

J.M. Romera^a, F. Mujika^b

^a GRUPO MATERIALES + TECNOLOGIAS / MECANICA DE MATERIALES, Departamento de Ingeniería Mecánica, Escuela de Ingeniería de Bilbao, UPV/EHU
^b GRUPO MATERIALES + TECNOLOGIAS / MECANICA DE MATERIALES, Departamento de Ingeniería Mecánica, Escuela de Ingeniería de Gipuzkoa, UPV/EHU

Influencia de la secuencia de apilamiento y el espesor de las láminas en las tensiones de borde de laminados cuasi-isótropos simétricos

RESUMEN

Historia del artículo:

Recibido 5 de Mayo 2017

En la versión revisada 5 de Mayo 2017

Aceptado 31 de Mayo 2017

Accesible online 21 de Junio 2017

Palabras clave:

Laminados simétricos
cuasi-isótropos

Tensiones de borde

Tracción

Se ha adaptado una aproximación analítica desarrollada para la determinación de las tensiones interlaminares en laminados $[\theta/\theta]_s$ sometidos a tracción al caso de laminados $[\theta_1/\theta_2/\theta_3/\theta_4]_s$.

Los efectos de acoplamiento en las distintas partes que componen el laminado total se ven compensados por las partes adyacentes, siendo el comportamiento global del laminado isótropo en lo que a las deformaciones se refiere. En un primer paso, se aísla la mitad superior del laminado para determinar las fuerzas y momentos por unidad de longitud que evitan la deformación global del laminado simétrico completo. Entonces, las tensiones interlaminares se calculan aplicando las ecuaciones de equilibrio e imponiendo la continuidad de tensiones en las intercaras.

Se ha analizado la influencia de la secuencia de apilamiento y del espesor de las capas mediante la aproximación analítica.

Influence of the ply thickness and the stacking sequence on the edge stresses of quasi-isotropic symmetric laminates

ABSTRACT

Keywords:

Quasi-isotropic symmetric laminates

Edge effect

Tensile load

An analytic approach for determining interlaminar stresses in rectangular $[\theta/\theta]_s$ laminates subjected to an axial load has been adapted to the case of $[\theta_1/\theta_2/\theta_3/\theta_4]_s$ laminates.

The coupling effects of each part of the laminate are compensated by the adjacent parts. In a first step, a half of the laminate is considered for determining forces and moments per unit length that prevent the global deformation of the whole symmetric laminate. Then, interlaminar stresses are computed applying the stress equilibrium equations and imposing the continuity of the stresses in the layer interfaces.

The influence of the ply thickness and the stacking sequence of the laminate on the edge effect is analyzed by the analytical approach.

1 Introducción

Los efectos de borde afectan a los resultados de los ensayos utilizados por la industria aeronáutica para determinar la resistencia de los laminados durante las certificaciones [1]. En los ensayos a pequeña escala se utilizan probetas de anchura finita que poseen bordes libres que se denominan cupones. Esto provoca que la resistencia de dichas probetas se vea reducida con respecto a la que mostraría en sus condiciones de servicio, donde en general, los bordes libres desaparecerían. Cada ensayo de certificación sobre cupones de laminados estará sometido en mayor o menor medida a los efectos de borde.

Para un mismo tipo de ensayo y una misma relación anchura-espesor de la probeta, esto es, para una misma relación de aspecto, el espesor de las láminas y la secuencia de apilamiento influirán en la resistencia de la misma. Diferentes estudios han analizado de manera experimental la influencia del espesor de las láminas [2] y la secuencia de apilamiento [2-3] en la resistencia de laminados cuasi-isótropos simétricos.

La reducción de resistencia que sucede en algunos casos podría explicarse por la existencia de tensiones interlaminares ocasionadas por los efectos de borde. En efecto, aunque el laminado sea habitualmente simétrico y por lo tanto isótropo en lo que a deformaciones se refiere, los efectos de acoplamiento de cada una de sus mitades constituyentes deben ser impedidos por las correspondientes tensiones interlaminares.

El desconocimiento sobre este fenómeno, a menudo, conduce a la utilización de modelos de Elementos Finitos para predecir el estado tensional en torno al borde libre. Lo que sucede es que se deben realizar modelos con un gran número de elementos que provocan un elevado coste computacional. Además, los modelos de Elementos Finitos incumplen las condiciones de equilibrio a partir de cierta distancia desde el borde libre [4]. Por otra parte, al ir progresivamente incrementando la densidad de elementos en las proximidades del borde, las soluciones numéricas parecen presentar una singularidad espuria.

Aunque se dispone de diferentes aproximaciones analíticas [5], hasta el momento no se ha encontrado una solución analítica exacta de las tensiones interlaminares que aparecen en la proximidad de los bordes libres de laminados cuasi-isótropos sometidos a tracción. Estas aproximaciones empiezan a perder precisión cuanto más cerca esté el punto de análisis con respecto al borde. Además algunas son de difícil reproducción y en ocasiones no se dispone de una solución analítica de forma cerrada.

En este trabajo se analiza la influencia del espesor de las láminas y de la secuencia de apilamiento en los ensayos de tracción sobre probetas rectangulares de laminados cuasi-isótropos simétricos mediante una expresión analítica obtenida al generalizar el procedimiento analítico descrito en [6]. Dicha solución es utilizada para evaluar la influencia del espesor y de la secuencia de apilamiento del laminado en las tensiones de borde.

2 Aproximación analítica

Un laminado cuasi-isótropo $[\theta_1/\theta_2/\theta_3/\theta_4]_s$ es sometido a una carga de tracción n_x en la dirección longitudinal del laminado como se puede observar en la Figura 1.

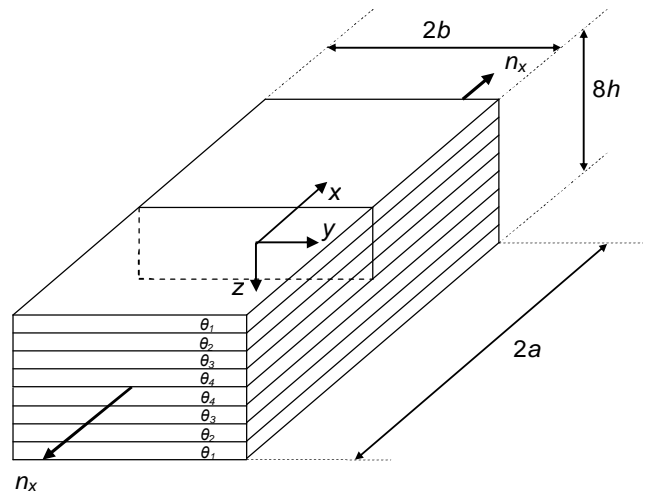


Figura 1. Laminado cuasi-isótropo sometido a tracción.

El procedimiento analítico para resolver este problema se ha llevado a cabo en dos etapas. En la primera etapa, la mitad superior del laminado es extraída y analizada por separado. Cuando el laminado superior es analizado, éste presentaría una curvatura de torsión y dos curvaturas de flexión, debido a los efectos de acoplamiento. El sublaminado no presenta en realidad ninguna curvatura porque está restringida por el momento torsor y los momentos flectores inducidos por el sublaminado inferior.

Suponemos que la fuerza axial aplicada se reparte a partes iguales entre los dos sublaminados y que se distribuye uniformemente a través del ancho. Por lo tanto, el problema se ha reducido a un laminado cuasi-isótropo de 4 láminas sometido a una fuerza axial por unidad de longitud $N_x = n_x/4b$ y a unos momentos por unidad de longitud M_s , M_x y M_y a determinar, tal y como se observa en la Figura 2.

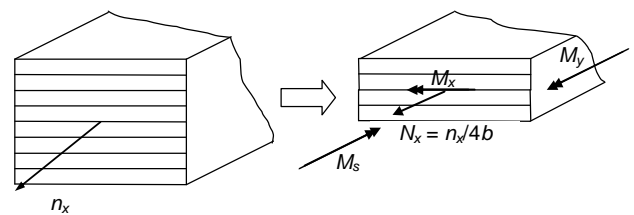


Figura 2. Extracción del laminado superior.

La determinación de los momentos se lleva a cabo restringiendo las curvaturas de flexión y torsión en la ecuación constitutiva del laminado. Una vez conocidos los momentos resultantes, se pueden calcular las componentes de tensión en el plano, mediante la aplicación de la Teoría Clásica de Laminados. De esta manera se obtienen expresiones de las tensiones para cada capa k : $\sigma_{xx}^k(z)$, $\sigma_{yy}^k(z)$ y $\tau_{xy}^k(z)$.

En una segunda etapa las tensiones fuera del plano se determinan integrando con respecto al espesor la derivada de la tensión tangencial en el plano en la ecuación (1) de equilibrio de tensiones.

$$\tau_{xy,y} + \tau_{xz,z} = 0 \tag{1}$$



Durante la integración se impone como condición la continuidad de tensiones interlaminares y la condición de contorno correspondiente a la cara superior del laminado, ambas definidas en la ecuación (2).

$$\begin{cases} \tau_{xz}^{k=1}(z_0) = 0 \\ \tau_{xz}^{k=i}(z_i) = \tau_{xz}^{k=i+1}(z_i) \quad i = 1, \dots, 3 \end{cases} \quad (2)$$

La numeración y la notación utilizada son las representadas en la Figura 3.

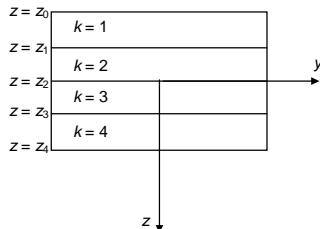


Figura 3. Láminas e intercaras del sublaminado superior.

3 Resultados

Se ha analizado un laminado con la siguiente relación de aspecto: $(2b)/(8h) = 10$. El material utilizado es AS4/3501-6, un compuesto de matriz epoxy reforzado con fibra de carbono, con las siguientes propiedades mecánicas [7]:

$$E_1 = 147000 \text{ MPa}, E_2 = E_3 = 10300 \text{ MPa}$$

$$G_{12} = G_{13} = 7000 \text{ MPa}, G_{23} = 3700 \text{ MPa},$$

$$\nu_{12} = \nu_{13} = 0,27 \text{ y } \nu_{23} = 0,54$$

Para todos los casos, se han obtenido las tensiones interlaminares τ_{xz} en las intercaras entre láminas y en un punto cercano del borde, concretamente en el punto $y/b = -0,95$. Dichas tensiones se encuentran normalizadas con respecto a la tensión aplicada $\tau_{xz}^{norm} = \tau_{xz}(y/b=-0,95) / \sigma_0$, siendo $\sigma_0 = n \lambda / (2b \cdot 8h)$.

3.1 Laminados $[\theta/-\theta]_s$

Como referencia se van a utilizar los resultados obtenidos para un laminado $[\theta/-\theta]_s$, que fueron determinados en [6] y se representan en la Tabla 1.

Tabla 1. Tensiones interlaminares en la intercara $\theta/-\theta$

Apilamiento	τ_{xz}^{norm}
[45/-45] _s	1,53E-01
[30/-30] _s	1,48E-01
[60/-60] _s	9,88E-02

3.2 Laminados $[\theta_i/\theta_j/\theta_k/\theta_l]_s$

Se han analizado mediante la aproximación analítica los laminados cuasi-isótropos simétricos de la forma $[\theta_i/\theta_j/\theta_k/\theta_l]_s$, siendo (i,j,k,l) las 24 permutaciones posibles de {0,45,90,-45}. En realidad, sólo es necesario analizar 12, puesto que si en una secuencia de apilamiento cualquiera, intercambiamos las láminas correspondientes a 45° y -45°, las tensiones interlaminares no varían en valor absoluto.

Resulta conveniente aclarar que se mantiene el mismo material y la misma relación de aspecto que en el caso anterior, pero en este caso el espesor de las láminas es la mitad que en el caso de laminados angulares simétricos. Por lo tanto, la comparación de los resultados en ambos casos permite valorar la influencia del espesor de las láminas en el valor de las tensiones en el borde.

En la Tabla 2 se detallan los valores de tensiones interlaminares para cada secuencia de apilamiento en las tres intercaras.

Tabla 2. Tensiones interlaminares en $[\theta_i/\theta_j/\theta_k/\theta_l]_s$

Apilamiento	$\tau_{xz}^{norm}(z_1)$	$\tau_{xz}^{norm}(z_2)$	$\tau_{xz}^{norm}(z_3)$
[0/-45/90/45] _s	2,43E-02	5,77E-02	5,57E-02
[0/90/-45/45] _s	1,68E-02	2,60E-02	2,60E-02
[0/-45/45/90] _s	1,59E-02	3,38E-02	1,59E-02
[-45/90/45/0] _s	5,57E-02	5,77E-02	2,43E-02
[90/-45/45/0] _s	1,59E-02	3,38E-02	1,59E-02
[-45/45/90/0] _s	2,60E-02	2,60E-02	1,68E-02
[-45/90/0/45] _s	6,79E-02	7,45E-02	6,79E-02
[90/-45/0/45] _s	2,46E-02	5,86E-02	5,65E-02
[-45/0/90/45] _s	6,79E-02	7,45E-02	6,79E-02
[90/0/-45/45] _s	1,69E-02	2,60E-02	2,60E-02
[-45/45/0/90] _s	2,60E-02	2,60E-02	1,69E-02
[-45/0/45/90] _s	5,65E-02	5,86E-02	2,46E-02

Al comparar las Tablas 1 y 2, se puede observar como al reducir el espesor de la lámina a la mitad, las tensiones interlaminares se han reducido en un orden de magnitud.

Observando la Tabla 2, también se puede ver la influencia del orden de colocación de las láminas, puesto que existen secuencias donde los valores de las tensiones son mayores.

Concretamente las secuencias [-45/90/0/45]_s y [-45/0/90/45]_s presentan los mayores valores, y por lo tanto se espera que en ellas se inicie antes la delaminación desde el borde.

4 Conclusiones

Se demuestra analíticamente que cuanto menor es el espesor de las láminas, menores son las tensiones interlaminares inducidas por los efectos de borde.

Existen determinadas secuencias de apilamiento donde las tensiones son mayores. En dichas secuencias se prevé un inicio más temprano de la delaminación provocada por los efectos del borde.

Agradecimientos

Los autores desean agradecer la financiación de la Universidad del País Vasco UPV/EHU mediante el Proyecto de Investigación GIU16/51 dentro del programa de ayudas a Grupos de Investigación.



Referencias

- [1] T.A. Fletcher, A.K. Reinartz, T.J. Dodwell, R. Butler, R. Scheichl, R. Newley, Efficient modelling and accurate certification of curved aerospace laminates, *17th European Conference on Composite Materials*, (2016).
- [2] G. Guillaumet, A. Turon, J. Costa, J. Renart, P. Linde, J.A. Mayugo, Damage occurrence at edges of non-crimp-fabric thin-ply laminates under off-axis uniaxial loading, *Composites Science and Technology*, **98**, pág. 44-50 (2014).
<http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2014.04.014>
- [3] Z.R. Hessabi, B. Majidi, J. Aghazadeh, Effects of Stacking Sequence on Fracture Mechanisms in Quasi-isotropic Carbon/Epoxy Laminates under Tensile Loading, *Iranian Polymer Journal*, **6**, pág 531-538 (2005).
- [4] J.M. Romera, M.A. Cantera, I. Adarraga, F. Mujika, Application of the submodeling technique to the analysis of the edge effects of composite laminates, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, **32**(15), pág. 1099-1111 (2013).
<https://doi.org/10.1177/0731684413482995>
- [5] A. Nosier, M. Maleki, Free edge stresses in general composite laminates, *International Journal of Mechanical Sciences*, **50**, pág 1435-1447 (2008).
<https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2008.09.002>
- [6] J.M. Romera, M.A. Cantera, I. Adarraga, F. Mujika, A top-down analytic approach for the analysis of edge effects of angle-ply symmetric laminates, *Composite Structures*, **104**, pág 60-70 (2013).
<http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.04.016>
- [7] M. Daniel, O. Ishai, Engineering mechanics of composite materials, second ed., Oxford University Press, (2006).

