

ANÁLISIS Y OPTIMIZACIÓN DE COMPONENTES AERONÁUTICOS REALIZADOS EN MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS CFRP MEDIANTE EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS (MEF)

J. A. González Ganso ¹, B. Cesteros Morante ², M. A. Morcillo López ³, L. A. Mayor Moreno

^{1 2 3} CIDAUT Foundation, Boecillo, Valladolid, SPAIN

¹ [josgon@cidaut.es](mailto:josggon@cidaut.es), ² beaces@cidaut.es, ³ migmor@cidaut.es

Resumen

Uno de los principales objetivos en la industria aeronáutica es encontrar nuevos materiales que mejoren las prestaciones de los materiales clásicos, con este propósito se han desarrollado los materiales compuestos. Para el diseño de piezas realizadas con estos materiales es necesario disponer de herramientas específicas como la simulación de su comportamiento mecánico. Con este objetivo, este artículo muestra un análisis estructural, estático y vibratorio basado en la simulación por elementos finitos (MEF), mediante el software MSC.Nastran, de un componente aeronáutico formado por un apilado de láminas de CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer). Los resultados obtenidos en estos cálculos han sido validados mediante ensayos experimentales, y finalmente se han realizado varios diseños optimizados a requerimientos estáticos y vibratorios, con el código comercial Altair Optistruct.

Palabras-clave: Simulación, estructural, vibratoria, elementos finitos, materiales compuestos.

Abstract

One of the main objectives in the aerospace industry is finding new materials that can improve the performance of classic materials. For this purpose composites have been developed. Composite components design requires the development of related techniques such as the simulation of the mechanical behaviour. With this aim, this article shows a structural, static and vibratory analysis based on the Finite Element Method simulation (FEM), by means of the software MSC.Nastran, of an aeronautical component made of CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) laminae stack. Results obtained with these calculations have been validated by means of experimental tests, and finally an optimization and design step has been carried out with the commercial code Altair OptiStruct under static and vibratory constraints.

Keywords: Simulation, structural, vibration, finite elements, composites.

1 Introducción

Entendemos por **Materiales Compuestos** aquellos que están formados por la combinación de dos o más materiales buscando obtener propiedades (físicas, químicas, mecánicas, etc.) superiores a aquellas de sus constituyentes por separado. Dentro de éstos, es de especial interés el caso de los materiales compuestos laminados formados por láminas con fibras unidireccionales o bidireccionales (en forma de tejido) dispuestas en distintas orientaciones (FRP), debido a sus buenas propiedades elásticas y resistentes en relación con su bajo peso, que los hace idóneos para sectores productivos como la industria de la automoción o la aeronáutica.

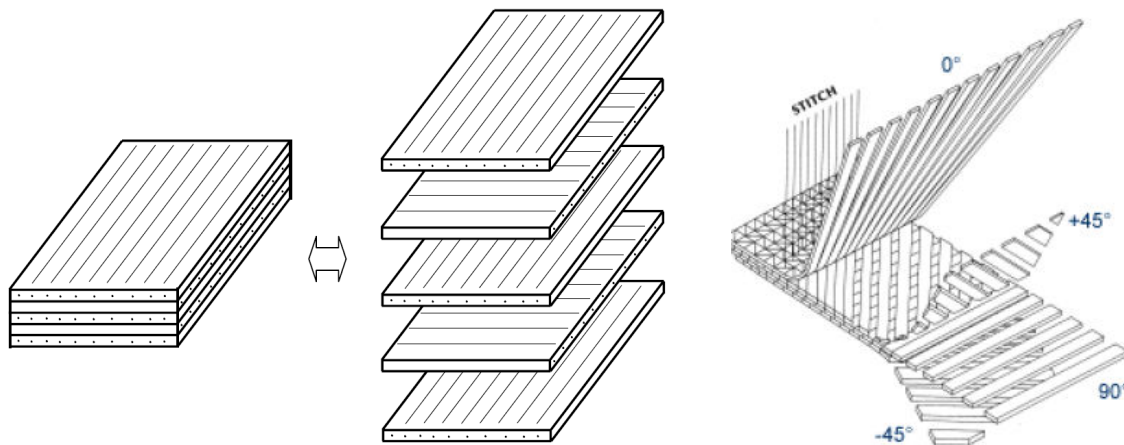


Figura 1 Construcción de un laminado

Dado que las posibilidades de obtener materiales compuestos distintos son prácticamente ilimitadas, la caracterización con ensayos sobre el propio material es muy costosa y difícilmente generalizable o extrapolable a otras configuraciones.

Para facilitar su inmersión dentro del mercado necesitamos de herramientas que nos ayuden a predecir aspectos de su comportamiento estructural. El uso de modelos matemáticos para predecir su comportamiento y la resolución de éstos mediante el Método de los Elementos Finitos, permite realizar el diseño y optimización de componentes fabricados en materiales compuestos.

En este artículo se describe la metodología desarrollada a través del software de EF MSC.Nastran para el análisis estructural, estático y vibratorio, de un componente aeronáutico fabricado en CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) así como el proceso de correlación seguido para la validación de sus resultados. Los programas de EF, como Altair OptiStruct, también disponen de herramientas, no sólo para el análisis, sino también para el diseño y optimización de este tipo de materiales por lo que en este artículo exponemos los diseños y optimizaciones propuestos para la mejora de la pieza objeto de estudio.

2 Análisis estructural de materiales compuestos mediante el MEF

2.1 Modelado de laminados

Para la predicción del comportamiento elástico y resistente de este tipo de materiales debemos en primer lugar establecer un modelo matemático que simule las características estructurales del apilado del material compuesto.

Para la caracterización de la rigidez del apilado se ha elegido la Teoría de Reissner-Mindlin [4] debido a la debilidad que presentan los materiales compuestos frente a deformaciones transversales a la dirección del refuerzo. Esta teoría añade a la teoría clásica de laminados (hipótesis de Love-Kirchhoff) que las deformaciones transversales a cortante no son despreciables:

- La normal a la lámina no permanece perpendicular a la lámina deformada sino que sufre dos rotaciones en torno a los ejes 'x' e 'y' de la superficie de referencia (se permite la rotación con respecto a la superficie de referencia).
- La lámina se encuentra bajo un estado de tensión plana.

A partir de estas dos hipótesis y conocidas la matriz de rigidez de cada lámina en ejes globales y sus espesores, se define la matriz de rigidez del laminado:

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

$$[A] = \int_{z \text{ inf}}^{z \text{ sup}} [Q'] dz = \sum_{l=1}^n [Q']_l (h_l - h_{l-1})$$

$$[B] = \int_{z \text{ inf}}^{z \text{ sup}} [Q'] z dz = \frac{1}{2} \sum_{l=1}^n [Q']_l (h_l^2 - h_{l-1}^2)$$

$$[D] = \int_{z \text{ inf}}^{z \text{ sup}} [Q'] z^2 dz = \frac{1}{3} \sum_{l=1}^n [Q']_l (h_l^3 - h_{l-1}^3)$$

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{55} & A_{45} \\ A_{45} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{Bmatrix}$$

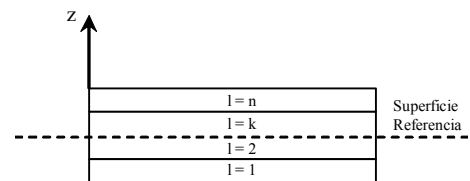


Figura 2 Matriz Rigidez del laminado obtenida a partir de la teoría de Reissner-Mindlin [4]

donde:

$\{N\}$ son las fuerzas de membrana, $\{M\}$ los momentos flectores y $\{Q\}$ las fuerzas de cortante.

n es el número de capas en el laminado y

h_l es la coordenada z de la interfase entre la l-ésima y la (l+1)-ésima capa.

En cuanto a la caracterización a resistencia del apilado definimos dos índices de fallo [1] [2] [5], uno para rotura de las láminas y otro para el fallo de la interfase que proporciona continuidad física al apilado. De entre los criterios que nos ofrece la distinta bibliografía para el fallo por rotura de la lámina escogimos el Criterio de Fallo de Hoffman [1] [5] debido al equilibrio que logra entre precisión

y caracterización del material necesaria, ya que cuanto más complejo es el criterio de fallo mayor es el número de caracterizaciones experimentales del material a realizar para determinar todos los parámetros del criterio. Para caracterizar la rotura de la interfase se define un índice que compara las tensiones interlaminares con la resistencia a cizalladura del material de la interfase [2].

$$IF_{lam} = \left(\frac{1}{\sigma_{1t}^*} - \frac{1}{\sigma_{1c}^*} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{\sigma_{2t}^*} - \frac{1}{\sigma_{2c}^*} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{\sigma_{1t}^* \sigma_{1c}^*} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{2t}^* \sigma_{2c}^*} + \frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^*} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{\sigma_{1t}^* \sigma_{1c}^*}$$

$$IF = \frac{\tau_{interlaminar}}{resistencia \ cizalladura \ interfase}$$

Figura 3 Índices de fallo intralaminar (Hoffman) e Interlaminar [1] y [2]

donde

σ_t^* son los esfuerzos 2D admisibles a tensión y σ_c^* a compresión y τ_{12}^* los esfuerzos 2D límite a cortadura del material (se tiene que realizar ensayos del material para determinarlos).

σ_1 , σ_2 y τ_{12} son las tensiones 2D que alcanza el material.

Una vez definido el modelo matemático del apilado tenemos dos alternativas para su resolución:

1. **Soluciones analíticas:** válidas sólo para geometrías y condiciones de contorno sencillas
2. **Métodos numéricos:** con una gran potencia de resolución pero que necesita de un modelo matemático con un número de grados de libertad, gdl, finito. Esto se consigue con ayuda del Método de los Elementos Finitos, MEF, que pasa de un modelo continuo a un modelo discreto (con un número de gdl finito) el cual ya sí es susceptible de ser resuelto por métodos numéricos [3].

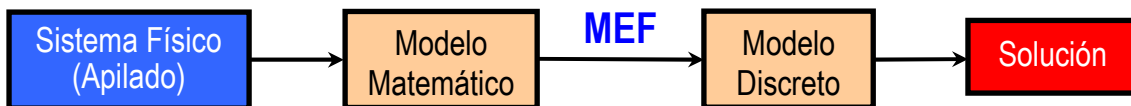


Figura 4 Esquema de definición y resolución del modelo matemático del apilado

La potencia del MEF estriba en su capacidad para ser implementado en códigos computacionales permitiéndonos la resolución de extensos problemas de análisis estructural.

Para la realización de análisis sobre estructuras de material compuestos hemos seleccionado el software de EF MSC.Nastran [6] puesto que nos caracteriza el apilado según el modelo matemático discreto que hemos definido. A continuación se muestra el análisis estructural realizado de una pieza aeronáutica, la cual fue optimizada como se puede comprobar en el apartado 3.2.

2.2 Análisis estructural estático y vibratorio de un componente aeronáutico

El espécimen seleccionado para el estudio es una pieza aeronáutica que forma parte de la estructura del timón vertical de cola de una aeronave comercial.

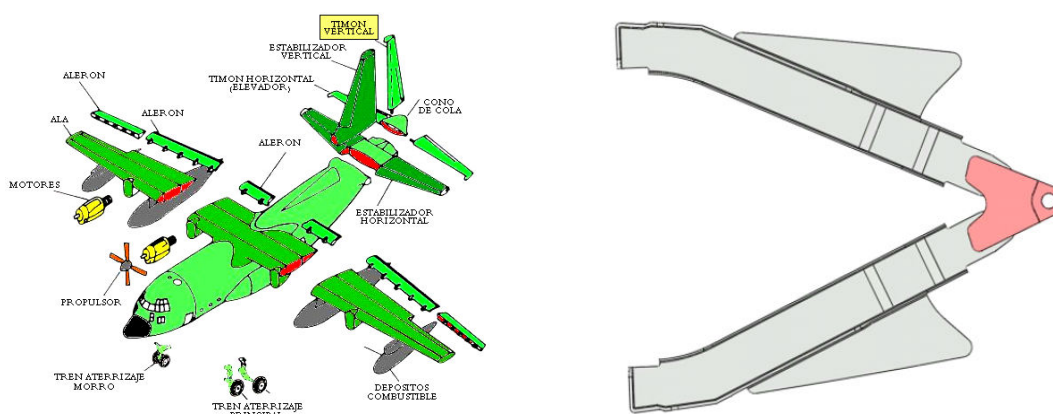


Figura 5 Despiece de una aeronave y geometría de la pieza (2 brazos en gris y horquilla en rosa)

Los brazos de esta pieza están fabricados en material compuesto laminado de matriz epoxy y cuyo refuerzo es fibra de carbono biaxial en forma de tejido, con un gran número de configuraciones de distintas de capas y orientaciones del refuerzo en función de la zona.

Para la realización de análisis estructurales a través de simulación con el método de los elementos finitos de la pieza, la primera etapa es la definición del modelo de EF de la pieza, esta etapa es crítica, ya que los resultados y conclusiones que se pueden extraer a través de su uso dependen de la correcta construcción de dicho modelo.

Para la **modelización** de las partes fabricadas en material compuesto se utilizan elementos placa (shell) que se ajustan a la geometría de la superficie media del laminado. Para la caracterización elástica y resistente de la lámina, Nastran utiliza las tarjetas MATi [6] donde reflejamos sus constantes de rigidez y las tensiones admisibles. En nuestro caso, al ser el material del refuerzo un tejido biaxial debemos caracterizarlo como un material ortótropo 2D.

Todas las propiedades necesarias para definir nuestro material (tensiones, resistencia,...) se han determinado mediante ensayos parciales: ensayos de tracción y ensayos de flexión en tres puntos.

Para modelar el apilado de láminas Nastran [6] nos proporciona dos alternativas:

- **PCOMP**: tarjeta donde definimos el número de capas del apilado, el material, espesor y orientación del refuerzo de cada lámina, el criterio de fallo utilizado para rotura interlaminar (Hoffman en nuestro caso) y la resistencia a cizalladura interlaminar.
- **PCOMPG**: además de las especificaciones anteriores define un número de identificación global para cada capa, facilitando las labores de postprocesado cuando queremos visualizar resultados con continuidad a nivel de lámina.

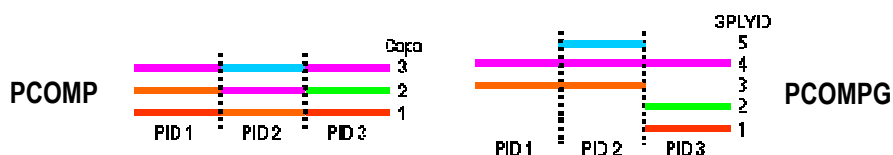


Figura 6 Esquema de resultados a nivel lámina para tarjetas PCOMP o PCOMPG

Con estos datos, el solver de EF Nastran dispone de la información necesaria para calcular la matriz de rigidez del apilado (a través de la teoría de Reissner-Mindlin) y los índices de fallo tanto por rotura interlaminar como intralaminar.

Para poder realizar una optimización de la pieza mediante cálculos numéricos se necesita partir de un modelo de elementos finitos validado para cargas estáticas vibratorias en régimen lineal elástico. La **validación** consistió en una correlación entre los resultados de los ensayos experimentales sobre el espécimen real y las respectivas simulaciones de dichos ensayos sobre el modelo de EF de la pieza. Para ello se definieron dos tipos de ensayos, un ensayo estático con cargas a tracción y compresión y un ensayo dinámico, para la determinación de sus primeros modos propios.

En el caso **estático**, el ensayo experimental de tracción-compresión consistió en la aplicación de una fuerza en la horquilla, estando la pieza empotrada de acuerdo a como se encuentra montado en el timón vertical. Se instrumentó la pieza en 28 posiciones con galgas y rosetas extensométricas que medían deformaciones en varias direcciones.

La validación del modelo se realizó mediante la correlación de las medidas extraídas de los ensayos experimentales con los resultados de sus simulaciones numéricas, tanto para comportamiento elástico como resistente, es decir, se compararon las gráficas deformación-carga, en las 28 posiciones de medida, y en varias direcciones y con obtenidas mediante simulación en las mismas zonas.

A continuación se muestra a modo de ejemplo la comparativa de la curva deformación – carga de una de las posiciones en las dos direcciones de medida.

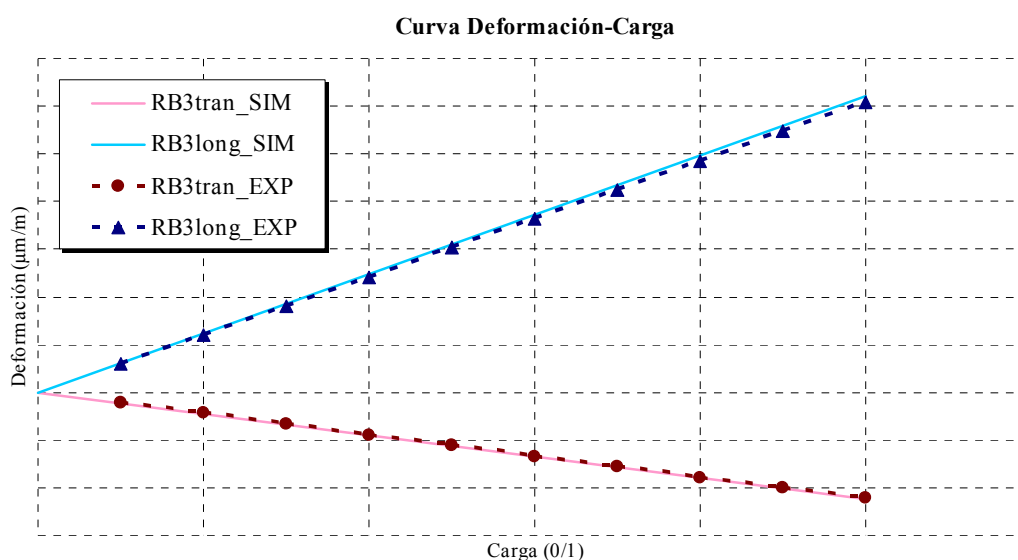


Figura 7 Comparativa de curvas deformación-carga para uno de los puntos de medida

Observamos que tanto para el ensayo de tracción como para el ensayo de compresión se obtenían gráficas que mostraban un comportamiento muy similar, de forma cuantitativa y cualitativa, entre los ensayos experimentales y simulados como muestra la Figura 7.

En cuanto a resistencia el modelo de EF nos determinaba que al igual que durante la experimentación, para las cargas de ensayo, no se producía rotura ni por fallo de la lámina ni de la interfase.

Por lo tanto se tiene validado el modelo de elementos finitos para cargas estáticas bajo comportamiento lineal elástico.

En el caso **dinámico (vibratorio)**, la validación del modelo se realizó mediante la correlación del análisis modal experimental con el análisis modal simulado numéricamente.

El modal experimental consistió en la aplicación de un fuerza en frecuencia con un excitador electrodinámico y midiendo con acelerómetros, de masa muy reducida para evitar su influencia, en varias posiciones, estando la pieza empotrada de acuerdo a como se encuentra montado en el timón vertical.

Para tener validado a vibraciones el modelo de elementos finitos, se hizo una correlación del modal, es decir, se compararon los modos propios (deformadas modales y frecuencias propias) experimentales y los obtenidos en simulación de la pieza.

A continuación se muestran las frecuencias propias de los dos primeros modos propios:

Nº de Modo	Frec. Análisis Modal Experimental	Frec. Análisis Modal Simulado
Modo 1: (Flexión)	25.3 Hz	24.7 Hz
Modo 2: (Flexión)	258.2 Hz	252.3 Hz

Tabla 1 Resultados de la correlación del análisis Modal

3 Optimización y diseño con material compuesto laminado

3.1 Técnicas de optimización

La siguiente etapa, una vez comprobada la validez del modelo de elementos finitos del componente aeronáutico, consistió en la realización de un nuevo diseño optimizado (reducción de masa) de la pieza cumpliendo los requerimientos estáticos y vibratorios.

Para llevar a cabo el trabajo se utilizó el software Altair OptiStruct [7], enfocado a la resolución de problemas de optimización estructural a través de un método de aproximación local iterativo, donde el MEF se utiliza en cada iteración para extraer respuestas estructurales del espécimen sometido a optimización que serán utilizadas como función objetivo o restricción del problema.

Se utilizaron dos de las técnicas disponibles en dicho software para el diseño, que son:

- **Optimización topológica:** Donde obtenemos una distribución de material para las cargas y condiciones de contorno fijadas dentro del espacio de diseño que optimiza la función objetivo.
- **Optimización de propiedad:** Resuelve el problema de optimización estructural donde las variables de diseño son características materiales o de las propiedades del modelo. Este tipo de optimización es una herramienta muy útil para obtener apilados optimizados, tanto en número de capas como en la configuración de orientaciones del refuerzo.

3.2 Optimización estructural estática y vibratoria de un componente aeronáutico

Las optimizaciones realizadas sobre el modelo de EF tratan de buscar una estructura que cumpla con dos tipos de requerimientos. El primero un requerimiento estático tanto para cargas de tracción como de compresión. El segundo requerimiento que necesita satisfacer la estructura es de tipo dinámico, vibratorio, debido a que la pieza forma parte del timón de cola, las cargas (excitaciones internas de la aeronave, aerodinámicas,...) que van a regir su vida útil van a tener un amplio rango de variación. El requerimiento vibratorio que debe tener la pieza para que el funcionamiento sea idóneo es que su primera frecuencia de resonancia sea superior a 30Hz. Podemos observar que la geometría y configuración inicial no satisface este requerimiento.

Además de estos dos requerimientos de carga trataremos de reducir la masa de la estructura, obteniendo con ello una doble ventaja como es la reducción de costes de material y más importante aún, la reducción de peso propiamente dicho, siendo conscientes de la trascendencia que supone esto en las piezas que conforman una aeronave.

Se realizaron multitud de modelos de optimización de la estructura objeto de estudio, aunque en este artículo sólo se muestran dos de ellos. El primero consiste en una minimización del peso de la estructura utilizando como restricciones los desplazamientos, las tensiones e índices de fallo interlaminar e intralaminar en los niveles obtenidos en el modelo inicial para los casos de carga estática y la imposición de que el primer modo de la estructura fuera superior a 30Hz. Con este objetivo se realizó una optimización topológica sobre el espacio de diseño que conformaban las partes fabricadas en material compuesto obteniendo una distribución optimizada de la masa. En este primer paso no se utilizó una configuración del apilado detallada sino que esta labor se realizó en la segunda etapa, mediante una optimización de propiedad, donde las variables de diseño eran las orientaciones y el espesor de las láminas, y obtuvimos una configuración del apilado optimizada en número de capas y orientaciones para las distintas zonas. Con este proceso logramos una reducción de la masa del 19% manteniendo los niveles de tensiones, desplazamientos e índices de fallo del modelo inicial y consiguiendo que el primer modo propio fuera de 29.9Hz. Aunque no cumple con el requerimiento de vibraciones exigido, está muy próximo, además siempre hay que tener en cuenta las diferencias que existen entre la pieza real y el modelo de elementos finitos (en nuestro caso del orden del 3%). El resultado de esta optimización supone no sólo un ahorro de costes, sino que al tratarse de un elemento aeronáutico, la reducción de peso supone una gran mejora estructural.

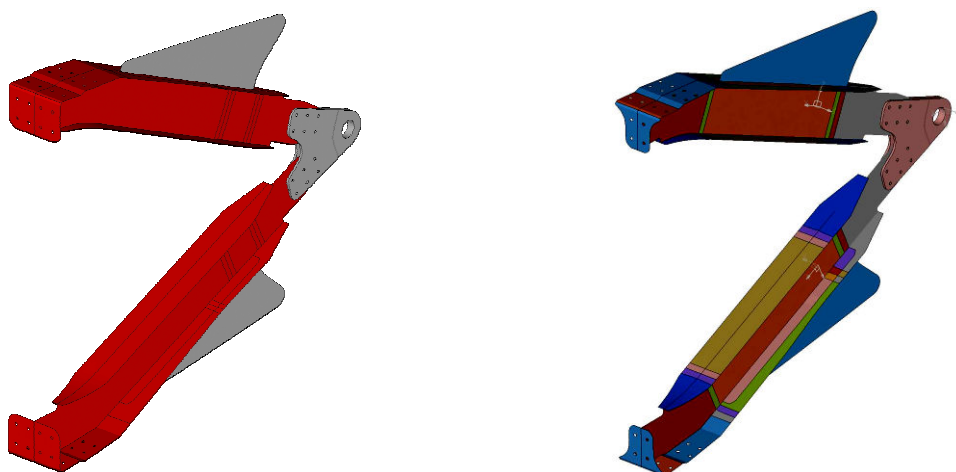


Figura 8 Optimización 1: Modelo inicial de partida (la zona roja es la superficie optimizable) y el modelo optimizado

El segundo modelo de optimización consiguió un nuevo diseño de la estructura a partir de un cuaderno de carga en el que se marcaron requerimientos funcionales y estructurales de la pieza atendiendo siempre al requerimiento vibratorio, y considerando como espacio de diseño todo el volumen disponible. A partir de la distribución óptima de material obtenida con esta optimización topológica, el siguiente paso fue buscar la configuración del apilado que minimizaba la masa de la pieza manteniéndose en los valores de tensiones, desplazamientos e índices de fallo marcados por los requerimientos estructurales. El resultado fue un nuevo diseño con un 17% menos de masa que el modelo inicial y con un primer modo propio de 33.1Hz

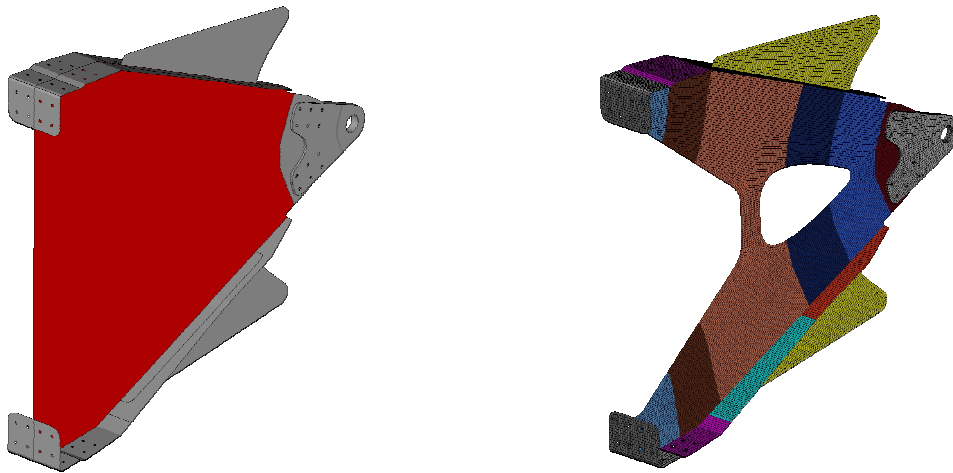


Figura 9 Optimización 2: Modelo inicial de partida (la zona roja es la superficie optimizable) y modelo optimizado

Comparado este nuevo diseño con el modelo optimizado 1, vimos que aunque lográbamos menos reducción de masa, y aunque los niveles máximos de tensiones y desplazamientos eran semejantes, a nivel global este nuevo diseño obtenía un mejor comportamiento estructural debido al gran incremento del primer modo propio de la pieza (más del 10%).

En la siguiente tabla se resumen los resultados, masa y frecuencias propias, obtenidos por ambas optimizaciones:

	Masa (Kg)	Frecuencia Propia 1 (Hz.)	Frecuencia Propia 2 (Hz)
Estruct. Inicial	4.69	24.7 (Flexión)	252.3 (Flexión)
Optimización 1	3.57	29.9 (Flexión)	75.3 (Torsión)
Optimización 2	3.91	33.1 (Flexión)	51.2 (Flexión)

Tabla 2 Resultados de la correlación del análisis Modal

4 Conclusiones

Se han validado las herramientas de simulación basadas en el método de los elementos finitos para el cálculo estructural/vibratorio de componentes fabricados en materiales compuestos.

Se ha logrado definir dos nuevos diseños a partir de procesos iterativos de optimización apoyados en el método de los elementos finitos que logran una reducción de peso superior al 17%, mejorando los requerimientos dinámicos al elevar la primera frecuencia propia por encima de los 28Hz. Esto supone una gran mejora estructural y debido a la reducción de masa, una disminución de costes que son tan importantes en la industria aeronáutica.

Referencias

- [1] Robert M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, Taylor & Francis Group, 1998
- [2] Ever J. Barbero, *Introduction to Composite Materials Design*, Taylor & Francis Group, 2003
- [3] Sergio Oller, *Análisis y cálculo de estructuras de materiales compuestos*, Centro Internacional de Métodos Numéricos en Ingeniería, 2002
- [4] Dr Shuguang Li, *Advanced Laminate Theories of Composites*, 2003
- [5] Pere Maimí Vert, *Modelización constitutiva y computacional del daño y la fractura de materiales compuestos*, Universitat de Girona, 2006
- [6] *MSC.Nastran 2007 Reference Manual*, MSC.Software Corporation, 2006
- [7] *Manual de usuario software Altair*, Altair Engineering, 2007