

Simulación numérica y resultados experimentales del ensayo a tracción de un panel rigidizado de material compuesto

M.M. Real, A. Blázquez, E. Graciani, J. Cañas y F. París
Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, Escuela Técnica Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla

RESUMEN

Se analiza numérica y experimentalmente un panel rigidizado plano solicitado por una tracción transversal a los rigidizadores. Se han realizado una serie de ensayos hasta rotura en el laboratorio y se cuenta con la lectura de varias bandas extensométricas en función de la carga aplicada. Se han realizado dos modelos de elementos finitos, resueltos con MSC PATRAN-NASTRAN, y se comparan los resultados con las mediciones experimentales. También se incluyen resultados numéricos incluyendo la evolución del daño.

1. INTRODUCCIÓN

El laboratorio de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la E.T.S. de Ingenieros de Sevilla ha realizado numerosos ensayos experimentales para diversas empresas del sector aeronáutico. Uno de estos paquetes de ensayos consistió en analizar la influencia en el comportamiento de paneles rigidizados de la inclusión de una babette entre los rigidizadores. En la Fig. 1 se muestra un esquema de las probetas ensayadas.

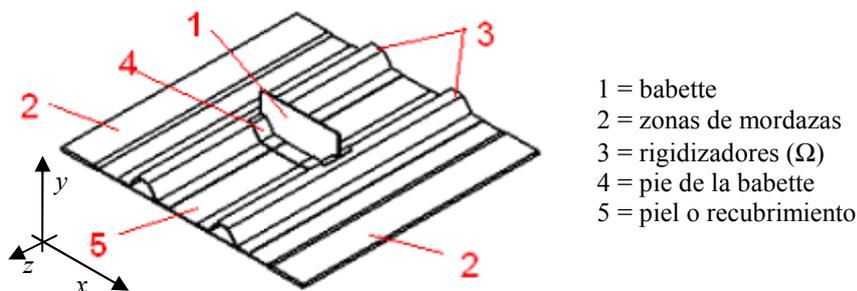


Fig. 1. Esquema de las probetas analizadas.

Se trata de un panel plano con dos rigidizadores en forma de Ω , perpendiculares a la dirección de aplicación de la carga, que están unidos transversalmente con una babette.

2. Modelos numéricos

Básicamente se han considerado dos modelos: un modelo monolítico y un modelo por componentes.

El modelo monolítico está constituido completamente por elementos tipo *shell*, para ello la probeta se ha dividido en zonas asignando a cada zona el laminado correspondiente. De esta forma, y a modo de ejemplo, en la zona en la que se superponen la piel y el ala del rigidizador los elementos tienen definido un laminado que está formado, conjuntamente, por las láminas de la piel y el pie del rigidizador dispuestas secuencialmente.

En el modelo por componentes, cada componente de la probeta (piel, rigidizador y babette) se modela por separado con elementos tipo *shell* y el laminado correspondiente. Un componente se enlaza con otro (por ejemplo piel con pie de rigidizador) mediante elementos sólidos. Hay que prestar especial cuidado a que las mallas entre las que se van a definir los elementos sólidos sean conformes, con lo que se evita la aparición de elementos muy distorsionados.

El panel estaba fabricado con dos tipos de material compuesto de fibra de carbono: uno tipo cinta (M21/T800) y otro tipo tejido (RTM: G0926). Las propiedades de ambos materiales se muestran en la Tabla 1.

	E_{11} [GPa]	E_{22} [GPa]	ν_{12}	G_{12} [GPa]	esp. [mm]
Cinta	170	8.0	0.30	4.5	0.184
Tejido	6.3	6.3	0.05	4.0	0.37
Adhesivo	2.6	2.6	0.44	0.9	0.2

Tabla 1. Composición del material utilizado.

Estos materiales se han dispuesto conformando los laminados que se muestran en la Tabla 2 para cada uno de los componentes del panel, siendo 0° la dirección de los rigidizadores (dirección z en la Fig. 1) y 90° la dirección de aplicación de la carga (dirección x en la Fig. 1).

	Material	Laminado
Alma de la babette	Tejido	[45 ₆]
Pie de la babette	Tejido	[45 ₄]
Refuerzo en los extremos	Cinta	[+45/-45/90/0/90/-45/+45] _s
Rigidizadores	Cinta	[+45/-45/0 ₂ /90] _s
Revestimiento o piel	Cinta	[+45/-45/0/-45/+45] _s

Tabla 2. Composición del material utilizado.

En el modelo por componentes, los nodos de las zonas adheridas se han colocado en los planos medios de los laminados correspondientes, por lo que los elementos sólidos deben definirse con un material ortótropo ficticio, cuyas propiedades dependen de las del adhesivo y los laminados que unen y de la altura del elemento, para no rigidizar el modelo artificialmente. Las propiedades de estos materiales (hay varios, dado que hay varias uniones diferentes: piel-rigidizador, piel-babette y rigidizador-babette) se han calculado haciendo que un elemento de material ficticio se comporte de la misma forma que el elemento laminado real.

Las mordazas estaban fijas al panel en las zonas de refuerzo mediante dos filas de remaches de $\varnothing 6.4$. Los extremos se han simulado como empotramientos en la primera línea de tornillos, una de las mordazas se ha mantenido fija y a la otra se le ha aplicado una carga uniformemente distribuida en la dirección x de la Fig. 1.

3. Resultados

En la Fig. 2 se comparan, a modo de ejemplo, los resultados numéricos obtenidos con las lecturas de algunas bandas.

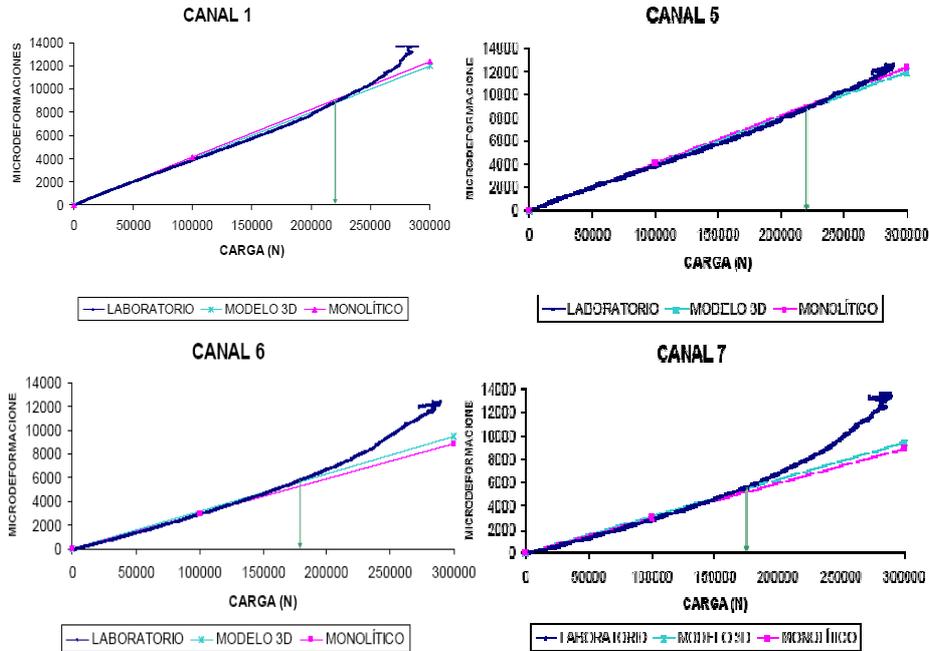


Fig. 2. Comparación de las predicciones numéricas y las lecturas de algunas bandas.

Ambos modelos se ajustan bastante bien a los resultados experimentales hasta que la aparición de daño en la probeta separa el comportamiento del lineal, lo que ocurre (dependiendo de cada banda), aproximadamente para una carga de 180 KN.

Aunque no se han incluido por motivos de espacio, el modelado de la capa de adhesivo con elementos sólidos permite una transmisión suave de las cargas entre los laminados de cada componente. No obstante, la principal ventaja del modelo por componentes es la capacidad para estimar las tensiones en la capa de adhesivo, posibilitando la aplicación de algún criterio de diseño apropiado. En la Fig. 3 se muestran las tensiones de pelado y cortadura en la capa de adhesivo.

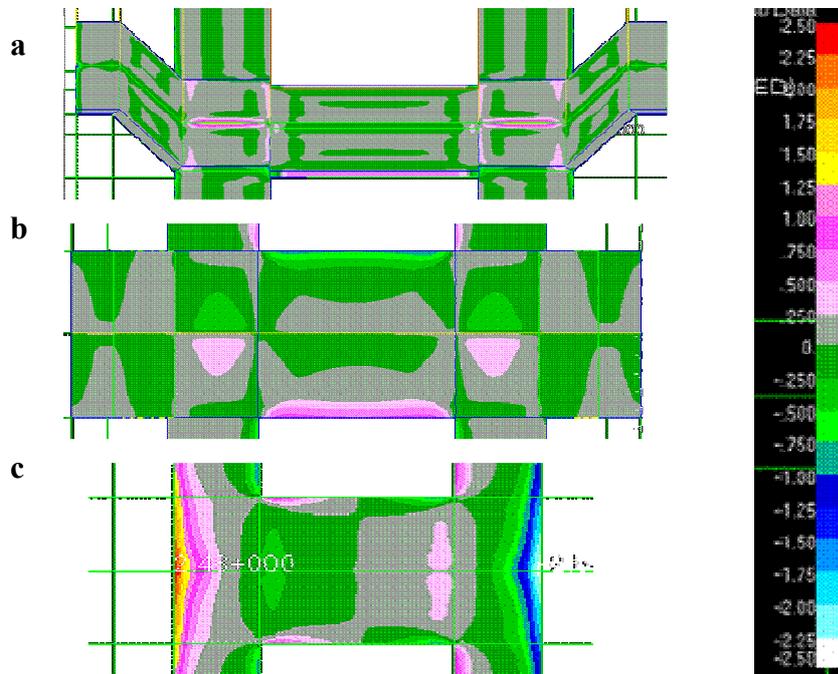


Fig. 3. Tensiones en la capa de adhesivo (a) pelado, (b) cortadura en dirección de los rigidizadores, y (c) cortadura en la dirección de la carga.

3. CONCLUSIONES

Los modelos desarrollados se ajustan muy bien con los resultados experimentales, lo que permite profundizar en el estudio de la influencia que la presencia de la babette tiene sobre el comportamiento del panel rigidizado.

La sustitución de los elementos sólidos que modelan el adhesivo por elementos cohesivos permitiría realizar un análisis sobre la propagación del daño por las intercaras entre los diferentes laminados.

REFERENCIAS

- AIMS05-01-002. (2008). Airbus Material Specification. Carbon fibre reinforced epoxy prepreg. Unidireccional tape/180°C – curing class. Intermediate modulus fibre. Structural material.
- AIMS05-04-009. (2008). Airbus Material Specification. Standard modulus Carbon fibre fabric (with or without blinder). 5H satin, 370 g/m². Liquid epoxy resin 180° curing.
- JONES R.M. (1975) *Mechanics of Composite Materials* (Ed. B.J. Clark, McGraw-Hill) USA.
- MSC.SOFTWARE (2007). *MSC Nastran Quick Reference Guide*