



Artículo científico / Research paper

Análisis y optimización de paneles corrugados tipo sándwich de carbono/epoxi sometido a compresión

Analysis and optimization of corrugated carbon/epoxy sandwich panels under compression

Luis Coello-Tapia^{*ID}, **Fausto Jácome**^{ID}, **Jonathan Zurita**^{ID}, **Diego Bustillos**^{ID}

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Latacunga, Ecuador.

* Autor de correspondencia: lacoello@espe.edu.ec

Fecha de recepción: 19 de abril de 2022 - Fecha de aceptación: 3 de junio de 2022

RESUMEN

Esta investigación se realizó con el propósito de analizar y optimizar un panel corrugado tipo sándwich de carbono/epoxi sometido a cargas de compresión, ya que las técnicas tradicionales de optimización de estructuras de materiales compuestos no son aplicables o son muy limitadas. Se utilizó una metodología de cálculo práctica y sencilla que permitió conocer el comportamiento y configuración óptima del panel por medio de un modelo analítico de optimización. Luego se validaron los resultados a través de un modelo de elementos finitos (FEM), donde se encontraron diferencias del 4% entre los dos modelos con laminados simétricos y del 25% con laminados asimétricos, es así que la metodología desarrollada sirve únicamente para diseños con laminados simétricos, lo cual sugiere que se debería incluir una teoría que permita considerar la asimetría de los laminados. La metodología empleada podría servir de base para la recopilación de nuevos resultados y posibles comparaciones.

Palabras clave: Materiales compuestos, optimización, panel corrugado, carbono/epoxi, compresión.

ABSTRACT

This research was carried out with the purpose of analyzing and optimizing a corrugated carbon/epoxy sandwich panel subjected to compressive loads, since traditional optimization techniques for composite structures are not applicable or are very limited. A practical and simple calculation methodology was used to determine the optimum behavior and configuration of the panel by means of an analytical optimization model. The results were then validated through a finite element model (FEM), where differences of 4% were found between the two models with symmetrical laminates and 25% with asymmetrical laminates, so that the methodology developed is only useful for designs with symmetrical laminates, which suggests that a theory that allows considering the asymmetry of the laminates should be included. The methodology used could serve as a basis for the collection of new results and possible comparisons.

Keywords: Composite materials, optimization, corrugated panel, carbon/epoxy, compression.

1. INTRODUCCIÓN

Los paneles de materiales compuestos tipo sándwich formados por láminas y un núcleo de baja densidad, se utilizan ampliamente en la industria aeronáutica y aeroespacial (Zurita *et al.*, 2022), se componen tradicionalmente de núcleos de espumas (Lu, 2008), núcleos de honeycomb (Wadley, 2003), núcleos corrugados, entre otros. Actualmente, los núcleos corrugados son los preferidos en los paneles sándwich ya que son ligeros y ofrecen buenas propiedades mecánicas; es así que hay una cantidad significativa de literatura sobre el comportamiento estático y dinámico de paneles sándwich con núcleos corrugados (Zhang, 2013).

Los materiales compuestos son versátiles y pueden ajustarse para cumplir cualquier función a la cual estén destinados (Jácome-Guevara *et al.*, 2022), sin embargo,

una desventaja es su tedioso y largo procedimiento de cálculo si se utilizan técnicas manuales. Se deben conocer las propiedades del material, número de láminas, orientación, espesores, así como las condiciones de carga; estas cantidades se utilizan en las ecuaciones que gobiernan la mecánica de laminados y se hace necesaria la utilización de numerosos cálculos matriciales (Nikbakt *et al.*, 2018).

Se han realizado numerosos estudios de optimización de estructuras de materiales compuestos para mejorar su comportamiento mecánico, como la resistencia a la tracción, compresión, y reducir el peso de dichas estructuras (Chantieva *et al.*, 2019). Se destacan varios parámetros importantes en diferentes enfoques de optimización, como son las funciones objetivo, las variables de diseño, las restricciones y los diferentes algoritmos aplicados (Montemurro *et al.*, 2018).



Los enfoques optimización más utilizados hasta la actualidad, se basan en diferentes métodos como, el análisis de sensibilidad del diseño (DSA), el mismo que requiere de cálculos específicos y de las restricciones con respecto a las variables de diseño de la estructura (Awad *et al.*, 2012). Se ha utilizado también algoritmos genéticos (GA) (Wang & Sobey, 2020), debido a su capacidad para tratar problemas complicados y de grandes variables, tiene una convergencia relativamente buena pero un tiempo de procesamiento considerable.

Otro método muy utilizado es la optimización robusta de diseño multiobjetivo (MRDO). Las ventajas de este método es que permite medir las prestaciones de la solución óptima y el índice de robustez, pero nuevamente se tiene problemas de tiempos de procesamiento ya que toma en consideración varias variables en el diseño (Catapano & Montemurro, 2014). Cabe mencionar además el método de optimización del diseño basada en la fiabilidad (RBDO), el mismo que está limitado por restricciones probabilísticas en lugar de las restricciones deterministas convencionales (Gholami *et al.*, 2016). Además, a los métodos mencionados, existen otros que han ido quedando en desuso y otros que están en constante evolución e investigación (Wolf, 2001).

En un intento de reducir el tiempo utilizado en el cálculo, un sobredimensionado de la estructura y un aumento en su costo, en el presente trabajo se desarrolla una metodología de cálculo a través de un modelo de optimización rápido y práctico, que facilita el diseño de un panel corrugado tipo sándwich de carbono/epoxi, sometido a cargas de compresión. Esto por medio de un sistema de análisis numérico que permite manejar los numerosos cálculos matriciales, automatizarlos, y además disminuir el tiempo de procesamiento (Voyiadjis, 2005).

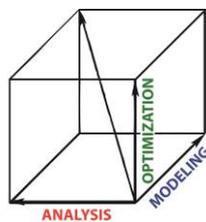


Figura 1. Complejidades en la optimización de estructuras compuestas.

Gracias al método de optimización desarrollado se puede conocer el comportamiento del panel y luego validar los resultados por medio de un modelo FEM (Barbero, 2013), y así determinar la viabilidad y conveniencia de esta solución frente a otras alternativas de construcción. La optimización de estructuras de materiales compuestos es complicada e implica altos costos computacionales en función de tres índices de complejidad: modelado, análisis y optimización (Rao, 2009). Comúnmente gran parte de la literatura existente se sitúa en uno de los planos coordenados, como se observa en la Figura 1.

2. MECÁNICA DE LAMINADOS

Una vez que se han establecido las características de cada lámina en un sistema de coordenadas común, puede estimarse el comportamiento macroscópico de laminados

formados por láminas con diferentes orientaciones, a través de la teoría clásica de laminación (CLT). Esta teoría permite estimar la influencia de la secuencia del laminado, esfuerzos, deformaciones y resistencia del laminado (Kollar, 2003).

2.1. Teoría clásica de laminación

En un laminado, se define un sistema global de ejes coordenados (x-y-z) y un sistema local (1-2-3). El ángulo que forma cada lámina con el eje (x) del sistema se denomina ángulo de laminación (θ), como se observa en la Figura 2. El orden de laminación es la secuencia de ángulos de laminación de las sucesivas láminas (Reddy, 2004).

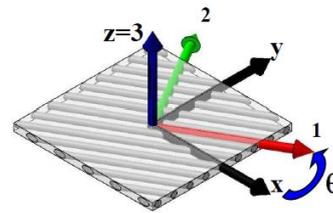


Figura 2. Sistema de coordenadas local (1-2-3) y global (x-y-z).

Ya sea a través de ensayos o estimaciones micromecánicas, se puede caracterizar el comportamiento de una lámina en sus ejes principales (Barbero, 1999), según la ecuación (1).

$$\{\sigma\} = \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

Donde σ_1 y σ_2 son las tensiones normales en las direcciones 1 y 2; τ_{12} es la tensión de corte en el plano 1-2; ε_1 y ε_2 son las deformaciones normales en la dirección 1 y 2; γ_{12} es la deformación por corte en el plano 1-2. La matriz rigidez $[Q]$ de la lámina, está dada por la ecuación (2).

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (2)$$

E_1 y E_2 son los módulos de Young en las direcciones 1 y 2, G_{12} es el módulo de corte en el plano 1-2; ν_{12} y ν_{21} son los coeficientes de Poisson en el plano 1-2 y 2-1 respectivamente. En un laminado interesa conocer el comportamiento en el sistema global (x-y-z) del laminado, por lo tanto, se realiza una transformación de coordenadas por medio de la ecuación (3).

$$[\bar{Q}] = [T(\theta)]^{-1}[Q][R][T(\theta)][R]^{-1} \quad (3)$$

Donde $[T(\theta)]$ es la matriz de transformación y $[R]$ es la matriz para transformar las deformaciones tensoriales en ingenieriles. Las matrices están dadas por la ecuación (4) y (5).

$$[T(\theta)] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix}; \begin{cases} m = \cos(\theta) \\ n = \sin(\theta) \end{cases} \quad (4)$$

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

El vector de tensiones locales $\{\sigma\}$ en el sistema (1-2-3) de la ecuación (1), está relacionado con el vector de tensiones globales $\{\sigma\}$ en el sistema (x-y-z), por medio de la ecuación (6).

$$\{\sigma\} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T(\theta)]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

Las ecuaciones (1)-(6) son usadas para determinar las tensiones y deformaciones para una lámina de material compuesto. Para analizar laminados formados por varias láminas con diferentes orientaciones se consideran diferentes hipótesis, por ejemplo, láminas ortótropas, desplazamientos pequeños, entre otras. Es así como se llega a determinar el comportamiento macroscópico del laminado, donde la rigidez del laminado estará dada por la ecuación (7) y (8).

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\varepsilon\}^0 \\ \{\kappa\} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

$\{N\}$ es el vector de esfuerzos por unidad de ancho del laminado, $\{M\}$ es el vector de momentos por unidad de ancho del laminado, $\{\varepsilon\}^0$ es el vector de deformaciones del plano medio y $\{\kappa\}$ es el vector de curvaturas del plano medio.

Las matrices $[A]$, $[B]$ y $[D]$ indicadas en las ecuaciones (7) y (8), son conocidas como matriz rigidez de estiramiento, acoplamiento y flexión respectivamente. Las mismas pueden ser determinadas a través de las ecuaciones (9)-(11). Donde n es el número de láminas, k es un indicativo de la k-ésima lámina y h_k es la distancia de la parte superior o inferior de la k-ésima lámina medida desde el plano medio del laminado (Kassapoglou, 2010).

$$[A] = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) [\bar{Q}]_k \quad (9)$$

$$[B] = \sum_{k=1}^n \left(\frac{h_k^2 - h_{k-1}^2}{2} \right) [\bar{Q}]_k \quad (10)$$

$$[D] = \sum_{k=1}^n \left(\frac{h_k^3 - h_{k-1}^3}{3} \right) [\bar{Q}]_k \quad (11)$$

2.2. Resistencia del laminado

Es posible encontrar las tensiones en un laminado a partir del estado de carga. Conocidas las tensiones y

deformaciones de todas las láminas, se puede estimar el margen de seguridad de la lámina más crítica a través de los criterios de falla. La falla de una lámina no necesariamente implica la falla del laminado, pero modifica la distribución de esfuerzos y/o la rigidez del laminado (Jones, 1999).

Factor de seguridad (FS) e índice de falla (IF)

El factor de seguridad (FS) es el cociente entre la carga que produce la falla y la carga aplicada (admisibles/aplicada), mientras que el índice de falla (IF) es lo inverso (aplicada/admissible). Conviene definir este parámetro ya que muchos paquetes de análisis de elementos finitos usan dicho concepto (Kollar, 2003).

Tanto el FS como el IF, se utilizan para calcular las cargas de falla de laminados y estimar el margen de seguridad para un determinado estado de carga. La falla se predice según la ecuación (12).

$$IF \geq 1 \quad (12)$$

Criterio de falla

Se considera el criterio de Tsai-Hill, el mismo que considera interacción, y es una adaptación de los criterios energéticos conocidos para materiales isotrópicos. Se tiene un FS por cada lámina, por ende, el FS de falla de primera lámina (FPF) del laminado será el mínimo de todas las láminas. La falla se asume según las ecuaciones (13)-(17).

$$A\sigma_1^2 + B\sigma_2^2 + C\sigma_1\sigma_2 + D\tau_{12}^2 = 1 \quad (13)$$

$$A = \begin{cases} \frac{1}{F_{1t}^2} & \text{if } \sigma_1 > 0 \\ \frac{1}{F_{1c}^2} & \text{if } \sigma_1 < 0 \end{cases} \quad (14)$$

$$B = \begin{cases} \frac{1}{F_{2t}^2} & \text{if } \sigma_2 > 0 \\ \frac{1}{F_{2c}^2} & \text{if } \sigma_2 < 0 \end{cases} \quad (15)$$

$$C = \begin{cases} -\frac{1}{F_{1t}^2} & \text{if } \sigma_1 > 0 \\ -\frac{1}{F_{1c}^2} & \text{if } \sigma_1 < 0 \end{cases} \quad (16)$$

$$D = \frac{1}{F_6^2} \quad (17)$$

Introduciendo el concepto de factor de seguridad en la ecuación (13) se obtiene la ecuación (19). Dependiendo el caso se colocan los límites a tracción (F_{1t} , F_{2t} , F_6) o los límites a compresión (F_{1c} , F_{2c} , F_6) y las tensiones principales aplicadas en cada lámina (σ_1^{apl} , σ_2^{apl} , τ_{12}^{apl}). Los datos del material utilizado se observan en la Tabla 1.

$$FS = \frac{1}{\sqrt{\frac{(\sigma_1^{apl})^2}{F_1^2} + \frac{(\sigma_2^{apl})^2}{F_2^2} - \frac{\sigma_1^{apl}\sigma_2^{apl}}{F_1^2} + \frac{(\tau_{12}^{apl})^2}{F_6^2}}} \quad (19)$$

Tabla 1. Propiedades (carbono-epoxi).

Propiedad	Valor
E_1 [MPa]	98260
E_2 [MPa]	6970
ν_{12}	0.3
G_{12} [MPa]	3650
G_{13} [MPa]	3650
G_{23} [MPa]	2680
F_{1t} [MPa]	1198
F_{1c} [MPa]	601
F_{2t} [MPa]	48
F_{2c} [MPa]	153
F_6 [MPa]	67
ρ [Kg/m ³]	1600
t [mm]	0.225

2.3. Estabilidad de placa plana

La estabilidad de placas es un tema importante, ya que son muy utilizadas y tienen una aplicación alta en estructuras de materiales compuestos. Existe una gran variedad de bibliografía referente al tema, pero en específico, el trabajo se basa en los datos proporcionados en Kollar (2003).

Placas simplemente apoyadas

Conocidas las ecuaciones que gobiernan la mecánica de laminados según la ecuación (7) y (8), se introduce una nueva matriz $[A^*]$ denominada matriz rigidez por corte transversal para placas monolíticas, la misma que considera el comportamiento elástico del laminado al corte transversal como se muestra en la ecuación (20) y (21).

$$\begin{Bmatrix} V_{yz} \\ V_{xz} \end{Bmatrix} = [A^*] \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}^* & A_{12}^* \\ A_{12}^* & A_{22}^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

$$[A^*] = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} G_{23}m^2 + G_{13}n^2 & (G_{13} - G_{23})mn \\ (G_{13} - G_{23})mn & G_{13}m^2 + G_{23}n^2 \end{bmatrix}_k t_k \quad (21)$$

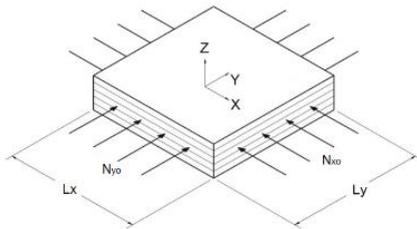


Figura 3. Placa plana de dimensiones L_x y L_y .

Dada una placa con laminado ortótropo y simétrico como se observa en la Figura 3, simplemente apoyada a lo largo de sus cuatro bordes y sujeta a cargas en el plano (N_{x0}, N_{y0}) distribuidas uniformemente alrededor de los bordes. Las cargas son incrementadas con λN_{x0} y λN_{y0} , donde λ es el parámetro de carga. Para una placa pandeada el parámetro de carga se lo denota como λ_{cr} , el mismo que es obtenido a partir de consideraciones energéticas (Nielsen, 2005).

Operando algebraicamente se obtiene la ecuación (22), donde los coeficientes F_{ij} se obtienen a partir de las derivadas parciales de la función potencial. Finalmente, para una placa pandeada el mínimo de los autovalores λ , se corresponde con el parámetro de carga λ_{cr} .

$$(\lambda_{cr})_{ij} = \frac{1}{N_{x0} \left(\frac{i\pi}{L_x}\right)^2 + N_{y0} \left(\frac{j\pi}{L_y}\right)^2} \begin{bmatrix} F_{33} & F_{34} & F_{35} \\ F_{34} & F_{44} & F_{45} \\ F_{35} & F_{45} & F_{55} \end{bmatrix} \quad (22)$$

3. PROBLEMA DE OPTIMIZACIÓN

3.1. Descripción del panel

La herramienta de optimización fue aplicada a conceptos de diseño de paneles corrugados, como los de la Figura 4. Los paneles constan con largueros que servirán como rigidizadores, los mismos que fueron seleccionado a partir de restricciones de fabricación y rigidez a pandeo (Albazzan *et al.*, 2019).

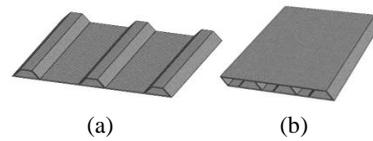


Figura 4. Conceptos de diseño: (a) primer concepto y (b) segundo concepto.

La geometría de los modelos fue pensada de tal manera que, la combinación de placas planas simple apoyadas en sus bordes formen un panel corrugado como se observa en la Figura 5. Para evaluar el comportamiento frente a cargas de compresión (N_x), se aplicó un desplazamiento controlado a lo largo del eje longitudinal (x), de manera que la deformación en dicha dirección (ϵ_x^0) sea la misma para todas las placas.

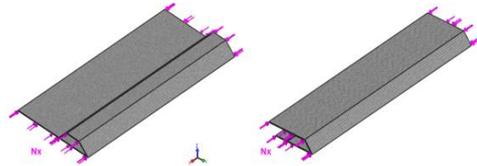


Figura 5. Modelos de paneles corrugados con cargas de compresión N_x .

4. MODELO ANALÍTICO

4.1. Formulación del problema de optimización

Se estableció un problema de optimización, en el que se buscó minimizar el peso de un panel corrugado y maximizar el estado de carga a compresión del mismo, sujeto a restricciones de deformación longitudinal (ϵ_x^0) para los laminados que conforman el modelo y restricciones geométricas como se observa en la Figura 6 y 7, de modo que cada laminado tome una porción de la carga total aplicada en el panel. Se limitó la falla de toda la configuración a la falla de uno de los laminados que componen el modelo, ya sea una falla por pandeo o por rotura (Balasubramanian, 2014).

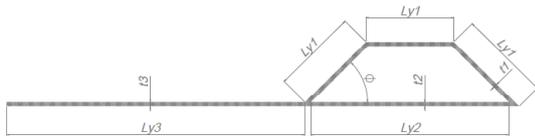


Figura 6. Variables geométricas, primer concepto.

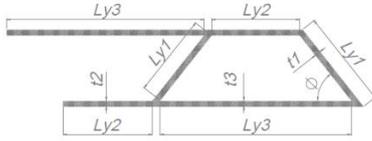


Figura 7. Variables geométricas, segundo concepto.

4.2. Procesos de optimización

El proceso de optimización consistió en una serie de pasos para determinar el comportamiento de los paneles sujetos a un determinado estado de carga, para luego alterar las dimensiones y encontrar la configuración óptima según un requerimiento en particular. Se compone de seis subprocesos (rutinas de cálculo) previamente validados con resultados conocidos, de forma que para cada uno de ellos se aplican diferentes consideraciones y especificaciones.

Combinaciones de laminados

En base a las posibles orientaciones de láminas [0°, ±45°, 90°], se variaron los ángulos de las láminas y se generaron combinaciones de laminados con una secuencia de laminación de 4, 6, 8 y 10 láminas en el espesor del laminado.

Porcentaje de la carga soportada por cada laminado

Se generó la porción de carga por unidad de longitud que ve cada tipo de laminado (N_{x1} , N_{x2} , N_{x3}) en todas las combinaciones existentes, estas se calcularon a partir de la aplicación de una carga total unitaria a la configuración del modelo, considerando las longitudes en las que actúan (L_{y1} , L_{y2} , L_{y3}) y las restricciones a la cual estuvieron sujetas.

Carga de rotura de laminados

Para el cálculo de la carga a rotura de todas las combinaciones de laminados, se utilizó el criterio de falla de primera lámina (FPF). A través de la teoría clásica de laminación y aplicando un estado de carga a compresión unitario a un laminado en específico, se analizaron las tensiones principales aplicadas en cada lámina, luego por medio del criterio de Tsai-Hill y teniendo en cuenta los límites a compresión del material se obtuvo un factor de seguridad (FS) por cada lámina, donde el mínimo de todos fue el factor de seguridad del laminado que se analizó. Como se aplicó una carga unitaria al laminado, el FS_{\min} se corresponde directamente con el valor de la carga a rotura admisible de todo el laminado N_{xr} .

Carga de pandeo de laminados

Para la obtención de las cargas a pandeo, se utilizó la teoría de estabilidad de placas planas simplemente

apoyadas. Se impuso un estado de carga a compresión N_{x0} unitario, luego se calcularon las matrices rigidez $[D]$ y $[A^*]$ por medio de la teoría clásica de laminación, y como la carga se incrementó con λN_{x0} , el valor del parámetro de carga cuando la placa pandee se correspondió directamente con el valor de la carga admisible a pandeo $\lambda_{cr} \equiv N_{xp}$.

Áreas y espesores de los laminados

En base a las combinaciones de laminados y a la geometría del modelo, se calculó el área y los espesores de cada laminado que forma parte de una combinación, además se calculó la superficie total de la sección transversal del panel para una posterior categorización de resultados.

Curvas de optimización

Para una mejor manipulación de los datos, se definieron factores de carga para rotura y pandeo, dados por la ecuación (23).

$$\lambda_{Tij} = \frac{N_{xr, pij}}{N_{xij}}; i = 1 \dots 129600, \quad j = 1 \dots 3 \quad (23)$$

Al dividir las cargas a rotura (N_{xrij}) y pandeo (N_{xprij}) por la porción de carga que toma cada laminado (N_{xij}) se obtuvieron los λ_{Tij} , luego se eligió el mínimo de los valores posibles, que se corresponden con la carga que puede ser aplicada a una dada combinación ($P_{i1} = \min[\lambda_{Tij}]$). Luego se realizó una categorización por superficie de sección transversal de las combinaciones, y para una misma categoría ($A_{T k1}$) se eligió la carga total máxima ($P_{T k1}$) que se corresponde con el laminado óptimo que maximiza la carga a compresión para cada sección transversal, además se obtuvo la secuencia adecuada de laminación con su respectiva orientación de láminas. Por último, se generaron las curvas de optimización que permiten comparar distintas configuraciones de un modelo.

4.3. Estructura general del ciclo de optimización

En base a las curvas de optimización, se compararon distintas configuraciones de un modelo y se eligió el diseño óptimo para un requerimiento en particular como puede ser una limitación de peso, tensión media, etc. También se pudo observar el comportamiento general de los laminados, y en base a un diseño paramétrico se pudieron modificar las variables geométricas hasta encontrar un diseño óptimo. La estructura general del ciclo de optimización fue la indicada en la Figura 8.

4.4. Evaluación y verificación del problema de optimización

La herramienta de optimización desarrollada fue aplicada a los dos conceptos de diseño propuestos inicialmente. Por medio de un diseño paramétrico se realizó una serie de análisis numéricos para cada concepto con el fin de realizar un estudio comparativo. En la Tabla 2 se observa la descripción general de los casos de interés analizados para cada concepto de diseño del panel.

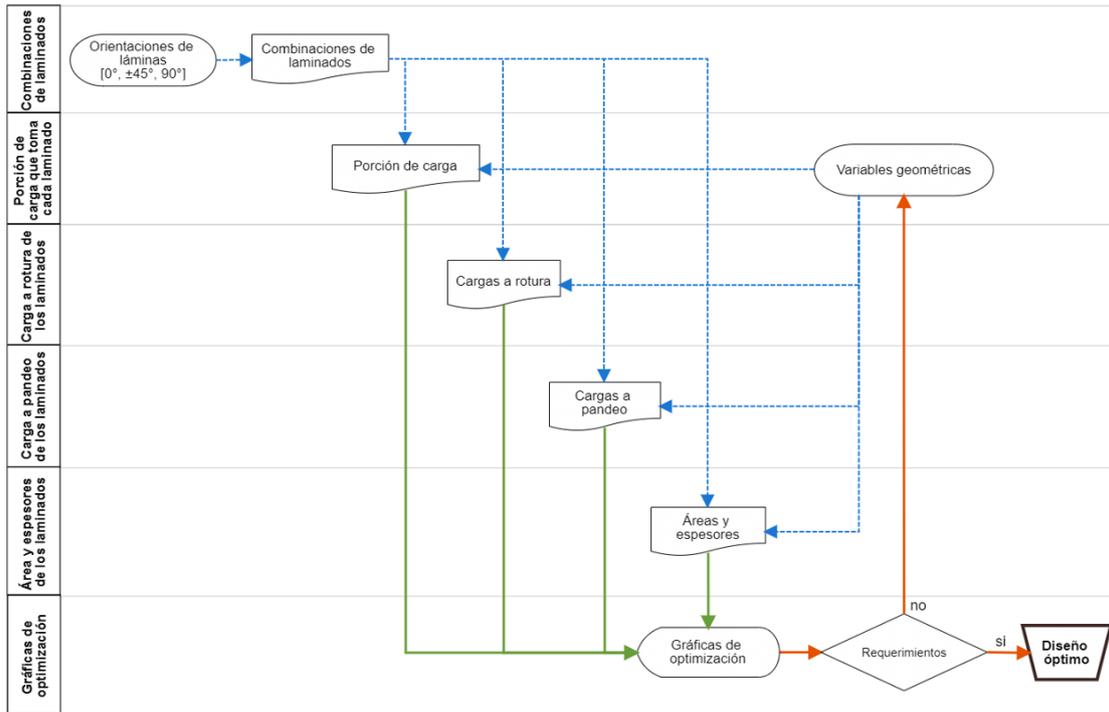


Figura 8. Estructura general del ciclo de optimización.

Tabla 2. Descripción general, casos de interés.

Diseño	Caso	Variables de diseño				
		L_{y1} [mm]	L_{y2} [mm]	L_{y3} [mm]	L_x [mm]	θ [°]
1	1-1	30	60	120	500	60
	2-1	40	97	160	500	45
	3-1	40	97	139	500	45
2	1-2	30	30	67	500	52
	2-2	33	30	61	480	62

Los resultados de los casos analizados se presentan por medio de gráficos de optimización, donde se pudo observar el comportamiento de los paneles para diferentes espesores de laminados (equivalente al área transversal A_T). En base al comportamiento de cada diseño y de los casos de interés, se pudo seleccionar la configuración adecuada de los laminados que componen el diseño seleccionado, a través de las curvas típicas de optimización como las indicadas en las Figuras 9-13.

Por ejemplo, la Figura 9 permite determinar la carga total máxima y la porción de carga que estará viendo cada laminado, y así se puede decidir cuál es la configuración óptima en base a una restricción determinada. En la Figura 11 se puede observar el porcentaje óptimo de orientaciones de las láminas que conforman el diseño, así se puede seleccionar de manera adecuada una configuración eficiente para un panel corrugado. Y las demás Figuras servirán también para tomar una decisión correcta al momento de diseñar la estructura de material compuesto.

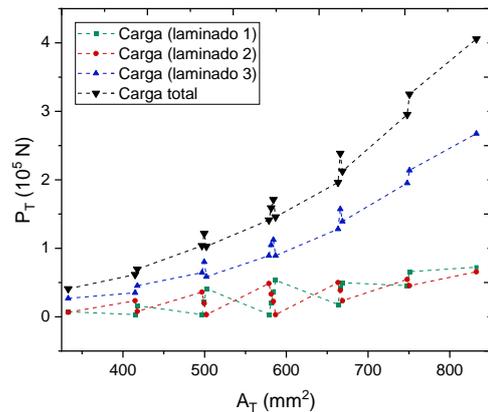


Figura 9. Carga total máxima y porción de carga de cada laminado.

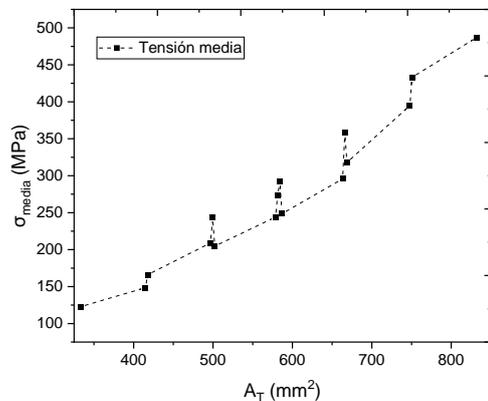


Figura 10. Tensión promedio.

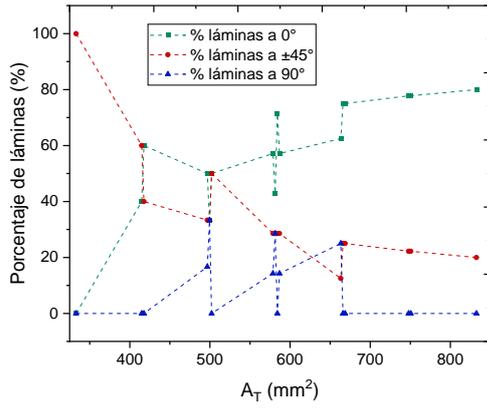


Figura 11. Porcentaje óptimo de orientaciones de las láminas.

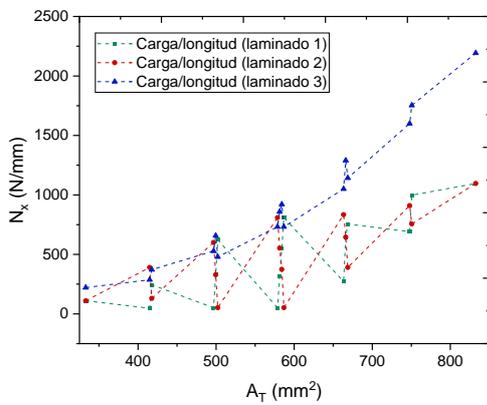


Figura 12. Carga por unidad de longitud de cada laminado.

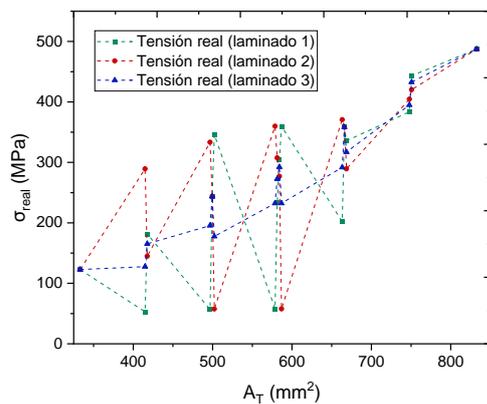


Figura 13. Tensión real.

5. MODELO FEM

Los resultados del modelo analítico fueron contrastados por medio de un modelo de elementos finitos para los casos analizados mediante un análisis completo (Matthews, 2000), el cual constó de tres etapas distintas: preprocesamiento, simulación y post procesamiento. Para

cada caso se realizó un análisis estático y un análisis de pandeo, la descripción general de los pasos para el análisis FEM se encuentra detallado en Barbero (2013).

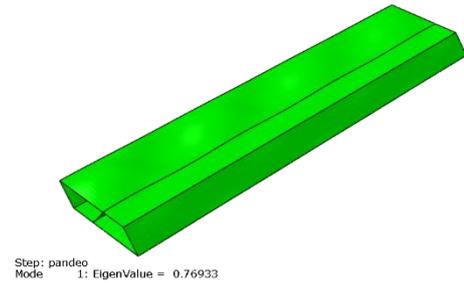


Figura 14. Análisis de pandeo, autovalores U .

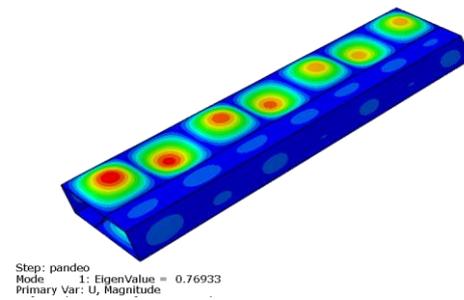


Figura 15. Análisis de pandeo, semiondas.

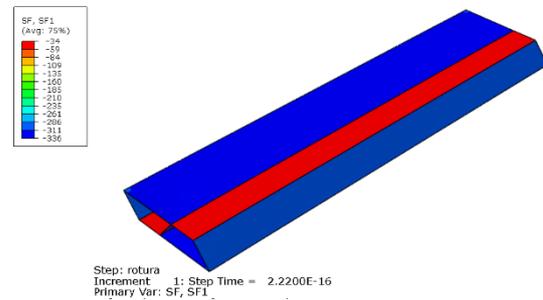


Figura 16. Análisis estático, SF (Section Forces).

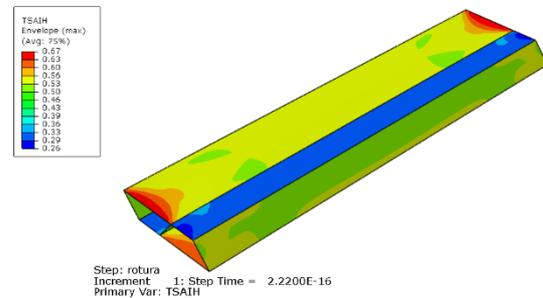


Figura 17. Análisis estático, índice de falla TSAIH (Tsai-Hill).

Como se había mencionado en el modelo analítico, para evaluar el comportamiento frente a cargas de compresión (N_x), se aplicó un desplazamiento controlado (U) a lo

largo del eje longitudinal (x) según la Figura 3, de manera que la deformación en dicha dirección sea la misma para todos los laminados que forman el modelo. El análisis FEM se centró en obtener los SF (Section Forces) que se corresponden con los valores de carga por unidad de longitud (N_x), el modo de falla predominante (pandeo o rotura) y el índice de falla mediante el criterio de Tsai-Hill para cada laminado, esto para una posterior evaluación de resultados, a través de gráficos típicos como los indicados en las Figuras 14-17.

6. EVALUACIÓN DE RESULTADOS

Comparando los resultados tanto del modelo analítico como del modelo FEM para los diferentes casos de los conceptos de diseño, se observa en la Tabla 3 que para laminados simétricos las cargas estuvieron contenidas en diferencias de a lo sumo un 4%, mientras que para laminados asimétricos los resultados difirieron en valores de a lo sumo 25%, esta diferencia es atribuida a la teoría considerada para inestabilidad de placas, la misma que fue planteada a partir de laminados simétricos y balanceados (Kassapoglou, 2010).

Tabla 3. Evaluación de resultados, casos de interés.

Design Case	Result	$N_x _{analytics}$ (N/mm)			$N_x _{FEM}$ (N/mm)			Variación máxima (%)	Asymmetric	
		N_{x_1}	N_{x_2}	N_{x_3}	SF ₁	SF ₂	SF ₃			
1	1-1	16	591	364	907	530	366	903	10	Yes
	2-1	9	256	105	467	263	107	480	3	No
	3-1	9	256	105	467	266	108	485	4	No
2	1-2	1	111	111	221	109	109	217	2	No
	1-2	2	391	48	287	296	36	327	25	Yes
	1-2	3	322	322	643	313	313	626	3	No
	2-2	1	111	111	221	110	111	220	1	No

En la elección de un diseño óptimo se debe tener en cuenta diferentes factores, como son: peso, magnitud de la carga, proceso de fabricación y/o algún requerimiento especial.

7. CONCLUSIONES

A través del modelo analítico de optimización, se obtienen resultados en tiempos de trabajo relativamente cortos y proveen información acerca del comportamiento y configuración óptima del panel sometido a cargas de compresión, reduciendo el tiempo utilizado en el cálculo, un sobredimensionado de la estructura y por ende un aumento en su costo.

La metodología desarrollada sirve solamente para diseños con laminados simétricos y como primera aproximación para diseños con laminados asimétricos, teniendo en consideración las hipótesis planteadas. Para reducir la diferencia entre el modelo analítico y el modelo FEM se

debería incluir una teoría de inestabilidad que permita considerar la asimetría de los laminados en el modelo analítico.

Al no tener acotada completamente la geometría del panel y al haber fijado algunas variables geométricas en el modelo analítico, los resultados obtenidos se corresponden para una configuración específica, maximizando el estado de carga a pandeo. Es por ello que en la mayoría de los resultados predominan las láminas a $\pm 45^\circ$ y existen pocas láminas a 0° , es así que los laminados están optimizados para pandeo, por ende, si se requiere un laminado más eficiente deberían aparecer más laminas a 0° pero como estas son muy inestables habrá que reducir la longitud de los laminados hasta un cierto límite, ya que constructivamente sería imposible su fabricación. Por lo tanto, encontrar un balance óptimo entre pandeo y rotura para aumentar la eficiencia del laminado recae en una solución de compromiso.

No se debe seguir la misma filosofía de análisis y diseño en las estructuras de materiales compuestos como en las estructuras metálicas, aprovechando así de mejor manera las fortalezas que ofrece el material compuesto, como por ejemplo el "Tailoring".

REFERENCIAS

- Albazzan, M. A., Harik, R., Tatting, B. F., & Gürdal, Z. (2019). Efficient design optimization of nonconventional laminated composites using lamination parameters: A state of the art. *Composite Structures*, 209, 362-374. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.10.095>
- Awad, Z. K., Aravinthan, T., Zhuge, Y., & Gonzalez, F. (2012). A review of optimization techniques used in the design of fibre composite structures for civil engineering applications. *Materials & Design*, 33, 534-544. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2011.04.061>
- Balasubramanian, M. (2014). *Composite materials and processing*. (1a ed.). Boca Raton, Taylor & Francis Group, 167-265 pp.
- Barbero, E. J. (1999). *Introduction to composite materials design*. (1a ed.). New York, Taylor & Francis Group, 183-216 pp.
- Barbero, E. J. (2013). *Finite element analysis of composite materials using abaqus*. (1a ed.). New York, Taylor & Francis Group, 35-187 pp.
- Campbell, F. C. (2004). *Manufacturing process for advanced composites*. (1a ed.). New York, Elsevier Ltd., 132-163 pp.
- Chantieva, M. E., Dzhabrailov, K. A., Iluhin, A. V., & Gematudinov, R. A. (2019, March). Software optimization methods for composite materials. In: *2019 Systems of signals generating and processing in the field of on board communications* (pp. 1-4). IEEE. <https://doi.org/10.1109/SOSG.2019.8706771>
- Catapano, A., & Montemurro, M. (2014). A multi-scale approach for the optimum design of sandwich plates with honeycomb core. Part II: the optimisation strategy. *Composite structures*, 118, 677-690. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.07.058>
- Gholami, M., Alashti, R. A., & Fathi, A. (2016). Optimal design of a honeycomb core composite sandwich panel

- using evolutionary optimization algorithms. *Composite Structures*, 139, 254-262. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.12.019>
- Jácome-Guevara, F. A., Coello-Tapia, L. A., & Zurita-Caisaguano, J. R. (2022). Fabricación de los Fan Blades de materiales compuestos de un motor Turbofan de uso Aeronáutico. *Dominio de las Ciencias*, 8(2), 1134-1151. <https://dx.doi.org/10.23857/dc.v8i2.2696>
- Jones, R. M. (1999). *Mechanics of composite materials*. (2a ed.). Virginia, Taylor & Francis Group, 1999, 2-362 pp.
- Kassapoglou, C. (2010). *Design and analysis of composite structures: With applications to aerospace*. (1a ed.). United Kingdom, John Wiley & Sons, 33-138 pp.
- Kollar, L. P. (2003). *Mechanics of composite structures*. (1a ed.). New York, Cambridge University Press, 63-166 pp.
- Lu, T., Liu, T., & Deng, Z. (2008). Thermoelastic properties of sandwich materials with pin-reinforced foam cores. *Science in China Series E: Technological Sciences*, 51(12), 2059-2074. <https://doi.org/10.1007/s11431-008-0226-2>
- Matthews, F. L. (2000). *Finite element modelling of composite materials and structures*. (1a ed.). North America, Woodhead Publishing Limited, 3-30 pp.
- Montemurro, M., Pagani, A., Fiordilino, G. A., Pailhès, J., & Carrera, E. (2018). A general multi-scale two-level optimisation strategy for designing composite stiffened panels. *Composite Structures*, 201, 968-979. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.06.119>
- Nikbakt, S., Kamarian, S., & Shakeri, M. (2018). A review on optimization of composite structures Part I: Laminated composites. *Composite Structures*, 195, 158-185. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.03.063>
- Nielsen, L. F. (2005). *Composite materials properties as influenced by phase geometry*. (1a ed.). New York, Springer, 65-151 pp.
- Rao, S. S. (2009). *Engineering optimization theory and practice*. (4a ed.). New York, John Wiley & Sons, 63-235 pp.
- Reddy, J. N. (2004). *Mechanics of laminated composite plates and shells theory and analysis*. (2a ed.). Florida, CRC Press LLC, 109-156 pp.
- Voyiadjis, G. Z. (2005). *Mechanics of composite materials with MATLAB*. (1a ed.). Heidelberg, Springer, 47-189 pp.
- Wang, Z., & Sobey, A. (2020). A comparative review between Genetic Algorithm use in composite optimisation and the state-of-the-art in evolutionary computation. *Composite Structures*, 233, 111739. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.111739>
- Wadley, H. (2003). Fabrication and structural performance of periodic cellular metal sandwich structures. *Composites Science and Technology*, 63(16), 2331-2343. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(03\)00266-5](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(03)00266-5)
- Wolf, K. (2001, April). Optimization of composite sandwich panels using evolutionary computation methods. In *19th AIAA Applied Aerodynamics Conference* (p. 1277). <https://doi.org/10.2514/6.2001-1277>
- Zhang, J., Supernak, P., Mueller-Alander, S., Wang, C. H. (2013). Improving the bending strength and energy absorption of corrugated sandwich composite structure. *Materials and Design*, 52, 767-773. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2013.05.018>
- Zurita-Caisaguano, J. R., Coello-Tapia, L. A., & Jácome-Guevara, F. A. (2022). Análisis sistemático de estructuras de materiales compuestos (carbono-epoxi) tipo sándwich, utilizadas en aplicaciones aeronáuticas. *Dominio de las Ciencias*, 8(2). <https://dx.doi.org/10.23857/dc.v8i2.2682>