



Estudio experimental de placas preconformadas en postpandeo

R. Roig, J. Justo, A. Blázquez y F. París

Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, E.T.S. de Ingeniería,
Universidad de Sevilla, España.

RESUMEN

El pandeo de placas y láminas no necesariamente está asociado al colapso, que en ocasiones se produce para una carga que es varias veces superior. No obstante, aprovechar esta capacidad postpandeo no es fácil, siendo el principal inconveniente la extremada sensibilidad del problema ante imperfecciones de la geometría y las condiciones de sustentación y de cargas. En este trabajo se muestran los primeros resultados de un análisis de la evolución en postpandeo de placas de material compuesto en las que, intencionadamente, se han introducido imperfecciones iniciales.

PALABRAS CLAVE: Placas, pandeo, postpandeo.

1. INTRODUCCIÓN

Al contrario que las barras, las placas y láminas no pierden completamente la capacidad portante al alcanzar la carga de pandeo [1-4]; por ello dicha carga no necesariamente implica el colapso de la estructura. Este aspecto es especialmente interesante en el caso de paneles rigidizados, en los que el colapso del componente viene definido por la aparición de inestabilidades globales asociadas al pandeo de los rigidizadores y/o la aparición de despegues y delaminaciones [5,6]. En estos casos, el pandeo local de la piel entre dos larguerillos y dos cuadernas (en el caso del fuselaje de un avión) afecta relativamente poco a la capacidad portante del panel completo, pero puede promover la aparición de despegues entre la piel y los rigidizadores [7]. Es fácil comprender que la predicción de estos despegues es fundamental para garantizar la seguridad.

La principal dificultad con la que se encuentran los diseñadores/investigadores al predecir el comportamiento en postpandeo de los paneles es la extremada sensibilidad que presentan ante imperfecciones no controladas de la geometría, condiciones de sustentación y cargas [8,9]. Para predecir la evolución de un panel se utiliza, en la gran mayoría de los casos, el MEF; siendo habitual introducir las imperfecciones iniciales mediante una combinación de los modos de pandeo, en la que los coeficientes se ajustan mediante algún procedimiento a las medidas de una nube de puntos [9]. Es obvio que este procedimiento puede ser válido para un panel determinado, pero impracticable para un lote, teóricamente iguales pero diferentes en realidad. La predicción del comportamiento se convierte en un problema individualizado y hace cuestionable su aplicación en la fase de diseño.



Centrando la atención únicamente en los aspectos geométricos, parece razonable suponer que no sean necesarios modos altos en el ajuste y que si alguno de los coeficientes es muy superior al resto, la influencia de ese término sea mayor. Partiendo de esta idea, en este trabajo se presentan los primeros resultados de un análisis de placas de material compuesto preconformadas sometidas a compresión en régimen de postpandeo. Una idea parecida, con el objetivo de aumentar la capacidad portante de láminas cilíndricas, ha sido publicada recientemente [10].

2. ANÁLISIS PREVIOS

Se optó por analizar placas por facilidad en la fabricación y por la posibilidad de emplear métodos analíticos para predecir su comportamiento [1,2,4]. No obstante, las condiciones de estos procedimientos (placa homogénea ortótropa en ejes xy , simplemente apoyada, en la que los lados están obligados a desplazarse paralelos a sí mismos) no son fáciles de reproducir en la práctica; por ello se decidió utilizar condiciones de bordes apoyados con los desplazamientos en el plano impedidos.

Se diseñaron placas de $200 \times 200 \text{ mm}^2$; 3 laminados distintos, todos con 12 láminas de 0.13 mm de espesor cada una: $[0_{12}]$, $[90_{12}]$ y $[45, -45, 0, 45, -45, 90]_s$, que se denominarán S1, S2 y S3 respectivamente; y con el material AS4/8552, de propiedades mecánicas: $E_{11} = 128.061 \text{ GPa}$, $E_{22} = 9.79 \text{ GPa}$, $\nu_{12} = 0.335$, $G_{12} = 5.722 \text{ GPa}$.

La Tabla 1 muestra las cargas y modos de pandeo para dos condiciones de contorno: (1) las descritas en [1,2,4], y (2) $u_z(\pm X/2, y) = u_z(x, \pm Y/2) = 0$, $u_x(\pm X/2, y) = 0$, $u_y(x, \pm Y/2) = \pm \delta/2$, siendo $\delta < 0$. Los modos de pandeo se describen por una pareja, (m, n) , que indican el número de semiondas en las direcciones de la carga, y , y perpendicular, x , respectivamente. Se han sombreado los casos en los que los modos varían entre una y otra condición de contorno.

Tabla 1. Cargas de pandeo en kN y modos (m, n) para la placa ideal

| Conf | Cdc | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|------|-----|---------------|---------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| S1 | (1) | 2.79 (1,1) | 6.48 (1,2) | 9.19 (2,1) | 11.15 (2,2) | 15.96 (2,3) | 18.80 (1,3) | 20.03 (3,1) | 21.67 (3,2) |
| | (2) | 2.72 (1,1) | 5.91 (1,2) | 9.08 (2,1) | 10.83 (2,2) | 15.06 (2,3) | 15.46 (1,3) | 19.72 (3,1) | 21.17 (3,2) |
| S2 | (1) | 1.62 (2,1) | 2.09 (3,1) | 2.79 (1,1) | 3.06 (4,1) | 4.40 (5,1) | 6.07 (6,1) | 6.48 (4,2) | 7.08 (5,2) |
| | (2) | 1.49 (2,1) | 2.01 (3,1) | 2.08 (1,1) | 2.99 (4,1) | 4.32 (5,1) | 5.94 (4,2) | 5.98 (6,1) | 6.14 (3,2) |
| S3 | (1) | 4.03 (1,1) | 5.95 (2,1) | 10.09 (3,1) | 16.02 (4,1) | 16.13 (2,2) | 18.50 (3,2) | 23.67 (5,1) | 23.80 (4,2) |
| | (2) | 2.98 (1,1) | 5.89 (2,1) | 7.99 (1,2) | 10.38 (3,1) | 11.92 (2,2) | 15.49 (1,3) | 16.00 (4,1) | 17.57 (3,2) |

Dado que S1, S2 y S3 son diferentes, no es fácil comparar los resultados entre ellos; no obstante, puede comprobarse que cuanto mayor es el ν_{xy} equivalente de la placa



(0.023758 para S1, 0.335 para S2 y 0.4255 para S3), mayor es la diferencia entre las cargas críticas correspondientes a las condiciones (1) y (2) de la Tabla 1 (2.5% para S1, 8.0% para S2 y 26.1% para S3); pues (para la misma carga aplicada) mayores son las tensiones que aparecen para impedir el alargamiento perpendicular a la carga. Por ser estas tensiones de compresión, las cargas para (2) resultan menores que para (1).

3. DISEÑO DE LA PREFORMA

Se seleccionó una imperfección geométrica que se corresponde con los modos de pandeo obtenidos en [1,2,4]:

$$z = Z \operatorname{sen} \left(n \pi \left(\frac{x}{X} + \frac{1}{2} \right) \right) \operatorname{sen} \left(m \pi \left(\frac{y}{Y} + \frac{1}{2} \right) \right) \quad (1)$$

siendo: z la coordenada perpendicular al plano de la placa ideal para el punto x,y (el origen se sitúa en el centro de la placa); Z la amplitud de la perturbación; X e Y las dimensiones de la placa y n y m el número de semiondas en las direcciones x e y respectivamente.

Se eligieron tres semiondas en una dirección, una semionda en la otra y $Z = 2$ mm (ligeramente superior al espesor de la placa). Cambiando la orientación respecto de la dirección de la carga se obtienen dos perturbaciones, que se corresponden a los modos remarcados en Tabla 1: $(m,n) = (3,1)$ ó $(m,n) = (1,3)$. Nótese que las cargas de pandeo correspondientes a estos casos resultan superiores a las críticas (en algunos casos muy superiores), y que se trata de una preforma que es simétrica respecto de ambos ejes. Combinando 3 laminados y 2 orientaciones se obtienen las 6 situaciones de la Figura 1. Los dos primeros caracteres hacen referencia al laminado (S1, S2 o S3) y los tres últimos a la preforma (W31 = 3 semiondas en y y 1 en x ; W13 = 1 semionda en y y 3 en x). La carga se aplica en la dirección y .

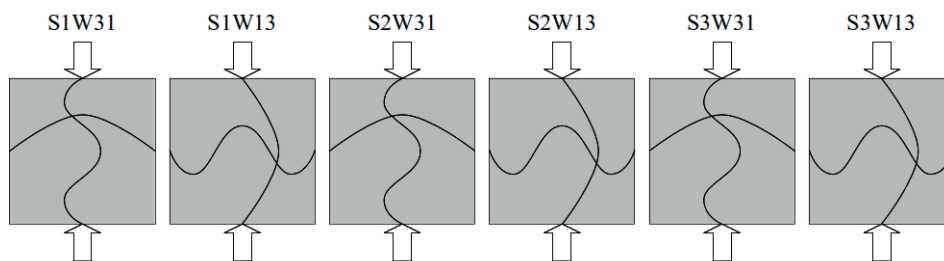


Fig. 1. Configuraciones consideradas.

Para fabricar las probetas se mecanizó un molde de aluminio con una fresadora CNC TEC-CAM 3000 (del taller de prototipado *FabLab* situado en la E.T.S. de Arquitectura de Sevilla) con la preforma definida por la ecuación (1), con $(m,n) = (3,1)$ y $H = 2$ mm.

4. ANÁLISIS DE PANDEO DE LAS PROBETAS PRECONFORMADAS

La Tabla 2 resume las cargas y modos de pandeo obtenidas con *Abaqus* para las



configuraciones de placas de la Figura 1. Los modos señalados con (-,-) no son asimilables a semiondas en dos direcciones.

Tabla 2. Cargas de pandeo en kN y modos (m,n) para la placa preconformada

| Conf | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|-------|----------------|----------------|----------------|----------------|-----------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| S1W31 | 7.91 (1,1) | 14.08 (2,1) | 16.44 (2,2) | 17.59 (1,2) | 22.43 (3,1) | 26.02 (-, -) | 26.29 (-, -) | 30.87 (-, -) |
| S1W13 | 14.71 (1,1) | 15.72 (2,1) | 19.04 (2,2) | 22.79 (1,2) | 23.68 (3,1) | 30.52 (1,2) | 34.63 (3,3) | 36.55 (4,1) |
| S2W31 | 6.17 (4,1) | 7.97 (5,1) | 9.11 (5,2) | 9.43 (4,2) | 9.52 (6,1) | 9.93 (6,2) | 10.54 (7,1) | 10.67 (7,2) |
| S2W13 | 3.46 (1,1) | 3.59 (2,1) | 6.12 (3,1) | 7.19 (4,1) | 8.91 (5,1) | 9.25 (-, -) | 9.29 (-, -) | 10.41 (-, -) |
| S3W31 | 11.30 (1,1) | 13.45 (2,1) | 22.19 (3,1) | 22.62 (4,2) | 25.52 (-, -) | 25.99 (-, -) | 30.80 (-, -) | 31.56 (-, -) |
| S3W13 | 9.38 (1,1) | 15.98 (2,1) | 22.07 (1,2) | 24.96 (3,1) | 29.11 (3,2) | 29.63 (4,1) | 35.36 (5,1) | 39.13 (-, -) |

Resulta destacable el incremento obtenido en las cargas críticas, que varían entre 2.32 (para S2W13) y 5.41 (para S1W13) veces las correspondientes a la placa ideal. Ello induce a pensar que para niveles de carga por debajo de éstas, las imperfecciones no introducidas intencionadamente (y que son debidas a numerosos factores difíciles de controlar) tengan poca influencia en la evolución de las placas preconformadas, mientras que pudieran resultar determinantes en las placas ideales, [9].

5. DESCRIPCIÓN DE LOS ENSAYOS

Con la intención de reproducir las condiciones de contorno apoyadas, se diseñó y fabricó el utillaje de la Figura 2, en la que se muestra el dispositivo montado en la máquina de ensayos y con un panel preparado.



Fig. 2. Dispositivo y probeta montados en la máquina de ensayos.

Básicamente, consiste en un marco en el que se han realizado canaladuras en forma de



V para soportar la placa. La parte superior está formada por una pieza móvil que desliza entre los montantes. Una horquilla colocada en la parte superior hace que los montantes permanezcan paralelos entre sí. Para medir los desplazamientos del ensayo se utilizó el sistema *Aramis* de análisis óptico de deformación 3D (el sistema requiere una nube de puntos en la zona de medida, de ahí el aspecto de la probeta en la Figura 2). Para medir la carga aplicada se utilizó la célula de carga de la máquina de ensayos.

Inicialmente, se centraba el dispositivo en la máquina manualmente, de forma que la compresión fuera uniforme. La carga se aplicó de forma monótona hasta que se detectó algún evento que pudiera corresponderse con el fallo de la placa.

5. RESULTADOS

Por razones de espacio, solo se muestran algunas imágenes para la probeta S2W31, que es con la que mejor ajuste se obtiene entre las predicciones numéricas y las medidas experimentales, Figura 3. Las imágenes de *Aramis* se han proyectado sobre una fotografía de la probeta. Debido a las condiciones del ensayo, en las imágenes de *Aramis* aparecen algunas zonas de sombra.

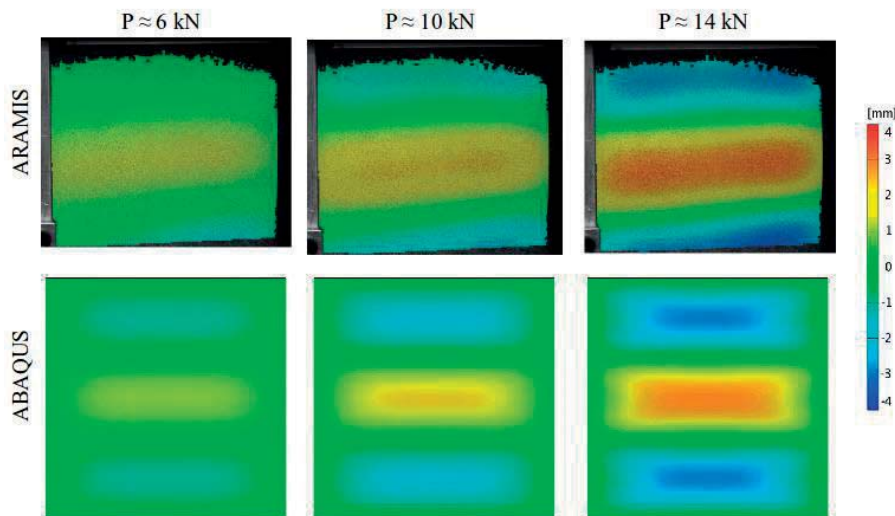


Fig. 3. Resultados para la placa S2W31.

También se obtiene un ajuste satisfactorio para la configuración S3W31, pero los resultados numéricos para el resto de los paneles no se ajustan a las evoluciones reales. En el caso de la configuración S1W31 (la primera que se ensayó) no se consiguió un correcto centrado de la carga y su efecto quedaba claramente reflejado en las imágenes de *Aramis*, por lo que en los siguientes ensayos se puso especial cuidado en ese aspecto. Las configuraciones S1W13, S2W13 y S3W13, seguían una evolución con $m = n = 1$, que no coincide con los resultados numéricos, pero se ajustan al primer modo (ver Tabla 2), ello podría ser consecuencia del efecto de imperfecciones geométricas no controladas. En cualquier caso, durante la realización de los ensayos también se puso de manifiesto la dificultad de reproducir adecuadamente las condiciones de contorno de apoyo simple, detectándose en ocasiones movimientos no deseables cerca de los bordes.



6. CONCLUSIONES

Se han presentado los primeros resultados de un análisis sobre placas en las que, intencionadamente, se han introducido imperfecciones (del orden del espesor) que separan la placa de su plano con la intención de eliminar la incertidumbre sobre la evolución en postpandeo de estos elementos motivada por la geometría real de la placa.

Aunque, en algunos casos, la comparación con resultados experimentales es esperanzadora, en general se debe replantear el ensayo de forma que las condiciones de contorno sean más fáciles de reproducir. Además, es conveniente conocer la geometría real de las placas con el fin de cuantificar el nivel relativo entre las imperfecciones intencionadas y no-intencionadas y ser capaz de justificar posibles desviaciones.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen la colaboración de: el Laboratorio de prototipado *FabLab* (Univ. Sevilla); D. Antonio Cañas (LERM, ETSI Sevilla); D. Rafael Cabrera (TEAMS) y la financiación de los proyectos: TEP-7093 (Junta de Andalucía), y DPI2012-37187 (Ministerio de Economía y Competitividad, España).

REFERENCIAS

1. STEIN, M. (1959) *Loads and deformations of buckled rectangular plates*. NASA TR-R-40, NASA Langley Research Center, Hampton, Va.
2. CHANDRA, R. Y RAJU, B.B. (1973) Postbuckling analysis of rectangular orthotropic plates. *Int. J. Mech. Sci.* 15, pp. 81-97.
3. CHIA, C.Y. (1988). Geometrically nonlinear behavior of composite plates: A review. *Appl. Mech. Rev.* 41, pp. 439-450.
4. BLÁZQUEZ, A. Y PICÓN, R. (2010) Analytical and numerical models of postbuckling of orthotropic symmetric plates. *J. Eng. Mech.* 136, pp. 1299-1308.
5. STEVENS, K.A, RICCI, R. Y DAVIES, G.A.O. (1995) Buckling and postbuckling of composite structures. *Composites* 26, pp. 189-199.
6. ZIMMERMANN, R, KLEIN, H. Y KLING, A. (2006) Buckling and postbuckling of stringer stiffened fibre composite curved panels – Tests and computations. *Comp. Struct.* 73, pp. 150-161.
7. YAP, J.W.H, SCOTT, M.L, THOMSON, R.S. Y HACHENBERG, D. (2002) The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures. *Comp. Struct.* 57, pp. 425-435.
8. 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. *Comp. Struct.* 94, pp. 1533-1543.
9. 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. *Comp. Struct.* 94, pp. 1544-1554.
10. NING, X. Y PELLEGRINO, S. (2015) Imperfection-insensitive axially loaded thin cylindrical shells. *Int. J. Solids Struct.* 62, pp 39-51.