

Análisis de la capacidad postpandeo de un panel rigidizado ante cargas de presión

A. Blázquez,

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

J. Reinoso,

Institut für Statik und Dynamik, Leibniz Universität Hannover, Alemania.

J. Cañas

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

F. París

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

RESUMEN

En esta publicación se resumen los resultados obtenidos en el análisis experimental y numérico de un panel rigidizado cilíndrico ante cargas de presión superiores a la carga crítica a la que se produce la inestabilidad del panel por abolladuras en la piel. En este trabajo se amplían los resultados presentados en el IX Congreso Nacional de Materiales Compuestos, [1]. El panel ensayado fue concebido y fabricado para su montaje en un avión real, ello es lo que justifica la geometría, material y laminados.

PALABRAS CLAVE: Paneles rigidizados, postpandeo, análisis experimental, MEF.

1. INTRODUCCIÓN

En la industria aeroespacial se está realizando un considerable esfuerzo en la optimización de las estructuras, tratando de conseguir reducciones de peso sin afectar a la seguridad. Uno de los elementos estructurales más eficientes en este sentido son los paneles rigidizados. Si además se añade el fabricarse de material compuesto, a la eficiencia derivada de su propia forma estructural se suma la derivada del uso de materiales con elevada rigidez y resistencia específicas. El principal problema que presentan estos elementos estructurales es la aparición de abolladuras en la piel [1-5]. No obstante, aunque en el caso de aleaciones metálicas es habitual calcularlos en régimen de postpandeo, no ocurre lo mismo en el caso de los paneles de material compuesto. En estos, la extensión de las conclusiones obtenidas para el caso de los metálicos no es inmediata dadas las significativas diferencias existentes entre el comportamiento mecánico y los mecanismos de fallo de los composites y los metales.

2. DESCRIPCIÓN DEL PANEL Y DEL DISPOSITIVO DE ENSAYO

Se trata del panel cilíndrico mostrado en la Fig. 1, de radio 1520 mm, longitud de arco

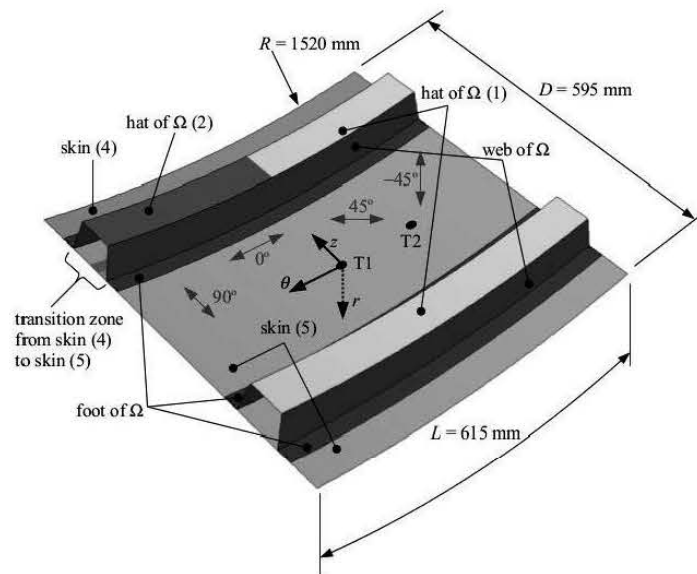


Fig. 1. Geometría del panel, y orientación de las láminas.

615 mm y anchura 595 mm. A dicho panel se añaden dos rigidizadores con sección en Ω , altura 55 mm, dimensión de la cabeza 60 mm y pies de 25 mm, separados 235 mm. Estaba fabricado con laminados de carbono-epoxy empleando láminas unidireccionales ($E_1 = 131$ Gpa, $E_2 = 9.75$ Gpa, $G_{12} = 4.65$ Gpa, $\nu_{12} = 0.3$, 0.184 mm de espesor) y tejido ($E_1 = E_2 = 61$ Gpa, $G_{12} = 4.9$ Gpa, $\nu_{12} = 0.05$, 0.28 mm de espesor). El laminado de la piel está compuesto por láminas unidireccionales, siendo la secuencia de apilado básica: [45/-45/0/90/0/-45/45]. En algunas zonas se refuerza con láminas adicionales hasta un total de 17 en la zona señalada con *Skin (4)* en la Fig. 1. El laminado de los rigidizadores se compone de tejido, con la secuencia en el alma: [45/0/45], que se refuerza en la cabeza con 4 láminas unidireccionales dispuestas simétricamente: [45/0/0/0/0/45]. Este laminado de la cabeza se refuerza con dos láminas unidireccionales extra en la zona señalada con *hat of Ω (2)* en la Fig. 1. La justificación de estas características debe buscarse en las exigencias de diseño del panel respecto de la estructura real para la que fue concebido.

Para aplicar la carga de presión en el extradós del panel (la cara opuesta a aquella en la que están unidos los rigidizadores) se diseñó una caja de presión cuyas características se describen en [1,4].

3. DESCRIPCIÓN DEL ENSAYO

Para registrar los resultados del ensayo se empleó un transductor de desplazamientos colocado en el centro del panel, T1 de la Fig. 1, y bandas extensométricas, dispuestas en parejas *back-to-back*, en los puntos señalados en la Fig. 2. La selección de dichos puntos se realizó sobre la base de los análisis de pandeo, [1]. La numeración "G1" a "G11" hace referencia a la posición; la notación "z" o " θ " refiere la dirección en la que mide (axial y circunferencial respectivamente); y, finalmente, "b" o "t" hacen referencia a la cara en la que estaba pegada la banda (*bottom* para el extradós, opuesta a los rigidizadores, y *top* para el intradós, en la que están los mismos).

Se realizaron varios ensayos en los que se llegaron a alcanzar cargas 3.5 veces

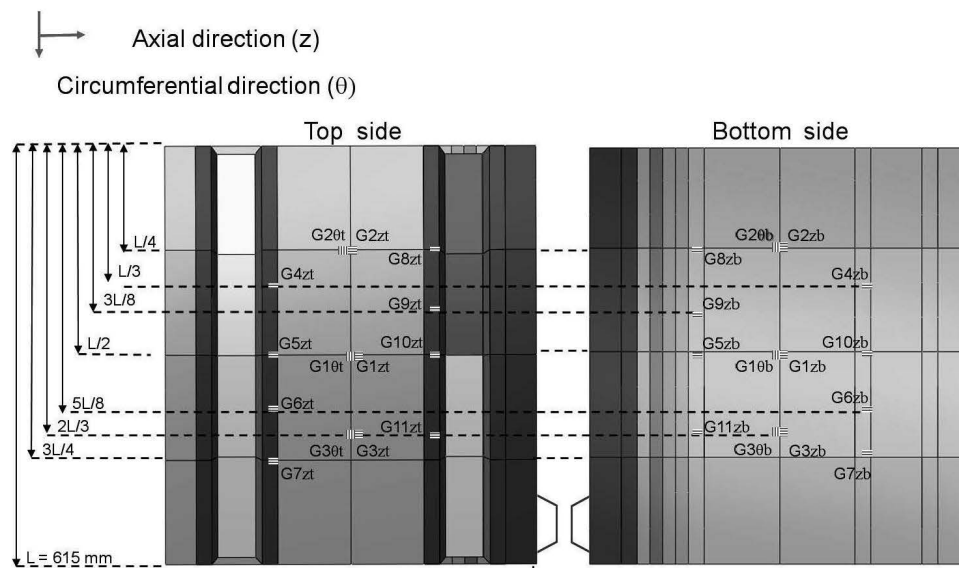


Fig. 2. Posición de las bandas extensométricas.

superiores a la primera carga crítica. En ninguno de estos ensayos se detectó ningún ruido ni otra evidencia que hiciese sospechar la iniciación de algún tipo de daño en el panel. La rotura se alcanzó de forma súbita para una presión de 0.44 bar, aunque a partir de 0.41 bar se detectaron los sonidos típicos de despegues o delaminaciones.

4. MODELO NUMÉRICO

En la simulación numérica se utilizó el programa Abaqus/standard, con elementos tipo S4R. Se trata de un elemento laminar de cuatro nodos e integración reducida con capacidad para describir no-linealidades geométricas. El modelo constaba de 12200 elementos y 12221 nodos. La carga se simuló mediante una distribución de presiones constante en los elementos que modelaban la piel del panel. Respecto de las condiciones de contorno, el borde se consideró empotrado.

5. ANÁLISIS NUMÉRICO Y EXPERIMENTAL EN RÉGIMEN DE POSTPANDEO

Para perturbar la geometría ideal se han utilizado los modos de pandeo, [1], modificando la posición de los nodos del modelo de la forma:

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

donde x_i es la coordenada i perturbada, x_i^o es la coordenada i original, a_n son coeficientes que hay que seleccionar, u_i^n es el desplazamiento i correspondiente al modo n , y N es el número de modos de pandeo considerados en la perturbación.

5.1 Evolución carga-desplazamiento del punto central del panel

En la Fig. 3 se muestran las evoluciones numéricas del desplazamiento perpendicular al panel en T1 (ver Fig. 1) para diferentes perturbaciones de la geometría. En la Fig. 3a se

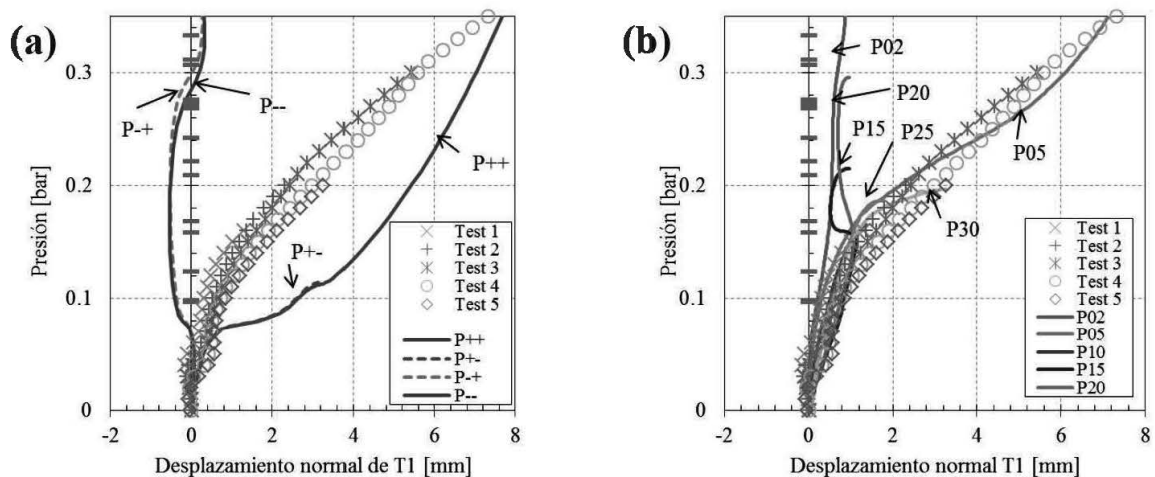


Fig. 3. Evolución del desplazamiento del punto T1: (a) perturbaciones no basadas en la geometría real, y (b) combinaciones de modos ajustadas a la geometría real.

considera una perturbación de la geometría utilizando los dos primeros modos con los coeficientes mostrados en la Tabla 1 (seleccionados de forma que la perturbación máxima resultara del orden de 1/10 el espesor del laminado, [6]). En la Fig. 3b se considera una perturbación basada en la geometría real del panel, siguiendo el procedimiento descrito en [5]. En la Tabla 1 se muestran, a modo de ejemplo, los coeficientes en algunos casos. Las marcas rojas en el eje de ordenadas indican las cargas críticas. Los resultados se comparan con las medidas tomadas en los ensayos.

	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7	a_8
P++	0.0001	0.0001						
P+-	0.0001	-0.0001						
P-+	-0.0001	0.0001						
P--	-0.0001	-0.0001						
P03	-4.18e-4	2.39e-4	-5.12e-4					
P05	-4.59e-4	2.52e-4	-6.59e-4	-1.55e-4	2.14e-4			
P08	-4.36e-4	2.09e-4	-5.75e-4	-2.27e-4	2.89e-4	4.00e-5	3.54e-4	1.72e-4

Tabla 1. Coeficientes utilizados para perturbar la geometría ideal.

En primer lugar, dada la repetitividad de las medidas experimentales, se apoya la suposición de que, para los niveles de carga considerados (hasta 3.5 veces la primera carga crítica), no se produjo daño en el panel. Por otro lado es clara la dependencia de la evolución de las predicciones numéricas con la combinación de modos seleccionada, las cuales, en general no se ajustan (salvo las opciones P05 y P06) a la evolución experimental salvo (como es obvio) en el rango lineal.

En la Fig. 3b puede observarse que, partiendo de la solución P02, cuando se incrementa el número de modos que intervienen, el ajuste mejora. No obstante, a partir de 7 modos empeora. La justificación de este hecho es que, mientras que los modos 1 a 6 son modos bastante simétricos respecto del plano medio del panel, [4,5], los modos superiores (en la Fig. 4 se muestran los modos 7 a 10), especialmente a partir del modo 9, no lo son, por lo que los puntos seleccionados (dispuestos únicamente en 4 líneas paralelas a los rigidizadores, [4,5]) no proporcionan una buena aproximación.

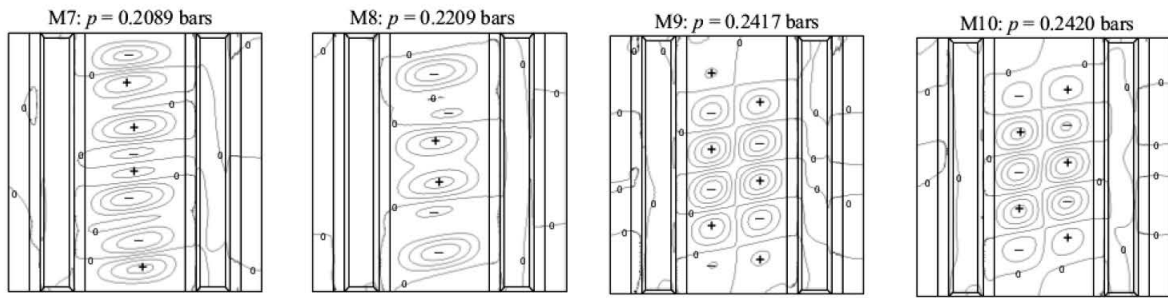


Fig. 4. Autovalores y autovectores obtenidos para los modos de pandeo 7 a 10.

Es importante remarcar que estas diferencias entre las soluciones obtenidas con distintas perturbaciones, no se manifiestan en los casos de paneles sometidos a cargas de compresión o cortadura, [7], en los que se utilizan variables globales: la carga total sobre el panel y un desplazamiento representativo del problema (el acortamiento o el desplazamiento transversal). Las curvas así obtenidas no se ven afectadas por la perturbación introducida en todo el rango de cargas, [7].

5.2 Evolución de las deformaciones locales

Para completar el análisis, la Fig. 5 muestra las evoluciones de las deformaciones medidas por algunas bandas (ver Sección 3) y las predicciones numéricas para el caso P05. Para las bandas colocadas en la piel (G1 a G3) el ajuste es muy satisfactorio hasta valores de la carga del orden del doble de la carga crítica de pandeo, y en algunos casos

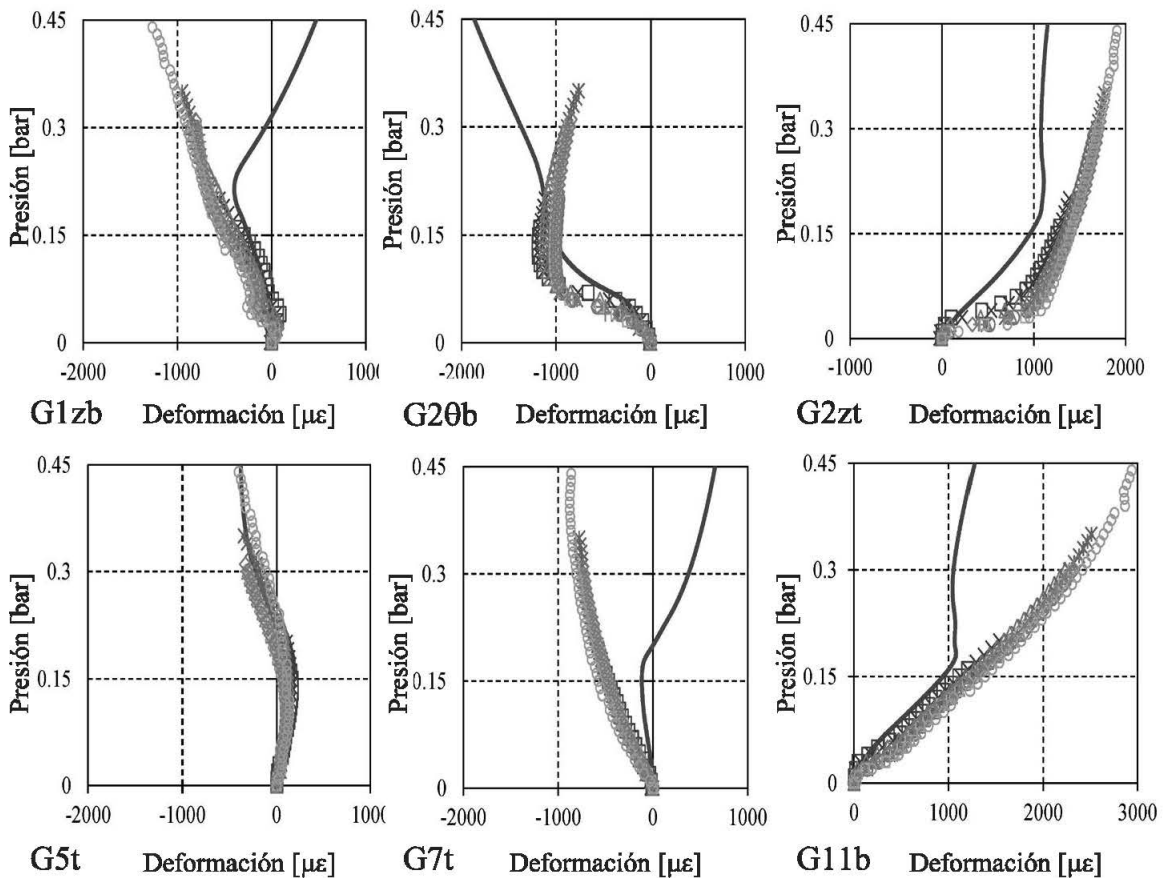


Fig. 5. Evolución de las medidas de algunas bandas situadas en la piel.

incluso mayores. En el caso de las bandas situadas en el ala de los rigidizadores, (G4 a G11), en general, el ajuste es peor. En la Fig. 5 se muestran casos en los que las diferencias aparecen desde cargas relativamente bajas (G7b), casos en los que esto ocurre para niveles de carga del orden de la carga crítica (G11b), y finalmente, también hay casos en los que el ajuste conseguido se alcanza incluso para valores mayores (G5t). Analizando el proceso de ajuste, no es sorprendente que las predicciones numéricas no tengan la misma calidad en las bandas situadas en el pie de los rigidizadores que en las bandas situadas en la piel, pues los modos de pandeo del problema (que son las funciones utilizadas en la perturbación) están caracterizados por abolladuras en la piel, permaneciendo los rigidizadores prácticamente indeformados.

3. CONCLUSIONES

En esta publicación se presentan los resultados más relevantes de un análisis numérico y experimental realizado sobre un panel rigidizado en régimen de postpandeo ante cargas de presión. El colapso del panel sobrevino de forma súbita, para una carga más de cuatro veces superior a la primera carga crítica, y estuvo caracterizado por la aparición de despegues de los rigidizadores en las zonas cercanas a los agarres. La comparación de las predicciones numéricas con las medidas experimentales ha puesto de manifiesto la importancia de conocer con suficiente precisión la geometría real del panel que se analiza, sobre todo si se pretende sacar conclusiones sobre la distribución de deformaciones y tensiones en el panel.

REFERENCIAS

1. BLÁZQUEZ, A, REINOSO, J, PARÍS, F. Y CAÑAS, J. (2011). Análisis de postpandeo de un panel rigidizado de material compuesto sometido a carga de presión. *En: Materiales Compuestos 11, Actas del IX Congreso Nacional de Materiales Compuestos*, pp. 651-656, 5 al 8 de julio de 2011, Girona (España).
2. FALZON, B.G, STEVENS, K.A. Y DAVIES, G.O. (2000). Postbuckling behaviour of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression. *Compos Part A: Appl Sci Manuf.*, 31, pp. 459-468.
3. ABRAMIVICH, H, WELLER, T. Y BISAGNI, C. (2008). Buckling behaviour of composite laminated stiffened panels under combined shear-axial compression. *J. Aircraft*, 45, pp. 402-413.
4. REINOSO, J, BLÁZQUEZ, A, PARÍS, F, CAÑAS, J. Y MELÉNDEZ J.C. (2012). Postbuckling behaviour of a pressurized stiffened composite panel – Part I: Experimental study. *Compos Struct*, 94, pp. 1533-1543.
5. BLÁZQUEZ, A, REINOSO, J, PARÍS, F. Y CAÑAS, J. (2012). Postbuckling behaviour of a pressurized stiffened composite panel – Part II: Numerical analysis. Effect of the geometrical imperfections. *Compos Struct*, 94, pp. 1544-1554.
6. BLÁZQUEZ A. Y PICÓN, R. (2010). Analytical and numerical models of postbuckling of orthotropic symmetric plates. *J. Eng Mech*, 136, pp. 1299-1308.
7. REINOSO J, BLÁZQUEZ A, PARÍS F. (2013). Postbuckling analysis of a composite cylindrical panel with frames and omega stringers. *Preparado para su presentación en el 19 International Conference On Composite Materials, ICCM-19, Montreal 2013.*