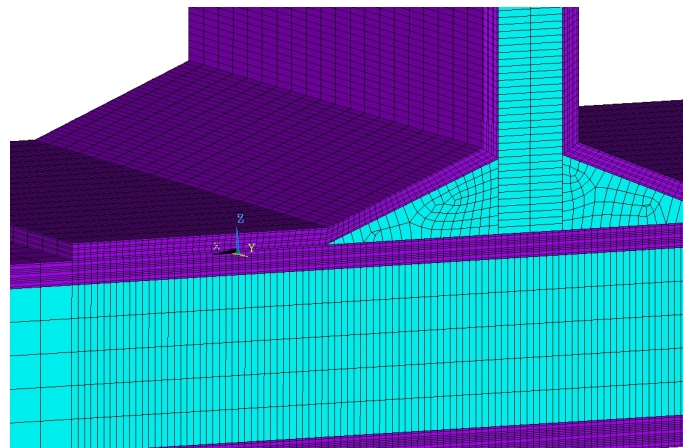


Figura 23: Sistema de referencia local para laminados

Se han definido dos tamaños de malla: uno más basto, para que el número de elementos no excediera los máximos permitidos por la versión de Ansys Académico y disminuir el coste computacional, y otro tamaño más fino, para poder obtener resultados precisos en las zonas necesarias (como la zona del refuerzo).

En cuanto a las condiciones de contorno y cargas aplicadas, el final de los dos extremos del panel horizontal se encuentra simplemente apoyado y se aplica una carga en dirección x de 1000 N sobre una línea del panel vertical que genera un momento flector, como se muestra en la figura24.

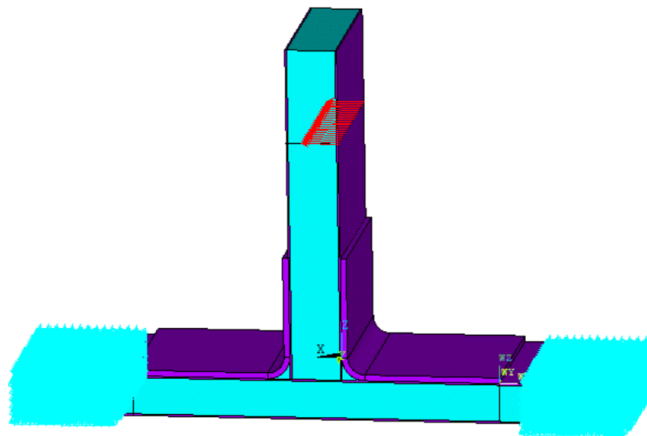


Figura 24: Condiciones de contorno y cargas aplicadas al modelo reforzado 2A

Una vez definido el problema, primero se calcula el diagrama fuerza/desplazamiento para obtener la carga de fallo. En el siguiente diagrama puede apreciarse la metodología de cálculo empleada a través de macros implementadas en Ansys.

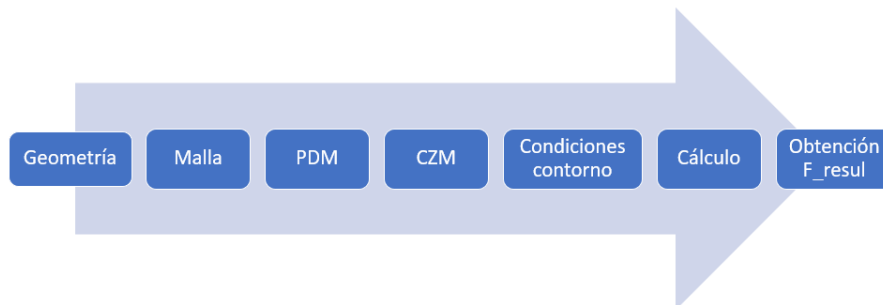


Figura 25: Diagrama proceso de cálculo para modelo reforzado

El cálculo del problema arroja como resultado una carga máxima de fallo de 736.74 N y un desplazamiento asociado de 9.7 mm (figura 26).

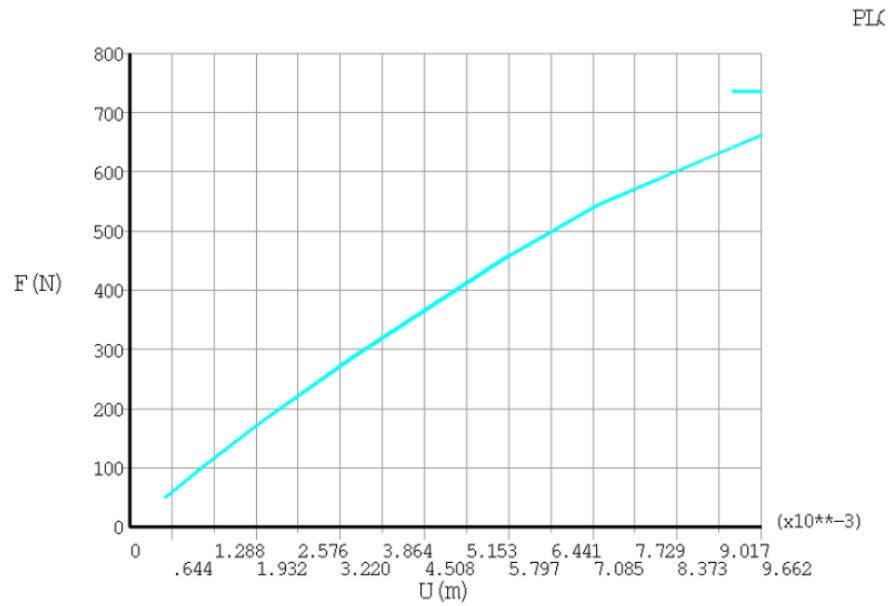


Figura 26: Gráfico fuerza desplazamiento modelo reforzado 2A

Una vez realizado este primer cálculo de carga de fallo, se procede a realizar las optimizaciones, empleando las mismas condiciones de contorno y cargas que en este primer problema.

9.1. Modelo 2B: optimización del refuerzo para mínimo peso con restricción mecánica

En este apartado se mostrarán los resultados obtenidos al realizar una optimización del refuerzo del modelo 2 empleando para ello un algoritmo de evolución diferencial. El objetivo de esta optimización es minimizar el peso aplicando una restricción a la carga de fallo de **400 N**.

Tres de las variables de diseño se encuentran representadas en la figura 27. La cuarta variable es un factor que modifica el espesor total del laminado de refuerzo.

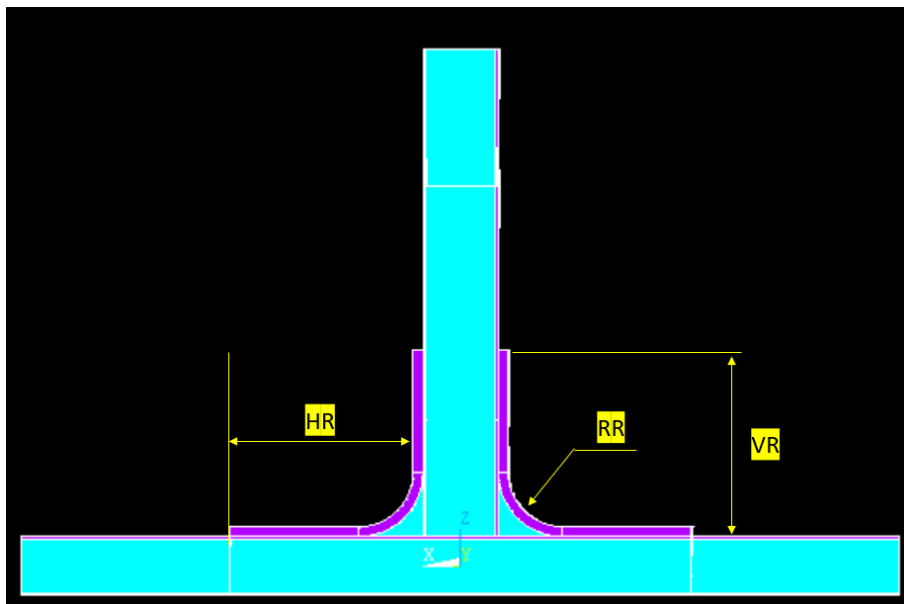


Figura 27: Variables de diseño del modelo reforzado 2B

Los parámetros de entrada al algoritmo se encuentran recogidos en la siguiente tabla:

Parámetro	Valor
Población inicial	4
Número de parámetros de función objetivo	4
Paso del procedimiento	0.7
Probabilidad de cruce	0.7
Número máximo de iteraciones	4
Tipo de estrategia de optimización	1

Cuadro 11: Variables de diseño de la solución optimizada 2B

Cabe destacar, que la estrategia de optimización utilizada (1) tiene en cuenta el mejor individuo obtenido hasta el momento.

Tras la optimización, se obtiene un peso mínimo de 0.1274 kg con una carga de fallo de 709.4 N y un desplazamiento asociado de 16.27 mm. En la figura 28 puede apreciarse el diagrama fuerza desplazamiento.

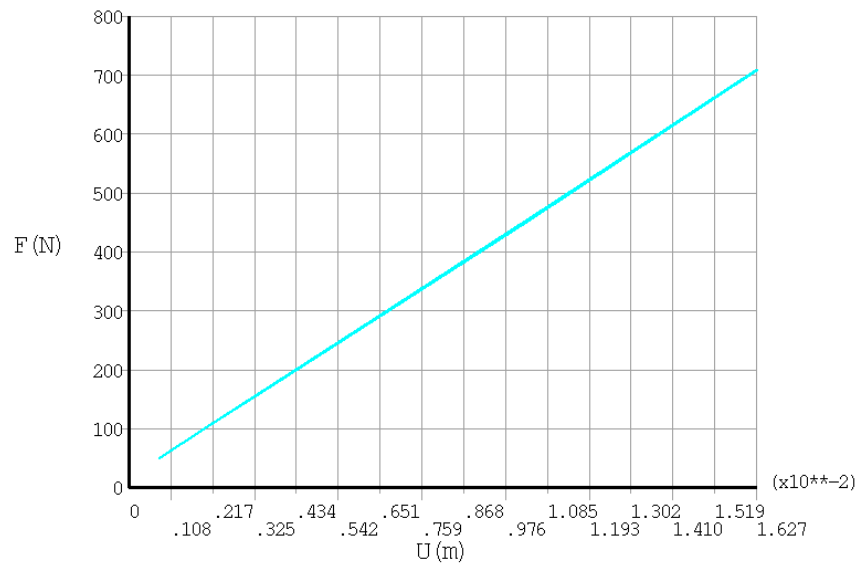


Figura 28: Diagrama fuerza desplazamiento para el modelo reforzado con optimización del peso

Además, en la tabla 12 se encuentran recogidas las variables de diseño, sus valores iniciales y sus valores tras la optimización. Como puede observarse, las dimensiones del refuerzo óptimo difieren significativamente del refuerzo de partida.

Variable	Valor inicial	Valor optimizado
Longitud del refuerzo en tramo horizontal [m]	0.04	0.028111
Longitud del refuerzo en tramo vertical [m]	0.03	0.018676
Radio del refuerzo [m]	0.005	0.008002
Factor multiplicador del espesor del laminado del refuerzo	1	0.500000

Cuadro 12: Variables de diseño de la optimización 2B

En la siguiente imagen puede apreciarse la geometría optimizada:

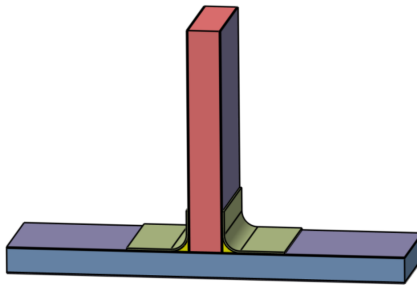


Figura 29: Geometría del modelo 2 tras la optimización en peso

A continuación se muestran las imágenes correspondientes al índice de daño y delaminación del modelo optimizado. En el caso del índice de daño, 0 representa que el elemento está intacto, 1 representa daño y 2 indica el comienzo del fallo.

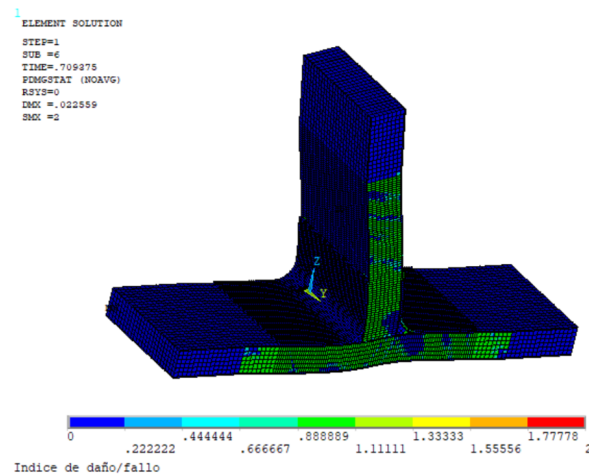


Figura 30: Índice de daño/fallo para el modelo 2B

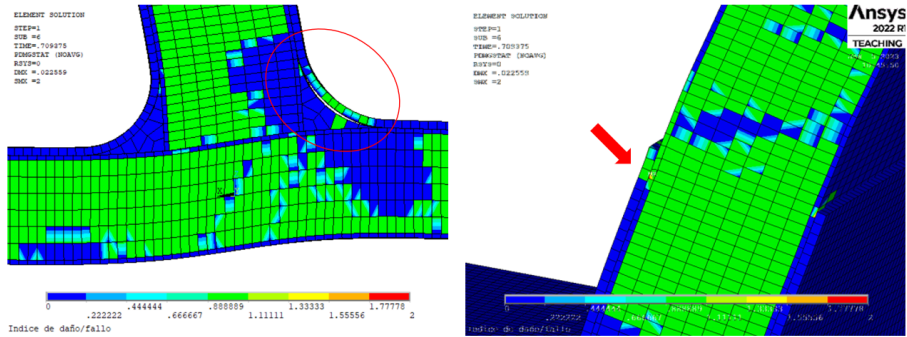


Figura 31: Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 2B

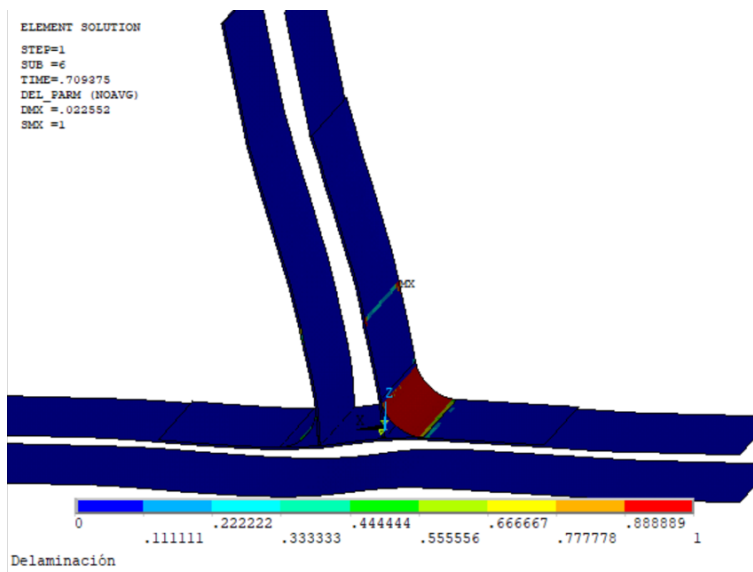


Figura 32: Delaminación del modelo 2B

En el caso del modelo 2B, el fallo aparece en el laminado del sandwich vertical, cerca de la zona donde termina el refuerzo. En las figuras 30 y 31 se observa que los núcleos presentan daño en zonas muy extensas, aunque no se ha producido fallo. En el caso de la delaminación, aparece cerca de donde falla el laminado vertical y en la curva del refuerzo.

Estos modos de fallo quedan justificados con la gráfica de fuerza-desplazamiento. Puesto que la contribución a la rigidez y resistencia de los núcleos es muy baja, el comportamiento de la unión es prácticamente lineal hasta el fallo a pesar de haberse degradado casi todo el núcleo.

9.2. Modelo 2C: optimización del refuerzo para máxima resistencia con restricción de peso

En este apartado se mostrarán los resultados obtenidos al realizar una optimización del refuerzo del modelo 2. Pero en este caso, el objetivo es maximizar la carga de fallo aplicando una restricción de peso, concretamente de **0.2 kg**. Se han empleado los mismos datos que para el problema anterior, pero la carga aplicada ha sido aumentada a 1200 N, ya que la carga de fallo máxima era superior a la aplicada inicialmente (1000 N).

Las variables de diseño son las mismas que para la anterior optimización (figura 27). Las variables de entrada del algoritmo también coinciden con la anterior optimización (tabla 11).

La optimización arroja los siguientes resultados: se obtiene que la mejor solución presenta una carga de fallo máxima de 1021 N con un peso de 0.15879 kg. A continuación se muestra el diagrama fuerza-desplazamiento de la solución:

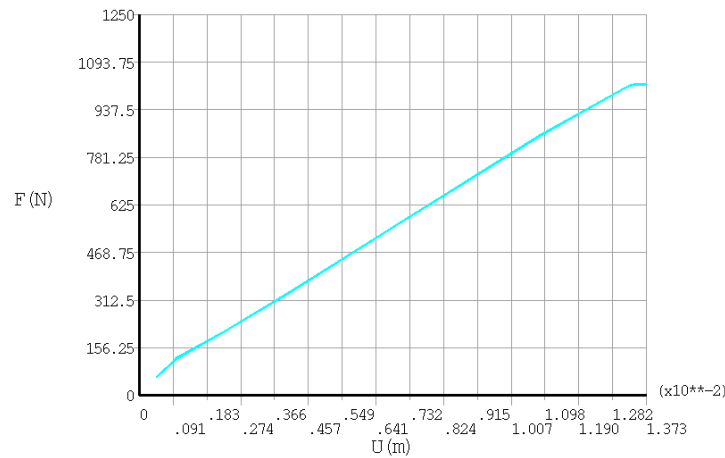


Figura 33: Diagrama fuerza-desplazamiento para la solución de la optimización en carga de fallo

Los valores de las variables de diseño de la solución optimizada son los siguientes:

Variable	Valor inicial	Valor optimizado
Longitud del refuerzo en tramo horizontal [m]	0.04	0.02652
Longitud del refuerzo en tramo vertical [m]	0.03	0.02500
Radio del refuerzo [m]	0.005	0.01112
Factor multiplicador del espesor del laminado del refuerzo	1	0.96145

Cuadro 13: Variables de diseño de la solución optimizada 2C

En la siguiente imagen puede apreciarse la geometría tras la optimización del refuerzo:

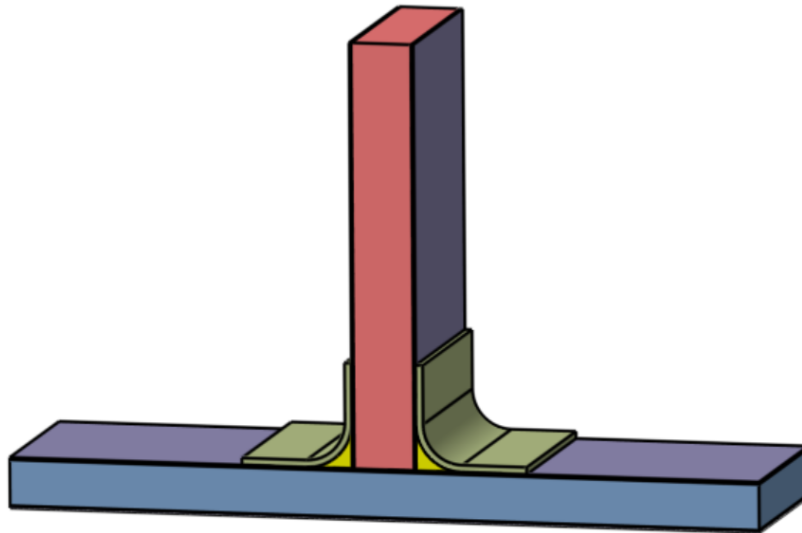


Figura 34: Geometría del modelo 2 tras la optimización en carga de fallo

Observando la tabla 13 se puede apreciar que la solución de máxima carga de fallo difiere bastante en cuanto a las dimensiones del refuerzo. En cambio, el espesor del refuerzo es similar para este caso.

A continuación se muestran las imágenes correspondientes al índice de daño y delaminación del modelo 2C.

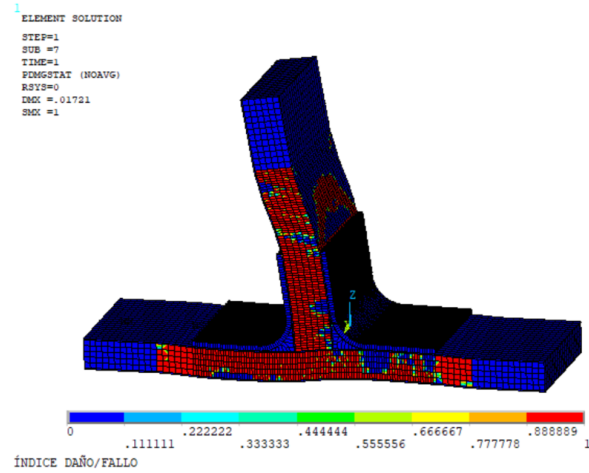


Figura 35: Índice de daño/fallo para el modelo 2C

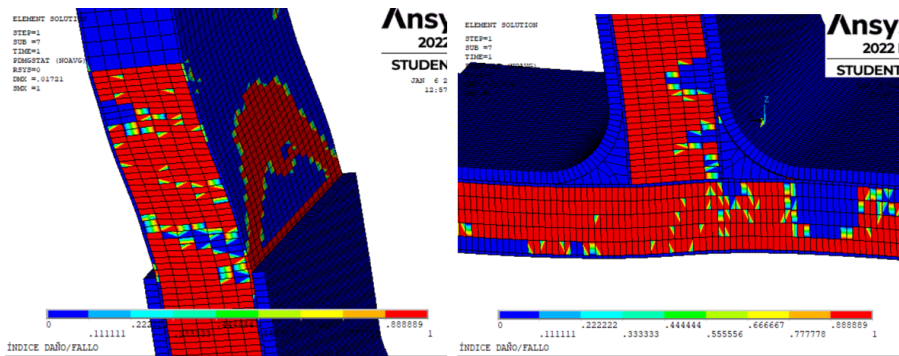


Figura 36: Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 2C

En las figuras se observa que la extensión del daño en los núcleos es muy elevada y similar al caso 2B pero con un nivel de carga mayor. Lo mismo sucede con las delaminaciones.

En cuanto a la linealidad sucede parecido al caso 2B, el diagrama fuerza-desplazamiento es prácticamente lineal hasta el fallo a pesar de la elevada degradación en los núcleos.

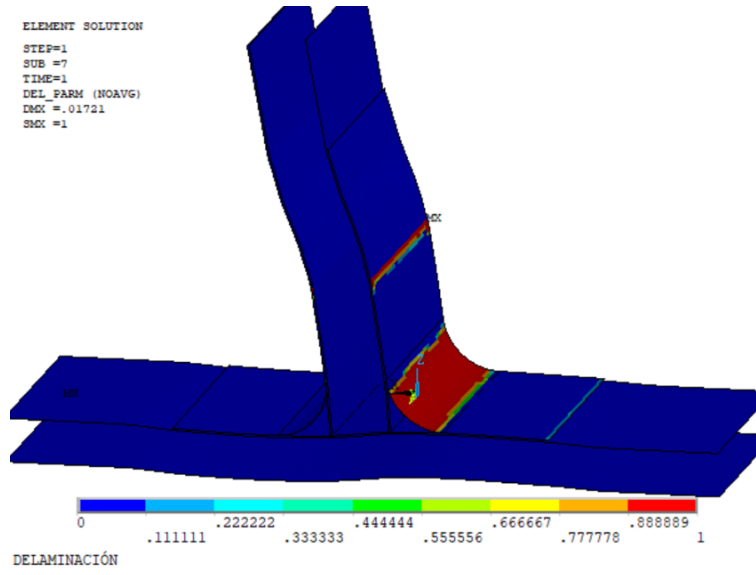


Figura 37: Delaminación del modelo 2C

10. Modelo 3A: modelo reforzado con refuerzo interno en el núcleo

En este apartado se va a estudiar un tercer modelo, que consiste en añadir al modelo 2 un refuerzo en el centro del núcleo del sandwich horizontal. Con este modelo se pretende evitar el fallo del núcleo horizontal debido a las cargas locales transmitidas por las pieles verticales.

Al igual que con el modelo anterior, se realiza un primer cálculo para obtener la carga máxima de fallo y después se realizan las optimizaciones. A continuación puede apreciarse la geometría del modelo:

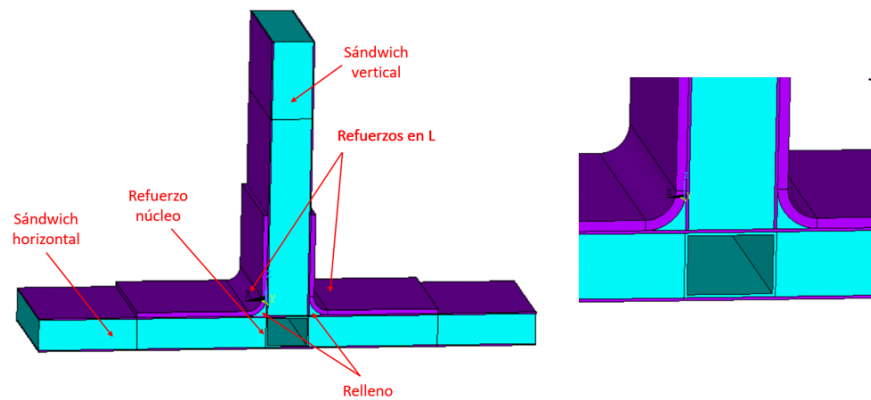


Figura 38: Modelo reforzado 3A con refuerzo interno en el núcleo

Los materiales empleados son los mismos que los definidos en el modelo de validación y al igual que en el segundo modelo, se ha parametrizado la geometría, estando los parámetros recogidos en la tabla 14.

Parámetro	Símbolo	Valor inicial
Espesor de preimpregnado en laminado horizontal	t_{lam1}	0.125 mm
Espesor de preimpregnado en laminado vertical	t_{lam2}	0.125 mm
Espesor de preimpregnado en laminado refuerzo	t_{lam4}	0.125 mm
Nº capas del laminado de pieles del sandwich horizontal	N_{c1}	4
Nº capas del laminado de pieles del sandwich vertical	N_{c2}	4
Nº capas del laminado de refuerzo	N_{c4}	14
Espesor del nucleo sandwich horizontal	t_{n1}	11.02 mm
Espesor del nucleo sandwich vertical	t_{n2}	14.44 mm
Longitud vertical total	V_t	100 mm
Longitud del refuerzo en tramo horizontal	H_r	40 mm
Longitud del refuerzo en tramo vertical	V_r	30 mm
Semilongitud horizontal total	H_t	90 mm
Radio del refuerzo	r_r	5 mm
Ancho del modelo	A	50 mm

Cuadro 14: Parámetros definidos en la geometría y sus valores iniciales para el modelo 3A

Como puede apreciarse en la tabla, los parámetros definidos y sus valores iniciales son los mismos que en el segundo modelo. Las dimensiones iniciales del refuerzo del núcleo son: la dimensión horizontal exterior coincide con el espesor del núcleo vertical y la dimensión vertical exterior con el espesor del núcleo horizontal. El espesor del refuerzo es el mismo que el espesor del laminado vertical.

En cuanto a la malla, se ha realizado de manera análoga al modelo 2, pudiendo apreciarse esta en la siguiente imagen:

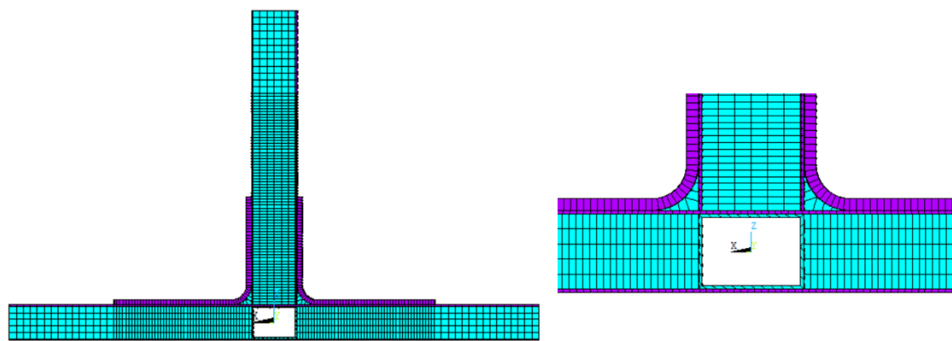


Figura 39: Izquierda: malla del modelo 3A completo. Derecha: detalle de la malla de la zona central

En cuanto a las condiciones de contorno y cargas aplicadas, estas vuelven a ser las mismas que el segundo modelo, con el final de los dos extremos del panel horizontal simplemente apoyado y aplicando una carga a flexión en dirección x de 1000 N sobre una línea del panel vertical.

El cálculo del problema arroja como resultado una carga máxima de fallo de 741.86 N y un desplazamiento asociado de 12.1 mm. En la figura 40 puede observarse el diagrama fuerza-desplazamiento obtenido:

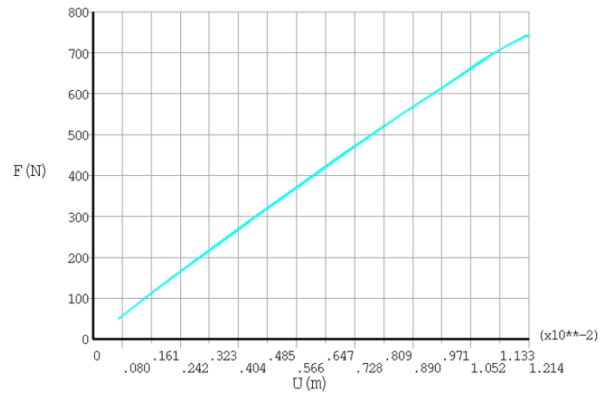


Figura 40: Gráfico fuerza desplazamiento modelo 3A

10.1. Modelo 3B: optimización del refuerzo para mínimo peso con restricción mecánica

Una vez obtenida la carga de fallo, se procede a realizar la primera optimización del modelo 3: mínimo peso con una restricción a la carga de fallo de **400N**.

Las variables de diseño son las mismas que para el modelo 2, añadiendo el espesor del refuerzo del núcleo. En la figura 41 se encuentran representadas las variables de diseño (a excepción del factor del espesor del refuerzo en "L").

Los parámetros de entrada al algoritmo son los siguientes:

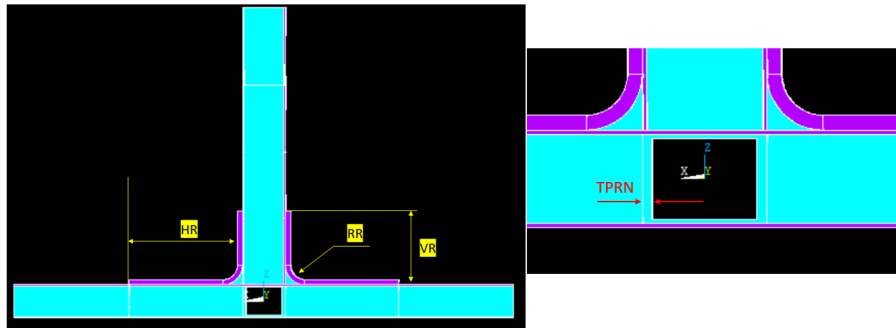


Figura 41: Variables de diseño del modelo 3 para optimización mínimo peso

Parámetro	Valor
Población inicial	4
Número de parámetros de función objetivo	5
Paso del procedimiento	0.7
Probabilidad de cruce	0.7
Número máximo de iteraciones	4
Tipo de estrategia de optimización	1

Cuadro 15: Parámetros de entrada al algoritmo del modelo 3 para optimización mínimo peso

Tras la optimización, se obtiene un peso mínimo de 0.14765 kg con una carga de fallo de 744.977 N. En la figura 42 puede apreciarse el diagrama fuerza desplazamiento.

Por último, en la tabla 16 se recogen las variables de diseño, sus valores iniciales y sus valores tras la optimización.

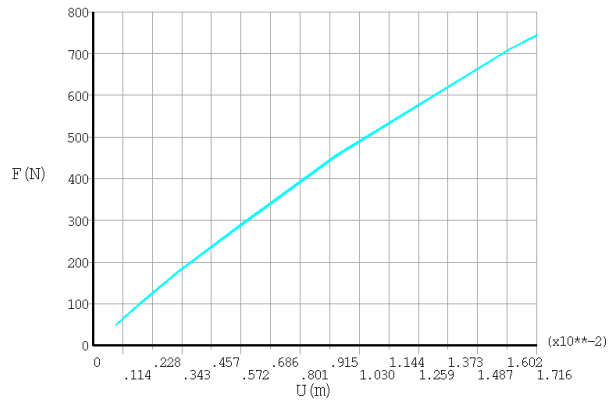


Figura 42: Diagrama fuerza desplazamiento del modelo 3 para optimización mínimo peso

Variable	Valor inicial	Valor optimizado
Longitud del refuerzo en tramo horizontal [m]	0.04	0.033878
Longitud del refuerzo en tramo vertical [m]	0.03	0.019703
Radio del refuerzo [m]	0.005	0.005105
Factor multiplicador del espesor del laminado del refuerzo	1	1.052495
Espesor del refuerzo del núcleo horizontal	0.005	0.0011937

Cuadro 16: Variables de diseño del modelo 3 para optimización mínimo peso

Observando la tabla 16 se puede apreciar como para optimizar el peso, las variables que más se ven reducidas son la longitud del refuerzo en el tramo vertical y el espesor del refuerzo del núcleo. Un espesor tan bajo del refuerzo del núcleo hace pensar que no va a ser crucial su inclusión en el comportamiento de la unión.

En las imágenes 43 y 44 puede apreciarse la geometría tras la optimización, así como un detalle del refuerzo del núcleo.

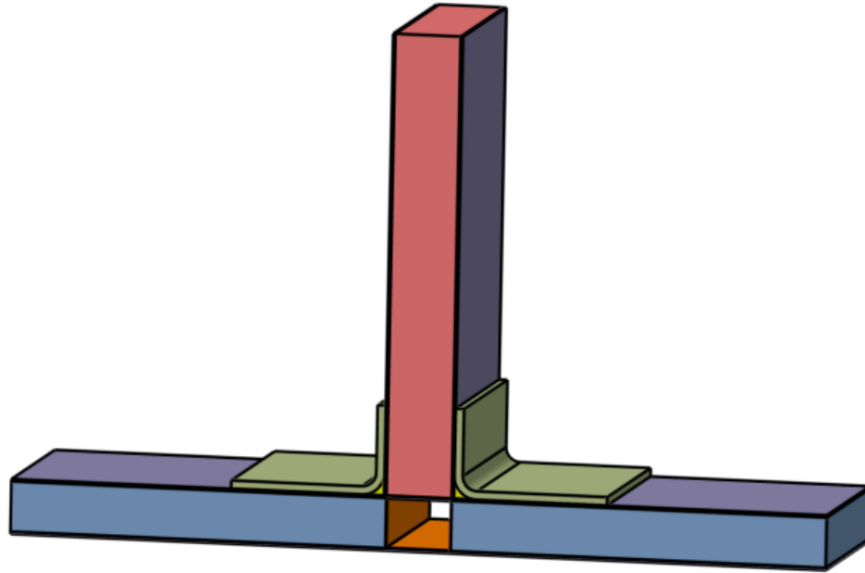


Figura 43: Geometría del modelo 3 tras la optimización en peso

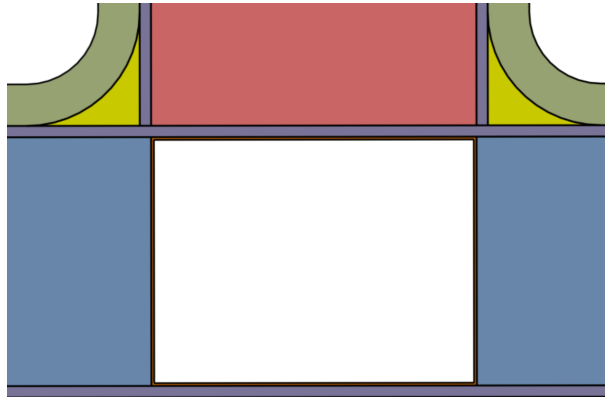


Figura 44: Detalle del refuerzo del núcleo del modelo 3 tras la optimización en peso

En las siguientes imágenes puede apreciarse el índice de daño y delaminación para el modelo 3B.

Como puede apreciarse en las imágenes 45, 46 y 47, de nuevo el daño comienza en el laminado vertical, en la zona donde termina el refuerzo.

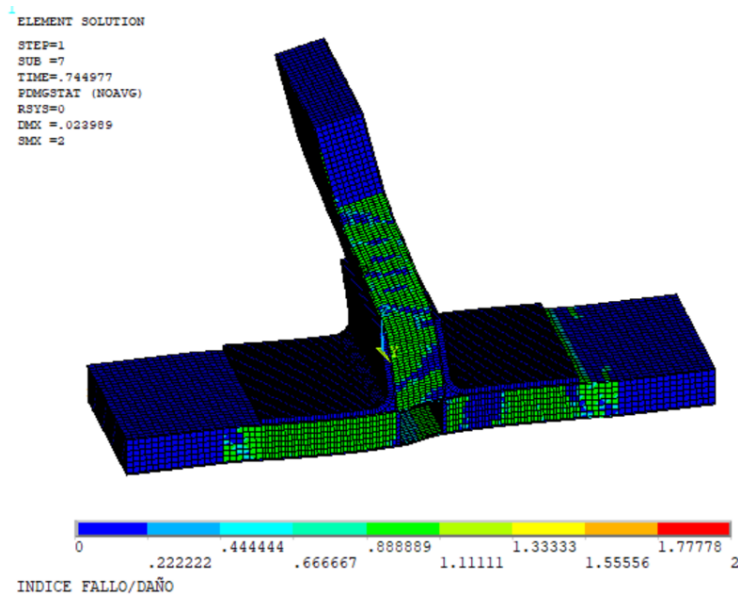


Figura 45: Índice de daño/fallo para el modelo 3B

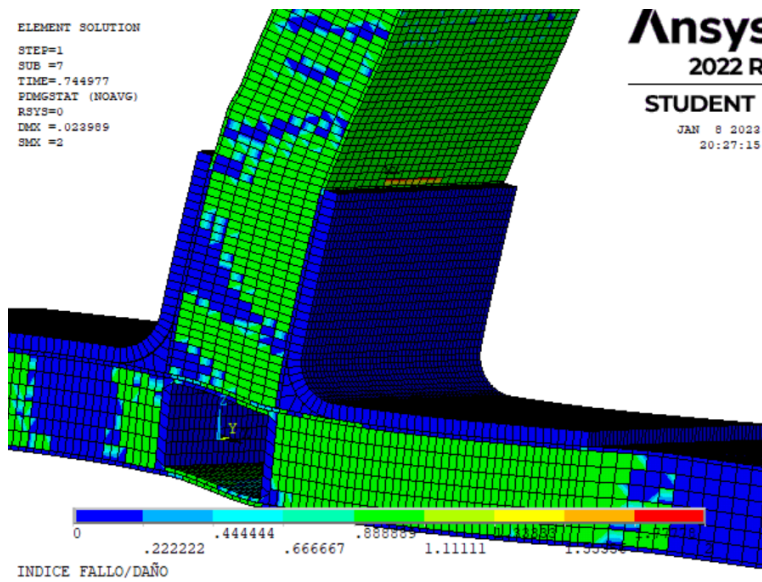


Figura 46: Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3B

En el caso de la delaminación ocurre algo similar al caso 2B (48 y 49).

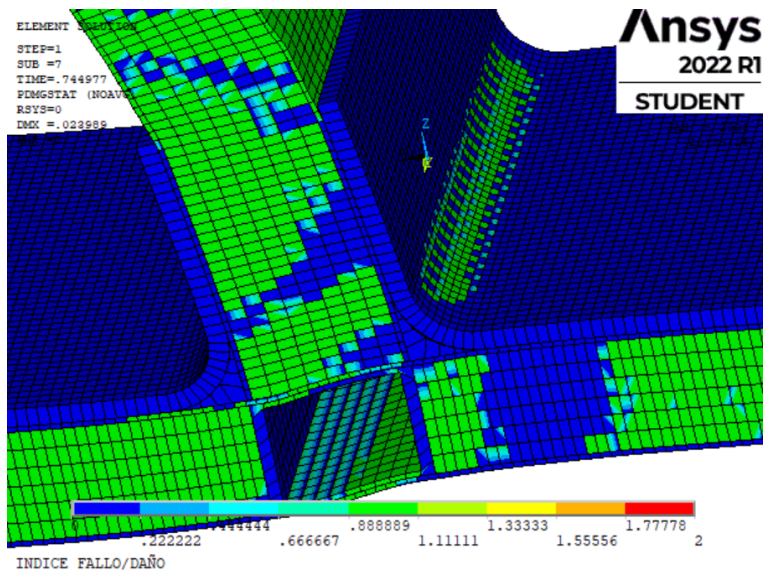


Figura 47: Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3B

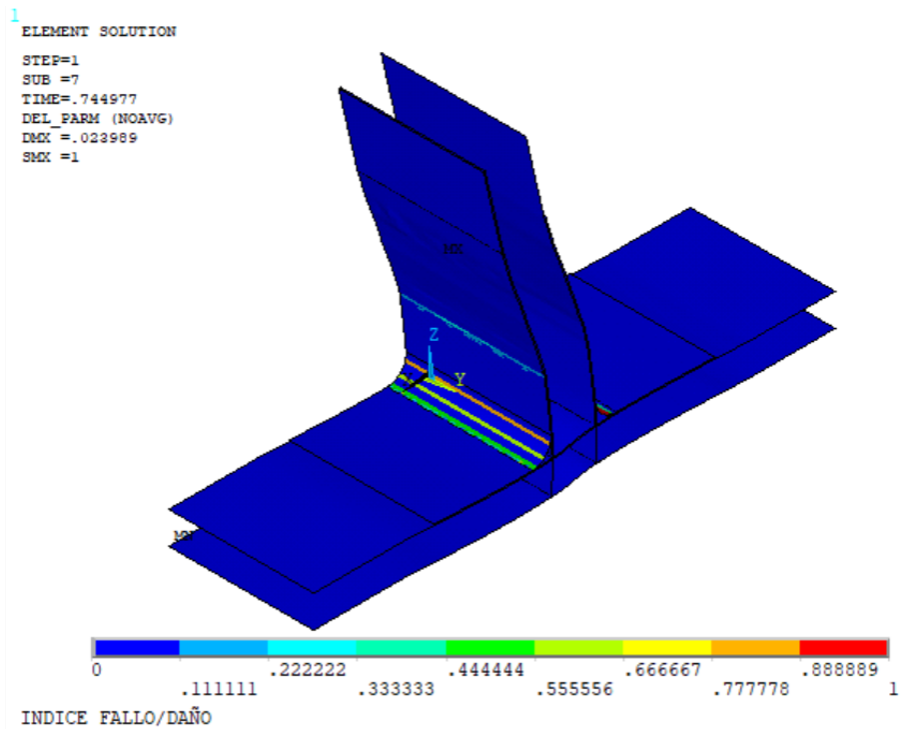


Figura 48: Delaminación del modelo 3B

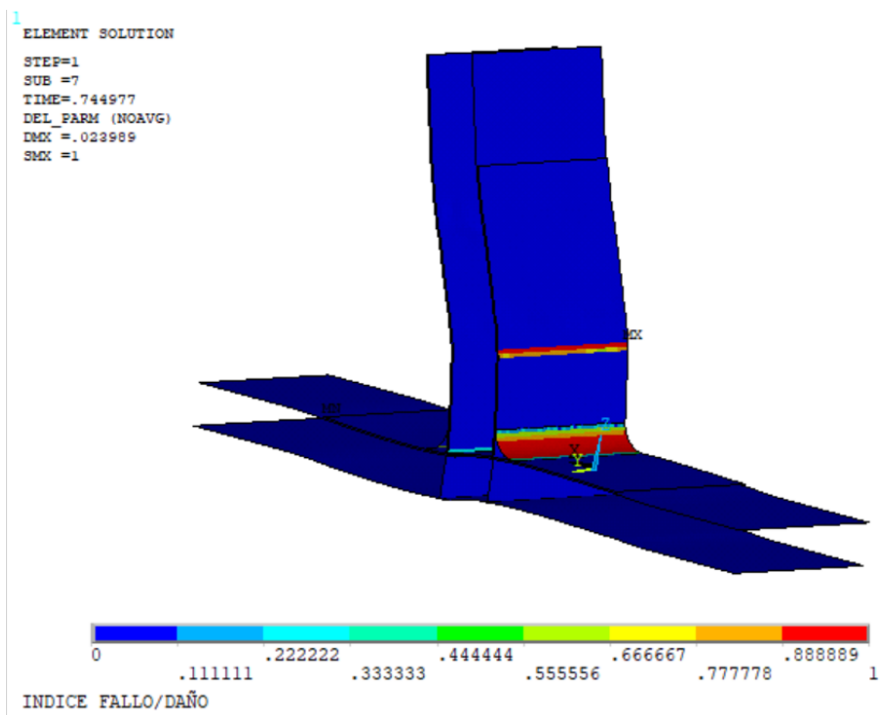


Figura 49: Delaminación del modelo 3B

10.2. Modelo 3C: Optimización del refuerzo para máxima resistencia con restricción de peso

Por último, se va a realizar la segunda optimización del modelo 3: máxima carga de fallo con una restricción en peso de **0.2 kg**.

Las variables de diseño son las mismas que para la optimización anterior (figura 41), así como los parámetros de entrada al algoritmo (tabla 15).

Tras la optimización, la carga de fallo optimizada tiene un valor de 882.297 N, con un desplazamiento asociado de 13.95 mm y con un peso de 0.1877 kg . En la figura 50 puede apreciarse el diagrama fuerza desplazamiento.

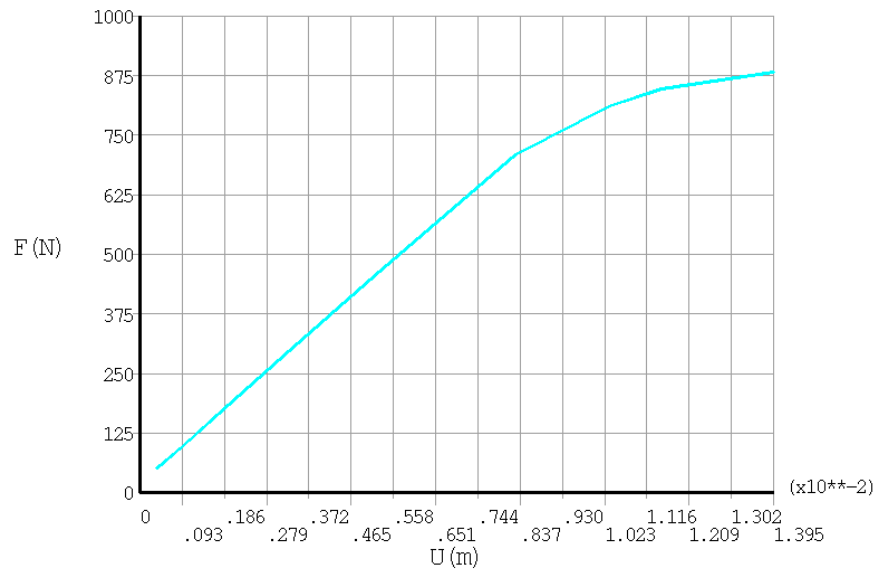


Figura 50: Diagrama fuerza desplazamiento del modelo 3 para optimización máxima carga de fallo

Por último, en la tabla 17 se recogen las variables de diseño, sus valores iniciales y sus valores tras la optimización.

Variable	Valor inicial	Valor optimizado
Longitud del refuerzo en tramo horizontal [m]	0.04	0.033060
Longitud del refuerzo en tramo vertical [m]	0.03	0.019613
Radio del refuerzo [m]	0.005	0.011900
Factor multiplicador del espesor del laminado del refuerzo	1	1.72263
Espesor del refuerzo del núcleo horizontal	0.005	0.001467

Cuadro 17: Variables de diseño del modelo 3 para optimización máxima carga de fallo

Al maximizar la resistencia se debe aumentar a casi el doble el espesor y el radio del laminado de refuerzo, mientras que el espesor del refuerzo del núcleo vuelve a tener un valor muy bajo.

Por último, en la figura 51 se aprecia la geometría tras la optimización:

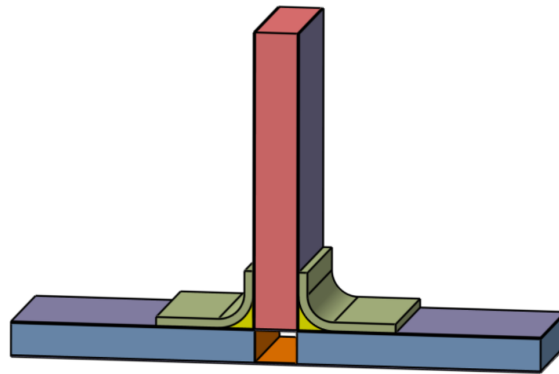


Figura 51: Geometría del modelo 3 tras la optimización para carga máxima de fallo

A continuación se adjuntan las figuras de índice de daño/fallo y delaminación para el modelo 3C.

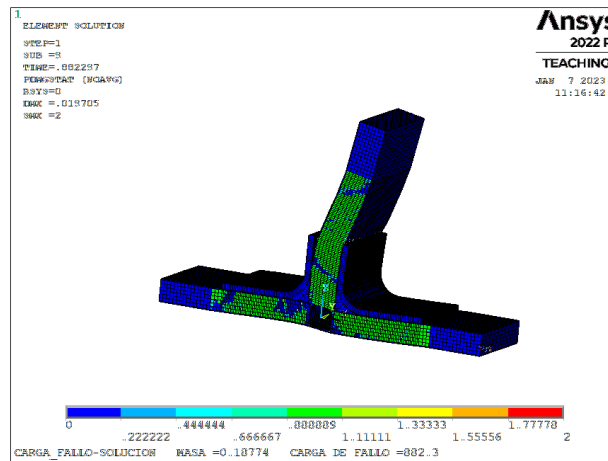


Figura 52: Índice de daño/fallo para el modelo 3C

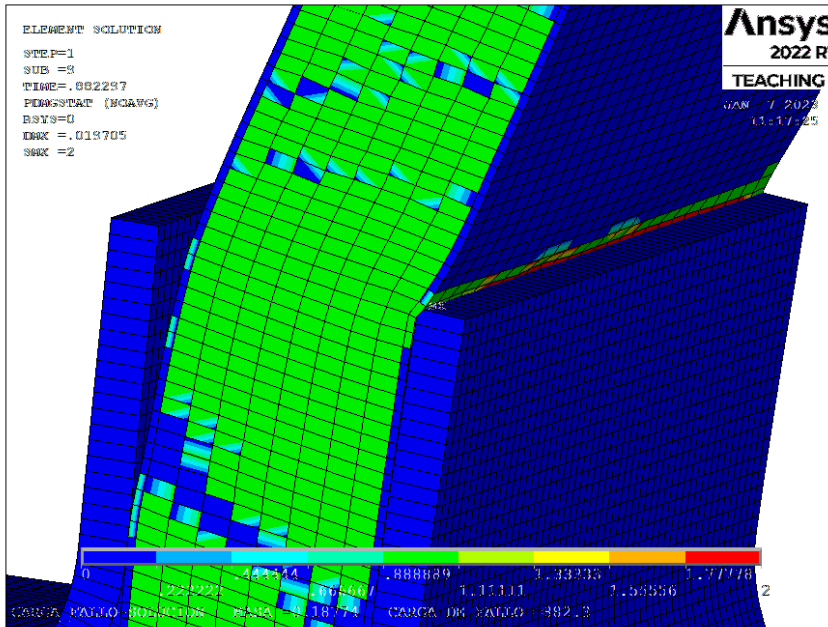


Figura 53: Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3C

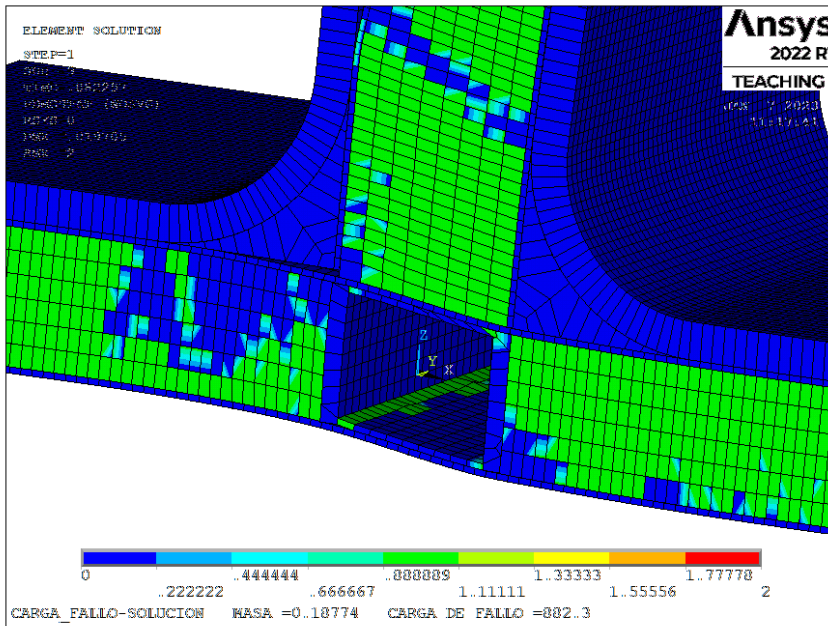


Figura 54: Detalle del índice de daño/fallo para el modelo 3C

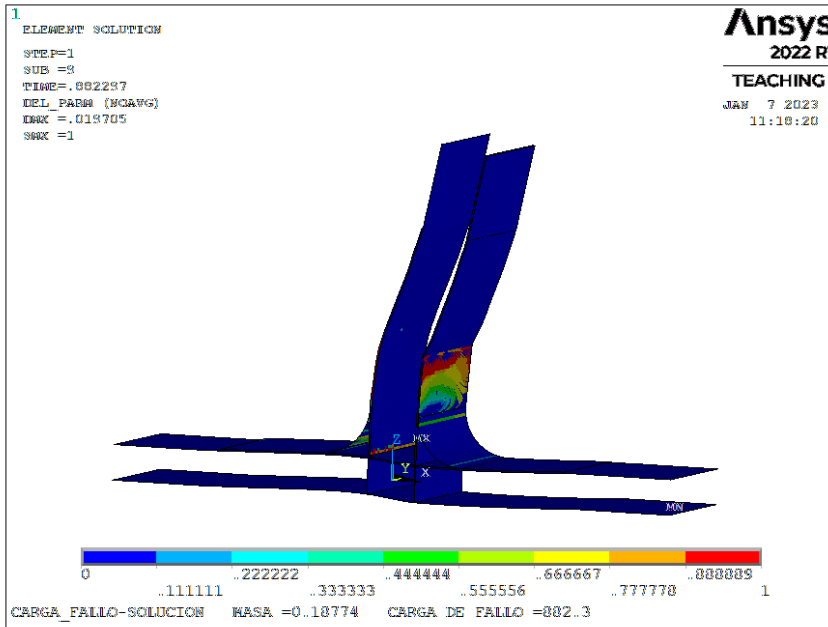


Figura 55: Delaminación del modelo 3C

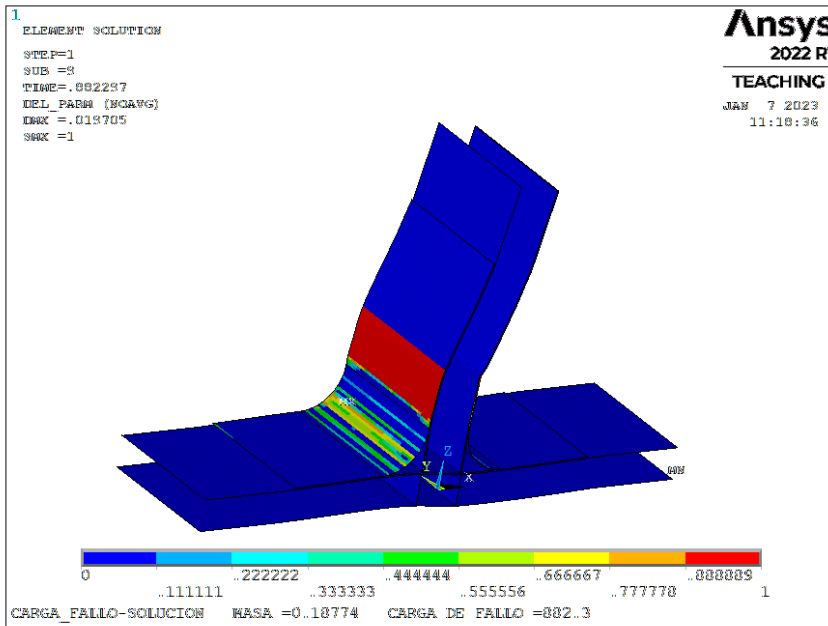


Figura 56: Delaminación del modelo 3C

En este caso el mecanismo de fallo cambia por completo. En la curva fuerza-desplazamiento se observa un comportamiento claramente no lineal justo antes de producirse el fallo de la unión. Este comportamiento se debe a la gran delaminación del refuerzo que aparece en el extremo superior de la zona vertical del refuerzo.

También se puede apreciar la fuerte deformación angular del refuerzo del núcleo. Como consecuencia de todo ello, a pesar de maximizar la resistencia, se produce una significativa reducción de la carga de fallo respecto del problema 2C.

11. Comparación de resultados

En este apartado van a compararse los resultados para determinar cual de los modelos estudiados resulta más apropiado.

En las gráficas 57 y 58 se encuentran representados los valores de las funciones objetivo para cada generación, de forma que puede verse la convergencia del cálculo.

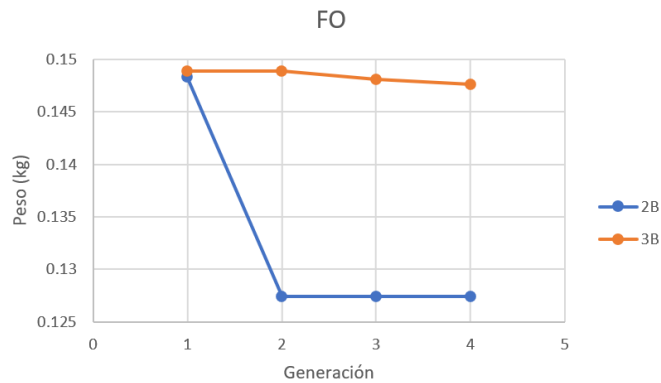


Figura 57: Valores de la función objetivo de los modelos 2B y 3B para cada una de las generaciones

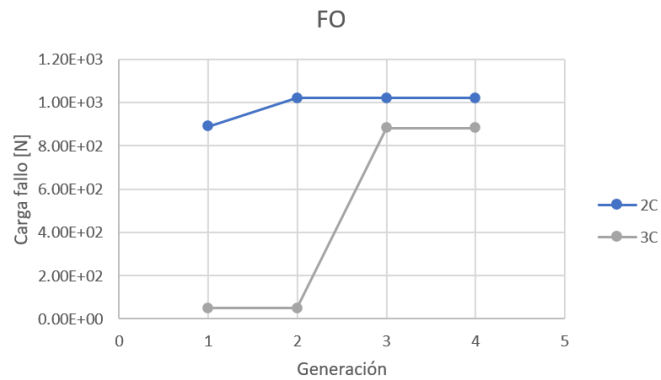


Figura 58: Valores de la función objetivo de los modelos 2C y 3C para cada una de las generaciones

Se puede apreciar en ambas gráficas como a medida que avanza el cálculo el resultado se acerca más al objetivo de la optimización, por lo que se puede afirmar

que la solución presenta una tendencia clara convergente, aunque es posible que no haya convergido aún (se ha limitado el esfuerzo computacional en el trabajo por disponibilidad de tiempo).

Si comparamos las cargas de fallo para los problemas con las dimensiones iniciales, el modelo 3 presenta una carga de fallo levemente mayor, lo que nos indica que el refuerzo del núcleo horizontal si que mejora algo la resistencia, aunque implica una subida del peso (tabla 18).

Problema	Carga de fallo (N)	Peso (kg)
2A	736.75	0.1517
3A	741.86	0.1533

Cuadro 18: Comparación cargas de fallo de modelos 2A y 3A

En las siguientes tablas se recogen los resultados (carga de fallo y peso) obtenidos para la optimización en peso (tabla 19) y en carga de fallo (tabla 20):

Problema	Carga de fallo (N)	Peso (kg)
2B	709.38	0.1274
3B	744.98	0.1477

Cuadro 19: Comparación resultados de los modelos 2B y 3B

Como se aprecia en la tabla 19, el uso del refuerzo en el núcleo no permite disminuir el peso, pero si que aumenta la resistencia.

Problema	Carga de fallo (N)	Peso (kg)
2C	1021	0.1588
3C	882.29	0.1877

Cuadro 20: Comparación resultados de los modelos 2C y 3C

Si observamos los resultados obtenidos en la optimización de carga de fallo (tabla 20), se puede apreciar que si no se introduce el refuerzo del núcleo, se puede encontrar una solución con mayor carga de fallo y además más ligera.

Esto supone que el tipo de refuerzo del núcleo del sandwich horizontal no mejora de ningún modo este problema, pues existe siempre una solución del modelo 2 mejor. No obstante, si el objetivo es minimizar el peso la solución sin refuerzo en el núcleo también es mejor pero su resistencia es algo menor.

12. Conclusiones

Tras los estudios realizados en el presente trabajo se han extraído las siguientes conclusiones:

- Se ha validado un modelo de fallo de uniones en T de estructuras sandwich con datos experimentales del artículo [Niu2021], que incluyen fallos por inestabilidad, daños en núcleos y laminados y delaminación en todas las zonas excepto en el interior de los laminados (se pueden incluir en el modelo a costa de aumentar mucho el coste computacional y se sabía que no era necesario en este caso). Estos modelos son utilizados en otros problemas si se dispone de los datos experimentales necesarios.
- Se han estudiado dos uniones en T de sandwich sometidos a flexión con dos tipos de refuerzo. El primer problema incorpora unos laminados de refuerzo que conectan las pieles de ambas estructuras tipo sandwich. El segundo problema, además del refuerzo del primer problema, cuenta con un refuerzo del núcleo del sandwich horizontal. La idea era evitar el colapso del núcleo del sandwich horizontal debido a las cargas locales transmitidas por las pieles del sandwich vertical.
- Para comprobar correctamente las diferentes opciones, se han resuelto problemas de optimización de ambos problemas, tanto con función objetivo de peso, como con función objetivo de máxima resistencia.
- En el modelo 3, el fallo no se produce por colapso del núcleo horizontal por lo que el refuerzo del núcleo no mejora el comportamiento de la unión. Esto no es generalizable y en otros problemas la conclusión puede ser diferente.
- Las metodologías aplicadas pueden aplicarse a otro tipo de problemas similares.

Referencias

- [1] Materiales compuestos en el diseño aeroespacial.(2021).En J.Albelda, Análisis, Diseño y Fabricación con Materiales Compuestos. Universidad Politécnica de Valencia.
- [2] Seemann, Ralf.A, (2020). Virtual Testing Approach for Honeycomb Sandwich Panel Joints in Aircraft Interior. Springer Vieweg.
- [3] Byoung Jung Kim, Dai Gil Lee. (2009). Development of a satellite structure with the sandwich T-joint.
- [4] Zaigham Saeed Toor. (2018). Space Applications of Composite Materials.
- [5] S. M. R. Khalili A. Ghaznavi. (2012) Behavior and Failure Modes of Sandwich T-Joint Using Cohesive Zone Material Model and Contact Elements.
- [6] Cae Associates. (2014). Progressive Damage of fiber-reinforced composites in Ansys v15.
- [7] I. Lapczyk, J. Hurtado. (2006). Progressive Damage Modeling In Fiber-Reinforced Materials.
- [10] A. Turon, Simulation of delamination in composites under quasi-static and fatigue loading using Cohesive Zone Models, Tesis doctoral, Universitat de Girona, 2006. URL <http://www.tesisenred.net/TDX-0214107-141348>
- [8] Ansys. Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications. April 2009.*
- [9] Yiran Niu Xiwu Xu Shuxiang Guo. (2021). Structural Optimization Design of a Typical Adhesive Bonded Honeycomb-Core Sandwich T-joint in Side Bending Using Multi-Island Genetic Algorithm.
- [10] A. Turon, C. G. Davila, P. P. Camanho, J. Costa, An engineering solution for solving mesh size effects in the simulation of delamination with Cohesive Zone Models, Elsevier Science, 2005.
- [11] Pauka Simon (2021). Differential Evolution. Medium. <https://medium.com/swlh/differential-evolution-b4b2c9180578>
- [12] Rainer Storn and Kenneth Price. Differential Evolution - A simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces. 1995.

Planos

A continuación se adjuntan los planos de los modelos 2B, 2C, 3B y 3C con la geometría optimizada.

D

C

B

A

4

3

2

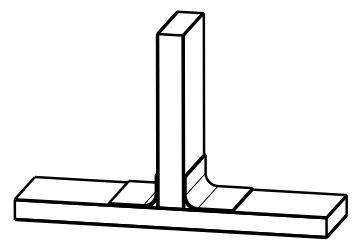
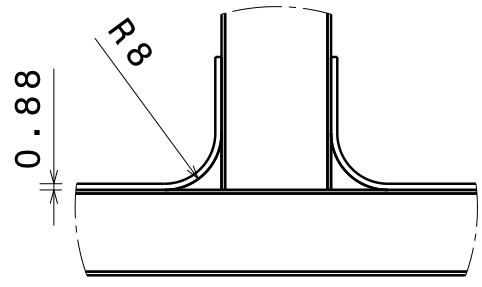
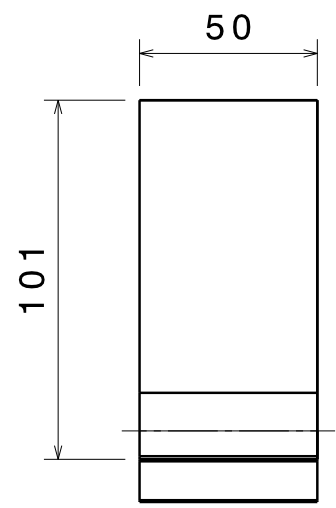
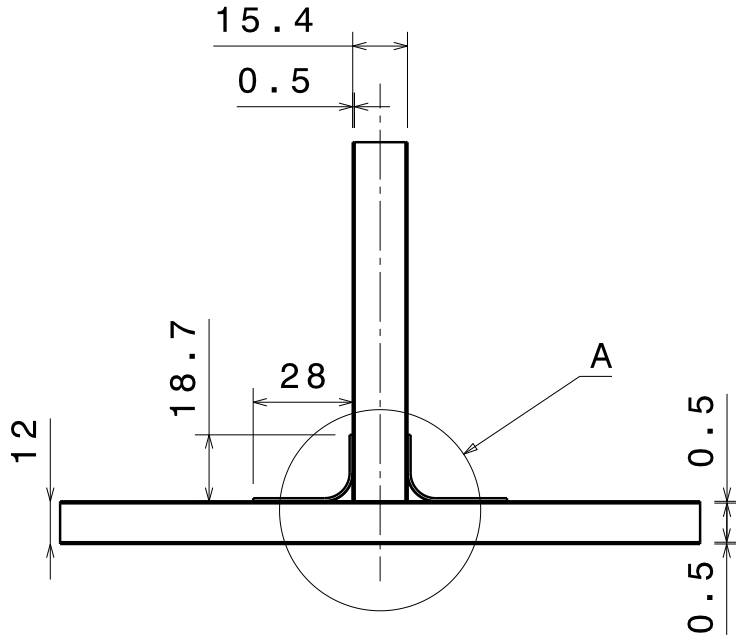
1

4

3

2

1



Detail A
Scale: 1:1

Isometric view
Scale: 1:4



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.

DRAWING TITLE

Modelo reforzado 2B

DRAWN BY
NAM
DATE
10/12/2022

CHECKED BY
JA
DATE
03/01/2023

DESIGNED BY
NAM
DATE
28/11/2022

SIZE A4	DRAWING NUMBER 001B02999	REV C
------------	-----------------------------	----------

SCALE 1:2	WEIGHT (kg) 0.15879	SHEET 1/1
--------------	------------------------	--------------

D

A

D

C

B

A

4

4

3

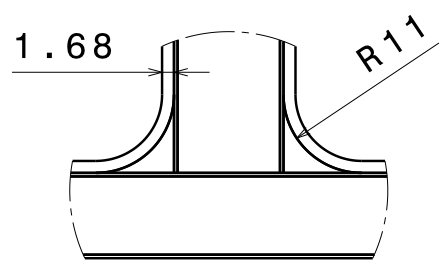
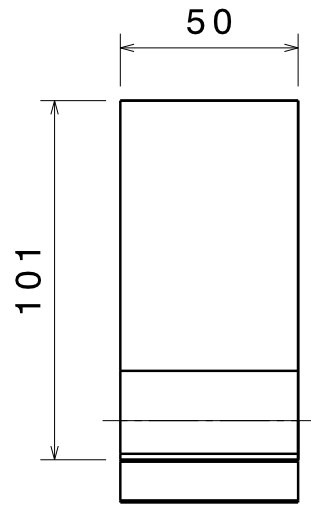
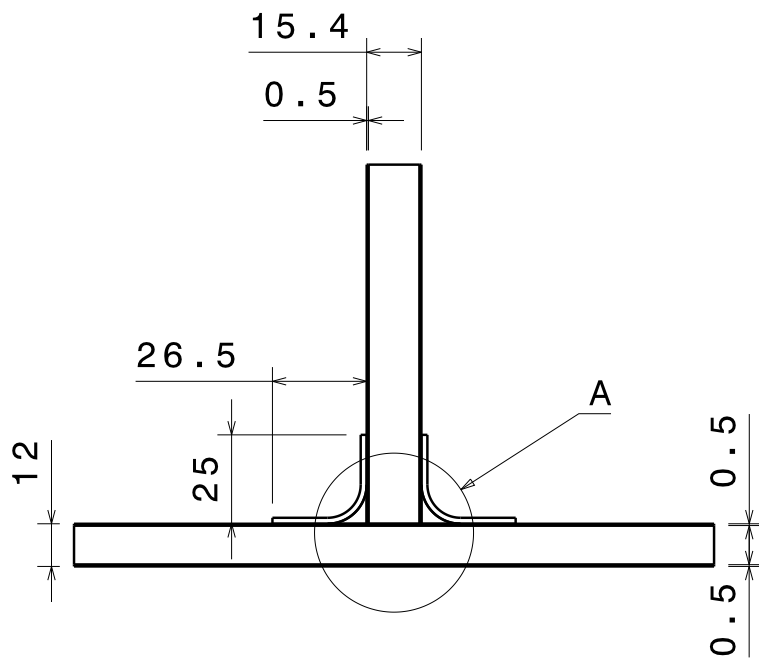
3

2

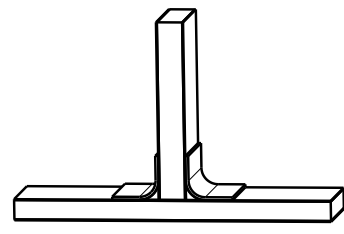
2

1

1



Detail A
Scale: 1:1



Isometric view
Scale: 1:4



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.

DRAWING TITLE

Modelo_reforzado_2C

DRAWN BY
NAM
DATE
10/12/2022

CHECKED BY
NAM
DATE
03/01/2023

DESIGNED BY
NAM
DATE
20/11/2022

SIZE A4	DRAWING NUMBER 001C02999	REV A
------------	-----------------------------	----------

SCALE 1:2	WEIGHT(kg) 0.1588	SHEET 1/1
--------------	----------------------	--------------

D

A

D

C

B

A

4

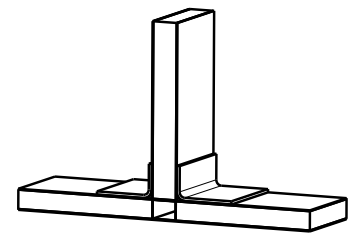
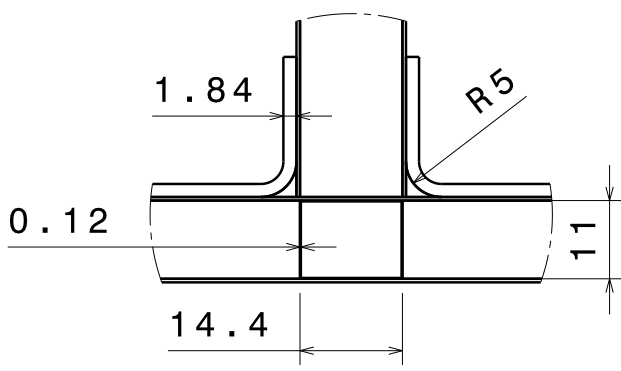
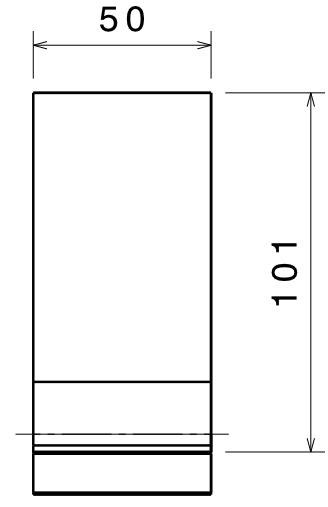
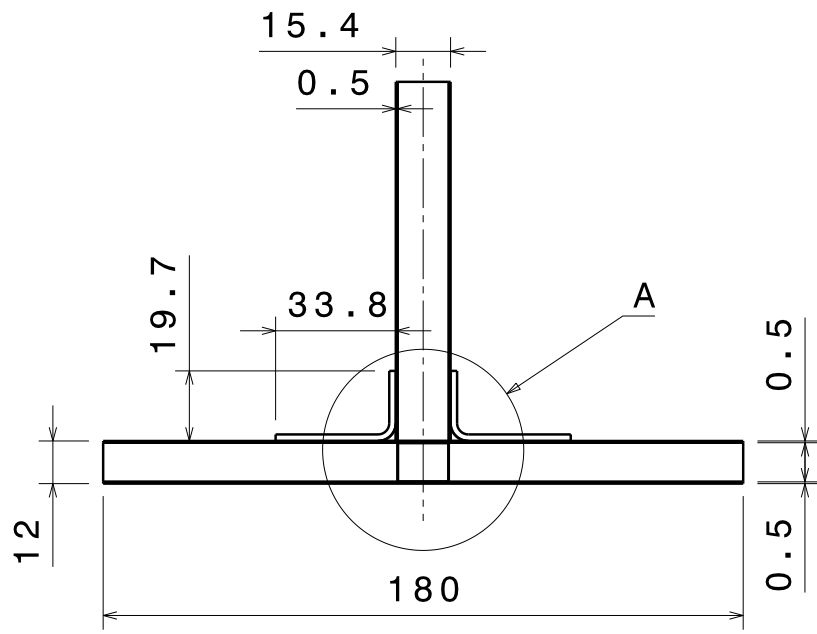
4

3

3

2

2



Detail A
Scale: 1:1

Isometric view
Scale: 1:4



This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.

DRAWING TITLE			
Modelo_reforzado_3B			
CHECKED BY	DATE	SIZE	DRAWING NUMBER
JA	03/01/2023	A4	001B03999
DESIGNED BY	DATE	SCALE	WEIGHT (kg)
NAM	12/12/2022	1:2	0.14765
		SHEET	1/1

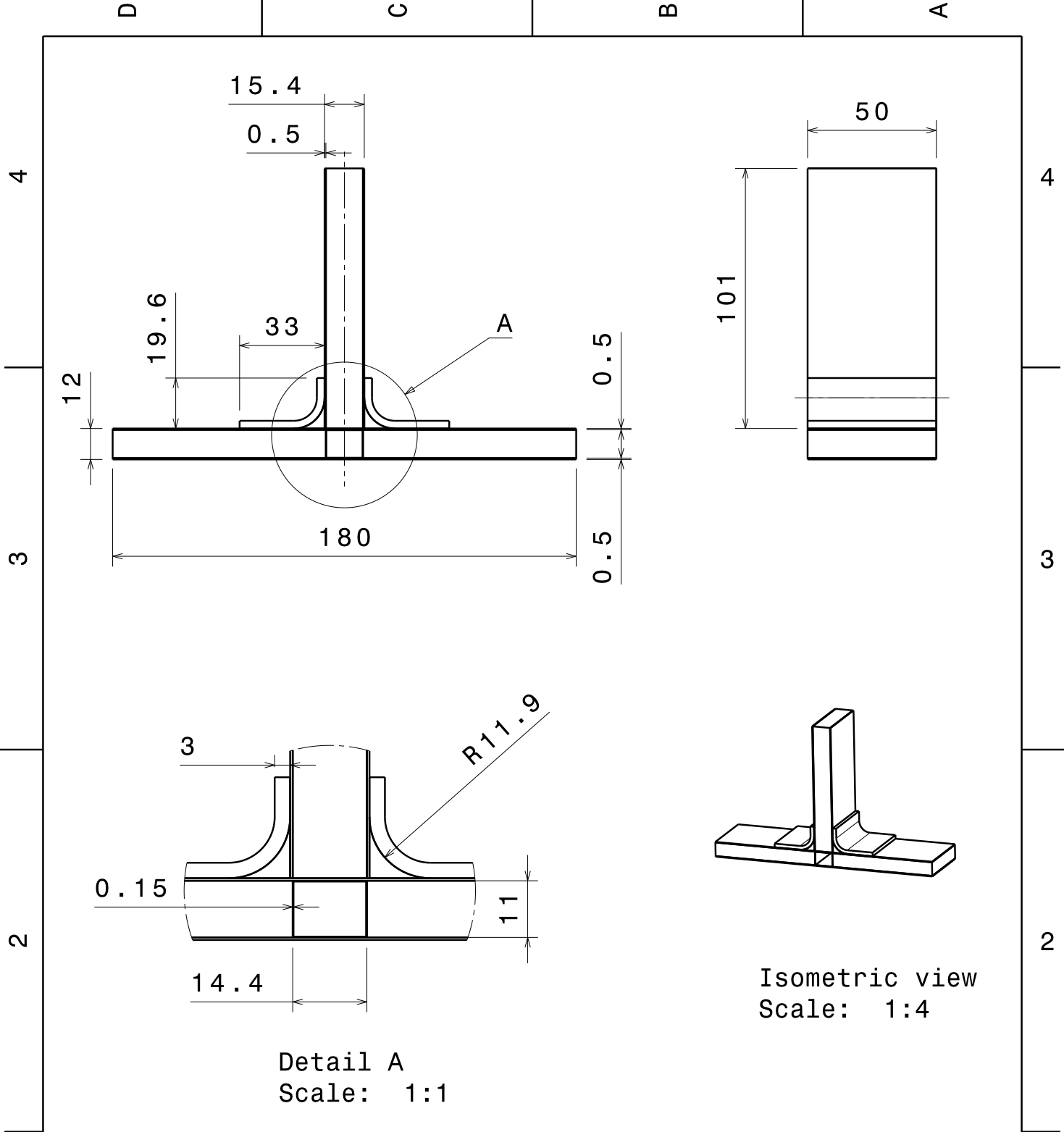
DRAWN BY	DATE
NAM	01/12/2022
CHECKED BY	DATE
JA	03/01/2023
DESIGNED BY	DATE
NAM	12/12/2022

D

A


1

1



Detail A
Scale: 1:1

Isometric view
Scale: 1:4

 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA		This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.			
		DRAWING TITLE Modelo_reforzado_3C			
1	DRAWN BY NAM	DATE 02/12/2022	SIZE A4	DRAWING NUMBER 001C01199	REV C
	CHECKED BY JA	DATE 03/01/2023	SCALE 1:2	WEIGHT(kg) 0.1877	SHEET 1/1
	DESIGNED BY NAM	DATE 12/12/2022			

Pliego de condiciones

Objetivo

Como en cualquier proyecto, el presente trabajo de fin de máster cuenta con un pliego de condiciones, que consiste en un documento contractual en el que se detallan las condiciones que cada una de las partes involucradas acepta. Este pliego de condiciones distinguirá entre:

- **Condiciones generales:** en esta sección se explicarán con detalle las responsabilidades de cada una de las partes implicadas en este TFM. Las condiciones de la zona de trabajo durante el desarrollo del mismo también serán descritas en esta sección.
- **Condiciones particulares:** se detallan los medios informáticos que han sido empleados durante el trabajo.

Condiciones generales

En esta sección se describen las partes involucradas y sus obligaciones en el presente proyecto. La proyectista es Nieves Aguilar Martínez, alumna del Máster en Ingeniería Aeronáutica de la Universidad Politécnica de Valencia (UPV). Las obligaciones que tiene esta alumna como proyectista son las siguientes:

- Seguir las directrices proporcionadas por la empresa contratante, para lo cual la proyectista debe entregar de manera periódica una serie de informes de avance de proyecto, tanto de carácter técnico como económico.
- Respetar las normativas de calidad que forman parte de la política de empresa en cuanto a los procedimientos y recursos disponibles.
- Respetar la normativa vigente de la UPV en cuanto a la realización de trabajos finales de Máster, así como respetar los derechos de autor y citar correctamente las fuentes de información empleadas en el proyecto.
- Durante el desarrollo del proyecto, se deben prevenir riesgos laborales, para lo cual se hará un pequeño curso de prevención al inicio del mismo.

Las obligaciones de la empresa como contratista se encuentran descritas a continuación:

- La empresa contratante debe proporcionar un espacio y equipo de trabajo adecuado al proyectista.
- Para una realización adecuada de las tareas, la zona de trabajo asignada al proyectista debe disponer de unas dimensiones suficientes para colocar el material informático, documentos y otros objetos necesarios.
- El asiento proporcionado por el contratante debe permitir al proyectista mantener una postura correcta en todo momento. Para ello, el asiento debe tener altura e inclinación regulable.

- La empresa promotora debe cumplir la normativa de seguridad, contando con suficientes salidas de emergencia, dispositivos de extinción de incendios e iluminación de emergencia.
- El lugar de trabajo debe permanecer a una temperatura adecuada durante todo el año. Concretamente, entre 23 y 26° C durante el invierno y entre 20 y 23° C en verano. Para ello, la empresa promotora debe disponer de un sistema calefacción.
- La zona de trabajo deber disponer de una correcta iluminación, a ser posible regulable, que minimice el riesgo de sufrir dolores de cabeza, fatiga o trastornos de visión asociados.

Condiciones particulares

Durante el desarrollo del proyecto se han utilizado una serie de materiales informáticos, distinguiendo entre hardware y software. En cuanto al hardware o dispositivos, se han empleado los siguientes:

- **Ordenador portátil ASUS ZenBook GU1PP3S:** procesador AMD Ryzen 5 3500U, gráfica dedicada Radeon Vega Mobile y memoria RAM de 8 GB.
- **Pantalla samsung 27" 75 Hz**
- **Ratón CadMouse Pro Wireless**

En cuanto al software o programas, se han utilizado los siguientes:

- CATIA V5 para el modelado CAD
- ANSYS APDL para la simulación
- Overleaf (LATEX online) para la redacción del documento
- PowerPoint para la presentación del TFM

Las licencias de Ansys y CATIA V5 y el paquete de ofimática Microsoft Office 365 han sido proporcionados por la empresa contratante. Por otra parte, Overleaf no ha supuesto ningún coste, pues se trata de una herramienta online gratuita.

Presupuesto

En esta sección se desglosan los costes asociados al desarrollo del presente trabajo. Estos costes se encuentran divididos en cuatro categorías: recursos humanos, software, desarrollo e indirectos.

Costes humanos

Concepto	Tiempo [h]	Sueldo [€/h]	Coste [€]
Profesor titular	20	80	1600
Graduado en ingeniería Aeroespacial	350	50	17500
Subtotal	400		19100

Cuadro 21: Desglose de costes humanos

Costes software

Concepto	Amortización [%]	Coste unitario anual [€]	Total [€]
Licencia CATIA V5	10	11000	1100
Licencia Microsoft 365	10	70	7
Licencia Ansys	10	12000	1200
Subtotal			2307

Cuadro 22: Desglose de costes de software

Costes desarrollo

Concepto	Amortización [%]	Coste unitario [€]	Total [€]
Portátil ASUS ZenBook	10	900	90
Pantalla Samsung 27"	15	550	82.5
Ratón CadMouse Pro Wireless	10	150	15
Subtotal			187.5

Cuadro 23: Desglose de costes de desarrollo

Costes indirectos, IVA y coste total

En los costes indirectos se incluyen la electricidad, el agua, el gas, etc. Estos se calcularán como un porcentaje del 11 % del resto de costes.

Concepto	Coste [€]
Total acumulado costes directos	21594.5
Costes indirectos (11 %)	2375,395
Suma total	26345,29
Coste total con 21 % IVA	31877.8

Cuadro 24: Desglose de costes indirectos, IVA y coste total

Anexo: macros

En este anexo se van a incluir algunas de las macros utilizadas para desarrollar el estudio. En concreto, se van a incluir las macros de geometría y malla de los modelos 2 y 3.

Macros modelo 2

GEO

```
! PARAMETROS
TLAM1 = 0.000125      ! Espesor de preimpregnado en laminado horizontal
TLAM2 = 0.000125      ! Espesor de preimpregnado en laminado vertical
TLAM3 = 0.000125      ! Espesor de preimpregnado en laminado refuerzo
NC1 = 4               ! No capas del laminado de pieles del sandwich horizontal
NC2 = 4               ! No capas del laminado de pieles del sandwich vertical
NC3 = 14              ! No capas del laminado de refuerzo
TN1 = 0.011020        ! Espesor del nucleo sandwich horizontal
TP1 = NC1*TLAM1        ! Espesor de las alas sandwich horizontal
TN2 = 0.014436        ! Espesor del nucleo sandwich vertical
TP2 = NC2*TLAM2        ! Espesor de las alas sandwich vertical
HCARGA = 0.070        ! Altura a la que se aplica la carga
HT = 0.090            ! Semilongitud horizontal total
HREST = 0.030         ! Longitud horizontal restringida
VT = 0.100           ! Longitud vertical total
ANCHO = 0.05          ! Ancho del modelo (direccion Y)
! CARGAS APLICADAS
FXEXT = 1000,0
FYEXT = 0,0
FZEXT = 0,0
! *** INICIALIZACION DE LAS VARIABLES DE DISEÑO
HR = 0,040           ! Longitud del refuerzo en tramo horizontal
RR = 0,005           ! Radio del refuerzo
VR = 0,030           ! Longitud del refuerzo en tramo vertical
FACTTP3 = 1,0        ! Factor de espesor del laminado de refuerzo
TP3 = FACTTP3 * NC3 * TLAM3 ! Espesor del laminado de refuerzo
! TAMANYO DE ELEMENTOS
TELEMG = 0,00250     ! Tamanyo basto
TELEMR = 0,00100     ! Tamanyo fino
! PUNTOS
/NERR, 100, 10000, , 0, 10,
/PREP7
/VIEW, , , 1
/VUP, , Z
! Sandwich horizontal
K, 1, HT, 0, -TN1/2 - TP1
K, 2, HT, 0, -TN1/2
```

$K, 3, HT, 0, -TN1/2$
 $K, 4, HT, 0, TN1/2$
 $K, 5, HT, 0, TN1/2$
 $K, 6, HT, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 7, -HT, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 8, -HT, 0, TN1/2$
 $K, 9, -HT, 0, TN1/2$
 $K, 10, -HT, 0, -TN1/2$
 $K, 11, -HT, 0, -TN1/2$
 $K, 12, -HT, 0, -TN1/2 - TP1$
!Refuerzos
 $K, 13, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR - HR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 14, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR - HR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
 $K, 33, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR + HR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 34, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR + HR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
 $K, 15, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 16, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
 $K, 17, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 18, -TN2/2 - TP2 - TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 19, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 20, -TN2/2 - TP2 - TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 21, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 22, TN2/2 + TP2 + TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 23, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 24, TN2/2 + TP2 + TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 25, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 26, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
!Resina
 $K, 27, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 28, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 29, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + T3$
 $K, 30, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + T3$
 $K, 31, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 32, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR, 0, TN1/2 + TP1$
!Laminadovertical
 $K, 35, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 36, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 37, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 38, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 39, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 40, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 41, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 42, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 43, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 44, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 45, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$

K, 46, *TN2/2 + TP2*, 0, *TN1/2 + TP1 + VT*
!AREASSANDWICH
A, 1, 12, 11, 2
A, 3, 10, 9, 4
A, 5, 8, 7, 6
A, 36, 35, 41, 42
A, 37, 43, 44, 38
A, 40, 39, 45, 46
!LINEASDELOSREFUERZOS
LARC, 18, 16, 19, *RR*
LARC, 24, 26, 19, *RR*
LARC, 15, 17, 19, *RR + TP3*
LARC, 23, 25, 19, *RR + TP3*
!AREASREFUERZOS
A, 13, 14, 16, 15
A, 17, 18, 20, 19
A, 34, 33, 25, 26
A, 24, 23, 21, 22
AL, 31, 25, 33, 27
AL, 39, 28, 41, 26
!NUMERODELINEASDELCONTACTODELLADODELREFUERZO3Y4
!LINEASDELARESINA
LARC, 27, 28, 19, *RR + TP3*
LARC, 31, 32, 19, *RR + TP3*
L, 27, 29
L, 32, 30
L, 29, 41
L, 30, 31
!AREASRESINA
A, 27, 29, 28
A, 32, 30, 31
!NUMERODELINEASDELCONTACTODELLADODELARESINA5Y6
!LUEGOCONTACTOLINEAS3Y5
!LINEAS4Y6
!Extruimostodaslasáreas
VEXT, *ALL*, , , 0, *ANCHO*, 0, , , ,
!Glueparalosvolúmenesdelosrefuerzos
VGLUE, 9, 10, 12
VGLUE, 7, 8, 11
!Sedividesandwichhorizontalparacontrolarlamalla
VSEL, *S*, *VOLU*, , 1, 3, 1
ALLSEL, *BELOW*, *VOLU*
WPAVE, $-TN2/2 - TP2 - TP3 - RR - HR$
WPRO, , , 90
VSBW, *ALL*
WPAVE, $TN2/2 + TP2 + TP3 + RR + HR$

```
VSBW, ALL
!Sedividesandwichverticalparacontrolarlamalla
VSEL, S, VOLU, , 4, 6, 1
ALLSEL, BELOW, VOLU
WPRO, , , -90
WPAVE, , , TN1/2 + TP1 + TP3 + HCARGA
VSBW, ALL
WPCSYS, -1, 0
WPSTYLE, , , , , , 0
ALLSEL
SAVE
```

MALLA

```
! Se definen los tipos de elemento
! Elemento solido 3D
ET,1,SOLID185
KEYOPT,1,2,0
KEYOPT,1,3,0
KEYOPT,1,6,0
KEYOPT,1,8,0
! Elemento solido 3D LAMINADO
ET,2,SOLID185
KEYOPT,2,2,0
KEYOPT,2,3,1
KEYOPT,2,6,0
KEYOPT,2,8,1
!Secciones
! Seccion ala inferior de sandwich horizontal
sect,1,shell,,Sdwhinf
secdata, TLAM1,1,45,3
secdata, TLAM1,1,-45,3
secdata, TLAM1,1,-45,3
secdata, TLAM1,1,45,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
! Seccion alas superior de sandwich horizontal (ojo con numero de seccion)
TP1INF =
sect,2,shell,,Sdwhsup
secdata, TLAM1,1,0,3
secdata, TLAM1,1,90,3
secdata, TLAM1,1,90,3
secdata, TLAM1,1,0,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
! Seccion alas sandwich vertical izquierda
sect,3,shell,,Sdwvd
secdata, TLAM2,1,45,3
secdata, TLAM2,1,-45,3
secdata, TLAM2,1,-45,3
secdata, TLAM2,1,45,3
secoffset,MID
seccontrol,0,0,0, 0, 1, 1, 1
! Seccion alas sandwich vertical derecha
sect,4,shell,,Sdwvi
secdata, TLAM2,1,-45,3
secdata, TLAM2,1,45,3
secdata, TLAM2,1,45,3
secdata, TLAM2,1,-45,3
```

```

secoffset,MID
seccontrol,0,0,0, 0, 1, 1, 1
! Seccion de laminado de refuerzo derecha
sect,5,shell,,Rfz
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secoffset,MID
seccontrol,,,,1,1,1,
! Seccion de laminado de refuerzo izquierda
sect,6,shell,,Rfz
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secoffset,MID
seccontrol,,,,1,1,1,
! Sistemas de referencia local para orientar elementos laminados
! Sistemas cartesianos para alas de laminado horizontal
CSYS,0
WPCSYS,-1,0
CSWPLA,11,0,1,1,
WPRO,,90.000000,
WPRO,,90.000000,
CSWPLA,12,0,1,1,

```

```

! Sistemas cartesianos para alas de laminado vertical
WPRO,,,90.000000
CSWPLA,13,0,1,1,
WPRO,,,90.000000
WPRO,,,90.000000
CSWPLA,14,0,1,1,
! Sistemas polares para curva de laminado de refuerzo
CSYS,0
WPAVE,-TN2/2-TP2-TP3-RR,,TN1/2+TP1+TP3+RR
WPRO,,,90.000000,
WPRO,,90.000000,,
WPRO,180.000000,,
CSWPLA,15,1,1,1,
CSYS,0
WPAVE,TN2/2+TP2+TP3+RR,,TN1/2+TP1+TP3+RR
!WPRO,180.000000,,
CSWPLA,16,1,1,1,
WPCSYS,-1,0
KWPAVE, 71
wpro,90.000000,,
wpro,90.000000,,
CSWPLA,20,0,1,1,
CSYS,0
!Laminado horizontal
! Ala inferior del sandwich horizontal
VSEL,S,,,1
VSEL,A,,,15
VSEL,A,,,21
VEORIENT,1,THIN
VEORIENT,15,KP,96,95
VEORIENT,21,KP,96,95
VATT,1,,2,12,1
! Nucleo del sandwich horizontal
VSEL,S,,,2
VSEL,A,,,17
VSEL,A,,,22
VATT,4,,1,11,
! Ala superior del sandwich horizontal
VSEL,S,,,3
VSEL,A,,,19
VSEL,A,,,23
VEORIENT,3,KP,115,116
VEORIENT,19,THIN
VEORIENT,23,KP,115,116
VATT,1,,2,11,2
! Se impone que haya solo un elemento en el espesor de las alas

```

```

VSEL,S,MAT,,1
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,U,LOC,Z,-TN1/2-TP1-0.0001,-TN1/2-TP1+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,-TN1/2-0.0001,-TN1/2+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2-0.0001,TN1/2+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1-0.0001,TN1/2+TP1+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
VSEL,A,MAT,,4
! Se mallan los volúmenes con tamaño grande
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-RR+0.0001,TN2/2+TP2+TP3+RR-0.0001
ESIZE,TELEMG
VMES,ALL
! Se mallan los volúmenes con tamaño pequeño
VSEL,S,MAT,,1
VSEL,A,MAT,,4
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,R,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-RR-0.0001,TN2/2+TP2+TP3+RR+0.0001
ESIZE,TELEMR
VMES,ALL
!Laminado vertical
! Ala izquierda del sandwich vertical
VSEL,S,,,16
VSEL,A,,,18
ALLSEL,BELOW,VOLU
VEORIENT,16,THIN
VEORIENT,18,KP,119,120
VATT,2,,2,14,3
! Nucleo del sandwich vertical
VSEL,S,,,20
VATT,6,,1,13,
VSEL,S,,,24
VATT,5,,1,13,
! Ala derecha del sandwich vertical
VSEL,S,,,25
VSEL,A,,,26
ALLSEL,BELOW,VOLU
VEORIENT,25,KP,128,127
VEORIENT,26,THIN
VATT,2,,2,13,4
! Se impone que haya solo un elemento en el espesor de las alas
VSEL,S,MAT,,2
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-0.0001,-TN2/2-TP2+0.0001
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-0.0001,-TN2/2+0.0001
LSEL,U,LOC,X,TN2/2-0.0001,TN2/2+0.0001

```

```

LSEL,U,LOC,X,TN2/2+TP2-0.0001,TN2/2+TP2+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
VSEL,A,MAT,,6
! Se mallan los volúmenes con tamaño grande
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,R,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3+HCARGA-0.0001,VT+0.0001
ESIZE,TELEMG
VMES,ALL
! Se mallan los volúmenes con tamaño pequeño
VSEL,S,MAT,,2
VSEL,A,MAT,,5
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3+HCARGA-0.0001,VT+0.0001
ESIZE,TELEMR
VMES,ALL
!Refuerzos
VSEL,S,,,7
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,20,6
VEORIENT,7,THIN
VSEL,S,,,9
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,20,5
VEORIENT,9,KP,33,34
VSEL,S,,,8
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,13,6
VEORIENT,8,THIN
VSEL,S,,,10
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,14,5
VEORIENT,10,KP,21,22
VSEL,S,,,11
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,15,6
VEORIENT,11,KP,17,18
VSEL,S,,,12
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,16,5
VEORIENT,12,THIN
! Se impone que haya solo un elemento en el espesor de las alas
VSEL,S,,,7,12,1
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,R,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3+RR-0.0001,TN1/2+TP1+TP3+RR+VR+0.0001
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-0.0001,TN2/2+TP2+0.0001
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-0.0001,-TN2/2-TP2-TP3+0.0001

```

```
LSEL,U,LOC,X,TN2/2+TP2+TP3-0.0001,TN2/2+TP2+TP3+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-RR+0.0001,TN2/2+TP2+TP3+RR-0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1-0.0001,TN1/2+TP1+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3-0.0001,TN1/2+TP1+TP3+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
ESIZE,TELEMR
VMES,ALL
!Resina
VSEL,S,,,13,14,1
VATT,6, ,1,0,1
ESIZE,TELEMR*1.5
VSWEEP,ALL
ALLSEL
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
/VIEW,,,1
/VUP,,Z
EPLO
SAVE
```


Macros modelo 3

GEO ! PARAMETROS

TLAM1 = 0.000125 ! Espesor de preimpregnado en laminado horizontal
TLAM2 = 0.000125 ! Espesor de preimpregnado en laminado vertical
TLAM3 = 0.000125 ! Espesor de preimpregnado en laminado refuerzo
NC1 = 4 ! N^o capas del laminado de pieles del sandwich horizontal
NC2 = 4 ! N^o capas del laminado de pieles del sandwich vertical
NC3 = 14 ! N^o capas del laminado de refuerzo
TN1 = 0.011020 ! Espesor del nucleo sandwich horizontal
TP1 = NC1*TLAM1 ! Espesor de las alas sandwich horizontal
TN2 = 0.014436 ! Espesor del nucleo sandwich vertical
TP2 = NC2*TLAM2 ! Espesor de las alas sandwich vertical
HCARGA = 0.070 ! Altura a la que se aplica la carga
HT = 0.090 ! Semilongitud horizontal total
HREST = 0.030 ! Longitud horizontal restringida
VT = 0.100 ! Longitud vertical total
ANCHO = 0.05 ! Ancho del modelo (direccion Y)

! CARGAS APLICADAS

FX_{EXT} = 1000,0

FY_{EXT} = 0,0

FZ_{EXT} = 0,0

!*** INICIALIZACION DE LAS VARIABLES DE DISEÑO

HR = 0,040 ! Longitud del refuerzo en tramo horizontal

RR = 0,005 ! Radio del refuerzo

VR = 0,030 ! Longitud del refuerzo en tramo vertical

FACT_{TP3} = 1,0 ! Factor de espesor del laminado de refuerzo

TP3 = FACT_{TP3} * NC3 * TLAM3 ! Espesor del laminado de refuerzo

TPRN = TP2 ! Espesor del refuerzo del nucleo

! TAMANYO DE ELEMENTOS

TELEMG = 0,00250 ! Tamanyo basto

TELEMR = 0,00100 ! Tamanyo fino

! PUNTOS

/NERR, 100, 10000, , 0, 10,

/PREP7

/VIEW, , , 1

/VUP, , Z

! Sandwich horizontal

K, 1, HT, 0, -TN1/2 - TP1

K, 2, HT, 0, -TN1/2

K, 3, HT, 0, -TN1/2

K, 4, HT, 0, TN1/2

K, 5, HT, 0, TN1/2

K, 6, HT, 0, TN1/2 + TP1

K, 7, -HT, 0, TN1/2 + TP1

K, 8, -HT, 0, TN1/2

$K, 9, -HT, 0, TN1/2$
 $K, 10, -HT, 0, -TN1/2$
 $K, 11, -HT, 0, -TN1/2$
 $K, 12, -HT, 0, -TN1/2 - TP1$
!Refuerzos
 $K, 13, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR - HR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 14, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR - HR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
 $K, 33, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR + HR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 34, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR + HR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
 $K, 15, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 16, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
 $K, 17, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 18, -TN2/2 - TP2 - TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 19, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 20, -TN2/2 - TP2 - TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 21, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 22, TN2/2 + TP2 + TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3 + VR$
 $K, 23, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 24, TN2/2 + TP2 + TP3, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 25, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 26, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR, 0, TN1/2 + TP1 + TP3$
!Resina
 $K, 27, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 28, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 29, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + T3$
 $K, 30, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + T3$
 $K, 31, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + RR + TP3$
 $K, 32, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR, 0, TN1/2 + TP1$
!Laminadovertical
 $K, 35, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 36, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 37, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 38, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 39, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 40, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1$
 $K, 41, -TN2/2 - TP2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 42, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 43, -TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 44, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 45, TN2/2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
 $K, 46, TN2/2 + TP2, 0, TN1/2 + TP1 + VT$
!AREASSANDWICH
 $A, 1, 12, 11, 2$
 $A, 3, 10, 9, 4$
 $A, 5, 8, 7, 6$
 $A, 36, 35, 41, 42$

A, 37, 43, 44, 38
 A, 40, 39, 45, 46
 !LINEASDELOSREFUERZOS
 LARC, 18, 16, 19, RR
 LARC, 24, 26, 19, RR
 LARC, 15, 17, 19, RR + TP3
 LARC, 23, 25, 19, RR + TP3
 !AREASREFUERZOS
 A, 13, 14, 16, 15
 A, 17, 18, 20, 19
 A, 34, 33, 25, 26
 A, 24, 23, 21, 22
 AL, 31, 25, 33, 27
 AL, 39, 28, 41, 26
 !NUMERODELINEASDELCONTACTODELLADODELREFUERZO3Y4

 !LINEASDELARESINA
 LARC, 27, 28, 19, RR + TP3
 LARC, 31, 32, 19, RR + TP3
 L, 27, 29
 L, 32, 30
 L, 29, 41
 L, 30, 31
 !AREASRESINA
 A, 27, 29, 28
 A, 32, 30, 31
 !NUMERODELINEASDELCONTACTODELLADODELARESINA5Y6
 !LUEGOCONTACTOLINEAS3Y5

 !LINEAS4Y6
 !Extruimostodaslasáreas
 VEXT, ALL, , , 0, ANCHO, 0, , , ,
 !Glueparalosvolúmenesdelosrefuerzos
 VGLUE, 9, 10, 12
 VGLUE, 7, 8, 11
 !Sedividesandwichhorizontalparacontrolarlamalla
 VSEL, S, VOLU, , 1, 3, 1
 ALLSEL, BELOW, VOLU
 WPAVE, -TN2/2 - TP2 - TP3 - RR - HR
 WPRO, , , 90
 VSBW, ALL
 WPAVE, TN2/2 + TP2 + TP3 + RR + HR
 VSBW, ALL
 !Sedividesandwichverticalparacontrolarlamalla
 VSEL, S, VOLU, , 4, 6, 1
 ALLSEL, BELOW, VOLU

```

WPRO,,, -90
WPAVE,,, TN1/2 + TP1 + TP3 + HCARGA
VSBW, ALL
WPCSYS, -1, 0
WPSTYLE,,,,,, 0
ALLSEL
!Secreaelrefuerzoyseeliminaelhueodelnucleodelsandwichhorizontal
BLOCK, -TN2/2 - TP2, TN2/2 + TP2, 0, ANCHO, -TN1/2, TN1/2
BLOCK, -TN2/2 - TP2 + TPRN, TN2/2 + TP2 - TPRN, 0, ANCHO, -TN1/2 +
TP2, TN1/2 - TP2
VSBV, 4, 5
VSBV, 22, 6, SEPO, , KEEP
VDELETE, 27, , , 1
VGLUE, 2, 4
VGLUE, 5, 17
ALLSEL
SAVE

```

```

MALLA ! Se definen los tipos de elemento
! Elemento solido 3D
ET,1,SOLID185
KEYOPT,1,2,0
KEYOPT,1,3,0
KEYOPT,1,6,0
KEYOPT,1,8,0
! Elemento solido 3D LAMINADO
ET,2,SOLID185
KEYOPT,2,2,0
KEYOPT,2,3,1
KEYOPT,2,6,0
KEYOPT,2,8,1
!Secciones
! Seccion ala inferior de sandwich horizontal
sect,1,shell,,Sdwhinf
secdata, TLAM1,1,45,3
secdata, TLAM1,1,-45,3
secdata, TLAM1,1,-45,3
secdata, TLAM1,1,45,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
! Seccion ala superior de sandwich horizontal (ojo con numero de seccion)
TP1INF =
sect,2,shell,,Sdwhsup
secdata, TLAM1,1,0,3
secdata, TLAM1,1,90,3
secdata, TLAM1,1,90,3
secdata, TLAM1,1,0,3
secoffset,MID
seccontrol,,,, , , ,
! Seccion alas sandwich vertical izquierda
sect,3,shell,,Sdwvd
secdata, TLAM2,1,45,3
secdata, TLAM2,1,-45,3
secdata, TLAM2,1,-45,3
secdata, TLAM2,1,45,3
secoffset,MID
seccontrol,0,0,0, 0, 1, 1, 1
! Seccion alas sandwich vertical derecha
sect,4,shell,,Sdwvi
secdata, TLAM2,1,-45,3
secdata, TLAM2,1,45,3
secdata, TLAM2,1,45,3
secdata, TLAM2,1,-45,3
secoffset,MID

```

```

seccontrol,0,0,0, 0, 1, 1, 1
! Seccion de laminado de refuerzo derecha
sect,5,shell,,Rfz
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secoffset,MID
seccontrol,,,,1,1,1,
! Seccion de laminado de refuerzo izquierda
sect,6,shell,,Rfz
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,0,3
secdata, TLAM3,3,90,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secdata, TLAM3,3,-45,3
secoffset,MID
seccontrol,,,,1,1,1,
! Sistemas de referencia local para orientar elementos laminados
! Sistemas cartesianos para alas de laminado horizontal
CSYS,0
WPCSYS,-1,0
CSWPLA,11,0,1,1,
WPRO,,90.000000,
WPRO,,90.000000,
CSWPLA,12,0,1,1,

```

```

! Sistemas cartesianos para alas de laminado vertical
WPRO,,,90.000000
CSWPLA,13,0,1,1,
WPRO,,,90.000000
WPRO,,,90.000000
CSWPLA,14,0,1,1,
! Sistemas polares para curva de laminado de refuerzo
CSYS,0
WPAVE,-TN2/2-TP2-TP3-RR,,TN1/2+TP1+TP3+RR
WPRO,,,90.000000,
WPRO,,90.000000,,
WPRO,180.000000,,
CSWPLA,15,1,1,1,
CSYS,0
WPAVE,TN2/2+TP2+TP3+RR,,TN1/2+TP1+TP3+RR
!WPRO,180.000000,,
CSWPLA,16,1,1,1,
WPCSYS,-1,0
KWPAVE, 71
wpro,90.000000,,
wpro,90.000000,,
CSWPLA,20,0,1,1,
CSYS,0
!Laminado horizontal
! Ala inferior del sandwich horizontal
VSEL,S,,,1
VSEL,A,,,15
VSEL,A,,,21
VEORIENT,1,THIN
VEORIENT,15,KP,96,95
VEORIENT,21,KP,96,95
VATT,1,,2,12,1
! Nucleo del sandwich horizontal
VSEL,S,,,2
VSEL,A,,,22
VSEL,A,,,4
VSEL,A,,,5
VATT,4,,1,11,
! Ala superior del sandwich horizontal
VSEL,S,,,3
VSEL,A,,,19
VSEL,A,,,23
VEORIENT,3,KP,115,116
VEORIENT,19,THIN
VEORIENT,23,KP,115,116
VATT,1,,2,11,2

```

```

! Se impone que haya solo un elemento en el espesor de las alas
VSEL,S,MAT,,1
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,U,LOC,Z,-TN1/2-TP1-0.0001,-TN1/2-TP1+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,-TN1/2-0.0001,-TN1/2+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2-0.0001,TN1/2+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1-0.0001,TN1/2+TP1+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
VSEL,A,MAT,,4
! Se mallan los volúmenes con tamaño grande
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-RR-HR+0.0001,TN2/2+TP2+TP3+RR+HR-
0.0001
ESIZE,TELEMG
VMES,ALL
! Se mallan los volúmenes con tamaño pequeño
VSEL,S,MAT,,1
VSEL,A,MAT,,4
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,R,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-RR-HR-0.0001,TN2/2+TP2+TP3+RR+HR+0.0001
ESIZE,TELEMR
VMES,ALL
!Laminado vertical
! Ala izquierda del sandwich vertical
VSEL,S,,,16
VSEL,A,,,18
ALLSEL,BELOW,VOLU
VEORIENT,16,THIN
VEORIENT,18,KP,119,120
VATT,2,,2,14,3
! Nucleo del sandwich vertical
VSEL,S,,,20
VATT,6,,1,13,
VSEL,S,,,24
VATT,5,,1,13,
! Ala derecha del sandwich vertical
VSEL,S,,,25
VSEL,A,,,26
ALLSEL,BELOW,VOLU
VEORIENT,25,KP,128,127
VEORIENT,26,THIN
VATT,2,,2,13,4
! Se impone que haya solo un elemento en el espesor de las alas
VSEL,S,MAT,,2
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-0.0001,-TN2/2-TP2+0.0001

```



```

LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-0.0001,-TN2/2+0.0001
LSEL,U,LOC,X,TN2/2-0.0001,TN2/2+0.0001
LSEL,U,LOC,X,TN2/2+TP2-0.0001,TN2/2+TP2+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
VSEL,A,MAT,,6
! Se mallan los volúmenes con tamaño grande
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,R,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3+HCARGA-0.0001,VT+0.0001
ESIZE,TELEMG
VMES,ALL
! Se mallan los volúmenes con tamaño pequeño
VSEL,S,MAT,,2
VSEL,A,MAT,,5
ALLSEL,BELOW,VOLU
VSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3+HCARGA-0.0001,VT+0.0001
ESIZE,TELEMR
VMES,ALL
!Refuerzos
VSEL,S,,,7
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,20,6
VEORIENT,7,THIN
VSEL,S,,,9
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,20,5
VEORIENT,9,KP,33,34
VSEL,S,,,8
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,13,6
VEORIENT,8,THIN
VSEL,S,,,10
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,14,5
VEORIENT,10,KP,21,22
VSEL,S,,,11
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,15,6
VEORIENT,11,KP,17,18
VSEL,S,,,12
ALLSEL,BELOW,VOLU
VATT,3,,2,16,5
VEORIENT,12,THIN
! Se impone que haya solo un elemento en el espesor de las alas
VSEL,S,,,7,12,1
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,R,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3+RR-0.0001,TN1/2+TP1+TP3+RR+VR+0.0001

```

```

LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-0.0001,TN2/2+TP2+0.0001
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-0.0001,-TN2/2-TP2-TP3+0.0001
LSEL,U,LOC,X,TN2/2+TP2+TP3-0.0001,TN2/2+TP2+TP3+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
ALLSEL,BELOW,VOLU
LSEL,U,LOC,X,-TN2/2-TP2-TP3-RR+0.0001,TN2/2+TP2+TP3+RR-0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1-0.0001,TN1/2+TP1+0.0001
LSEL,U,LOC,Z,TN1/2+TP1+TP3-0.0001,TN1/2+TP1+TP3+0.0001
LESIZE,ALL,,,1,,,,1
ESIZE,TELEMR
VMES,ALL
!Resina en refuerzos
VSEL,S,,,13,14,1
VATT,6, ,1,0,1
ESIZE,TELEMR*1.5
VSWEEP,ALL
!Resina en refuerzo del nucleo
VSEL,S,,,6
VATT,6, ,1,0,1
ESIZE,TELEMR*1.5
VSWEEP,ALL
ALLSEL
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
/VIEW,,,1
/VUP,,Z
EPLO
SAVE

```