

Análisis numérico de pandeo 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

Uno de los elementos estructurales que mayor interés ha despertado en las últimas décadas para su fabricación con materiales compuestos han sido los paneles rigidizados empleados en los recubrimientos de los fuselajes, estabilizadores y alas de las aeronaves. Estos componentes están formados por una lámina o piel delgada a la que se unen rigidizadores, siendo las secciones transversales más habituales las secciones tipo T, I y Ω , para aportarle la rigidez necesaria. La configuración de los paneles hace que sean estructuras muy sensibles a fenómenos de inestabilidad, fundamentalmente por abolladuras de la piel aunque ello no supongan el fallo del componente. Para aprovechar esta característica, los criterios de diseño permiten sobrepasar la primera carga de pandeo en un cierto margen. El objetivo de este trabajo es el análisis mediante simulaciones numéricas de las cargas y modos de pandeo de un panel rigidizado cilíndrico de material compuesto. El panel considerado tiene dispuestos dos rigidizadores en dirección circunferencial con sección transversal en Ω y se encuentra sometido a una presión uniforme sobre la piel. La resolución numérica de la estructura se ha realizado a través del programa de Elementos Finitos ABAQUS/Standard, usando elementos lineales tipo lámina de integración reducida para la discretización de la estructura. En esta investigación se han llevado a cabo diversas variaciones de ciertos parámetros del sistema, concretamente la secuencia de apilado de las láminas y la distancia entre rigidizadores, para proceder a realizar un análisis de la influencia de los mismos en las cargas y modos de pandeo del componente.

1. INTRODUCCIÓN

En la concepción del diseño de un componente estructural existen numerosos factores a ser tenidos en cuenta para la diseño final del mismo. En el caso de los paneles rigidizados de material se consideran las dimensiones y forma característica de la piel así como la sección transversal de los larguerillos que serán unidos a ésta para conferirle mayor rigidez. Este número de parámetros será incluso mayor en el caso de que el material de ejecución sea láminas apiladas de material compuesto unidireccional ya que la propia secuencia de apilado influirá en la respuesta estructural del componente. Así pues, es preciso realizar un estudio de la influencia de algunos parámetros

2. CARACTERIZACIÓN DE PANELES RIGIDIZADOS

La geometría general de los paneles considerados 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. Uno de los parámetros de estudio en el presente trabajo es la

influencia de la separación entre rigidizadores, denotada por D , que variará entre 500 y 700 mm en intervalos de 50 mm.

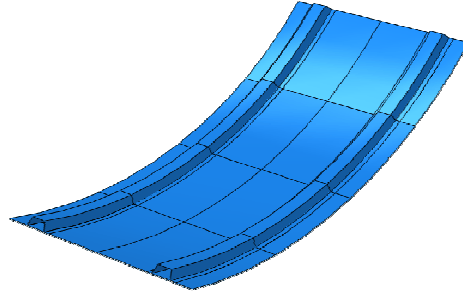


Fig. 1. Tipología de panel rigidizado analizado.

Las propiedades de los materiales empleados para la fabricación de los materiales son recogidos en la Tabla 1. Las secuencias de apilado para cada una de las zonas del panel se muestra en la Tabla.2, donde se ha considerado la variación de la secuencia de apilados en la piel como parámetro de estudio Piel A (láminas a 90° dispuestas exteriormente) y Piel B (láminas a 0° dispuestas exteriormente).

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 ν_{12}	0.3	0.05

Tabla 1. Propiedades mecánicas de los materiales.

Zona	Material	Nº Telas	Laminado	e (mm)
Cabeza de Ω	Cinta (capas a 90°) Tejido (capas a 0° & 45°)	7	(45/90/90/0/90/90/45)	1.576
Alma de Ω	Tejido	3	(45/0/45)	0.84
Piel A(90°)	Cinta	7	(90/45/-45/0/-45/45/90)	1.288
Piel B (0°)	Cinta	7	(0/45/-45/90/-45/45/0)	1.288

Tabla 2. Composición del material utilizado (0° la circunferencial del panel).

La forma de sollicitación de los componentes se realiza mediante una carga de presión uniformemente distribuida sobre la superficie exterior de la piel. Por otro lado las condiciones de contorno en los bordes de los paneles son las de empotramiento, impidiendo desplazamientos y giros.

3. RESULTADOS

Los resultados numéricos de cargas y modos de pandeo son recogidos en Tablas 3-7, donde se recogen los valores cuantitativos y cualitativos referidos a los modos de

pandeo ($m \times n$, siendo m el número ondas circunferenciales y n las ondas axiales) de las cinco primeras cargas de pandeo para cada uno de los paneles considerados.

Carga Crítica	Carga Piel B (0°)	Modo 0° Piel B (0°)	Carga Piel A (90°)	Modo 90° Piel A (90°)
1	4307.0	15x1	2055.1	19x1
2	4312.0	15x1	2056.1	19x1
3	4564.6	15x1	2110.8	20x1
4	4583.4	16x1	2114.7	21x1
5	4976.5	16x1	2194.6	21x1

Tabla 3. Cargas y modos de pandeo del panel D=500 mm

Carga crítica	Carga Piel B (0°)	Modo 0° Piel B (0°)	Carga Piel A (90°)	Modo 90° Piel A(90°)
1	3829.0	13x1	1740.2	18x1
2	3831.4	14x1	1741.0	19x1
3	4096.6	15x1	1795.3	19x1
4	4096.7	14x1	1798.5	20x1
5	4494.7	16x1	1879.4	20x1

Tabla 4. Cargas y modos de pandeo del panel D=550 mm

Carga crítica	Carga Piel B (0°)	Modo 0° Piel B (0°)	Carga Piel A(90°)	Modo 90° Piel A(90°)
1	3453.6	14x1	1512.2	17x1
2	3457.1	12x1	1512.7	18x1
3	3712.2	14x1	1567.2	18x1
4	3736.4	15x1	1569.8	19x1
5	4126.6	15x1	1653.2	19x1

Tabla 5. Cargas y modos de pandeo del panel D=600 mm

Carga crítica	Carga Piel B (0°)	Modo 0° Piel B (0°)	Carga Piel A(90°)	Modo 90° Piel A(90°)
1	3151.7	12x1	1339.0	16x1
2	3156.8	13x1	1339.8	17x1
3	3424.2	13x1	1394.7	17x1
4	3427.6	14x1	1396.1	18x1
5	3830.5	15x1	1480.0	19x1

Tabla 6. Cargas y modos de pandeo del panel D=650 mm

Carga crítica	Carga Piel B (0°)	Modo 0° Piel B (0°)	Carga Piel A(90°)	Modo 90° Piel A(90°)
1	2904.2	12x1	1203.4	14x1
2	2910.9	11x1	1203.7	15x1
3	3167.8	13x1	1257.9	17x1
4	3197.5	14x1	1261.6	16x1
5	3605.5	14x1	1342.4	18x1

Tabla 7. Cargas y modos de pandeo del panel D=700 mm

En la Figura 2 se aprecia una representación característica de los modos de pandeo de los diferentes componentes analizados y la evolución de las cargas de pandeo con la distancia entre rigidizadores.

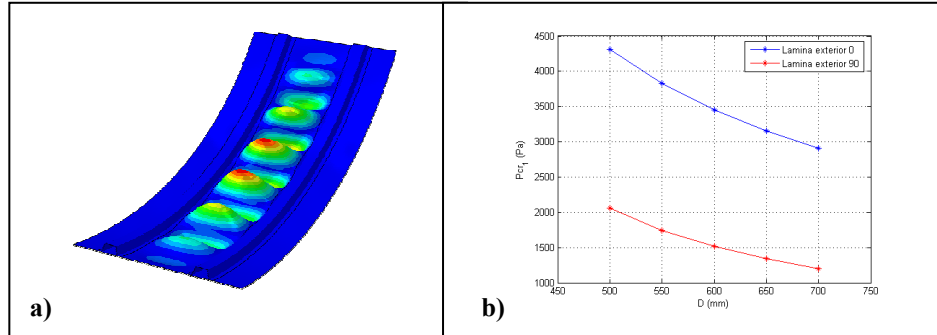


Fig. 2. (a) Forma cualitativa de los modos de pandeo de la estructura. (b) Evolución de las cargas críticas de pandeo con la distancia entre rigidizadores.

4. CONCLUSIONES

A tenor de los resultados expuestos, puede apreciarse como la distancia entre rigidizadores influye notablemente en las cargas y modos de pandeo. Concretamente el hecho de emplear larguerillos en Ω provoca que sólo aparezcan abolladuras en la zona central del componente, quedando aislados los extremos laterales, incluso quedando invariante ante diferentes condiciones de apoyo en los mismos. Con respecto a la secuencia de apilado, a tenor de los modos de pandeo de la estructura, la disposición de las láminas exteriores de la piel dispuestas a 90° resulta más propensas a la aparición de abolladuras que los paneles a 0° , al aportar las primeras menor rigidez que las segundas con lo que el valor de las cargas críticas de pandeo quedan reducidas significativamente.

AGRADECIMIENTOS

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

REFERENCIAS

- ABRAMOVICH H., WELLER T., BISAGNI C. (2008) Buckling behavior of composite laminated stiffened panels under combined shear-axial compression. *J. Aircraft*, **45**, pp. 402-413.
- FALZON, B.G., STEVEN, G.P. (1997) Buckling mode transition in hat-stiffened composite panels loaded in uniaxial compression. *Comp. Struct*, **37** (2), pp. 253-267.
- ROMEO, G., FRULLA, G. (1995) Nonlinear analysis of graphite/epoxy wing boxes under pure bending including lateral pressure. *J. 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.