

Modelos analíticos y numéricos para la predicción del fallo por unfolding en vigas de material compuesto

E. Graciani,

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

A. Blázquez,

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

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

El fallo por unfolding en vigas de pared delgada fabricadas con materiales compuestos es un fallo que viene preconizado por componentes del estado tensional que no se consideran en los modelos de cálculo de barras y láminas, y que exigirían un tratamiento tridimensional del problema. En esta publicación se desarrolla un modelo analítico para estimar estas componentes del estado tensional en vigas en T. Los resultados se comparan con los obtenidos con un modelo plano de elementos finitos.

PALABRAS CLAVE: Barras de material compuesto, unfolding, delaminaciones, modelos analíticos, FEM.

1. INTRODUCCIÓN

La exigencia de reducción del peso en las estructuras aeronáuticas está haciendo que se consideren los materiales compuestos en la fabricación de elementos estructurales de mayor responsabilidad como el cajón central o los cajones laterales de las alas y los paneles del fuselaje. En estos elementos es común la presencia de angulares, perfiles en C o similares (por ejemplo: largueros, costillas, cuadernas, etc.), que se analizan con modelos de barra o lámina. Aunque en las zonas de las esquinas redondeadas de estos perfiles las solicitaciones originan estados tridimensionales complejos, las componentes del tensor de tensiones en la sección transversal suelen ser mucho mayores que las componentes en el plano de la sección. No obstante, dada la escasa resistencia de los laminados de material compuesto ante solicitaciones transversales, esas componentes pueden dar lugar a delaminaciones. A este tipo de daño se le denomina *unfolding*, [1,2].

En las empresas aeronáuticas, el proceso general de dimensionado de estas uniones en el fallo por unfolding está sistematizado en un procedimiento de base empírica, dividido en

varias etapas que incluyen: el proceso de extracción de cargas desde el modelo global y la redistribución de las mismas [3], la incorporación de características locales que modifican las cargas [4], y el proceso de dimensionado propiamente dicho [5,6]. Alternativamente a este procedimiento también existe la posibilidad de realizar un análisis detallado con elementos finitos cumpliendo una serie de requisitos.

En el caso de las uniones en las que el recubrimiento es discontinuo, el procedimiento anterior no es aplicable porque, entre otros motivos, está desarrollado para la unión con un recubrimiento continuo que además se supone mucho más rígido que los pies del rigidizador, costilla o cuaderna, y proporciona resistencias superiores a las reales.

2. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

En este trabajo se realiza un análisis detallado de la unión simplificada de la Fig. 1a, en la que el alma es perpendicular a los paneles, que son idénticos. Aprovechando la simetría del problema, en la Fig. 1b se muestran las dimensiones fundamentales que intervienen.

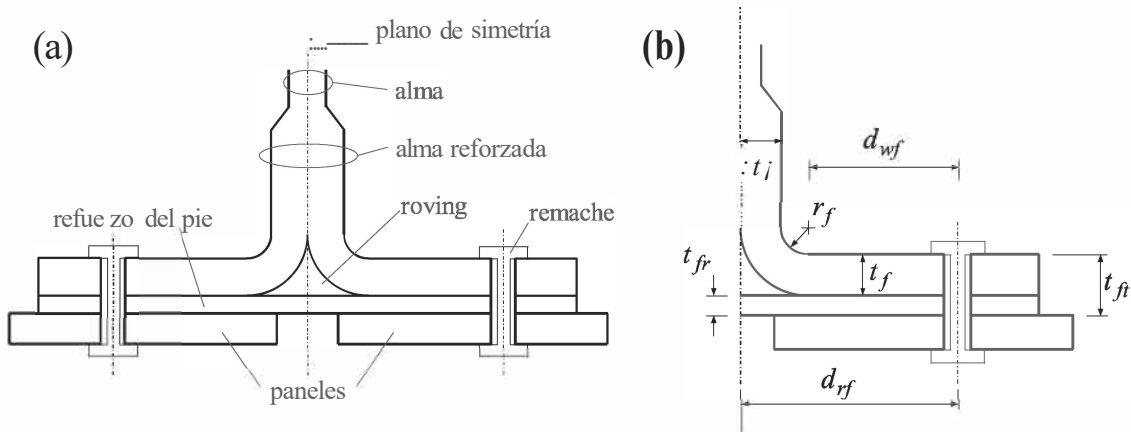


Fig. 1. Esquema de la unión analizada.

t_i es el espesor de la mitad del alma, t_r es el espesor del refuerzo de los pies, t_{ft} es el espesor total del pie ($t_{ft} = t_i + t_r$); r_f es el radio de curvatura; d_{wf} es la distancia desde el final de la parte curva hasta el eje de los remaches y d_{rf} es la distancia desde el plano de simetría hasta el eje de los remaches. En la zona curva de los perfiles ensayados se observó una ligera estricción cuyo efecto no ha sido considerado aquí.

3. MODELO DE CÁLCULO

Para este estudio se han considerado solo configuraciones planas simétricas, con tracción en los remaches, como muestra la Fig. 2. Sobre dicha configuración se han desarrollado los modelos analíticos (basados en Resistencia de Materiales) y numéricos (utilizando el MEF).

La predicción del fallo se ha hecho comparando el estado tensional en las zonas curvas con los valores admisibles del laminado definiendo el factor de reserva a unfolding:

$$RF = \left[\left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{33adm}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{\tau_{13adm}} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (1)$$

siendo 3 la dirección radial y 1 la dirección circunferencial (2 es la dirección perpendicular al plano del modelo).

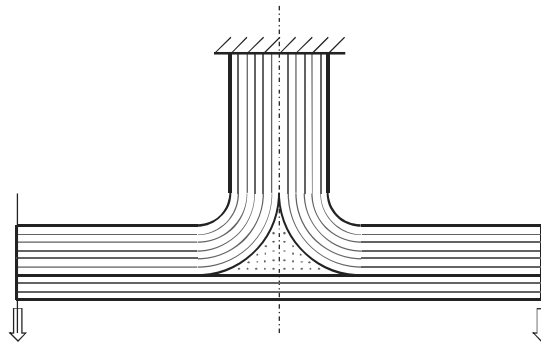


Fig. 2. Configuración simplificada del perfil en T.

4. MÉTODOS ANALÍTICOS

Para diseñar las uniones mediante perfiles en T, es deseable disponer de una herramienta analítica que permita estimar el factor de reserva, ec. (1), a partir de los datos geométricos y las propiedades de los laminados de cada configuración. Con esta idea, se han desarrollado modelos basados en Resistencia de Materiales que determinan las cargas que se transmiten por cada parte de la unión y, a partir de ellas, las tensiones máximas en los laminados de la parte curva del perfil en T.

Las hipótesis fundamentales sobre las que se ha desarrollado el modelo de la Fig. 3 son:

- Se considera que la sección y las cargas son simétricas
- Se analiza únicamente el laminado de la zona curva y el refuerzo del pie bajo la misma, no se considera el roving en el espacio intersticial entre ambos laminados.
- Se considera que los laminados son sólidos homogéneos con las propiedades determinadas a partir de la Teoría General del Laminado.

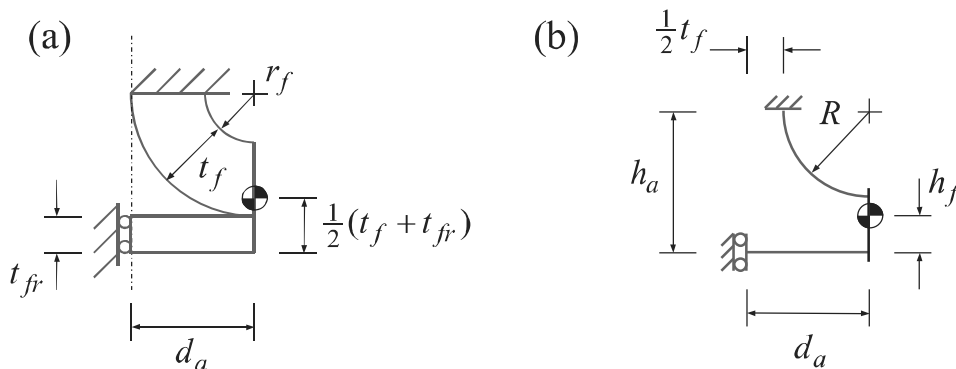


Fig. 3. Modelo analítico (a) Sección real, (b) modelo monodimensional.

Las cargas y reacciones actuantes en el modelo se muestran en la Fig. 4. Puede observarse que se trata de un problema hiperestático de grado 2. Una vez calculados los esfuerzos, las tensiones se determinan con la solución analítica de Lekhnitskii, [7].

Para la determinación de las incógnitas hiperestáticas se han considerado dos modelos:

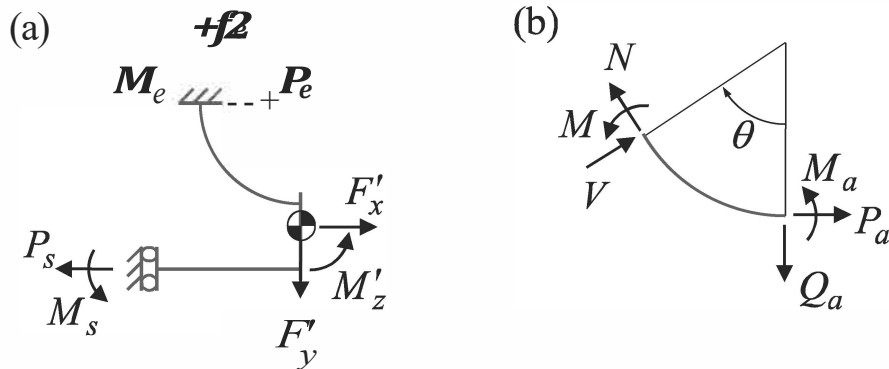


Fig. 4. (a) Cargas actuantes sobre el modelo, y (b) esfuerzo en la zona curva.

4.1 Modelo RM.A.

Se asumen que la tensión tangencial interlaminar provocada por el esfuerzo cortante se distribuye parabólicamente en cada lámina de acuerdo con la siguiente función:

$$F(z) = \frac{5}{4} \left[1 - \left(\frac{2z}{t} \right)^2 \right] \tag{2}$$

siendo t el espesor del laminado y z la coordenada en el espesor ($-t/2 \leq z \leq t/2$). De esta forma se obtiene la ley de comportamiento:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \\ V \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A \\ B \\ D \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_n \\ \epsilon_n \\ \epsilon_v \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} Q \\ Q \\ Q \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} N \\ M \\ V \end{Bmatrix} \tag{3}$$

En un laminado con n láminas, siendo B^i el ángulo correspondiente a la lámina i :

$$A = \sum_{i=1}^n Q_N^i (z_i - z_{i-1}) \quad B = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n L_{ij} Q_N^i (z_i^2 - z_{i-1}^2) \tag{4a}$$

$$D = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n Q_N^i (z_i^3 - z_{i-1}^3) \quad C = \frac{5}{4} \sum_{i=1}^n L_{ij} Q_V^i [z_i - z_{i-1} - \frac{4}{3} z (z_i - z_{i-1})] \tag{4b}$$

$$Q = Q_{11} \cos^4 B^i + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 B^i \cos^2 B^i + Q_{22} \sin^4 B^i \tag{4c}$$

$$Q_V = Q_{55} \cos^4 B^i + Q_{44} \sin^4 B^i \tag{4d}$$

$$Q_{11} = \frac{E_{90}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{22} = \frac{E_0}{E_{90}} Q_{11}, \quad Q_{12} = \nu_{21} Q_{22}, \quad Q_{44} = Q_{55} = \frac{E_{90}}{2}, \quad Q_{66} = G_{12} \tag{4e}$$

4.2 Modelo RM.B.

Es una simplificación del modelo RM.A en el que se desprecian los términos acoplados:

$$\begin{Bmatrix} e_n \\ e_m \\ e_v \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} E_n & 0 & 0 \\ 0 & E_m & 0 \\ 0 & 0 & E_v \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} N \\ M \\ V \end{Bmatrix} \quad (5)$$

En este caso:

$$E_n = \frac{1}{E_1 t} \quad E_m = \frac{12}{E_1 t^3} \quad E_v = \frac{6}{5 G t} \quad (6)$$

siendo E_1 la rigidez del longitudinal del laminado. Por otro lado, se estima $G = \frac{E_1}{2}$.

5. MODELOS DE ELEMENTOS FINITOS

En el desarrollo de los modelos numéricos se ha utilizado ANSYS [8], con elementos PLANE42 (cuadriláteros lineales) en hipótesis de deformación plana. Se realizaron varios modelos, para cada uno se elaboró un *script* que permite automatizar el proceso. Los primeros modelos tenían como objetivo contrastar la validez de los resultados analíticos y analizar diversos efectos. Aquí solo se va a presentar el modelo final.

El material se define como un laminado con láminas en diferentes orientaciones (cada lámina de un material diferente). Aunque la geometría es simétrica, se preparó el modelo para analizar casos de carga no simétricos. Para la aplicación de las cargas y condiciones de sustentación se han utilizado elementos MPC184.

6 ESTUDIOS SOBRE CONFIGURACIONES REALES

Los métodos descritos han sido aplicados a situaciones reales ensayadas en el laboratorio. En todos los casos los apilados han sido de CFRP, siendo las láminas de 0.184 mm de espesor, y propiedades: $E_{11} = 135$ Gpa, $E_{22} = 8.5$ Gpa, $G_{12} = 4.2$ Gpa, $\nu_{12} = 0.35$. La carga se aplica en los remaches, como muestra la Fig. 5.

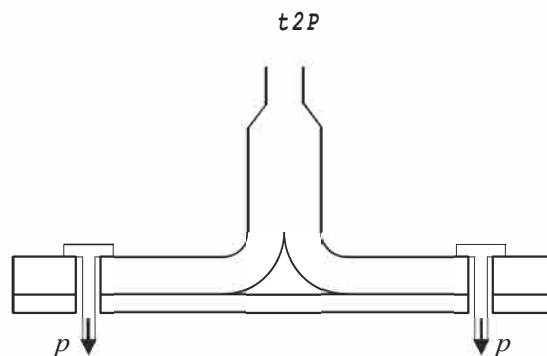


Fig. 5. Esquema de las probetas ensayadas.

En los modelos, la distancia al empotramiento fue: $h_{wr} = 35$ mm, las cargas se aplican a la distancia $d_f = 18.90$ mm (coincidente con el centro del remache). Para el cálculo del factor de reserva, ec. (1), se han considerado los admisibles: $r_{13adm} = 60.66$ MPa, $a_{3adm} = 204.91$ MPa para compresión; en tracción depende del espesor del laminado, t_f : $o_{33ac1m} = 8.2$ MPa para $t_f = 1$ mm, $o_{33ac1m} = (9.02 t_f - 0.82)$ MPa para $1 < t_f < 3$ mm, y

$a_{33adm} = 26.23$ MPa para $t_f: 3$ mm.

A modo de resumen, en la Tabla 1 se presenta la comparación con 6 probetas cuyo apilado del alma (reforzada) es: $[45/-45/90/0_3/90_2/0z/-45/45z/-45/0_2/90_2/0i 90/-45/45]$, y del pie: $[0_2/45/-45/0z/90z/0_3/90/-45/45]$. Se han ensayado probetas de dos anchuras: 25 mm y 50 mm. La columna *Exp.* muestra las cargas de rotura alcanzadas en los ensayos, y el resto las predicciones de los modelos: en *RMA.* y *RM.B.* se han considerado los admisibles correspondientes a un espesor igual a la mitad del alma; al igual que en *FEMt* (modelo de elementos finitos); en *FEM.2t* se han considerado los admisibles correspondientes al espesor total del alma.

Prob.	Ancho	Exp.	Cargas en [N]			
			RM.A.	RM.B.	FEM.t	FEM.2t
1	50mm	6877	3380	3290	3171	4272
2	50mm	8725				
3	50mm	5962				
6	50mm	7500				
4	25mm	4888	1690	1645	1586	2136
5	25mm	3846				

Tabla 1. Resultados de ensayos y predicciones de los modelos.

7. CONCLUSIONES

Se han desarrollado varios procedimientos para analizar la seguridad ante fallo por unfolding de uniones de vigas en T con recubrimientos discontinuos. Los resultados obtenidos se han contrastado experimentalmente, obteniéndose predicciones conservativas y similares entre todos los procedimientos, siendo los resultados de FEM.2t los que más se aproximan a los resultados experimentales, especialmente si la anchura de la probeta es suficiente.

REFERENCIAS

1. THEOTOKOGLU, EE. Y MOAN, T. (1996) Experimental and numerical study of composite T-joints. *Journal of Composite Materials*, 30, pp.190-209.
2. CHENA, J, RAVEY E, HALLETTC, S, WISNOMC, M. Y GRASSID, M. (2009) Prediction of delamination in braided composite T-piece specimens. *Comp. Sci Tech*, 69, 2363-2367.
3. RP0726870_EXP. (2008). Composite attachment profile unfolding sizing process for boxes - Exportable version
4. RP0731729_EXP. (2008). Boxes load extraction and distribution method for composite attachment profile unfolding sizing process - Exportable version
5. RP0731731_EXP. (2008). Local derivation method for composite attachment profile unfolding sizing process - Exportable version.
6. RP0618069_EXP. (2009) Composite attachment T-profile sizing method - Exportable version
7. LEKHNITSKII, SG. (1981) Theory of Elasticity of an Anisotropic Body. MIR Publishers, Moscú.
8. ANSYS. Manual