

## **Análisis numérico de postpandeo de paneles rigidizados de material compuesto**

**J. Reinoso, A. Blázquez, F. París**

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

### **RESUMEN**

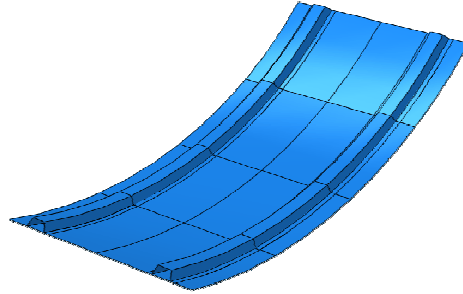
Los paneles rigidizados están formados por una lámina o piel delgada a la que se unen rigidizadores para aportarle la rigidez necesaria. La presencia de elementos delgados hace que estos componentes sean muy sensibles a fenómenos de inestabilidad local de la piel. Aún así, estos elementos disponen de una capacidad portante (en ocasiones muy elevada) en régimen de postpandeo. Es por ello, que los criterios de diseño permiten sobrepasar la primera carga de pandeo en un cierto margen. El fallo global suele venir caracterizado por la aparición de despegues entre la piel y los rigidizadores, delaminaciones o fallos intralaminares (Starnes et al, 1985). Es claro que para aprovechar adecuadamente la capacidad resistente de estos elementos en régimen de postpandeo, se requiere un conocimiento adecuado del comportamiento de los mismos, lo que conlleva incluir en el análisis no linealidades geométricas (grandes desplazamientos y deformaciones). Existen numerosas publicaciones en las que se analiza el comportamiento en postpandeo de paneles rigidizados ante cargas de compresión o cizalladura, pero son escasos los análisis sobre paneles sometidos a presión (Romeo y Frulla, 1995). En este trabajo se llevan a cabo simulaciones computacionales sobre el comportamiento en régimen de post-pandeo de un panel cilíndrico con dos rigidizadores con sección transversal en forma de  $\Omega$ , sometido a una presión uniforme sobre una de las caras del espécimen, considerando los efectos de la introducción imperfecciones geométricas adicionales en la geometría de la estructura que suelen ser comunes en este tipo de paneles. El análisis se realiza con el programa de Elementos Finitos ABAQUS/Standard, empleando elementos lineales tipo lámina de integración reducida para la discretización de la estructura.

### **1. INTRODUCCIÓN**

En el estudio del comportamiento de paneles rigidizados en régimen de postpandeo habitualmente se tienen en consideración numerosos factores que afectan a la respuesta estructural como son el número de rigidizadores, sus posiciones, sección transversal, etc. Sin embargo, en ese tipo de elementos tan esbeltos existen ciertas desviaciones de la geometría del panel que influirán de forma relevante en la evolución del componente [2]. Es por ello que en este trabajo se muestra la importancia de la cuantía y orientación de estas imperfecciones en la evolución en postpandeo para un panel genérico.

### **2. CARACTERIZACIÓN DEL PANEL RIGIDIZADO**

La geometría general del panel considerado es la mostrada en la Figura 1. Se trata de un panel curvo, con radio de curvatura 1950 mm, longitud de arco 2500 mm y ancho 1020 mm, rigidizado con dos largueros dispuestos circunferencialmente y simétricos, siguiendo la curvatura. La distancia entre rigidizadores considerada será de 600 mm.



**Fig. 1. Tipología de panel rigidizado analizado.**

Las propiedades de los materiales empleados para la fabricación de los materiales son recogidos en la Tabla.1, mientras que las secuencias de apilado para cada una de las zonas del panel se muestra en la Tabla.2.

Propiedad	Cinta	Tejido
Módulo elástico en dirección de la fibra $E_1$ (Pa)	$122 \cdot 10^9$	$61 \cdot 10^9$
Módulo elástico en dirección transversal a la fibra $E_2$ (Pa)	$8.5 \cdot 10^9$	$61 \cdot 10^9$
Módulo elástico tangencial en el plano $G_{12}$ (Pa)	$3.4 \cdot 10^9$	$2.2 \cdot 10^9$
Módulo elástico tangencial en el plano $G_{13}$ (Pa)	$3.4 \cdot 10^9$	$2.2 \cdot 10^9$
Módulo elástico tangencial fuera del plano $G_{23}$ (Pa)	$2.2 \cdot 10^9$	$1.5 \cdot 10^9$
Coefficiente de Poisson en el plano de la lámina $\nu_{12}$	0.3	0.05

**Tabla 1. Propiedades mecánicas de los materiales.**

Zona	Material	Nº Telas	Laminado	e (mm)
Cabeza de $\Omega$	Cinta (capas a $90^\circ$ ) Tejido (capas a $0^\circ$ & $45^\circ$ )	7	(45/90/90/0/90/90/45)	1.576
Alma de $\Omega$	Tejido	3	(45/0/45)	0.84
Piel	Cinta	7	(90/45/-45/0/-45/45/90)	1.288

**Tabla 2. Composición del material utilizado ( $0^\circ$  la circunferencial del panel).**

Por otro lado, la forma de sollicitación de los componentes se realiza mediante una carga de presión uniformemente distribuida sobre la superficie de la piel, siendo las condiciones de contorno en los bordes de los paneles de empotramiento, es decir, impidiendo desplazamientos y giros. Se considerarán la existencia de imperfecciones geométricas en la estructura. Estas imperfecciones son tenidas en cuenta computacionalmente mediante una combinación lineal de los primeros modos de pandeo del panel. La cuantía y signo de las imperfecciones consideradas quedan recogidos en la Tabla 3.

Panel	Modos	Cuantía	Signo
P0	Ninguno		
P2+	2 primeros	0.0001	+
P2-	2 primeros	0.0001	-
P5+	5 primeros	0.00001	+
P5-	5 primeros	0.00001	-
P10+	10 primeros	0.00001	+
P10-	10 primeros	0.00001	-

Tabla 3. Cuantía y signo de las imperfecciones consideradas en el panel.

### 3. RESULTADOS

Los resultados numéricos de las simulaciones del panel se recogen en la Figura 2. En ésta se representa la envolvente de desplazamientos radiales máximos,  $u_r$ , en valor absoluto de los nodos centrales del panel (que son los más desfavorables) frente a la carga de presión. En esta figura, además se tiene en cuenta la variabilidad de las magnitudes de las imperfecciones geométricas introducidas.

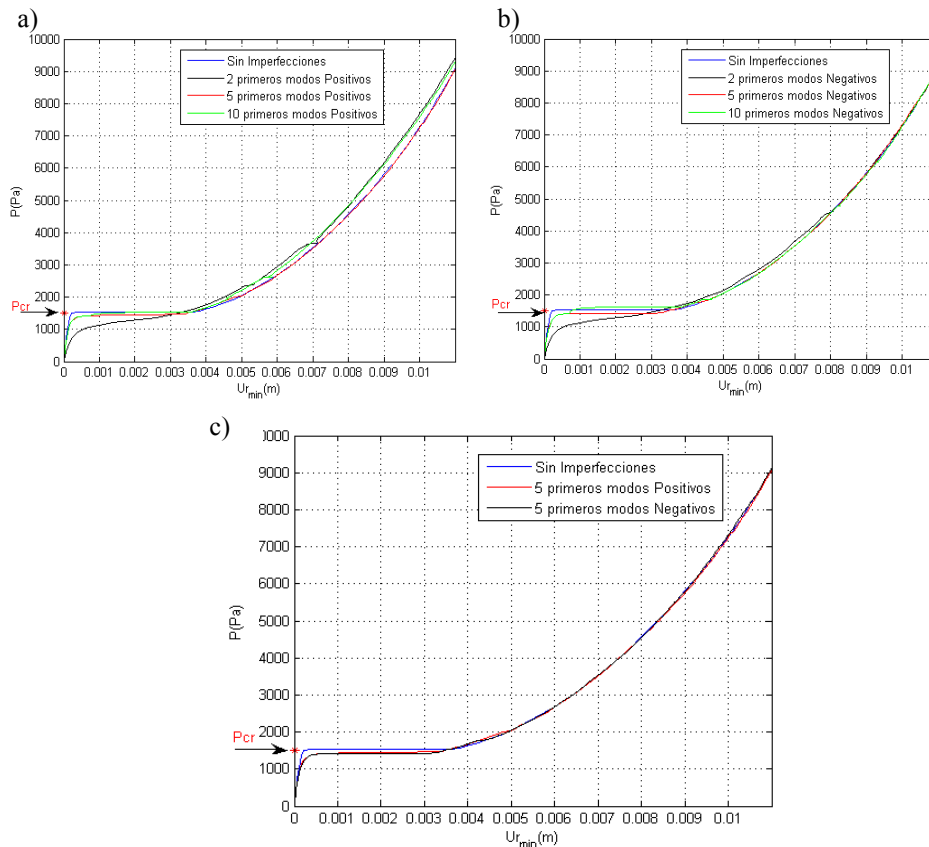
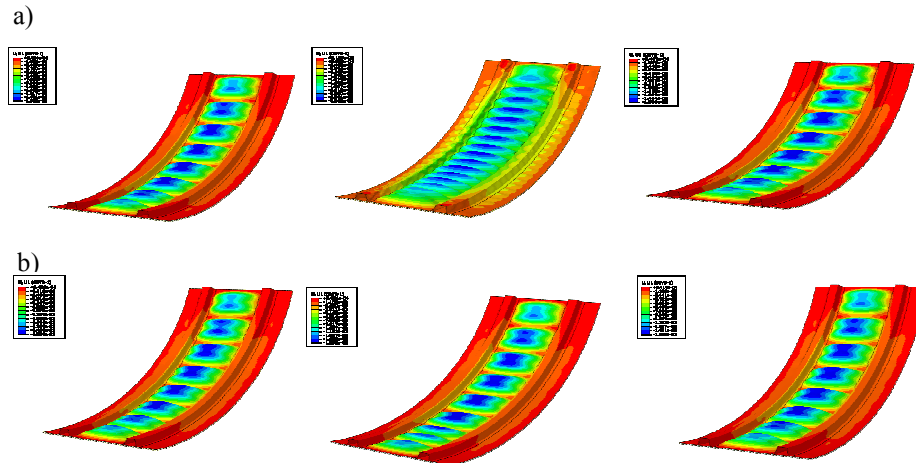


Fig. 2. Comparación de las evoluciones de la envolvente de  $u_r$  para los casos (a) P0, P2+, P5+ y P10+, (b) P0, P2-, P5- y P10-, y (c) P0, P5+ y P5-.

Las deformadas asociadas a la evolución del panel en postpandeo con las imperfecciones consideradas se recogen en la Figura 3, para una carga de 20000 Pa.



**Fig. 3. Deformada para los casos (a) P2+, P5+ y P10+ respectivamente, y (b) P2-, P5- y P10- respectivamente.**

#### 4. CONCLUSIONES

Analizando los resultados expuestos, puede concluirse que las imperfecciones geométricas presentes en el panel juegan un papel determinante en la evolución en postpandeo de éste. Ello es debido a que éstas hacen que preponderen la activación unos modos de pandeo frente a otros con lo que la deformada del componente sufrirá variaciones. Debido a esto, es recomendable efectuar una revisión pormenorizada de las posibles desviaciones existentes en la geometría del panel con el fin de poder realizar simulaciones numéricas más ajustadas a la realidad. Por todo ello se pone de manifiesto la existencia de una amplia variabilidad en los resultados derivados de los cálculos si fueran tenidas en cuenta combinaciones adicionales de entre modos de pandeo.

#### AGRADECIMIENTOS

Los autores desean agradecer la financiación de este trabajo por los proyectos P06-TEP-02045 de la Junta de Andalucía

#### REFERENCIAS

- FALZON, B.G., STEVEN, G.P. (1997) "Buckling mode transition in hat-stiffened composite panels loaded in uniaxial compression". *Composite Structures*, **37** (2), pp. 253-267.
- ROMEO, G., FRULLA, G. (1995) "Nonlinear analysis of graphite/epoxy wing boxes under pure bending including lateral pressure". *Journal of Aircraft*, **32** (6), pp. 1375-1381.
- STARNES JR., J.H., KNIGHT JR., N.F., ROUSE, M. (1985) "Postbuckling behavior of selected flat stiffened graphite-epoxy panels loaded in compression". *AIAA Journal*, **23** (8), pp. 1236-1246.
- STEVENS, K.A., RICCI, R., DAVIES, G.A.O. (1995) "Buckling and postbuckling of composite structures". *Composites*, **26** (3), pp. 189-199.