



Análisis de postpandeo de un panel rigidizado de material compuesto mediante técnicas de modelado multi-global-local incluyendo daño interlaminar

J. Reinoso, A. Blázquez, F. París

Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, España.

jreinoso@us.es, abg@etsi.us.es, fparis@us.es

RESUMEN

El uso de paneles rigidizados de material compuesto ha sido incorporado en numerosas aplicaciones. En las situaciones en las que las cargas originan estados tensionales de compresión, éstas pueden producir fenómenos de pandeo local. Una vez superada la carga crítica, a lo largo de la evolución de postpandeo, el desarrollo de dichas inestabilidades puede generar la aparición de daño en el componente, causando el colapso estructural del mismo. Este trabajo presenta el análisis numérico y experimental de un panel multi-rigidizado de material compuesto hasta el colapso. El estudio numérico es llevado a cabo a través de metodologías global-local incluyendo elementos finitos cohesivos para el modelado del daño interlaminar piel-rigidizador.

PALABRAS CLAVE: Materiales compuestos, Daño interlaminar, Elementos cohesivos, Postpandeo, Paneles rigidizados, MEF, Análisis global-local

1. INTRODUCCIÓN

El aprovechamiento de la capacidad portante de los diferentes componentes empleados en aplicaciones aeronáuticas es un objetivo de especial relevancia con el fin de conseguir reducciones significativas de peso sin afectar a la integridad estructural. Este es el caso de los paneles rigidizados de material compuesto, los cuales han ido ganando paulatinamente una notable importancia en dichas aplicaciones debido a su elevada eficiencia. Uno de los principales problemas de estos paneles (debido a su elevada esbeltez) en aplicaciones que originan cargas compresivas es la aparición de abolladuras locales en la piel. El desarrollo de estas inestabilidades locales puede originar la aparición de fenómenos de daño antes del pandeo global del elemento, tales como daño intralaminar e interlaminar, los cuales pueden causar el colapso estructural del componente [1].

Actualmente, la gran mayoría de los trabajos dedicados al estudio de paneles rigidizados de material compuesto en régimen de postpandeo han centrado su análisis en diferentes procedimientos experimentales de aplicación de carga [1], el efecto de las imperfecciones geométricas iniciales en la respuesta estructural, así como en el modelado numérico a nivel global [2]. En este contexto, un reducido número de trabajos



han sido llevados a cabo analizando los mecanismos de daño desarrollados en dichos componentes, especialmente empleando estructuras y modelos numéricos simplificados [3]. El presente trabajo presenta un análisis numérico y experimental de un panel rigidizado de material compuesto hasta el colapso. El estudio numérico se realiza empleando la metodología global-local Submodeling incluyendo elementos finitos cohesivos para el modelado del daño interlaminar piel-rigidizador [4].

2. DESCRIPCIÓN DEL PANEL Y ENSAYO EXPERIMENTAL

2.1 Descripción del panel

La Figura 1 muestra un esquema del panel cilíndrico analizado. Las características geométricas son: longitud axial 2708 mm, radio de curvatura 1900 mm y longitud de arco 1100 mm. El sistema dispone de tres rigidizadores con sección transversal en Ω , cuyos ejes centrales están separados una distancia de 220 mm, y cuatro cuadernas, las cuales están separadas 635 mm en dirección axial. La piel y los rigidizadores están fabricados mediante láminas unidireccionales de espesor 0.184 mm, cuyas propiedades mecánicas son: $E_{11} = 154$ GPa, $E_{22} = 8.5$ GPa, $G_{12} = 4.2$ GPa, $\nu_{12} = 0.32$. Las secuencias de apilado correspondientes a las diferentes zonas del panel son recogidas en la Tabla 1, donde los subíndices S y $\$$ indican simetría y simetría excepto la lámina central, respectivamente. Los rigidizadores fueron co-pegados a la piel empleando una capa de adhesivo de 0.3 mm de espesor y cuyas propiedades mecánicas son detalladas en la Tabla 2. Las cuadernas del conjunto fueron fabricadas empleando la aleación de aluminio 2024-T42, cuyas propiedades mecánicas son: $E = 2.359$ GPa, $\nu = 0.3$. Las cuadernas fueron remachadas al resto del conjunto estructural.

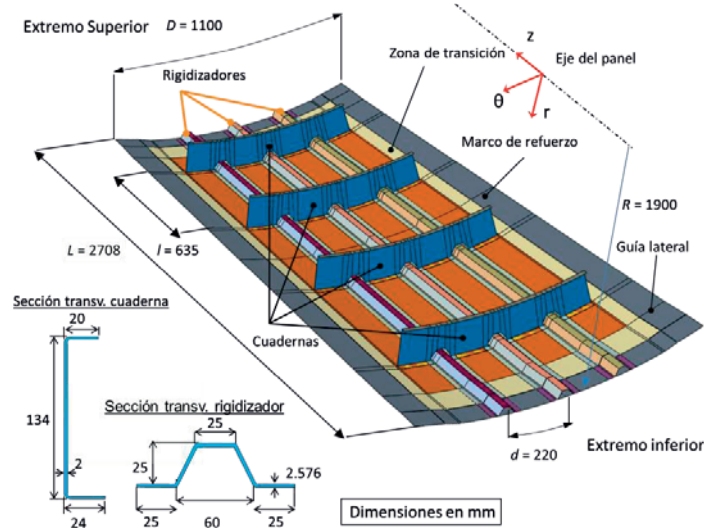


Fig. 1. Descripción geométrica del panel rigidizado

2.2 Ensayo experimental

La Figura 2a muestra un esquema simplificado del dispositivo de experimental



empleado, el cual permite la aplicación conjunta de cargas de compresión axial y tangencial. El ensayo fue realizado mediante la aplicación de una carga uniaxial de compresión al panel bajo condiciones quasi-estáticas. El panel fue monitorizado con una serie de galgas extensométricas y un transductor de desplazamientos.

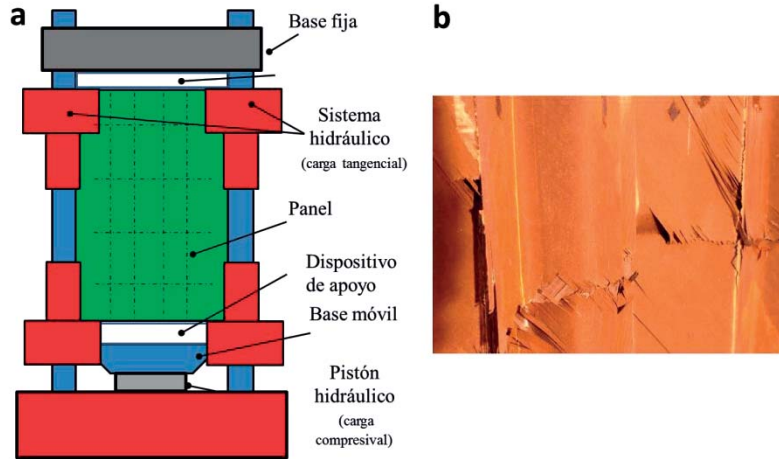


Fig. 2. (a) Esquema del dispositivo experimental. (b) Detalle de daño del panel después del colapso

El colapso del panel se produjo de forma abrupta a una carga de 848 kN. Los dispositivos de medida (galgas extensométricas) reflejaron el desarrollo de fenómenos de flexión previos al colapso, indicando la existencia de inestabilidad estructural del componente (postpandeo). La Figura 2b muestra las zonas dañadas más significativas del componente después del ensayo. En dicha representación es posible observar una combinación de mecanismos de daño interlaminar e intralaminar, los cuales causaron el colapso del panel. Especialmente notables fueron las separaciones piel-rigidizador en la zona central entre cuadernas del componente.

Tabla 1. Secuencias de apilado de las diferentes zonas del panel.

Región del panel	Laminado	Espesor
Piel: zona central	[45/-45/0/90/-45/45] _s	2.208 mm
Piel: zona de refuerzo	[45/-45/0/-45/45/90/45/-45/0/45/45/90/45/-45/0/-45/45/90/45/-45/0/90/0] _s	8.280 mm
Rigidizador	[45/-45/0/0/0/90/0]	2.576

Tabla 2. Propiedades mecánicas del adhesivo Loctite-Henkel Hysol 9695.

E (GPa)	ν	σ_{IC} (MPa)	τ_{IIc} , τ_{IIIc} (MPa)	G_{IC} (J/m ²)	G_{IIc} (J/m ²)
4.940	0.3	29.7	50	325	850

3. ANÁLISIS GLOBAL-LOCAL

3.1 Análisis global mediante MEF: correlación experimental numérica

El análisis numérico del componente a nivel global mediante MEF se realizó empleando la aproximación denominada shell-solid-shell, [2], incluyendo no linealidades



geométricas. Esta técnica permite la combinación de elementos laminares (shell) y elementos sólidos de una forma eficiente con el fin de determinar las zonas críticas en las uniones piel-rigidizador, las cuales son susceptibles de ser analizadas mediante modelos locales más detallados. El modelo global constó de 93416 elementos laminares de integración reducida (S4R de Abaqus) correspondientes a la piel, los rigidizadores y las cuadernas, y 14682 elementos sólidos de integración reducida (C3D8R de Abaqus) para la capa de adhesivo. Además, la geometría nominal del panel fue perturbada mediante la combinación escalada de una serie de modos de pandeo, [1-2], modificando la posición inicial de los nodos. Este esquema de perturbación puede expresarse como:

$$x_i = x_i^o + \sum_{n=1}^{n=N} a_n u_i^n \quad (1)$$

donde x_i es la coordenada i perturbada, x_i^o es la coordenada i original del nodo, a_n son coeficientes de escalado de los modos de pandeo, u_i^n es el desplazamiento i correspondiente al modo n , y N es el número de modos de pandeo considerados en la perturbación. La Figura 3 muestra la correlación numérica-experimental de la evolución de la carga aplicada frente al acortamiento axial para el panel bajo estudio, observándose un ajuste adecuado hasta niveles de carga cercanas al colapso. Nótese que en dicha evolución se han destacado las diferentes cargas que caracterizan la respuesta estructural del componente: 560 kN (carga en la que los efectos de segundo orden comienzan a ser representativos), 739 kN (carga crítica de pandeo experimental), 848 kN (carga de colapso).

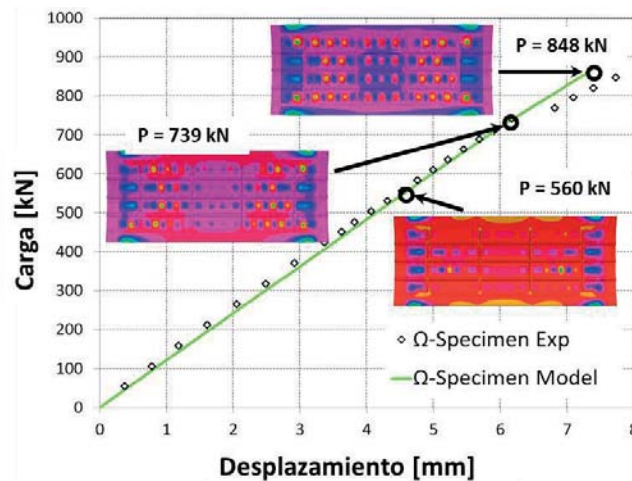


Fig. 3. Evolución carga-acortamiento: correlación experimental-numérica (global)

3.2 Análisis local: daño interlaminar

El análisis global mediante la técnica shell-solid-shell permitió la identificación de las zonas críticas del panel, las cuales fueron identificadas con la región central del mismo entre las cuadernas. El análisis local de estas regiones siguió las directrices fundamentales recogidas en [4] mediante la técnica global-local Submodeling. En particular, en esta aplicación, se llevó a cabo la generación de tres modelos locales (los



cuales no se solapan entre sí) de la región central del panel: L1, L2 y L3 véase su definición en la Figura 4. Estos modelos locales incluyen las respectivas porciones de piel, rigidizador y capa de adhesivo. La definición geométrica de los mismos fue realizada empleando entidades geométricas sólidas tridimensionales, y discretizadas con elementos continuos de primer orden. El fallo interlaminar piel-rigidizador fue modelado mediante la inserción de elementos cohesivos siguiendo una ley de degradación lineal (Tabla 2), excepto en las zonas que delimitan los modelos locales. Las características de las mallas de elementos finitos de cada uno de los modelos locales son recogidas en la Tabla 3.

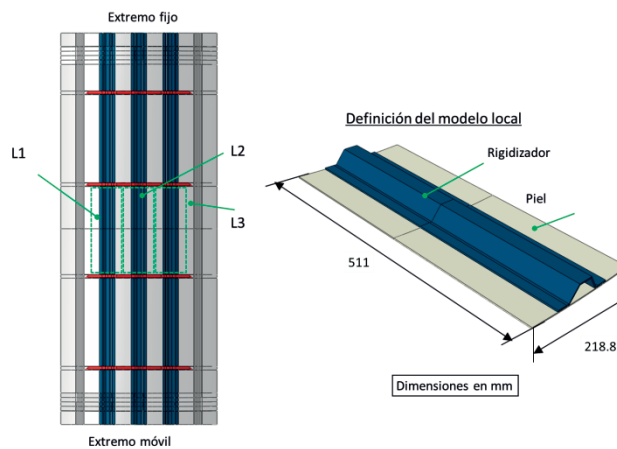


Fig. 4. Definición de los modelos locales

La Figura 5 muestra los resultados numéricos obtenidos referidos al daño interlaminar para cada uno de los modelos locales a diferentes niveles de carga (700, 750, 800 y 850 kN). Estas representaciones estimaron la iniciación del despegue piel-rigidizador para el modelo L1 alrededor de 700 kN, mientras que la capa de adhesivo para los modelos L2 y L3 permanecen casi intactas. Para cargas más elevadas, los resultados numéricos predicen el desarrollo de dicho daño interlaminar especialmente para el modelo L1, estimándose el agotamiento de dicha unión. Estas estimaciones presentan un ajuste satisfactorio en comparación con los resultados experimentales, en los cuales se observó que el colapso estructural del panel fue principalmente causado por el fallo de la zona correspondiente al modelo local L1.

Tabla 3. Características de las mallas de los modelos locales.

Componente	N. Elementos	N. nodos	Tipología	GDL
Piel	113664	143920	C3D8R	431760
Rigidizador	120064	139808	C3D8R	419424
Adhesivo (Cohesivo)	94200	-	COH3D8	-
Adhesivo (Elástico)	8000	-	C3D8R	-

3. CONCLUSIONES

En esta publicación se presenta un resumen del estudio numérico y experimental de un panel rigidizado en régimen de postpandeo sometido a carga uniaxial de compresión. El



colapso del panel se produjo de forma repentina, originándose notables fallos interlaminares en la unión piel-rigidizador en la zona central del mismo. Este mecanismo de daño ha sido modelado numéricamente mediante la metodología global-local Submodeling empleando elementos cohesivos. La comparación de las predicciones numéricas obtenidas con las evidencias experimentales ha puesto de manifiesto el elevado nivel de representatividad de las simulaciones realizadas.

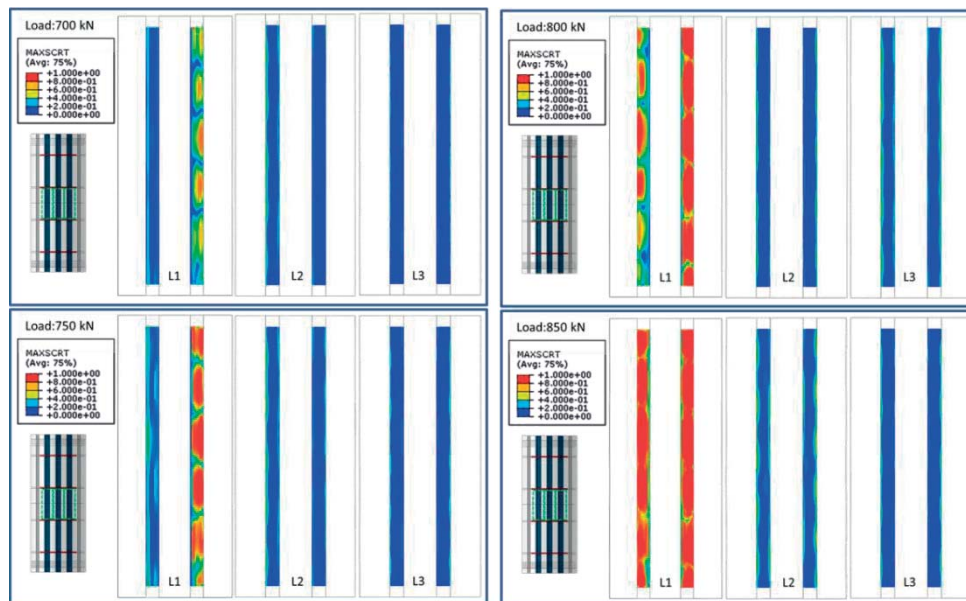


Fig. 5. Estimación de daño interlaminar en los modelos locales

AGRADECIMIENTOS

Los autores desean agradecer el apoyo del Ministerio de Economía y Competitividad (DPI2012-37187) y a la Junta de Andalucía (Proyecto de Excelencia TEP-7093).

REFERENCIAS

1. REINOSO J, BLÁZQUEZ A, PARÍS F, CAÑAS J. Postbuckling behaviour of a pressurized stiffened composite panel. Part I: Experimental analysis. *Compos Struct.* 2012, 94:1533-1543.
2. REINOSO J, BLÁZQUEZ A, PARÍS F, CAÑAS J. Postbuckling behaviour of a pressurized stiffened composite panel Part II: Effect of the geometrical imperfections. *Composite Structures*, 94:1544-1554, 2012.
3. VESCOVINI R, BISAGNI C. Single-mode solution for post-buckling analysis of composite panels with elastic restraints loaded in compression. *Compos: Part B* 2012; 43(3):1247-58.
4. REINOSO J, BLÁZQUEZ A, ESTEFANI A, PARÍS F, CAÑAS J, ARÉVALO E, CRUZ, F. Experimental and three-dimensional global-local finite element analysis of a composite component including degradation process at the interface. *Compos Part B: Eng* 2012; 43(4):1929-42.